

PEDRO GUILHERME SILVA PESCI

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DE COMPÓSITOS ABLATIVOS EM
SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA**

Guaratinguetá
2017

PEDRO GUILHERME SILVA PESCI

**Avaliação do desempenho de compósitos ablativos em sistemas de proteção
térmica**

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica na área de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Edson Cocchieri Botelho
Co-orientador: Prof. Dr. Humberto Araújo Machado

Guaratinguetá
2017

P473a Pesci, Pedro Guilherme Silva
Avaliação do desempenho de compósitos ablativos em sistemas de proteção térmica / Pedro Guilherme Silva Pesci – Guaratinguetá, 2017. 125 f : il.
Bibliografia: f. 118-125

Dissertação (Mestrado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2017.
Orientador: Prof. Dr. Edson Cocchieri Botelho
Coorientador: Prof. Dr. Humberto Araújo Machado

1. Materiais compostos. 2. Ablação (Aerodinâmica). 3. Jato de plasma. I. Título

CDU 620.1(043)


Luciana Máximo

PEDRO GUILHERME SILVA PESCI

ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”


PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: MATERIAIS

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO


Prof. Dr.ª Ana Paula Rosifini Alves Claro
Coordenadora

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. EDSON COCCHIERI BOTELHO
Orientador - UNESP/FEG


Prof. Dr.ª MICHELLE LEALI COSTA
UNESP/FEG


Prof. Dr. JOSÉ ATÍLIO FRITZ FIDEL ROCCO
ITA/ São José dos Campos

Novembro de 2017

DADOS CURRICULARES

PEDRO GUILHERME SILVA PESCI

NASCIMENTO	02.08.1991 – Caraguatatuba / SP
FILIAÇÃO	Carlos Roberto Pesci Maria Célia de Matos Silva Pesci
2009/2013	Curso de Graduação Engenharia Mecânica – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista.
2016/2017	Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível de Mestrado, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista.

A Deus, meu provedor, à minha esposa Camila, que tanto me incentivou
ao longo deste trabalho, e aos meus pais Carlos e Maria Célia.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus, pela vida, pela graça, pela força, pela paciência, pelos direcionamentos e pelas pessoas as quais Ele colocou em meu caminho me ajudando a concluir este trabalho.

Ao meu orientador, *Prof. Dr. Edson Cocchieri Botelho*, e coorientador *Prof. Dr. Humberto Araújo Machado*, que muito me incentivaram e auxiliaram, viabilizando a execução deste trabalho.

À minha esposa *Camila*, por acompanhar cada etapa deste trabalho, ouvindo, orando e torcendo por mim em todos os momentos.

Aos meus pais *Carlos e Maria Célia*, por terem acreditado desde o início e incentivado até o fim.

Ao colega e amigo *Elias Lobo de Oliveira*, que tanto me ajudou na parte prática deste trabalho, bem como ao *Prof. Msc. Cristian Cley Paterniani* e *Msc. Homero de Paula e Silva*, que estiveram junto comigo na execução dos ensaios.

À Divisão de Mecânica (AME) do IAE, por ter viabilizado a execução deste trabalho. À Subdivisão de Fabricação (AME-F), pelo apoio na usinagem de corpos de prova, soldagem de elementos do aparato experimental, e à Subdivisão de Manutenção e Tratamentos Superficiais (AME-T) por todo o suporte no que foi necessário.

RESUMO

Materiais utilizados em componentes de veículos espaciais, como em tubeiras ou superfícies expostas à reentrada atmosférica, são sujeitos a ambientes termicamente agressivos. Este trabalho apresenta estudos envolvendo o desempenho de materiais compósitos utilizados em sistemas de proteção térmica, a partir da exposição a jatos de plasma, onde os fluxos de calor são comparáveis aos da reentrada atmosférica de componentes de veículos espaciais. Amostras de compósitos ablativos de carbono/fenólica foram ensaiadas no túnel de plasma do Laboratório de Plasmas e Processos do ITA (Instituto Tecnológico de Aeronáutica), por meio de uma tocha de plasma alimentada por uma fonte de energia elétrica de corrente contínua de 50kW. Os parâmetros de operação do túnel de plasma foram otimizados para reproduzirem as condições próximas do ponto crítico de reentrada das cargas úteis dos veículos espaciais desenvolvidos pelo IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço). As amostras em estudo foram desenvolvidas e fabricadas no Brasil, a partir de materiais de especial interesse do IAE. Para comparação, foi também ensaiado outro material com propriedades já bem estabelecidas como o teflon, sob as mesmas condições ablativas. Foram determinadas as perdas de massa e as taxas de perda de massa específicas das amostras, as temperaturas radiométricas superficiais e termométricas internas, em função do tempo de exposição ao fluxo térmico. Foi realizada também a avaliação da evolução das interfaces por comparação entre simulação e a amostra após o ensaio. Os resultados obtidos permitiram estimar as propriedades do comportamento ablativo dos materiais testados e validar o modelo teórico usado na simulação computacional para sua utilização em geometrias próximas às dos sistemas de proteção térmica utilizadas no setor aeroespacial.

PALAVRAS-CHAVE: Ablação, Plasma, Compósitos Ablativos, Sistema de Proteção Térmica, Reentrada.

ABSTRACT

Materials used in space vehicles components, such as nozzles or surfaces exposed to atmospheric reentry, are subjected to thermally aggressive environments. This work presents studies involving the performance of composite materials used in thermal protection systems, through the exposure to plasma jets, where the heat fluxes are comparable to atmospheric reentry of space vehicle components. Samples of ablative carbon/phenolic composites were tested in the plasma tunnel of ITA's (Aeronautics Institute of Technology) Plasma and Process Laboratory, by a plasma torch with a 50kW DC power source. The plasma tunnel operating parameters were optimized to reproduce the conditions close to the critical re-entry point of the space vehicles payloads developed by the IAE (Aeronautics and Space Institute). The samples in study were developed and manufactured in Brazil, from materials of special interest to IAE. For comparison, another material with well established properties such as teflon was also tested under the same ablative conditions. The mass loss and the specific mass loss rates of the samples, the surface radiometric and internal thermometric temperatures, as a function of the exposure time to the thermal flow, were determined. The evolution of the interfaces was also performed by comparison between simulation and the sample after the test. The results allowed to estimate the properties of the ablative behavior of the materials tested and to validate the theoretical model used in the computational simulation for its use in geometries close to the thermal protection systems used in the aerospace sector.

KEYWORDS: Ablation, Plasma, Ablative Composites, Thermal Protection System, Reentry.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Veículos espaciais do programa espacial brasileiro.....	21
Figura 2 – Família de veículos lançadores.	22
Figura 3 – Estágios de formação da resina fenólica.	25
Figura 4 – Esquema da obtenção de fibras de carbono a partir de poliacrilonitrila	27
Figura 5 – (a) Tipos de tecidos planos (b) tipos de tecidos tricotados.	29
Figura 6 – Desenho esquemático de uma tubeira em compósito do VLS.....	32
Figura 7 – Propulsor S44 em corte.	32
Figura 8 – Desenho esquemático de material sob ablação.	36
Figura 9 – Malhas Euleriana e Lagrangeana.	42
Figura 10 – Contorno superficial de acordo com o número de Mach.	46
Figura 11 – Desenho esquemático de tochas de plasma de arco não transferido (a) com catodo frio e (b) com catodo quente.	49
Figura 12 – Fluxograma básico da sequência do trabalho.....	53
Figura 13 – Processo de pré-impregnação na Plastflow.....	55
Figura 14 – Processo de corte do “prepreg” e disposição no molde.	56
Figura 15 – Prensa similar à utilizada na cura da peça.....	56
Figura 16 – Blank de proteção térmica da tampa do motor S40,	57
Figura 17 – Extração dos corpos de prova da proteção térmica da tampa do S40.	58
Figura 18 – Desenho dos corpos de prova.....	59
Figura 19 – Usinagem dos corpos de prova.	59
Figura 20 – Estrutura do túnel de plasma.	61
Figura 21 – Identificação da estrutura do túnel de plasma.	61
Figura 22 – (a) Tocha de plasma e (b) Conjunto de tocha de plasma acoplada em bocal supersônico.	63
Figura 23 – (a) Conjunto com porta-amostras antes da montagem na câmara; (b) Desenho 3D de porta amostra montado.....	64
Figura 24 – Curvas de k , ρ e cp , de acordo com a temperatura.	66
Figura 25 – Gráfico de fluxo térmico em função da distância.	67
Figura 26 – Porta-amostras ligados à refrigeração e aos sensores.	68
Figura 27 – Alinhamento do pirômetro óptico.	69
Figura 28 – (a) Interação entre tocha e porta-amostra e (b) esquema de posicionamento de porta amostra e tocha.	71
Figura 29 – Fluxograma dos ensaios de ablação.	72
Figura 30 – Dimensões do corpo de prova.	76
Figura 31 – Corpos de prova de (a) teflon e (b) carbono/fenólica, sem e com isolamento térmico para montagem no porta-amostra.	77
Figura 32 – Curvas de TGA e DTG do material	80
Figura 33 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	81
Figura 34 – Curva de temperatura da superfície de incidência.	81
Figura 35 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	82
Figura 36 – Curva de temperatura da superfície de incidência.	82

Figura 37 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	83
Figura 38 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	83
Figura 39 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	84
Figura 40 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	84
Figura 41 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	85
Figura 42 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	85
Figura 43 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	86
Figura 44 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	86
Figura 45 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	87
Figura 46 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	87
Figura 47 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.....	88
Figura 48 - Curva de temperatura da superfície de incidência.....	88
Figura 49 - Perda de massa em função do tempo de exposição - 0,626 MW/m ²	90
Figura 50 - Perda de massa em função do tempo de exposição - 0,903 MW/m ²	90
Figura 51 - Perda de massa em função do tempo de exposição - 1,379 MW/m ²	90
Figura 52 - Perda de massa em função do tempo de exposição - 1,725 MW/m ²	91
Figura 53 - Orientação das fibras com relação ao eixo central do jato de plasma.....	91
Figura 54 - Comparação das curvas de perda de massa em função do tempo de exposição.....	92
Figura 55 - Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição - Carbono/fenólica.....	93
Figura 56 - Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição das amostras de material fabricado por bobinagem inclinada.....	94
Figura 57 - Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição - Teflon (PTFE).....	95
Figura 58 - Curvas da simulação computacional da temperatura da superfície oposta à incidência dos fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; e (d) 1,725 MW/m ²	96
Figura 59 - Curvas da simulação computacional da taxa de perda de massa específica para os fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; e (d) 1,725 MW/m ²	98
Figura 60 - Amostra 16 após o ensaio.....	99
Figura 62 - Avaliação por MEV da amostra 16 com aproximação de: (a) 30x; (b) 84x; e (c) 1000 x.....	99
Figura 63 - Evolução das interfaces para 0 s, 30 s, 50 s, 70 s e 90 s de exposição: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; e (d) 1,725 MW/m ²	100
Figura 64 - Comparação de evolução das interfaces.....	101
Figura 65 - Curvas da simulação computacional da temperatura da superfície oposta à incidência dos fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; e (d) 1,725 MW/m ²	103
Figura 66 - Curvas da simulação computacional da taxa de perda de massa específica para os fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; e (d) 1,725 MW/m ²	104

Figura 67 - Evolução das interfaces para os fluxos térmicos de (a) 0,626 MW/m ² , (b) 0,903 MW/m ² , (c) 1,379 MW/m ² e (d) 1,725 MW/m ²	106
Figura 68 - Comparação de evolução das interfaces.	107
Figura 69 – MEV de amostra virgem com aproximação de: (a) 44x; (b) 500x; (c) 500x; e (d) 3000x.....	108
Figura 70 - MEV da Amostra 1 com aproximação de: (a) 44x; (b) 1000x; e (c) 500x.	109
Figura 71 – MEV da Amostra 1 com aproximações de: (a) 5000x; e (b) 6000x.	110
Figura 72 – MEV da Amostra 15 com aproximação de: (a) 44x; (b) 1000x; e (c) 15000x.	111
Figura 73 – MEV da Amostra 17 com aproximação de: (a) 44x; (b e c) 500x; e (d) 3000x.	112
Figura 74 – MEV da Amostra 19 com aproximação de: (a) 44x; (b) 100x; (c) 500x; e (d) 3000x.	113
Figura 75 - MEV da Amostra 19 com aproximação de 1000x.....	113

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resumo da abordagem para obtenção de compósitos de alto desempenho..	23
Tabela 2 – Produtos voláteis gerados da pirólise da resina fenólica.	36
Tabela 3 – Dados e resultados de caracterização de eficiência térmica da tocha.....	65
Tabela 4 – Dados e resultados de caracterização de acréscimo de entalpia	65
Tabela 5 – Tabela de fluxo término x distância	67
Tabela 6 – Propriedades do material de carbono/fenólica utilizadas na simulação ()....	74
Tabela 7 - Propriedades do teflon utilizadas na simulação.	75
Tabela 8 – Dimensões dos corpos de prova de Teflon (PTFE).....	76
Tabela 9 – Dimensões dos corpos de prova de Carbono/Fenólica	77
Tabela 10 – Massa das amostras antes dos ensaios.	78
Tabela 11 – Resultados do TGA.	79
Tabela 12 – Massas dos CDPs antes e depois dos ensaios.....	89
Tabela 13 – Valores <i>rms</i> para o material de carbono/fenólica.	101
Tabela 14 - Valores <i>rms</i> para o teflon.	105

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
CNAE	Comissão Nacional de Atividades Espaciais
COBAE	Comissão Brasileira de Atividades Espaciais
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EMFA	Estado Maior das Forças Armadas
HTMA	Hexametilenotetramina
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
ITA	Instituto Tecnológico da Aeronáutica
LPP	Laboratório de Plasma e Processos
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PAN	Poliacrilonitrila
PANOX	Poliacrilonitrila Oxidada
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
PTFE	Politetrafluoretileno (Teflon)
SPT	Sistema de Proteção Térmica
VLM	Veículo Lançador de Microssatélites
VLS	Veículo Lançador de Satélites

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO.....	16
1.1 CONSIDERAÇÕES GERAIS	16
1.2 OBJETIVO DO TRABALHO	17
2 REVISÃO DA LITERATURA.....	19
2.1 ESPAÇO, TECNOLOGIA E O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO	19
2.2 MATERIAIS COMPÓSITOS.....	22
2.2.1 Resina fenólica.....	24
2.2.2 Fibras de carbono.....	26
2.2.3 Propriedades térmicas dos compósitos	30
2.2.4 Utilização de materiais compósitos na Indústria Aeroespacial	31
2.3 SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA	33
2.4 ABLAÇÃO	34
2.5 CATALICIDADE	37
2.6 COMPÓSITOS ABLATIVOS.....	37
2.7 REENTRADA ATMOSFÉRICA	38
2.7.1 Simulação Computacional.....	39
2.7.1.1 Modelo Matemático	40
2.7.1.2 Método de Solução.....	41
2.7.2 Influência da Geometria do Sistema de Proteção Térmica.....	45
2.8 PLASMA	47
2.8.1 Tochas de Plasma	47
2.8.2 Classificação das Tochas de Plasma	48
2.8.3 Estabilização da Coluna de Arco.....	50
2.8.4 Características da tocha	51
3 MATERIAIS E MÉTODOS	53
3.1 MATERIAIS UTILIZADOS	53
3.1.1 Métodos e processos utilizados.....	55
3.1.2 Obtenção, análise dimensional e pesagem dos corpos de prova	58
3.2 ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA.....	60
3.3 ANÁLISE DE ABLAÇÃO EM TOCHA DE PLASMA.....	60
3.3.1 Tocha de plasma.....	62

3.3.2 Conjunto de porta-amostras	64
3.3.3 Caracterização da tocha de plasma	64
3.3.4 Ensaios.....	67
3.4 TAXA DE PERDA DE MASSA	73
3.5 MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA	73
3.6 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL	73
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	76
4.1 ANÁLISE DIMENSIONAL DOS CORPOS DE PROVA	76
4.2 PESAGEM DOS CORPOS DE PROVA ANTES DOS ENSAIOS.....	78
4.3 ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA DO COMPÓSITO CARBONO/FENÓLICA.....	79
4.4 ENSAIOS DE ABLAÇÃO	80
4.4.1 Curvas de temperatura em função do tempo dos fluxos	80
4.4.1.1 Fluxo 0,626 MW/m ² - Carbono/Fenólica.....	80
4.4.1.2 Fluxo 0,903 MW/m ² - Carbono/Fenólica.....	82
4.4.1.3 Fluxo 1,379 MW/m ² - Carbono/Fenólica.....	83
4.4.1.4 Fluxo 1,725 MW/m ² - Carbono/Fenólica.....	84
4.4.1.5 Fluxo 0,626 MW/m ² - Teflon (PTFE).....	85
4.4.1.6 Fluxo 0,903 MW/m ² - Teflon (PTFE).....	86
4.4.1.7 Fluxo 1,379 MW/m ² - Teflon (PTFE).....	87
4.4.1.8 Fluxo 1,725 MW/m ² - Teflon (PTFE).....	88
4.4.2 Curvas de perda de massa em função do tempo de exposição ao jato de plasma	89
4.4.2.1 Carbono/Fenólica	89
4.4.2.2 Teflon (PTFE)	92
4.4.3 Curvas de taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição ao jato de plasma.....	92
4.4.3.1 Carbono/Fenólica	93
4.4.3.2 Teflon	95
4.5 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL	95
4.5.1 Carbono fenólica	96
4.5.1.1 Temperatura da superfície oposta à incidência	96
4.5.1.2 Taxa de perda de massa específica.....	97
4.5.1.3 Evolução das interfaces	99

4.5.2 Teflon (PTFE)	102
4.5.2.1 Temperatura da superfície oposta à incidência	102
4.5.2.2 Taxa de perda de massa específica.....	103
4.5.2.3 Evolução das interfaces	105
4.6 MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA	107
5 CONCLUSÃO	114
5.1 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS	116
6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	118

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONSIDERAÇÕES GERAIS

Muitas são as contribuições do desenvolvimento do setor aeroespacial para a ciência e tecnologia em diversos setores e para a sociedade. Em se tratando de um assunto relacionado à defesa e segurança de uma nação, é natural que estudos nesta área sejam mantidos entre o grupo que os desenvolve, não sendo compartilhados e divulgados, fazendo-se necessário então que uma nação que deseja alcançar soberania no espaço aéreo e em tecnologias relacionadas busque o desenvolvimento nesta área do conhecimento de maneira independente.

Veículos espaciais e sub-orbitais atingem grandes velocidades dentro da atmosfera, o que acarreta o aquecimento aerodinâmico de seus componentes. No caso de veículos recuperáveis, o aquecimento se dá tanto na fase de lançamento quanto na reentrada. A temperatura no ponto de estagnação da aeronave pode facilmente ultrapassar 2000 °C nesses casos. Nos últimos 40 anos, o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) tem atuado no projeto e desenvolvimento de veículos sub-orbitais e orbitais, como foguetes de sondagem, o Veículo Lançador de Satélites - VLS, a Plataforma SARA, entre outros, em que as velocidades supersônicas são rapidamente superadas durante a trajetória (DA COSTA, 2003).

Além dos efeitos das altas temperaturas sobre o desempenho estrutural, é preciso considerar o transporte de uma carga útil, que deve ser protegida por um escudo térmico. O dimensionamento desse escudo é um dos aspectos críticos do projeto de sistemas espaciais, pois proteções térmicas subdimensionadas podem levar à perda da carga útil comprometendo todo o projeto, e o superdimensionamento acarreta aumento de peso e custo, inviabilizando o mesmo. Torna-se então imprescindível uma seleção criteriosa, definindo-se parâmetros relacionados à temperatura de utilização, ao calor de ablação, ao fluxo de calor incidente, entre outras características dos materiais termoestruturais a serem utilizados (MACHADO, PESSOA FILHO, 2007).

Um dos sistemas mais comuns usados na proteção térmica de veículos espaciais é o de materiais ablativos. A ablação é um processo envolvendo mudança de fase e reações químicas sofridas pelo material, onde o calor produzido pela conversão da energia cinética do veículo é eliminado através da perda de massa do escudo (DA COSTA, 2003).

Em geral, o cálculo do processo ablativo é realizado a partir de modelos simplificados, que consideram um processo de mudança de fase à temperatura constante. Tal aproximação nem sempre é aplicável, e pode se tornar imprecisa. Além disso, é difícil caracterizar as propriedades ablativas de um material dentro de tal simplificação, uma vez que apresentam valores díspares, de acordo com as condições em que foram avaliadas. O efeito de erosão da camada queimada, exercida pelo escoamento, também não é considerado em simulações (MACHADO, PESSOA FILHO, 2007).

Dentro deste contexto, o conhecimento do desempenho de materiais ablativos permite dimensionar, de forma precisa, o Sistema de Proteção Térmica (SPT) usado nos veículos desenvolvidos pelo IAE para o Programa Espacial Brasileiro. Para uma avaliação de desempenho eficaz a partir de um modelo, é necessária uma qualificação do mesmo por meio de comparações entre propriedades e condições reais e calculadas, que se podem fazer através de simulação em laboratório, simulação computacional e ensaios de voo, sendo o último dispendioso e, conseqüentemente, desnecessário, visto que ao se simular as condições em laboratório e compará-las à simulação computacional obtêm-se resultados relevantes. Neste trabalho utiliza-se um túnel de plasma que reproduz relevantes parâmetros de reentrada, para colher dados a serem trabalhados junto ao modelo computacional.

Todo o trabalho foi desenvolvido em um programa de mestrado com apoio da equipe e recursos disponíveis na Divisão de Mecânica (AME) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), dentro do campus do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e também da equipe e dos equipamentos do Laboratório de Plasma e Processos do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).

1.2 OBJETIVO DO TRABALHO

O objetivo deste trabalho foi avaliar o desempenho dos materiais compósitos de proteção térmica ablativa selecionados, a partir de ensaios de ablação por plasma térmico dentro de um túnel em vácuo, em amostras de materiais termoestruturais à base de fibra de carbono e resina fenólica, em configurações compatíveis com a utilização em veículos espaciais e sub-orbitais, visando condições próximas da operação, buscando o estudo do

comportamento ablativo do material em uma geometria real de proteções térmicas submetidas à reentrada.

2 REVISÃO DA LITERATURA

2.1 ESPAÇO, TECNOLOGIA E O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO

Ao longo dos últimos anos, a tecnologia espacial vem impactando os rumos do desenvolvimento de nações motivadas por aplicações estratégicas, sendo apoiada e incentivada por diversos governos, os quais promovem para esta finalidade políticas diferenciadas, devido ao nível de sofisticação, complexidade, renovação constante de produtos e rápida atualização da fronteira científico-tecnológica. Um grande benefício, que também é utilizado como argumento para a busca por crescimento neste setor, decorre do fato de que as inovações geradas por esta área do conhecimento são rapidamente transferidas e aproveitadas para uso em setores diferentes, o que promove avanços significativos para o bem-estar da sociedade. Estas inovações estão presentes hoje no dia-a-dia das pessoas tais como a tendência na obtenção de componentes eletrônicos cada vez menores; a difusão de diversos tipos de dispositivos informatizados; a “eletrônica embarcada”; como também as máquinas de usinagem por controle numérico, sistemas de desenho, engenharia e manufatura computadorizados, e os materiais compósitos, sendo este último exemplo tema deste trabalho. Muitos avanços observados em energia, transporte, medicina e telecomunicações ilustram essas aplicações (BARTELS, 2011).

Sendo considerado como um dos pioneiros na institucionalização da pesquisa espacial, o Brasil iniciou formalmente suas atividades nesta área em 1961, com a criação da Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE), localizada em São José dos Campos, São Paulo, com o foco de constituir competências em ciências atmosféricas, observação da Terra e meteorologia. Com os recursos reduzidos, previa-se uma cooperação com a NASA para execução de lançamentos de pequenos foguetes de experimentos. As décadas de 60 e 70 marcaram a formação de mestres e doutores, especialmente em parceria com a Alemanha e França, visando diversos lançamentos de foguetes, mantendo-se ainda a cooperação com os Estados Unidos em experimentos envolvendo foguetes de sondagem até 1988. Nestas décadas, desenvolveram-se os foguetes de sondagem a propulsão sólida, sem controle de altitude Sonda II e Sonda III, conforme ilustrado na Figura 1, utilizando os propulsores sólidos S20 e o até hoje utilizado S30. Neste primeiro patamar de crescimento da área espacial brasileira, foram desenvolvidos, dentre diversas tecnologias necessárias, os sistemas

de proteções térmicas rígidas, utilizando materiais compósitos (PANTOJA; KASEMODEL, 2011; BRASIL, 2009; MAZZONI; PESSOA; MACHADO, 2005).

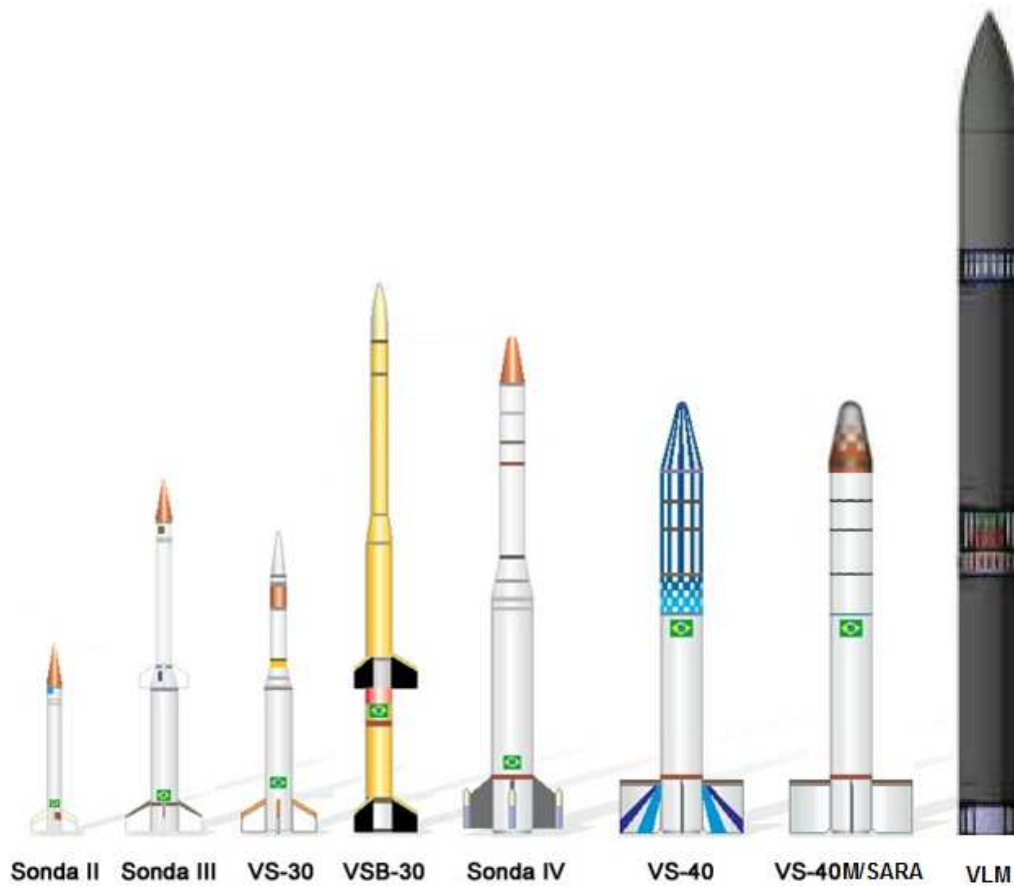
Em 1971, foi criada a Comissão Brasileira de Atividades Espaciais (COBAE), com o objetivo de disciplinar as atividades espaciais no País. Este órgão de coordenação interministerial foi, na época, presidido pelo Ministro Chefe do Estado-Maior das Forças Armadas (EMFA). Neste contexto, o programa brasileiro de pesquisa e desenvolvimento de foguetes para utilização pacífica encontrava-se em acordo com a situação social e econômica do país e crescia rumo ao lançamento de satélites no final da década. O maior passo para o primeiro lançador de satélites estava na qualificação do programa Sonda IV, no qual o estabelecimento de materiais, sistemas de controle, eletrônica, propulsão e engenharia de sistemas auxiliou o desenvolvimento do Veículo Lançador de Satélites (VLS). O Sonda IV, como pode ser observado na Figura 1, consistia em um veículo que utilizava como 2º estágio o propulsor S30, o primeiro estágio do Sonda III. Seu primeiro estágio era o S40, hoje utilizado em outros veículos, possuindo 1m de diâmetro e mais complexo que seus antecessores, pois possuía sistema de controle de altitude nos três eixos (BARTELS, 2011; PANTOJA; KASEMODEL, 2011).

Entre 1980 e 1996, com o desenvolvimento do VLS, muitas outras tecnologias foram alcançadas visando à utilização em sistemas e subsistemas deste veículo, como os propulsores S43 e S44, utilizados nos 3º e 4º estágios do mesmo, modelamentos em aerodinâmica, redes pirotécnicas, sistemas de controle, tratamentos térmicos para envelopes motores em 300M e estruturas em materiais compósitos por processos de bobinagem e moldagem. O VLS foi projetado para promover a inserção de satélites, com massa entre 100 e 350 kg, em órbitas circulares de 250 a 1000 km, utilizando 43 toneladas de propelente sólido (SILVA, 2015, PANTOJA; KASEMODEL, 2011).

No início dos anos 90, a conjuntura internacional e diversas mudanças internas levaram ao fim da COBAE para a criação de uma nova instituição que demonstrasse claramente o caráter pacífico das atividades espaciais brasileiras, além de exercer uma atuação mais ampla: a Agência Espacial Brasileira (AEB), criada em 1994, que é uma autarquia de natureza civil, vinculada à Presidência da República. Desta década em diante buscou-se a capacitação em propulsão líquida, com o desenvolvimento dos propulsores líquidos L5, L15 e L75. Outros veículos de sondagem foram desenvolvidos tais como o VS-30, o VS-40, que em suas fases abrange a plataforma SARA, e o VSB-30 (Figura 1), que vem sendo muito utilizado no

Programa Europeu de Microgravidade, além do Veículo Lançador de Microssatélites (VLM), ainda em desenvolvimento (BARTELS, 2011; PANTOJA; KASEMODEL, 2011).

Figura 1 – Veículos espaciais do programa espacial brasileiro.

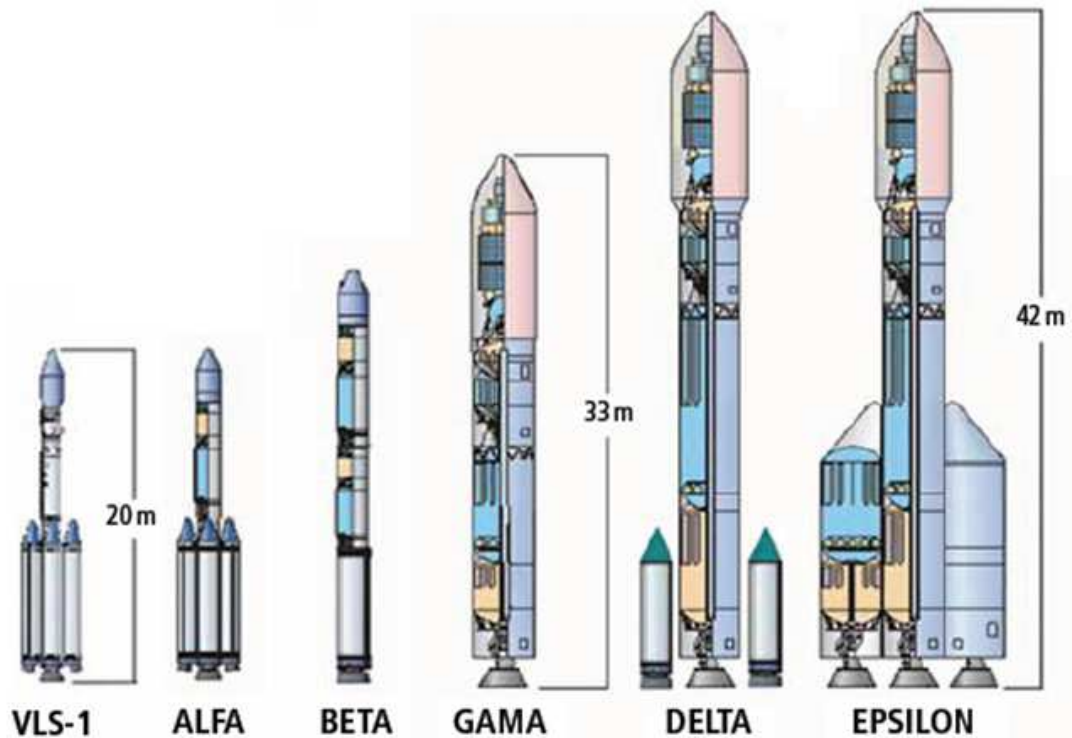


Fonte: Adaptada de Brasil (2012)

Atualmente, a partir do Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE), o Brasil dá fomento à formação, captação e fixação de especialistas qualificados, dinamizam as atividades espaciais do país e reconhece a necessidade do domínio das tecnologias críticas e de acesso restrito, com apoio da indústria, das universidades e institutos de pesquisa nacionais, promovendo a utilização daquilo que foi desenvolvido até hoje para expansão tecnológica desta área do conhecimento. As metas são baseadas na necessidade de substituição dos propulsores sólidos por motores a propelente líquido nos veículos lançadores de satélites, para o aumento da capacidade de voo e na inclusão e estudo de novos materiais, na condição de tecnologia crítica, para impedir que o investimento pesado, depositado nas tecnologias espaciais, seja considerado perdido no futuro, e para alcançar a capacidade de lançar satélites a partir do território nacional, dando sequência à família de veículos

lançadores, composta por cinco veículos denominados segundo as estrelas do Cruzeiro do Sul: VLS Alfa, VLS Beta, VLS Gama, VLS Delta e VLS Épsilon, ilustrados na Figura 2 (BRASIL, 2012; CAIRO, 2011; SANTANA JUNIOR, 2011).

Figura 2 – Família de veículos lançadores.



Fonte: Santana Junior (2011).

2.2 MATERIAIS COMPÓSITOS

Os materiais compósitos são materiais multifásicos com fases quimicamente diferentes, separadas por uma interface distinta com o objetivo de se obterem propriedades especiais, as quais seus constituintes não possuem isoladamente, atingindo melhor desempenho nas condições que será utilizado (sinergia). Uma de suas fases, denominada matriz, tem a função principal de distribuir os esforços internos de forma homogênea, protegendo o material contra a deterioração ambiental e também de fixação da outra fase, denominada fase dispersa, ou reforço. (CALLISTER, 2008; LEVY NETO; PARDINI, 2006).

Os compósitos reforçados com fibras contínuas são geralmente utilizados com objetivo de apresentar maior resistência e rigidez em relação ao peso (resistência e módulo de elasticidade específicos). A fibra de carbono é o reforço mais comumente utilizado em

compósitos avançados de matriz polimérica, pois possui maior módulo de elasticidade e resistência específicos comparado às outras fibras de reforço. Outra vantagem da fibra de carbono consiste em sua resistência quando é submetida a temperaturas elevadas. (CALLISTER, 2008).

Devido a grande gama de possibilidades de combinação, os compósitos avançados possuem um grau de complexidade maior em relação aos materiais tradicionais. A Tabela 1 apresenta diretrizes de utilização de fibras rígidas e resistentes como reforços de matrizes de menores rigidez e resistência, relativamente. Tanto a fibra quanto a matriz podem ser um polímero, um metal ou uma cerâmica (BAKER, 2004; REZENDE; BOTELHO, 2000).

Tabela 1 – Resumo da abordagem para obtenção de compósitos de alto desempenho

Fibra	Matriz	Compósito
<ul style="list-style-type: none"> • Rígida / Resistente / Frágil / Baixa densidade; • Utilizável a altas temperaturas; • Capaz de receber maior solicitação; • Usualmente contínua; • Orientada na direção das tensões principais. 	<ul style="list-style-type: none"> • Baixa rigidez e resistência, dúctil ou frágil; • Pode ser polímero, metal ou cerâmica; • Transmite as solicitações entre as fibras; • Dá forma e protege a fibra. 	<ul style="list-style-type: none"> • Tenacidade a partir da interação entre as fases; • Alta resistência e rigidez na direção da fibra, frágil em ângulos dos eixos das fibras; • Fibras direcionadas para aperfeiçoar propriedades.

Fonte: Adaptada de Baker (2004).

A relação entre comprimento e diâmetro das fibras pode variar desde cerca de 10 até um valor indefinidamente grande, quando as fibras são contínuas. A ordem de grandeza das fibras, em relação ao material completo, pode variar de diâmetro microscópico (fibras de carbono em uma matriz de resina fenólica) para macroscópico (barras de aço de 25 mm de diâmetro no concreto). No interior do compósito, as fibras podem estar na forma de fibras contínuas, fibras descontínuas, ou *whiskers*, que são cristais unitários muito finos com comprimento da ordem de 100 a 1000 μm e diâmetros da ordem de 1 a 10 μm e podem ser alinhados em diferentes graus ou orientados aleatoriamente (BAKER, 2004).

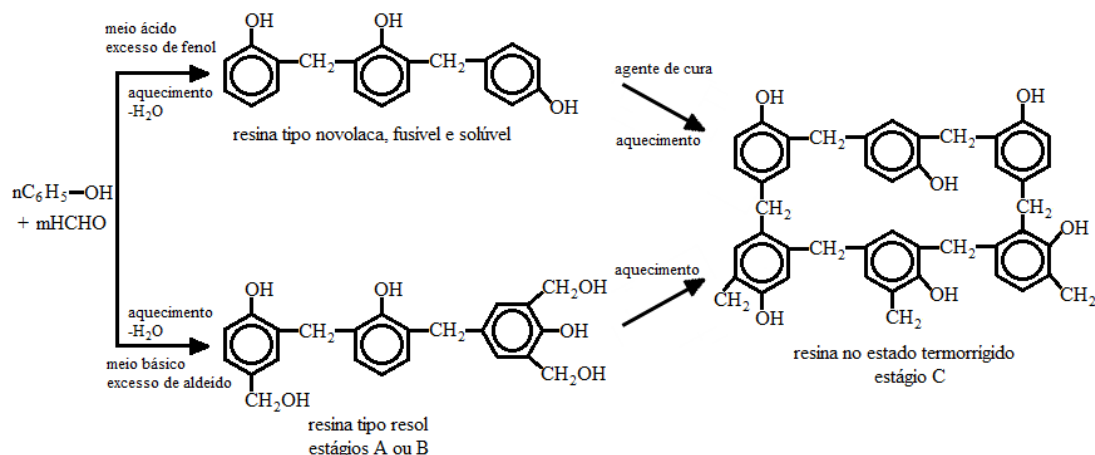
Na indústria aeroespacial, os materiais tradicionalmente utilizados são os compósitos avançados. Estes materiais têm reforços de alto desempenho, de diâmetros finos, numa matriz tal qual a de resina epóxi ou fenólica (KAW, 2006).

2.2.1 Resina fenólica

Apesar do surgimento de várias novas classes de matrizes termorrígidas, polímeros de alto desempenho e vários outros materiais de nova geração que são superiores em alguns aspectos, a resina fenólica continua sendo interessante industrial e comercialmente, mesmo já tendo sido introduzida no mercado há mais de um século. As resinas fenólicas são utilizadas como matérias-primas e materiais de construção para a indústria aeroespacial de alta tecnologia devido principalmente a suas várias características desejáveis, tais como elevada resistência mecânica, resistência ao calor, estabilidade dimensional, elevada resistência a diversos solventes, ácidos e água, resistência à chamas, baixa emissão de fumaça quando o material é incinerado, excelentes propriedades ablativas e baixo custo (PAJU; PEHK; CHRISTJANSON, 2009; GOSH; KISKAN; YAGCI, 2007; REGHUNADHAN NAIR, 2004).

Conforme representado na Figura 3, as resinas fenólicas são formadas a partir da reação de policondensação que ocorre entre o fenol e o formaldeído, resultando em cadeias com grupamentos fenólicos intercalados com radicais metilênicos. Nesta reação ocorre a eliminação de água, podendo também ocorrer ligações cruzadas de grupamentos metilênicos entre as cadeias, caso exista um excesso de formaldeído, onde também ocorre a eliminação de água (PONTAROLLI, 2006; BOTELHO, 1999).

Figura 3 – Estágios de formação da resina fenólica.



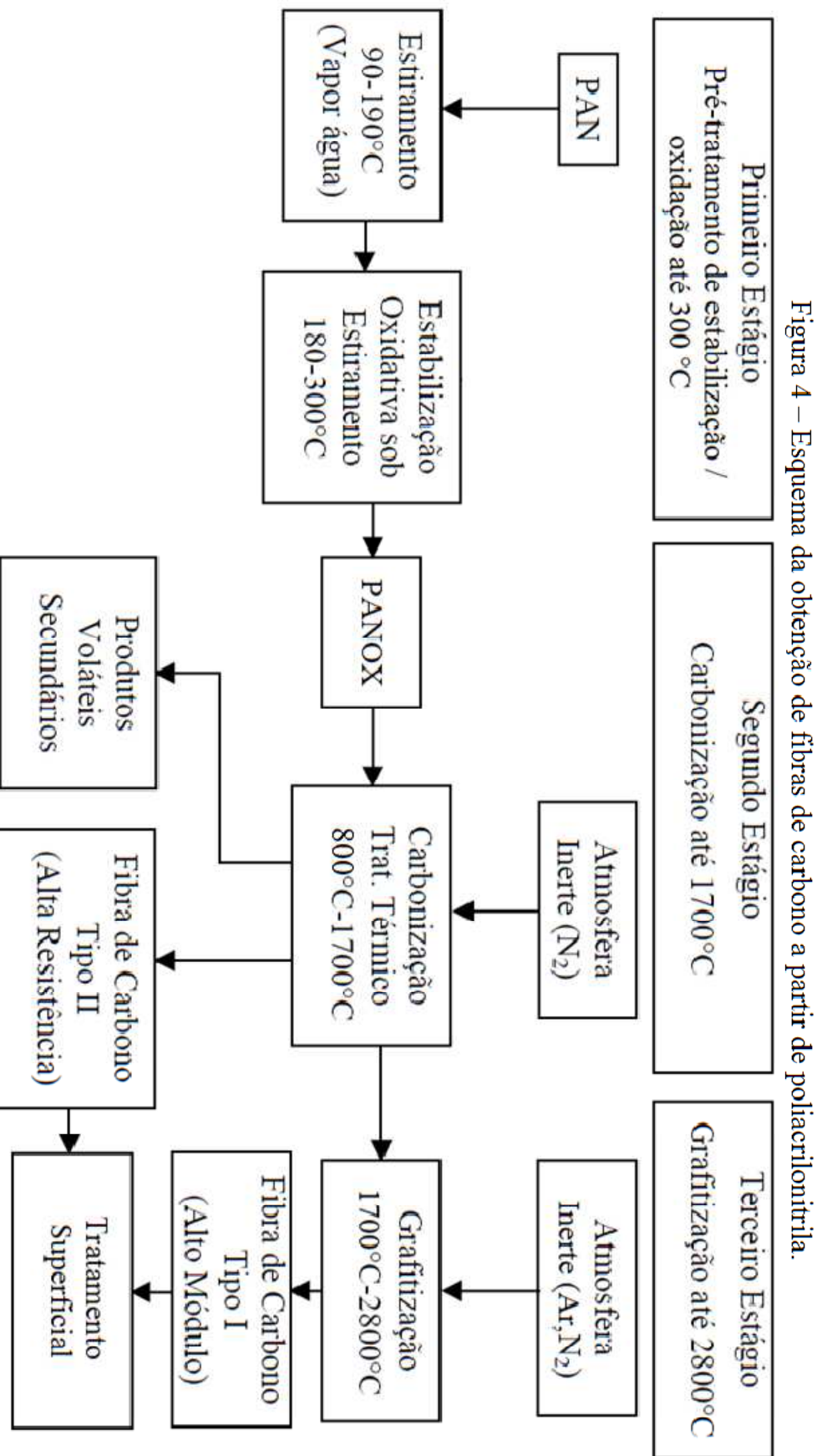
Fonte: Adaptada de Knop; Pilato (1985).

As resinas fenólicas à base de resol e à base de novolaca dominam o mercado das resinas. O valor do pH em que ocorre esta reação, a catálise e a definição da razão molar são parâmetros que definem qual dos dois tipos será o resultado da reação entre o fenol e o formaldeído, podendo estes processos de obtenção ser de um ou dois estágios. No primeiro, o fenol reage com o formaldeído, que se encontra em excesso, até que a razão molar entre os dois (P/F) seja menor que um, sendo a mistura aquecida na presença de catalisadores alcalinos (amônia ou hidróxido de sódio), obtendo-se o resol. No segundo, de dois estágios, interrompe-se a reação em seu início, de maneira que a policondensação ocorra até que a resina alcance os estágios A ou B. No estágio A, a resina possui menor massa molar e apresenta solubilidade em soluções alcalinas. No estágio B, a resina possui maior massa molar e é insolúvel em soluções alcalinas e solúvel em solventes orgânicos. As ligações cruzadas destas duas fases, quando aquecidas, formam um sólido rígido, insolúvel e infusível, o estágio C. Nesta reação, o formaldeído se encontra em menor quantidade, tornando a razão molar P/F maior que um, obtendo-se a resina do tipo novolaca, sendo necessária também, além do aquecimento, a adição de aproximadamente 9,5% do agente de cura conhecido como hexametenotetramina (HTMA) para completar a reação de polimerização, fornecendo as pontes metilênicas necessárias ao processo de cura (BARBOSA, 2004; REGHUNADHAN NAIR, 2004; BOTELHO, 1998; MANO; MENDES, 1991; KNOP; PILATO, 1985).

2.2.2 Fibras de carbono

As fibras de carbono foram obtidas pela primeira vez em 1880, quando Thomas Edson converteu fibras de algodão e fibras de bambu em fibras de carbono, visando utilizá-las como filamentos de lâmpadas incandescentes. A partir de 1950, com o desenvolvimento da indústria aeronáutica na área de propulsão a jato, as fibras de carbono passaram a ser produzidas em escala comercial pela Union Carbide Company, utilizando fibras de celulose como material precursor (SAVAGE, 1993).

Os materiais precursores mais comuns destinados para a produção das fibras de carbono são as fibras de celulose (rayon), de poliacrilonitrila (PAN), ou de piche. Esta variedade faz com que as fibras de carbono possuam morfologias e características específicas diferentes entre si. A PAN é o precursor mais utilizado comercialmente para produzir estas fibras, pois além de permitir uma produção contínua, as propriedades de resistência mecânica obtidas das fibras obtidas deste precursor ficam dentro de uma pequena faixa de valores. Na década de 1960, tornou-se possível a produção de fibras de carbono com propriedades superiores às das fibras de rayon devido à descoberta da estabilização da estrutura da PAN a partir do processo de oxidação, que se denomina estabilização oxidativa. O processo de obtenção das fibras de carbono se inicia no primeiro estágio, com o estiramento controlado, que é o lento tracionamento das fibras que passam a ter de cinco a dez vezes seu comprimento original, orientando as cadeias poliméricas e melhorando suas propriedades mecânicas. A etapa seguinte de sua obtenção consiste na estabilização oxidativa, realizada entre 200°C e 300°C na presença de oxigênio visando estabilizar suas dimensões durante os processos subsequentes a altas temperaturas. Após a estabilização oxidativa, a PAN se torna PANOX (poliacrilonitrila oxidada), fibra esta que possui baixas resistência e rigidez, sendo imprópria para aplicações estruturais, porém muito utilizada para componentes de proteção térmica. O segundo estágio do processo é composto pelo tratamento térmico de carbonização, onde o material é submetido ao processo de pirólise em atmosfera inerte. No último processo, denominado grafitação, o material é aquecido até aproximadamente 2800°C. No final deste processo, as fibras são tratadas superficialmente para desenvolver sua adesão e aumentar a resistência ao cisalhamento laminar quando forem utilizadas no material compósito, e finalmente são recolhidas em uma bobina. A Figura 4 apresenta esquematicamente o processamento da fibra de carbono a partir da PAN (KAW, 2006; DONNET et al. 1998; MASSON, 1995; SAVAGE, 1993; THOMAS, 1993).



Fonte: Adaptada de Donnet et al. (1998).

O processo de obtenção das fibras de carbono a partir do rayon é similar ao processo a partir da PAN. Esta obtenção processa-se basicamente em três etapas:

- Estabilização ou decomposição em baixa temperatura, onde ocorre o encolhimento térmico das fibras devido à redução de massa pelo processo de decomposição extensiva em atmosfera inerte entre 200 e 380 °C.
- Carbonização, que se refere ao processo onde são removidos todos os elementos químicos que não sejam carbonosos, em faixas até 1500 °C de temperatura, e;
- Grafitização: etapa que é realizada opcionalmente para aperfeiçoar as propriedades da fibra, em temperaturas de até 2500 °C, onde o teor de carbono das fibras normalmente aumenta para mais de 99% em massa e a densidade das fibras aumenta.

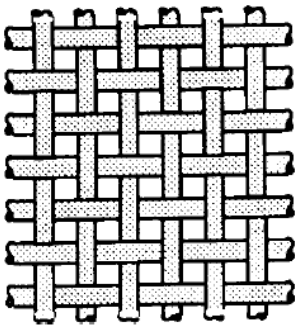
As fibras de rayon ainda são utilizadas principalmente devido ao seu baixo custo (PARK, 2015; PONTAROLLI, 2006).

As fibras podem apresentar uma orientação definida na forma de tecidos. Os tecidos são estruturas fibrosas, obtidas a partir do entrelaçamento de filamentos no processo de tecelagem. Até o século XIX o processo ocorria de maneira manual, então se desenvolveram teares parcialmente automatizados, precursores dos teares que são utilizados atualmente de forma computadorizada (BARBOSA, 2004).

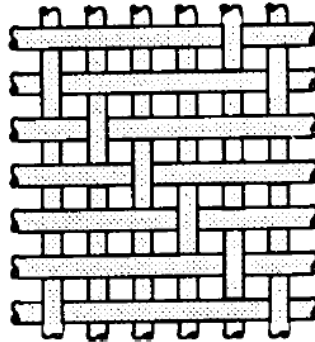
As máquinas de tecelagem geralmente produzem tecidos a partir dos padrões de tela como apresentados na Figura 5, que são: tecido plano, tecido cetim e tecido laço diagonal (*plain*, *satin* e *twill*, respectivamente), porém outros processos são estudados, como o tricô, que pode ser realizado em teares similares aos da tecelagem comercial, utilizados nas confecções de acessórios de vestuário e cortinas, por exemplo. Os tecidos tricotados possuem uma natureza altamente deformável, o que viabiliza a obtenção de compósitos com maior complexidade de formas e maiores tolerância a danos e tenacidade a fratura. A Figura 5 mostra também exemplos de tecidos tricotados (BARBOSA, 2004).

Figura 5 – (a) Tipos de tecidos planos (b) tipos de tecidos tricotados.

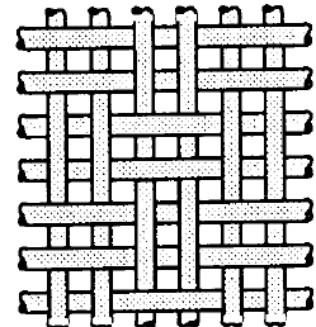
(a)



Plano

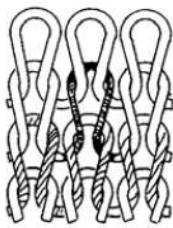


Cetim

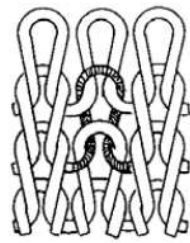


Laço diagonal

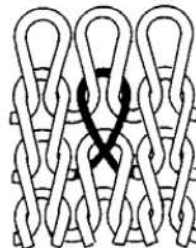
(b)



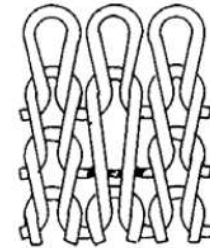
Ponto raso



Ponto reverso



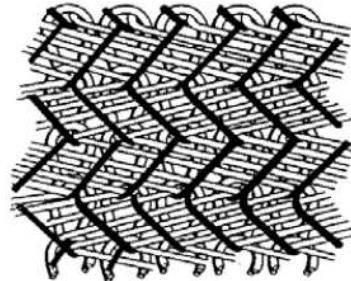
Ponto cruzado



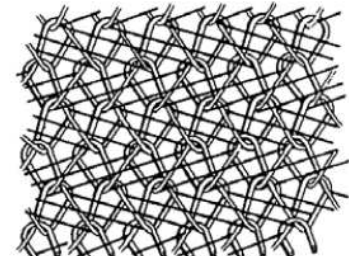
Ponto flutuante



Tricô plano



Pele de tubarão



Veludo

Fonte: Adaptada de Thomas (1993) e Bucley; Edie (1993).

Os primeiros compósitos utilizavam tecidos unidirecionais em camadas empilhadas que orientavam seu formato, porém este método passou a apresentar falhas interlaminares ou delaminações, o que impossibilitava a utilização deste tipo de material em componentes cujas solicitações mecânicas sejam elevadas. Desta forma, passou-se a empregar as fibras multidirecionais, cuja disposição das fibras determina a isotropia e suas propriedades térmicas e mecânicas (GONÇALVES, 2008; LEVY NETO; PARDINI, 2006).

O *prepreg*, ou pré-impregnado consiste no resultado de uma combinação de fibras ou tecidos com resinas poliméricas parcialmente curadas, prontas para moldagem. Estes reforços possuem razões já definidas entre resina e reforço, e características já conhecidas previamente antes da sua utilização, como relação de escoamento e velocidade de cura. Estes são obtidos a partir da impregnação das fibras com resinas sintéticas. A resina é solúvel em solventes orgânicos, e durante a impregnação, que normalmente é feita por aquecimento, a mesma é polimerizada parcialmente. O material resultante é cortado em placas, pequenos pedaços, tiras ou então é bobinado para uso posterior. Esta forma oferece os meios para que o material seja utilizado para a fabricação de componentes de forma automatizada, que pode ser realizada em um padrão unidirecional, como fitas, ou para gerar um efeito de cruzamento (KNOP; PILATO, 1985; LUBIN, 1982).

2.2.3 Propriedades térmicas dos compósitos

As propriedades térmicas são características que um material possui que abrangem as formas de resposta à aplicação de calor, determinando a sua qualidade e possibilidades de aplicações. Estas características são de extrema importância, pois estes materiais, muitas vezes, são sujeitos a altas cargas térmicas, como em Sistemas de Proteção Térmica (SPT) utilizada no setor aeroespacial. Os SPT envolvem altíssimas cargas térmicas que necessitam serem transportadas ou dissipadas em curto espaço de tempo para a proteção dos sistemas, produtos, experimentos ou pessoas embarcadas. As propriedades térmicas dos compósitos estruturais são, similarmente às suas propriedades mecânicas, dependentes dos parâmetros sob os quais estes materiais foram fabricados, tais como: orientação das fibras; tipos de fibras de reforço utilizadas; proporção entre reforço e matriz; e temperatura de tratamento térmico final do compósito sendo possível, a partir da manipulação e controle destes parâmetros, obter compósitos com propriedades térmicas adequadas às aplicações termoestruturais desejadas pelo projeto. Algumas propriedades de maior interesse para aplicação em projetos termoestruturais são: calor de ablação; condutividade e difusividade térmica; calor específico; coeficiente de expansão térmica e resistência ao choque térmico (CALLISTER, 2008; THORNTON, 1996).

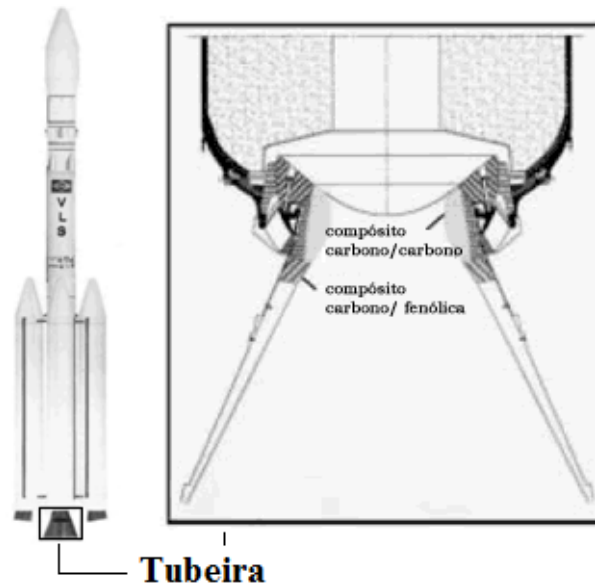
2.2.4 Utilização de materiais compósitos na Indústria Aeroespacial

Com o desenvolvimento de novos materiais e com o aumento do rigor dos requisitos para o voo de aeronaves e veículos espaciais, os materiais compósitos de alto desempenho entraram definitivamente na indústria aeroespacial a partir da década de 60, em aplicações que demandam alta confiabilidade, sob intensos fluxos térmicos, gradientes de temperatura e pressão, esforços mecânicos e vibrações. A aplicação de compósitos cresceu amplamente por consequência do desenvolvimento de novas fibras, tais como o carbono, o boro, aramida, e com a introdução de matrizes metálicas e cerâmicas (KAW, 2006; REZENDE; BOTELHO, 2000).

Os compósitos avançados distinguem-se dos materiais compósitos mais comuns por sua elevada resistência específica, muitas vezes envolvendo a utilização de fibras de alta rigidez, podendo desta forma, ser até 70% mais leves quando comparados aos materiais tradicionais, além de apresentarem elevadas resistências à fadiga e a corrosão, o que eleva a tendência atual ao aumento de sua utilização. A utilização de materiais pré-impregnados na fabricação de componentes estruturais na indústria aeroespacial atualmente é o dobro da utilização na indústria em geral. O aumento de sua utilização se justifica pela facilidade de concepção de peças mais complexas e de estruturas integradas (CAIRO, 2011; REZENDE; BOTELHO, 2000; JONES, 1998).

A indústria espacial brasileira vive nos dias de hoje uma ampliação de sua experiência na utilização de compósitos estruturais, utilizando este tipo de material em componentes externos e internos de foguetes, por meio de estudos que abrangem além do desgaste frente a condições severas de escoamento, a redução de peso dos veículos, que é algo crucial devido o enorme investimento necessário para impulsionar cada componente do veículo ou carga útil da Terra ao espaço. Nos foguetes de propulsão sólida, os compósitos carbono/fenólica são utilizados em componentes como no suporte da garganta de tubeira de foguete em carbono/carbono, na proteção térmica na saída dos gases de queima do propelente e nas regiões anterior e posterior à garganta, conforme ilustrado na Figura 6, além de proteções térmicas internas aos motores (PETRACONI et al., 2010; BAKER, 2004).

Figura 6 – Desenho esquemático de uma tubeira em compósito do VLS.



Fonte: Adaptada de Silva (2015).

Nos anos 80, o IAE começou a trabalhar com materiais compósitos durante o desenvolvimento do veículo Sonda IV, que utilizava material compósito em sua coifa, com uma proteção térmica em sua extremidade de fibra de carbono com matriz de resina epóxi. Em seguida, o estudo destes materiais proporcionou, por exemplo, o desenvolvimento de um envelope motor de material compósito de fibra de vidro com resina epóxi utilizando a tecnologia de filamentos bobinados. Buscando melhorias para a aplicação desta tecnologia, passou-se a utilizar compósitos de fibra de aramida e resina epóxi utilizando o mesmo método de fabricação. Após alguns testes, concebeu-se o motor S44 (Figura 7), último estágio do VLS. O primeiro voo ocorreu em 1993, com o veículo de sondagem VS40 (DA COSTA, 2003).

Figura 7 – Propulsor S44 em corte.



Fonte: Da Costa, (2003).

Atualmente, o IAE desenvolve pesquisas neste tópico, com enfoque no uso de diferentes matrizes poliméricas, geometrias das peças, busca por processos mais enxutos e melhoria das propriedades mecânicas para a utilização em componentes de veículos de sondagem e lançadores de satélites, tais como divergentes, saias, envelopes-motores, coifas, empenas, entre outros. Para algumas destas utilizações, é necessário suportar condições severas de temperatura, durante um determinado tempo no qual o componente é exposto ao atrito com a atmosfera. Estas temperaturas chegam a níveis elevados, na ordem de até 3000°C e fluxos térmicos próximos a 2 MW/m² (BARCENA, 2017; SILVA, 2016; SILVA, 2015).

2.3 SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA

A necessidade pela compreensão das cargas aerotérmicas e a concepção de estruturas térmicas tiveram sua origem na década de 1940. Na Segunda Guerra Mundial, as velocidades atingidas por aeronaves se tornaram suficientemente altas para que fenômenos de compressibilidade passassem a ter um papel significativo no desempenho do voo. A partir de 1947, as aeronaves X-1 e X-1B fizeram voos tripulados mais rápidos que a velocidade do som, em missões de pesquisa para a NACA (Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica dos Estados Unidos da América), estudando os efeitos do aquecimento aerodinâmico, utilizando alumínio em grande parte de sua estrutura. Nesta ocasião, as dificuldades causadas pelas elevadas temperaturas ficaram conhecidas como barreiras térmicas (THORNTON, 1996).

Após o lançamento do Sputnik, em 1957, estudos se voltaram para voos de alta velocidade e alta altitude, buscando o desenvolvimento de estruturas de reentrada a partir da utilização de escudos térmicos externos para isolar o veículo das altas temperaturas (*cool-structure*) e estruturas internas que suportariam temperaturas próximas à da superfície (*hot-structure*). De 1950 a 1960, em missões espaciais tripuladas, os veículos de reentrada passaram a utilizar escudos térmicos ablativos para dissipar o aquecimento aerodinâmico. Nas décadas de 1970 e 1980 foi desenvolvido o *Space Shuttle*, ônibus espacial americano, onde um dos gargalos no projeto foi o desenvolvimento do SPT, necessário para que as temperaturas estruturais fossem mantidas a menos do que 175°C. Neste veículo, os SPTs eram de fibra de sílica e revestimento de carbono/carbono na superfície frontal e das asas, onde as temperaturas excediam 1260 °C. Hoje, os sistemas hipersônicos em desenvolvimento se dividem em duas categorias: os veículos “descartáveis”, projetados para apenas uma

missão, os quais têm sido os alvos atuais para as missões espaciais brasileiras, e os veículos reutilizáveis (THORNTON, 1996).

Os SPTs são projetados para evitar que o calor danifique estruturas, equipamentos ou afete pessoas. Seu desempenho depende das características de sua utilização: intensidade de fluxo térmico, características químicas da atmosfera e condições de contorno, entre outros aspectos. Estes sistemas se baseiam no princípio de que a energia transmitida pelo fluxo de calor através da camada limite deve ser absorvida ou rejeitada (SILVA, 2015; ANDERSON JR, 1992).

A partir deste princípio, um SPT projetado para a reentrada atmosférica de um veículo espacial pode ser desenvolvido a partir de quatro tipos de tecnologias mais utilizadas: poço ou sorvedouro de calor (*heat sink*), que enfrenta a reentrada com a grande inércia térmica do material; sistema ativo, que utiliza a circulação de um fluido pela estrutura para o resfriamento, mais utilizado em veículos reutilizáveis; sistema reradiativo, que devolve parte da energia absorvida ao ambiente através da radiação; e o sistema ablativo, geralmente utilizado em veículos projetados para apenas uma única missão (DA COSTA, 2003).

No Brasil, o desenvolvimento de SPTs eficientes começou com o sistema desenvolvido para o veículo Sonda II, utilizando compósitos de matriz fenólica com reforços de tecidos de fibras de algodão, sendo posteriormente substituídos por tecidos de fibras de amianto, que proporcionam propriedades ablativas superiores. Com as restrições à utilização do amianto, buscou-se, anos depois, a utilização de fibras de dióxido de silício e, principalmente, de fibras de carbono, sempre procurando desenvolver uma tecnologia nacional para a obtenção das matérias-primas dentro do país, como ocorre atualmente, onde os *prepregs* e peças dos sistemas de proteção térmica utilizadas no IAE são produzidos pela Plastflow Ltda., em Curitiba, no estado do Paraná (PONTAROLLI, 2006).

2.4 ABLAÇÃO

O fenômeno de ablação pode ser definido como um mecanismo de proteção ao calor baseado no princípio de absorção de energia térmica a partir de fenômenos endotérmicos, tais como: fusão, sublimação e carbonização, resultando no isolamento térmico, que é a característica desejada, mas também no consumo do material, que ocorre de forma progressiva com a combinação do fluxo de calor e forças de cisalhamento resultantes do

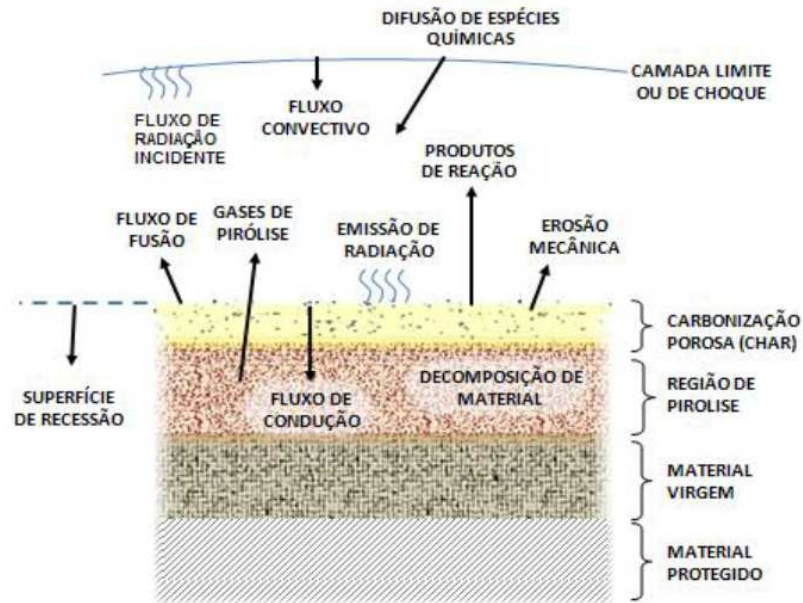
escoamento turbulento dos gases sobre a superfície do material, vibrações acústicas e ondas de choque. Para materiais de SPT, pode-se definir ablação como um processo de transferência simultânea de calor e massa, balanceado pelo fluxo de calor incidente e o desgaste do material. Os principais tipos de ablação são: ablação por fusão, por sublimação e por carbonização (SILVA, 2015; BARBOSA, 2004; THIMOTEO, 1986).

A ablação por fusão resulta na mudança de fase do material ablativo. Forma-se uma camada de líquido que escoar devido ao arrasto da atmosfera aonde o material se encontra, ocorrendo um transporte convectivo de energia, o líquido absorve o calor devido sua vaporização e injeção dos gases na camada limite (LEITE, 1999).

A ablação por sublimação culmina no consumo progressivo do material quando a sua superfície atinge a temperatura de sublimação. A mudança de fase do material ablativo e a injeção de gases na camada limite resulta na proteção térmica da superfície, o que aumenta a espessura da camada limite, e, conseqüentemente, a variação de temperatura entre o escoamento e a superfície de proteção térmica, bloqueando do fluxo de calor. O teflon (PTFE), material utilizado nos experimentos deste trabalho, sofre este tipo de ablação (LEITE, 1999).

Outro processo, a ablação por carbonização, ocorre em compósitos de resina fenólica, reforçados com fibra de carbono. O material é submetido ao fluxo de calor gerado por um aquecimento, como o aerodinâmico, que aumenta sua temperatura até sua decomposição. Isto causa a pirólise da resina formando uma camada carbonizada (mantida aglutinada pelas fibras), que aumenta progressivamente para o interior da proteção. A pirólise gera voláteis que contém vapor d'água, e materiais orgânicos residuais ou oligômeros de baixa massa molar, como apresentado na Tabela 2. Estes gases atravessam a camada carbonizada, que se torna cada vez mais porosa, absorvendo energia por calor sensível, sendo finalmente injetados na camada limite, provocando o bloqueio do fluxo de calor proveniente do aquecimento aerodinâmico, aumentando a espessura da camada limite. A camada carbonizada é composta por materiais carbonáceos que possuem propriedades termofísicas diferentes do material original, suportando altas temperaturas e atuando como uma barreira térmica, pois rejeitam grande quantidade de calor por radiação. Esta camada se torna cada vez mais porosa devido às contrações durante a emissão dos voláteis, que geram tensões internas e conseqüentemente, microtrincas, conforme ilustrado na Figura 8 (RICCIO, et al., 2017; LI et al., 2016; LEITE, 1999).

Figura 8 – Desenho esquemático de material sob ablação.



Fonte: Adaptado de Silva (2015).

Tabela 2 – Produtos voláteis gerados da pirólise da resina fenólica.

% em massa do material / Temperatura			
Voláteis gerados na pirólise	500 °C	800 °C	1200 °C
Acetileno	-	-	1,9
Acetona	17,6	-	-
Benzeno	2,5	0,7	9,0
Butano	-	6,8	-
Ciclopentadieno	-	-	0,9
Dióxido de carbono	0,6	0,6	1,2
Etileno	-	1,8	1,6
Hidrogênio	-	5,2	2,8
Metano	4,3	11,8	4,9
Monóxido de carbono	3,5	9,4	2,2
Propanol	11,1	-	-
Propileno	-	0,8	0,8
Tolueno	4,7	1,2	1,5
Outros componentes de alta massa molar	49,9	59,9	72,8
Massa molar de todos os componentes voláteis	76,0	24,0	41,0

Fonte: Thimóteo (1986).

2.5 CATALICIDADE

Durante a fase de projeto e desenvolvimento de um material utilizado em sistemas de proteção térmica, a contribuição devido à recombinação de tipos atômicos que se encontram na superfície deve ser levada em consideração, prevendo-se as taxas de aquecimento sobre as partes quentes do veículo. Durante sua reentrada, oxigênio e nitrogênio presentes na atmosfera podem colidir com a superfície do veículo, recombina-se e formando espécies moleculares voláteis (O_2 , N_2 , NO) por reações exotérmicas, o que aumenta a temperatura na superfície e pode prejudicar a integridade física do material. A eficiência catalítica apresentada por um material com relação a esta recombinação devido à reatividade química de valências não saturadas de átomos na superfície é definida como catalicidade, que juntamente com a emissividade do material, vão influenciar nos fluxos de calor e nos valores de temperatura superficial dos veículos espaciais num ambiente de reentrada (KOVÁLEV; KOLESNIKOV, 2005).

2.6 COMPÓSITOS ABLATIVOS

Materiais denominados ablativos possuem as seguintes características: baixa condutividade térmica; elevado calor específico; resistem a erosão e a altas temperaturas, dissipam o máximo de energia em sua degradação e resistem ao choque térmico. São desenvolvidos para serem consumidos lentamente, de maneira prevista, tal que a energia térmica possa ser eliminada pelos gases gerados pelo processo ablativo e, mantendo sua geometria em atmosferas extremas (ERZINCANLI; ASMA; CHAZOT, 2010; THIMÓTEO, 1986).

No entanto, algumas características devem ser consideradas nos projetos. Por exemplo, a geometria (ângulo e raio) do escudo térmico de veículos espaciais deve ser cuidadosamente projetada para evitar um “achatamento” com a perda de massa por ablação, aumentando o ângulo de ataque, o que, apesar de gerar uma maior dissipação do fluxo de calor incidente por ser sobre uma maior superfície, prejudicaria muito a aerodinâmica. Outras características levadas em consideração para os materiais compósitos consistem em sua resistência específica às diversas solicitações e durabilidade (DANIEL, 2004; SHORTLAND; TSAI, 1995).

As características ablativas dos compósitos são utilizadas principalmente em SPTs de veículos espaciais, nos casos que envolvem altas temperaturas e choques térmicos, além de alta incidência de gases em alta velocidade. Os materiais desenvolvidos com matrizes fenólicas possuem alta resistência à temperatura, especialmente em condições oxidativas. Outras resinas geralmente geram uma camada carbonizada mais sensível e não isolam o material tanto como a resina fenólica. Isto torna propícia a utilização do material carbono/fenólica para os fins estudados neste trabalho (BAKER, 2004; THIMÓTEO, 1986).

Segundo Silva (2015), ensaiando corpos de prova nos fluxos térmicos de 0,626, 0,903, 1,376 e 1,725 MW/m² (faixas de valores que abrangem os fluxos térmicos para ambientes de reentrada) nos períodos de 30, 50, 70 e 90s, conclui-se que com aparatos experimentais, como tochas de plasma, para os materiais compósitos, a perda de massa cresce linearmente com o tempo de exposição ao jato de plasma gerado pela tocha, e depende fortemente da temperatura da superfície da amostra. A comparação destes resultados experimentais a uma simulação numérica para dois valores extremos de condutividade térmica do material, baixa e alta, torna possível observar que no caso de baixa condutividade, maiores gradientes de temperatura ocorrem na região de material virgem, o que resulta em temperaturas mais baixas em regiões mais distantes da superfície exposta ao plasma. No caso de alta condutividade, praticamente não ocorre gradiente de temperatura no material virgem, o que resulta numa temperatura mais alta nesta região. Estes resultados são importantes, visto que um dos objetivos de SPTs ablativos é assegurar que as temperaturas das superfícies internas se mantenham abaixo dos limites de operação.

Conforme concluído por Silva (2015), a região de matriz das amostras sofre um processo de erosão mais intenso que a região de fibras e depende da direção do fluxo de plasma em relação ao eixo da fibra. Também é possível verificar a ocorrência do efeito de corrosão anisotrópica produzida na região de fibra de carbono, deixando-as em formato de “agulhas”. Paglia et al. (2015), conduzindo testes a um fluxo de 2,4MW/m² por 70 segundos verificaram que a pirólise atingiu uma profundidade que variou de 5 a 8 mm, atingindo temperaturas superficiais 2320°C.

2.7 REENTRADA ATMOSFÉRICA

Meteoros são os únicos objetos naturais que passam por situações comparáveis aos componentes de veículos espaciais sujeitos à reentrada atmosférica, e neste caso podem ser

citados dois tipos de meteoros: ferrosos e rochosos. Apesar de sobreviverem à reentrada, os meteoros ferrosos geralmente apresentam cavidades e poços profundos, por onde o calor atravessou a superfície e queimou a parte metálica. Os meteoros rochosos mostram um recobrimento preto, sem os furos vistos nos metálicos, e o interior praticamente intacto, por causa da dissipação do calor por meio do material gasoso resultante da vaporização de sua superfície. Isto mostra que os meteoritos rochosos passam pelo processo de ablação (PEEBLES, 2011).

A reentrada atmosférica é uma importante fase do contexto de lançamento de veículos espaciais, no que tange a recuperação de cargas úteis lançadas para as mais diversas finalidades. Para reentrada na atmosfera da terra, o projeto considera uma reentrada balística, que é aquela onde a força de frenagem é sempre oposta à linha de voo, que é uma força de arrasto. O coeficiente balístico β pode ser representado pela equação 2.1.

$$\beta = \frac{P}{C_A A} \quad (2.1)$$

Sendo P o peso do veículo, C_A o coeficiente de arrasto e A a área de referência usada na definição do coeficiente de arrasto. O coeficiente balístico β é o parâmetro mais importante para controlar a trajetória de reentrada. O aquecimento e a frenagem são menos intensas para um menor valor de β e estudos recentes mostram que a eficácia dos lançamentos com relação à trajetória melhora ao se aumentar o valor de β , utilizando-se geometrias esféricas, aumentando a velocidade de impacto, diminuindo o efeito de ventos na fase final da reentrada (AILOR; RASKY; ZELL, 2005).

A maior preocupação da reentrada é encontrar uma maneira de suportar o aquecimento aerodinâmico. Acreditava-se que atravessar este aquecimento seria impossível e rotularam-no como “barreira térmica”, analogamente à “barreira do som”, a qual era também rotulada pela geração anterior como sendo o fator que impossibilitaria voos que ultrapassassem a velocidade do som. Esta elevada quantidade de calor é transferida para o ar e para o material, simultaneamente. A ablação, explicada anteriormente, ocorre a partir do calor transferido para o material (MACHADO; VILLAS BOAS, 2006; DA COSTA, 2003; HANKEY, 1988).

2.7.1 Simulação Computacional

O modelo de ablação para um material compósito utilizado neste trabalho considera a presença de duas camadas: o material virgem e a camada carbonizada que aparece após a

frente (superfície) de pirólise. São consideradas duas frentes móveis: a frente de pirólise e a frente de ablação da camada carbonizada, ambas se iniciando a temperaturas constantes. São admitidas as seguintes hipóteses na construção do modelo matemático (MACHADO, 2009):

- Os materiais sólidos são considerados isotrópicos, com propriedades constantes;
- A zona de pirólise é considerada uma frente com espessura desprezível. A temperatura e entalpia de pirólise são consideradas constantes;
- A recessão da camada carbonizada se dá por oxidação ou sublimação a temperatura constante. A retirada da camada por efeitos aerodinâmicos é desprezada;
- Ausência de camada fundida;
- Reação completa dos gases e mistura perfeita com o ar na camada limite, com influência desprezível sobre as propriedades físicas deste último;
- O ar se comporta como gás ideal;
- O campo de escoamento ao redor da superfície não é afetado pela mudança de geometria e injeção de gás;
- A radiação é absorvida ou emitida pela superfície externa, mas não transmitida.

2.7.1.1 Modelo Matemático

A equação da conservação da energia é representada pela equação 2.2 (MACHADO, 2009):

$$\frac{\partial(\rho.C_p.T)}{\partial t} = \nabla K \nabla T + Q \quad (2.2)$$

Sendo K , a condutividade térmica e Q , um termo que leva em conta a troca de calor líquida na interface, representado pela equação 2.3:

$$Q = \int_A q \delta(x - x_F) dA \quad (2.3)$$

Sendo x , a posição no sistema de coordenadas; q , o termo fonte de energia por unidade de área na interface, de acordo com o modelo físico proposto para o fluxo de calor em cada interface. O termo x_F e o significado do delta de Dirac são explicados mais adiante. Na superfície externa da camada ablativa, tem-se a equação 2.4:

$$q = \rho LV + \varepsilon \sigma [T_F^4(t, x_F) - T_\infty^4] \quad (2.4)$$

Sendo V , a velocidade da interface e L , o calor de ablação da camada carbonizada. Na frente de pirólise, esta é simplificada para a equação 2.5, por não haver radiação na interface, desprezando o fluxo de massa dos gases de injeção:

$$q = \rho L_P V \quad (2.5)$$

Sendo L_P o calor de pirólise e ρ a massa específica da interface, obtida a partir da média entre as massas específicas das duas camadas. Uma vez que a temperatura de ablação é atingida, a condição na interface se torna a equação 2.6:

$$T_F - T_A = 0 \quad (2.6)$$

Uma condição de salto semelhante aparece na frente de pirólise, onde a temperatura de pirólise, T_P , entra no lugar de T_A (MACHADO; ORLANDE, 2016).

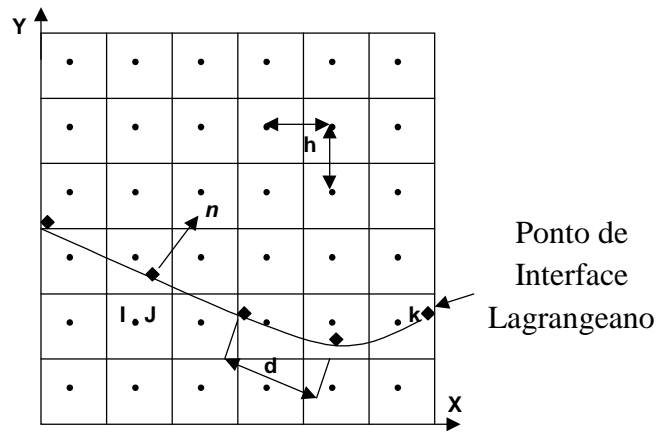
2.7.1.2 Método de Solução

O problema de transferência de calor de fronteira móvel gerado pelo processo de ablação foi resolvido pelo Método de Captura de Interface. Nesse método, é gerada uma malha Euleriana fixa e regular sobre todo o domínio. A interface age como um referencial Lagrangeano, onde é construída uma malha móvel. A localização instantânea da interface ocorre através de seu constante deslocamento e reconstrução. Cada região do domínio (sólido ou ar) é caracterizada a partir da Função Indicadora. Esse método permite a representação da qualquer geometria usada no sistema de proteção térmica e a discretização de cada camada da parede (estrutura juntamente ao sistema de proteção térmica) separadamente. Qualquer alteração desses parâmetros pode ser realizada sem grande esforço computacional, e como uma malha regular é usada no domínio, não é necessário nenhum tipo de pré-processamento (geração de malha não-estruturada ou transformação de coordenadas). Neste caso, o método pode ser empregado para estimar o desempenho do SPT ablativo, considerando um problema bidimensional na condução de calor e no problema de fronteira móvel (MACHADO; ORLANDE, 2016).

A interface é representada por uma curva paramétrica, $R(u)$, de onde os vetores normal e tangente e a curvatura são extraídos. Os pontos da interface são interpolados por um polinômio de Lagrange, que permite obter as informações e reconstruir a curva, mantendo a

distância d entre estes dentro do intervalo $0,9 < d/h < 1,1$, sendo h a distância entre os pontos fixos da malha Euleriana, como apresentado na Figura 9 (MACHADO; ORLANDE, 2016).

Figura 9 – Malhas Euleriana e Lagrangeana.



Fonte: Adaptado de Machado; Orlande (2016).

A Função Indicadora varia de 1 (para o ar) a zero (para sólido) e é numericamente construída usando a interface para determinar o termo $G(x)$. O salto através da interface é distribuído sobre os pontos da malha fixa, gerando um campo gradiente na malha tal qual a equação 2.7, que deve ser zero exceto sobre a interface, como representado pelo Delta de Dirac δ .

$$G(x) = \nabla I = \int_A n \delta(x - x_f) dA \quad (2.7)$$

Esta representação não é conveniente para um número discreto de pontos. A Função Distribuição é usada para representar este salto. A mesma é similar a uma distribuição Gaussiana e seu valor depende da distância entre os pontos Lagrangeanos e Eulerianos, $|x_{ij} - x_k|$, como representado pela equação 2.8:

$$D_{ij}(x_k) = \frac{f[(x_k - x_i)/h] \cdot f[(y_k - y_j)/h]}{h^2} \quad (2.8)$$

Sendo D_{ij} a Função Distribuição para um ponto k na malha Lagrangeana, relativo a um ponto (i, j) qualquer da malha Euleriana. Nota-se que qualquer aumento no valor h torna a interface mais espessa. A Função Distribuição Probabilística f é relacionada com a distância h a partir das equações 2.9 e 2.10:

$$f(x) = \begin{cases} f_1(x) & \text{para } |x| \leq 1 \\ \frac{1}{2} - f_1(2 - |x|) & \text{para } 1 < |x| < 2 \\ 0 & \text{para } |x| \geq 2 \end{cases} \quad (2.9)$$

$$f_1(x) = \frac{3 - 2|x| + \sqrt{1 + 4|x| - 4x^2}}{8} \quad (2.10)$$

O divergente do campo gradiente é encontrado a partir da solução da equação de Poisson (2.11). As propriedades dentro do domínio, embora consideradas constantes em cada fase, devem ser tratadas como variáveis na formulação. Uma propriedade genérica ϕ (ρ, μ, Cp ou K) é expressa tal qual a equação 2.12:

$$\nabla^2 I = \nabla G \quad (2.11)$$

$$\phi(x) = \phi_l + (\phi_v - \phi_l)I(x, t) \quad (2.12)$$

A partir da função distribuição é realizado o acoplamento entre as malhas móvel e fixa em cada instante. Esta função representa o termo fonte nas equações de balanço e interpola a descontinuidade infinitesimal como uma região de espessura finita sobre a interface. De maneira similar, essa função é usada para interpolar as variáveis dos campos da malha Euleriana para a interface. As equações 2.13 e 2.14 são usadas para distribuir o termo fonte no campo e interpolar as variáveis na interface:

$$Q_{i,j} = \sum_k q_k D_{i,j}(x_k) \Delta s_k \quad (2.13)$$

$$T_k = \sum_{i,j} h^2 T_{i,j} D_{i,j}(x_k) \quad (2.14)$$

Sendo Δs_k , a média das distâncias em linha reta entre o ponto x_k e os pontos adjacentes, e corresponde à área relativa ao ponto x_k na superfície da interface. A equação 2.13 é a forma discreta da equação 2.3, onde a função Delta de Dirac foi substituída pela função distribuição $D_{i,j}$ (MACHADO; ORLANDE, 2016).

A forma inicial da interface, $R(u)$, é especificada e o campo da Função Indicadora é construído. A temperatura da interface fora do período ablativo se mantém abaixo da temperatura de ablação e a equação da energia é solucionada com um problema de condução de calor, a partir do método dos Volumes Finitos, empregando um método explícito marchante no tempo.

Quando a temperatura da interface atinge a temperatura de ablação em um dado ponto, inicia-se um processo iterativo para a determinação da velocidade da interface em cada passo de tempo, a qual deve satisfazer a condição de salto no ponto Lagrangeano, representado pela equação 2.6.

1. Com o valor corrente de V , os pontos Lagrangeanos são transportados para a nova posição da interface, calculada explicitamente a partir da equação $V^n = (dx_f/dt)n$;
2. Calculam-se a densidade e o calor específico para a nova posição da interface;
3. Estima-se V^{n+1} pelo método de iterações de Newton, usando um sistema de relaxação numérica;
4. O fluxo de calor q cruzando a interface é calculado utilizando-se as equações 2.4 e 2.5 e distribuído na malha fixa.
5. A equação da conservação da energia (2.2), de acordo com as condições de contorno, é utilizada para que se obtenha o campo de temperatura no passo de tempo $n+1$;
6. Interpola-se a temperatura para se achar T_F na interface;
7. Testa-se a condição de salto e se o resíduo é menor que a tolerância, atualizam-se os campos de viscosidade e condutividade para a nova posição, avançando um passo no tempo, assumindo-se que o processo convergiu. Caso o resíduo não seja menor que a tolerância, uma nova estimativa para V^{n+1} é calculada, conforme a equação 2.15 e o processo retorna para o passo 3.

$$V^{n+1} = V^n - \omega R(T) \quad (2.15)$$

Na equação anterior, ω é uma constante e $R(T)$ é o resíduo para a condição de salto da temperatura na interface. Repetem-se as iterações até que o resíduo em todos os pontos seja menor que a tolerância prescrita. No início das iterações estima-se um valor de ω , para que seu valor ótimo seja encontrado (MACHADO; ORLANDE, 2016).

Este procedimento identifica duas interfaces: a superfície externa (ar – *char*), e a zona de pirólise (*char* – material virgem). Neste caso, modifica-se o método de solução, sendo necessária a caracterização de cada região entre as interfaces individualmente para o cálculo das propriedades. Desta forma, em uma região i qualquer, uma propriedade genérica será dada pela equação 2.16, sendo NFC o número de regiões e I_{g_i} a Função Indicadora Global de uma determinada região, obtida pela equação 2.17, que representa a função indicadora para cada interface. Os valores de I_0 e I_{NFC} são 1 e 0, respectivamente.

$$\phi = \sum_{i=1}^{NFC} \phi_i I g_i \quad (2.16)$$

$$I g_i = I_{i-1} - I_1 \quad (2.17)$$

O termo q da equação 2.4 passa a ser definido para cada interface i , conforme a equação 2.18 enquanto o termo fonte Q , da equação 2.3 é distribuído conforme anteriormente citado. Da mesma maneira, o critério de convergência e a correção da velocidade de cada interface móvel são feitos seguindo as equações já descritas (MACHADO; ORLANDE, 2016).

$$Q = \sum_{i=1}^{NFC} \int_{A_i} q_i \delta_i(x - x_{Fi}) dA_i \quad (2.18)$$

Com o avanço da interface e sua velocidade, tendo-se as propriedades de cada fase definidas, determina-se a taxa de perda de massa instantaneamente a partir da integração em cada passo de tempo, enquanto o método experimental mostra a resultado final após o período determinado.

2.7.2 Influência da Geometria do Sistema de Proteção Térmica

Em geral, a redução do raio da ponta da proteção térmica, e o aumento do índice de esbeltez do corpo resultarão em efeitos mais severos do ambiente para uma reentrada a uma determinada velocidade e trajetória de voo, por isso materiais ablativos de alta densidade são usados nas regiões de estagnação e nas bordas de ataque, pois são adequados para satisfazer estas exigências. Além do aquecimento, as cargas estruturais, tais como aquelas produzidas por momentos fletores no ângulo de ataque devem ser consideradas, bem como as tensões térmicas (CHANNON; BARRY, 1967).

Desde os anos 60, estudos variando parâmetros de geometria como raio e ângulo de ataque, espessura, seção transversal e tipos de perfil a partir da otimização por métodos iterativos são conduzidos para dimensionamento e definição destas medidas (HAMMOND, 1999).

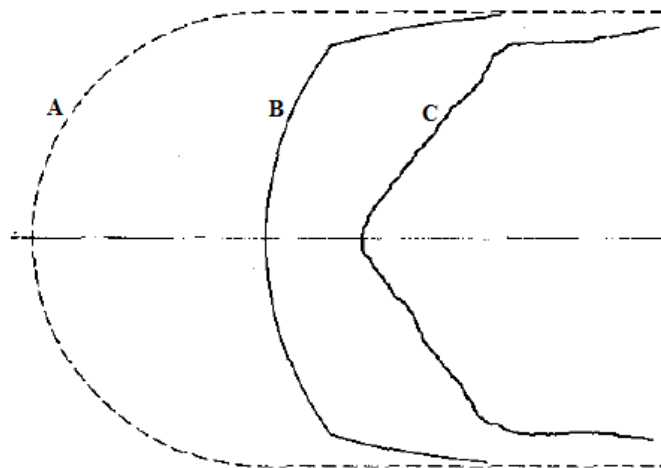
Durante a reentrada, o material ablativo da ponta do foguete passa por uma mudança de forma em resposta ao agressivo ambiente térmico e aerodinâmico. Esta ponta tende a diminuir devido ao maior fluxo de calor na região de estagnação (BOYD; PADILLA, 2003).

Santos (2005) conclui que, à medida que as formas se aproximam de perfis mais afiados, apresentam um melhor desempenho, uma vez que apresentam menores distâncias de separação de choque.

Segundo Welsh Jr (1969), os materiais ablativos com contorno circular têm o comportamento de acordo com a Figura 10, devido aos efeitos de recessão. Katte, Das e Venkateshan (2000) concluíram que o efeito da curvatura é bastante significativo em se tratando de materiais ablativos.

Conforme afirmado por Sutton (1970), para geometrias hemisféricas (circulares) de materiais de carbono/fenólica, há a remoção de *char* na superfície dependendo da pressão do ar, mas não o suficiente para remoção desta camada completa. Durante o aquecimento o material mostra alguma expansão, que tende a compensar a recessão devido à remoção de produtos químicos. Materiais com fibras paralelas à incidência de calor apresentam maior recessão do que materiais com fibras perpendiculares. Estes efeitos de remoção de *char*, expansão e degradação do material durante o resfriamento podem gerar divergências quando os resultados são comparados a simulações computacionais.

Figura 10 – Contorno superficial de acordo com o número de Mach.



A: Contorno Inicial: Superfície circular

B: Contorno estável após teste a um baixo número de Reynolds (Mach 6)

C: Contorno estável após teste a um alto número de Reynolds (Mach 2)

Fonte: Adaptada de Welsh Jr (1969).

2.8 PLASMA

Plasma é um dos estados físicos da matéria, similar ao gás, no qual certa porção das partículas é ionizada. Consiste em uma mistura de elétrons, íons e partículas neutras. A mistura destas partículas no estado fundamental, espécies excitadas e fótons, pode ser designada como plasma somente se as cargas negativas e positivas se equilibrarem, ou seja, sobretudo, o plasma deve ser eletricamente neutro. Esta propriedade é conhecida como quase neutralidade. Em contraste com o gás à temperatura e pressão ambiente, o plasma é eletricamente condutor devido à presença de portadores de carga livre, podendo atingir condutividades elétricas superiores às dos metais à temperatura ambiente. O comportamento dinâmico do plasma é geralmente muito complexo quando comparado ao comportamento de sistemas gasosos e fluidos (BOULOS; FAUCHAIS; PFENDER, 2016, STURROCK, 1994),

2.8.1 Tochas de Plasma

Com a “corrida espacial”, na segunda metade do século XX, houve aumento na demanda de novas tecnologias para simular reentradas atmosféricas, reproduzindo grandes fluxos de gases a altíssimas velocidades e temperatura, viabilizando a simulação da “barreira térmica” através da formação de plasma em torno de objetos. Portanto, foram desenvolvidas as tochas de plasma, também chamadas de plasmatrões, que consistem em dispositivos que convertem energia elétrica em energia térmica, através de descargas elétricas estabilizadas de maneira geral por um fluxo de gás confinado a uma restrição de dimensões reduzidas. Estes dispositivos são capazes de produzir e manter um escoamento direcionado com grande entalpia, obter temperaturas que chegam a mais de 3000 K com facilidade e apresentar eficiência de conversão de energia elétrica em térmica acima de 70%, de maneira rápida, podendo utilizar diversos tipos de gases com menor emissão de poluentes em comparação com outros processos (AUWETER-KURTZ; KURTZ; LAURE, 1996; REGAN; ANANDAKRISHNAN, 1993).

As tochas de plasma atualmente são utilizadas para corte, fusão e solda de metais em atmosfera inerte, pirólise de resíduos tóxicos e lixo hospitalar, decomposição térmica de gases, deposição de camadas de proteção superficial, entre outras aplicações. A classificação das tochas de plasma pode ser conforme o tipo de aplicação ou conforme o princípio básico de conversão de energia elétrica em energia térmica. As tochas de plasma são consideradas como dispositivos de baixa temperatura pela literatura, pois comparadas a outros tipos de

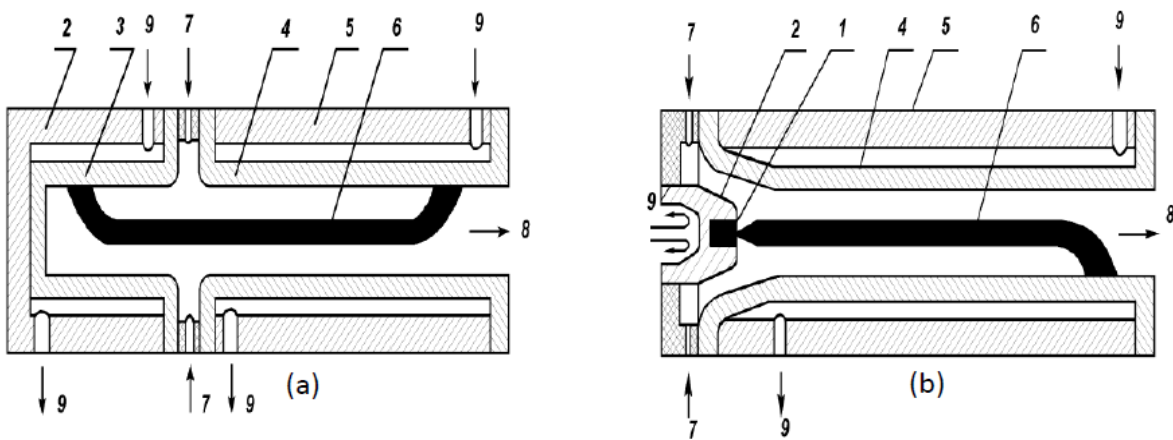
plasma, tal como de fusão nuclear que chegam a milhões de Kelvin, chegam a baixas temperaturas (CALIARI et al., 2016; BOULOS; FAUCHAIS; PFENDER, 1994).

2.8.2 Classificação das Tochas de Plasma

A classificação das tochas de plasma pode ser feita a partir do tipo de fonte de potência, posição dos eletrodos, método de estabilização do arco elétrico e tipo de catodo utilizado. Pelo tipo de fonte de potência, as tochas são classificadas como tochas de arco elétrico com corrente contínua e arco elétrico com corrente alternada, que podem chegar a aproximadamente 12000 K; rádio frequência, que podem chegar a aproximadamente 10000 K; e alta frequência e ultra-alta frequência, que chegam a temperaturas em torno de 6000 K (ZHUKOV; ZASYPKIN 2007; BOULOS, 2001).

As tochas de arco elétrico, utilizadas neste trabalho, possuem maior facilidade para obtenção deste tipo de descarga a partir das fontes de energia utilizadas, e não dependem de muita sofisticação e tecnologia, tais como geradores de micro-ondas e rádio frequência, oferecendo maior potência com menor custo. Porém, apesar de suas vantagens, tochas de plasma não oferecem uma simulação completa das condições de reentrada devido às dificuldades quanto à estabilidade e das restrições de pressão do arco, gerando dispersões no fluxo térmico, pressão e direção da tocha. Para reproduzir escoamentos com elevadas entalpias, geralmente se utiliza tocha a arco não transferido, pois a descarga elétrica ocorre apenas entre eletrodos internos, dentro da tocha de plasma. A Figura 11 mostra os elementos básicos construtivos de dois tipos de tochas a arco não transferido com catodo frio (a) e catodo quente (b) (ESSIPTCHOUK, 2009; ZHUKOV; ZASYPKIN 2007; AUWETER-KURTZ, 2002).

Figura 11 – Desenho esquemático de tochas de plasma de arco não transferido (a) com catodo frio e (b) com catodo quente.



Fonte: Adaptada de Zhukov, Zasytkin (2007).

A partir da Figura 11 pode ser observado que os números elencam os componentes da seguinte forma:

- 1- Inserção termiônica;
- 2- Suporte do catodo;
- 3- Tubo de cobre que forma o catodo frio;
- 4- Anodo;
- 5- Suporte do anodo;
- 6- Arco elétrico;
- 7- Entrada de gás;
- 8- Jato de plasma;
- 9- Água de refrigeração.

Tomando como exemplo uma descarga elétrica típica em arco, formada na pressão atmosférica entre dois eletrodos idênticos, sem nenhum tipo de refrigeração, normalmente a temperatura alcançada pelo catodo chega a valores entre 3200 K e 3600 K e no anodo entre 3600 K e 4200 K. Neste trabalho é utilizada uma tocha de plasma a arco elétrico não transferido que utiliza um sistema de refrigeração que retira o calor absorvido nas paredes internas, restringindo a elevação de temperatura dos eletrodos, mantendo a temperatura bem abaixo do ponto de fusão, a fim de preservar a integridade de seus componentes (ZHUKOV; ZASYPKIN 2007).

2.8.3 Estabilização da Coluna de Arco

Um modelo básico de uma tocha linear consiste em um catodo axial e um anodo oco no mesmo eixo de simetria. A estabilização da coluna de arco consiste em submeter o arco elétrico a forças longitudinais e radiais, de maneira que o arco permaneça centralizado com o eixo do sistema, sendo forçado a retornar a essa posição quando sofrer qualquer tipo de desvio, evitando uma prematura ruptura do arco para as paredes metálicas do canal, e uma conseqüente diminuição do comprimento do arco, o que garante a estabilidade no funcionamento da tocha e contribui para a diminuição da erosão dos eletrodos (FRIDMAN, 2008; ZHUKOV; ZASYPKIN 2007).

O mecanismo físico que estabiliza o arco no centro do eletrodo encontra-se baseado na equação de Elenbaas-Heller, a qual foi simplificada pelo modelo proposto por Steenback-Raizer, para a distribuição radial de temperatura da coluna positiva de arcos em alta pressão. Conforme este modelo, a condutividade está relacionada com a temperatura alta no interior do canal. No centro da descarga, a temperaturas maiores que 4000 K, a condutividade é drasticamente elevada, isolando termicamente e contraindo a descarga na região central em um fio fino de plasma com elevada taxa de ionização e de alta temperatura, denominada coluna de arco térmico. Assim, quando coluna de arco se desvia do eixo central do sistema, a borda mais próxima à parede é resfriada e a borda oposta do canal se aquece corrigindo a posição do arco (FRIDMAN, 2008).

Alguns mecanismos são empregados no anodo para movimentar o fechamento do arco e evitar sua fixação em um ponto fixo. Geralmente a entrada do fluxo de gás é feita em vórtice, fazendo o arco girar no plano azimutal ao fechar no anodo. A coluna do arco permanece estável no eixo central do sistema porque a velocidade circular deste vórtice estabelece um perfil de pressão menor nesta região. O comprimento máximo que a coluna de arco irá desenvolver dependerá da tensão da fonte, pois, o comprimento do arco varia linearmente com a tensão elétrica. A fixação deste comprimento é importante para a obtenção de um fluxo térmico estável na saída da tocha. Fatores aerodinâmicos do fluxo de gás também definirão a distância máxima que a coluna de arco se manterá estabilizada no centro do canal (FRIDMAN, 2008).

2.8.4 Características da tocha

Para que se possam analisar os resultados de ensaios de ablação, é necessário que se conheçam as características de eficiência térmica, o acréscimo de entalpia e a curva de fluxo térmico por distância da tocha de plasma.

A energia efetivamente utilizada no aquecimento do gás, a energia elétrica fornecida para o arco e a eficiência térmica da tocha de plasma (que consiste na relação entre os dois valores anteriores), são obtidos a partir das equações 2.19 a 2.21, sendo η a eficiência térmica, P_{ef} a potência efetiva de aquecimento do gás, P_{TOT} a potência total fornecida ao arco, V a tensão, I a corrente e P_{AB} a potência absorvida pelas paredes dos eletrodos (ZHUKOV, 1994):

$$P_{ef} = P_{TOT} - P_{AB} \quad (2.19)$$

$$P_{TOT} = V \cdot I \quad (2.20)$$

$$\eta = \frac{P_{ef}}{P_{TOT}} \quad (2.21)$$

A potência efetiva de aquecimento do gás é igual à potência total fornecida e transformada em fluxo de calor pelo arco menos a potência absorvida pelas paredes dos eletrodos, conforme a equação 2.19. Esta potência absorvida pelos eletrodos é igual ao fluxo de calor para a água de refrigeração que passa pela tocha (Q_{H_2O}), que pode ser calculada por meio da equação 2.22, sendo G_{H_2O} a vazão da água, T_1 a temperatura da água que entra na tocha, T_2 a temperatura da água que sai e c_p o calor específico da água (ZHUKOV, 1994):

$$P_{AB} = Q_{H_2O} = G_{H_2O} \cdot c_{p(H_2O)} \cdot (T_2 - T_1) \quad (2.22)$$

O acréscimo de entalpia do gás na tocha pode ser calculado como a razão entre a potência efetiva (P_{ef}) e a vazão mássica do gás (G) conforme a equação 2.23:

$$\Delta H = \frac{P_{ef}}{G} \quad (2.23)$$

Os fluxos térmicos da tocha são calculados pelas equações 2.24 e 2.25:

$$q = \frac{k\delta}{a} \frac{dT}{dt} \quad (2.24)$$

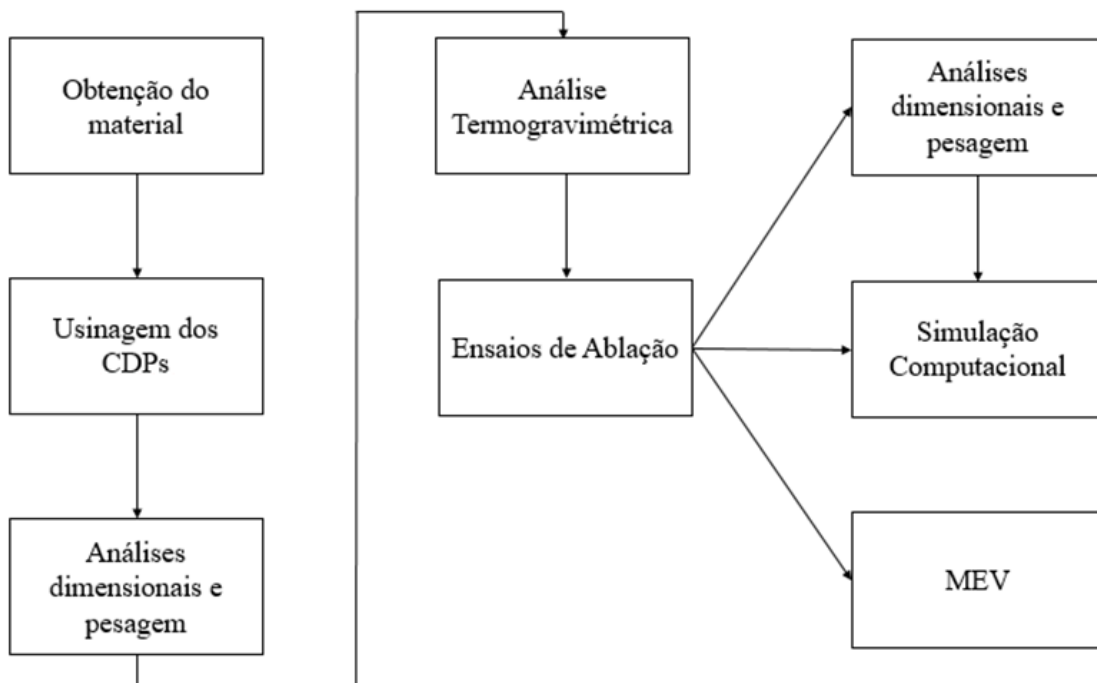
$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2.25)$$

Nestas equações, considera-se a medição por meio de um disco de espessura δ , percorrida pelo calor, colocado em frente a uma pluma de plasma estável e definida, onde um fluxo térmico constante incide em um lado até o lado oposto, gerando perfis de temperatura $T1$ e $T2$ respectivamente nestas superfícies. As superfícies que não estão expostas à tocha são protegidas por um isolante térmico de modo que somente o fluxo incidente leve calor ao disco. Medindo-se o perfil de temperatura $T2$ na superfície oposta ao de incidência quando após um tempo de estabilização, o crescimento da temperatura se torna linear e a diferença de temperatura entre as superfícies do disco é constante (dT/dt). Os coeficientes k e a são, respectivamente, a condutividade e a difusividade do material do disco (ZHUKOV, 1994).

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Este capítulo aborda os tipos de materiais utilizados, os respectivos processos de obtenção, preparação de corpos de prova, e métodos para obtenção e avaliação dos resultados obtidos. De maneira resumida, a sequência do trabalho é apresentada a partir do fluxograma apresentado na Figura 12:

Figura 12 – Fluxograma básico da sequência do trabalho.



Fonte: Produção do próprio autor.

3.1 MATERIAIS UTILIZADOS

No desenvolvimento deste trabalho foi testado o material compósito de fibra de carbono reforçado com resina fenólica prensado, que vem sendo utilizado em diversos sistemas de proteção térmica de foguetes, como proteções térmicas da região das tampas dos motores S40 e S43 e da entrada dos divergentes que equipam as tubeiras, além do teflon (PTFE), material com propriedades já bem estabelecidas, utilizado neste trabalho como validação do método, que foi adquirido da Empresa Feira da Borracha Ltda.

O compósito de carbono/fenólica foi fornecido pela empresa Plastflow Ltda. O material utilizado como reforço foi um tecido de carbono tipo Rayon UVIS T-22 R ECHO, com as seguintes características:

- Largura (mm): 550 ± 50 ;
- Espessura (mm): 0,45 - 0,65;
- Padrão de tecelagem: 2x2 Twill;
- Gramatura (g/m^2): 350 ± 35 ;
- Teor de carbono (min.): 95%;
- Teor de cinzas (máx.): 0,5%;
- Massa específica do fio (g/cm^3): 1,5 - 1,6;
- Resistência da fibra (MPa): 1600;
- Módulo de elasticidade (GPa): 70 – 80;
- Elongação até a ruptura (%): 2,1;
- Diâmetro da fibra (μm): 8,5.

O polímero utilizado como matriz foi uma resina do tipo fenólica, com as seguintes características:

- Tipo: Resol;
- Solvente: Etanol;
- Teor de sólidos: 55% a 65%;
- Viscosidade Brookfield a 25 °C: 0,2 a 0,5 Pa.s;
- Massa específica a 20°C: 1,05 a 1,15 g/cm^3 .

O teflon (Politetrafluoretileno PTFE, $-(\text{CF}_2-\text{CF}_2)_n-$), possui as seguintes características (CALLISTER, 2008; PADILHA, 2000):

- Condutividade Térmica: 0,25 W/mK;
- Massa específica: 2,16 g/cm^3 ;
- Calor específico a pressão constante: 1,050 J/gK;
- Temperatura de fusão: 327 °C;
- Coeficiente de expansão térmica linear: $126 - 216 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$.

3.1.1 Métodos e processos utilizados

O processo de impregnação dos tecidos de carbono com resina fenólica foi executado pela empresa Plastflow, que produziu o tecido pré-impregnado (*prepreg*) com conteúdo em massa de resina de aproximadamente 45%. A Figura 13 mostra o processo utilizado para a obtenção dos pré-impregnados utilizados neste trabalho de pesquisa.

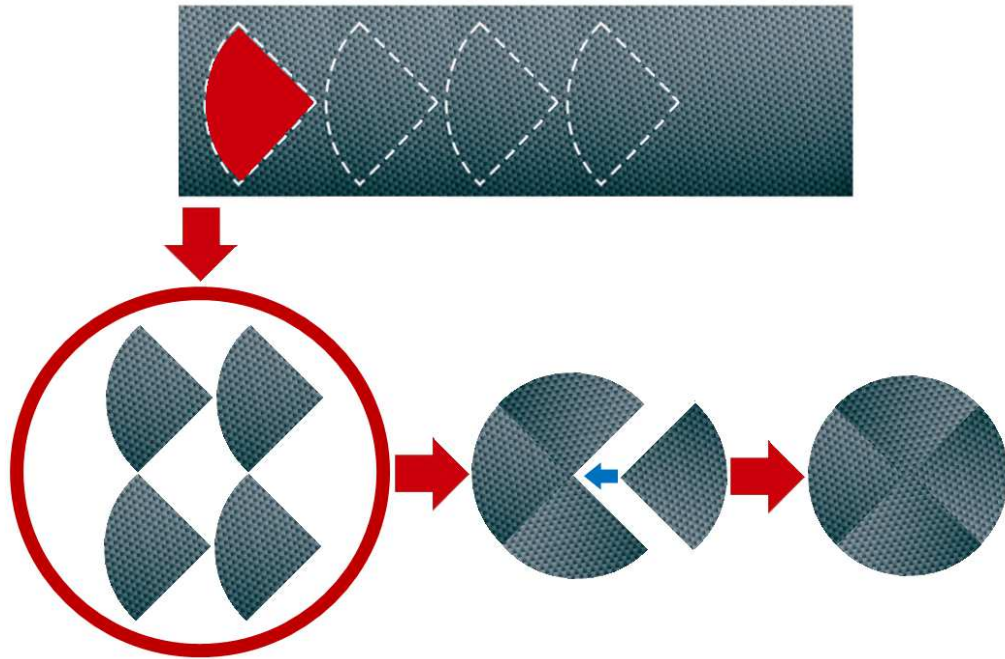
Figura 13 – Processo de pré-impregnação na Plastflow.



Fonte: Silva (2015).

Na sequência, estes tecidos foram cortados em forma de “pétalas” e dispostos em um molde metálico no formato de um disco, como apresentado na Figura 14, de maneira que as emendas fossem defasadas durante o empilhamento das aproximadamente 70 camadas.

Figura 14 – Processo de corte do “prepreg” e disposição no molde.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 15 – Prensa similar à utilizada na cura da peça.



Fonte: Silva (2015).

Na sequência do processo, fecha-se o molde e o material é polimerizado pelo processo de moldagem por compressão a quente. Neste processo utiliza-se uma prensa hidráulica com capacidade de 200 toneladas, que possui duas plataformas aquecidas por resistências elétricas providas de um controlador de temperatura cada uma. A Figura 15 apresenta um modelo de prensa similar à utilizada no processo de cura para este trabalho.

A resina fenólica que compõe o material pré-impregnado obtido em forma de tecido apresenta as características que configuram o estágio B de cura, conforme Reghunadhan Nair (2004). Para um *prepreg* de fibra de carbono e resina fenólica, deseja-se obter as seguintes características: índice de resina entre 40 a 55%; índice de voláteis de 3 a 6%; e índice de fluidez “*flow*” de 4 a 9%. O ciclo de cura consiste em uma sequência de 2 horas a 100 °C, 2 horas a 120 °C, 2 horas a 140 °C e 30 horas a 165 °C, sob pressão de aproximadamente 7 MPa. Ao ser retirado do molde, o material se encontra em um estado físico denominado *blank*, conforme apresentado na Figura 16, com 38,5 mm de espessura.

Figura 16 – *Blank* de proteção térmica da tampa do motor S40,



Fonte: Produção do próprio autor.

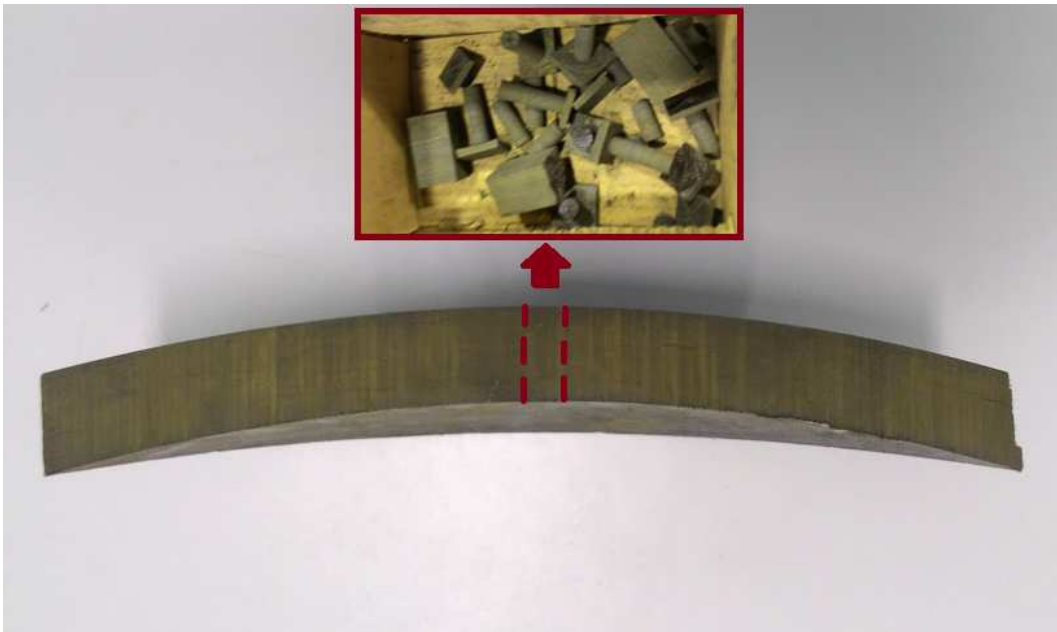
Na sequência, retiram-se as amostras padronizadas para controle de qualidade do material pós-curado por meio de análise conforme os seguintes requisitos: massa específica (g/cm^3): 1,4 a 1,5, medida conforme norma ASTM D792-66; teor de resina em massa: 35% a

40%, medido conforme norma ASTM D3171-76; teor de material não curado: < 0,5%, medido conforme norma ASTM D494-46.

3.1.2 Obtenção, análise dimensional e pesagem dos corpos de prova

Para a realização deste trabalho de pesquisa, foram extraídos e usinados vários corpos de prova da proteção térmica da tampa do motor S40, buscando manter o recorte perpendicular ao plano da peça.

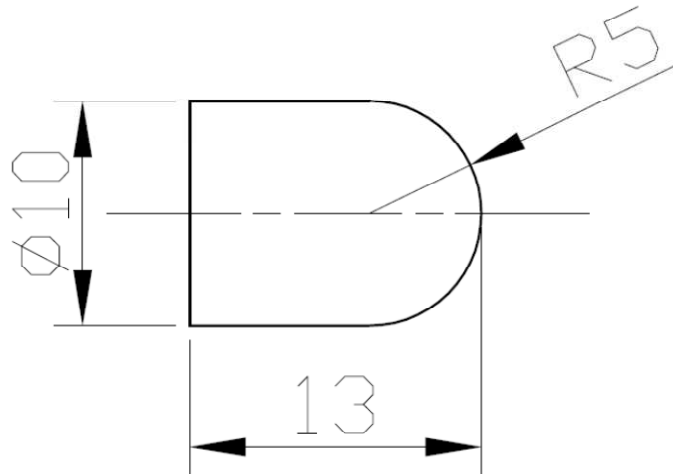
Figura 17 – Extração dos corpos de prova da proteção térmica da tampa do S40.



Fonte: Produção do próprio autor.

Os corpos de prova da proteção térmica da tampa do S40 foram usinados nas dimensões de $\varnothing 10$ mm, uma meia esfera em uma das pontas de 5 mm de raio e distância entre pontas de 13mm, conforme desenho apresentado na Figura 18. Estes corpos de prova foram preparados nas dependências da oficina da Divisão de Mecânica do IAE. Este diâmetro corresponde ao núcleo central do jato de plasma que tem uma distribuição de entalpia mais uniforme, conforme resultados obtidos na caracterização da tocha. O comprimento foi estabelecido de acordo com o porta-amostra disponível para os ensaios e a curvatura da ponta foi determinada para uma maior facilidade de usinagem, a fim de levantar a influência da geometria na ablação para que se aplicassem estes resultados à simulação computacional.

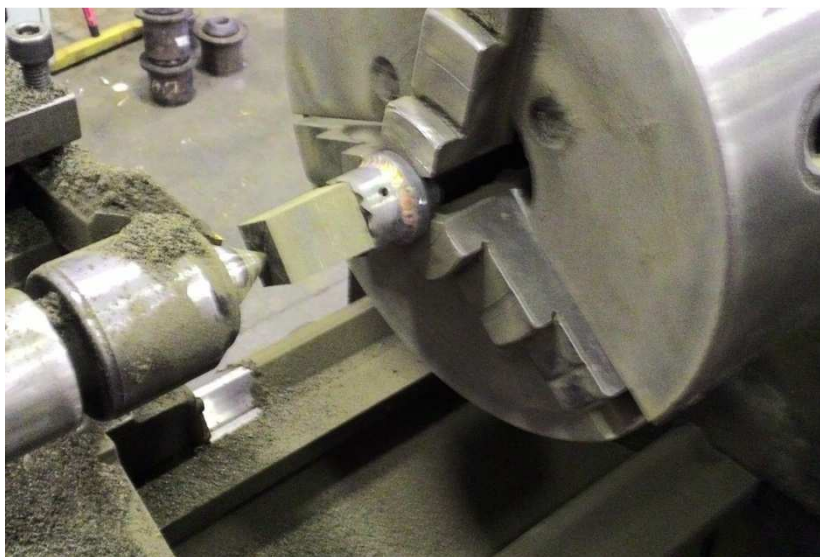
Figura 18 – Desenho dos corpos de prova.



Fonte: Produção do próprio autor.

Durante a usinagem, todas as operações foram realizadas sem utilização de fluidos lubrificantes e/ou refrigerantes, pois até mesmo água pura não é permitida, pois, pelo fato do material compósito ser poroso, o mesmo absorve o fluido, contaminando-se e modificando suas características. Devido à grande quantidade de pó liberado durante o processo, alguns cuidados especiais devem ser tomados como utilização de sistema de aspiração acoplado ao torno ou fresadora, pois as fibras de carbono são condutoras elétricas, e o pó gerado durante as operações de usinagem pode causar sérios danos em circuitos eletroeletrônicos das máquinas.

Figura 19 – Usinagem dos corpos de prova.



Fonte: Produção do próprio autor.

Durante a realização deste trabalho, cada amostra foi identificada e pesada em uma balança de precisão marca Ohaus modelo Precision Plus TP 4KD. Uma nova pesagem do corpo de prova também foi realizada logo após exposição ao fluxo térmico, para determinar a taxa de massa removida por unidade de área e o calor de ablação das amostras na mesma balança. As amostras também foram medidas antes dos ensaios na Divisão de Garantia do Produto (AGP) do IAE, com paquímetro digital e projetor de perfil marca Hexagon modelo Optiv Classic vm 3020.

3.2 ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA

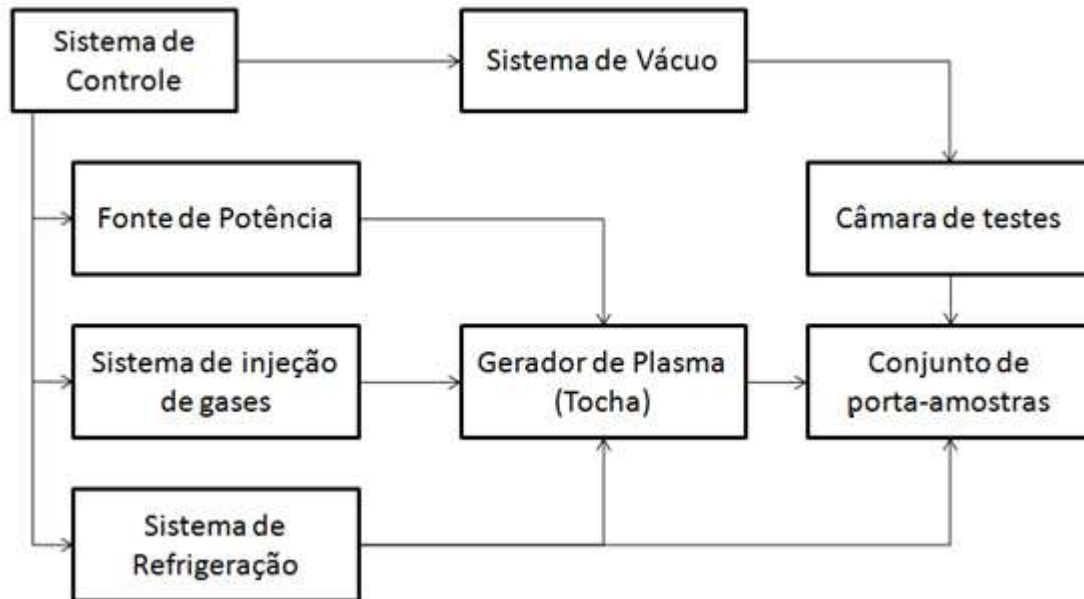
O material foi analisado por meio de amostras retiradas da mesma peça com massa média de $15,086 \pm 0,046$ mg com a utilização do Analisador Térmico Simultâneo SDT Q-600, na Divisão de Química do IAE, sob as condições de temperaturas mínima e máxima de 10 °C e 30 °C, respectivamente e umidade relativa mínima e máxima de 20% e 80%, respectivamente. As amostras foram armazenadas em dessecador até a realização dos ensaios.

No procedimento, as amostras foram aquecidas em um porta-amostra de platina a uma taxa de aquecimento de 10 °C/min, a partir da temperatura ambiente até a estabilização da temperatura do forno, em 550 °C, sob atmosfera de nitrogênio (50 mL/min). As amostras foram mantidas em isoterma por 60 minutos.

3.3 ANÁLISE DE ABLAÇÃO EM TOCHA DE PLASMA

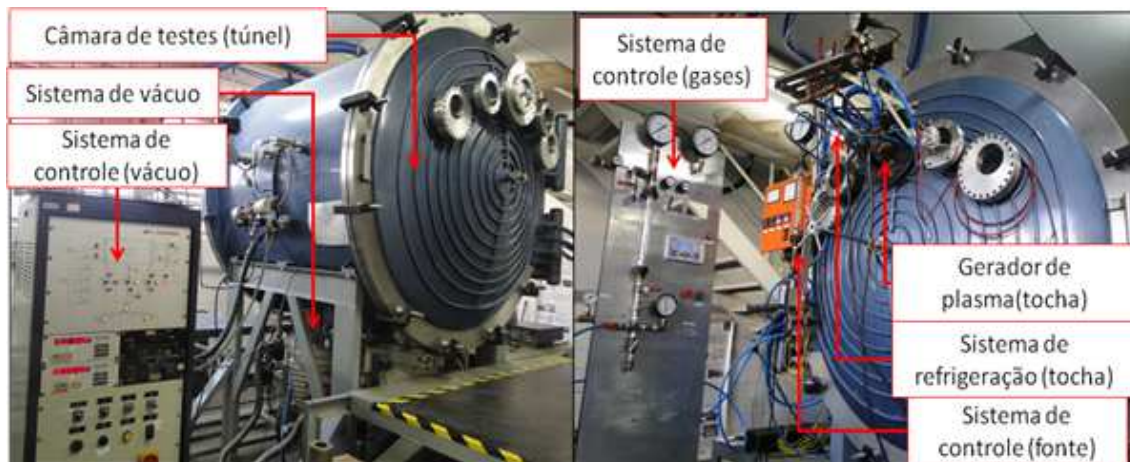
Para os ensaios de ablação, foi utilizado o túnel de plasma disponível no Laboratório de Plasma e Processos (LPP) do Departamento de Física do Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA). O sistema é composto de sistema de controle, sistema de vácuo, câmara de testes, fonte de potência, sistema de injeção de gases, sistema de refrigeração, gerador de plasma (tocha), e o conjunto de porta-amostras (Figuras 20 e 21).

Figura 20 – Estrutura do túnel de plasma.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 21 – Identificação da estrutura do túnel de plasma.



Fonte: Produção do próprio autor.

A câmara de testes no vácuo (túnel) possui volume de 3,2m³, construída em aço inox de 15 mm de espessura, possui forma cilíndrica de 1,5m de diâmetro e 1,8m de comprimento, duas portas do tipo calota, por onde é acessado o interior da câmara e por onde são monitorados os experimentos, por meio de janelas de inspeção. A lateral do túnel possui flanges para inserção de acessórios como termopares, mangueiras de água e cabos elétricos.

O sistema de vácuo é composto por um conjunto de bombas de vácuo, sensores de pressão e válvulas pneumáticas, garantindo que no interior da câmara a pressão seja baixa o bastante para a simulação do ambiente de reentrada atmosférica (aproximadamente 70 Pa). Para este processo são utilizadas duas bombas mecânicas E2M80 de capacidade de 80m³/h, que realizam o pré-vácuo anterior à partida da terceira bomba utilizada, EH-500, de capacidade de 500m³/h. A operação deste sistema é por meio de um painel de controle com controlador lógico programável, que aciona as válvulas somente quando os níveis de pressão estão adequados, de maneira a proteger os sensores de pressão e as bombas de vácuo de operações inadequadas.

A fonte de potência fornece corrente contínua para a tocha de plasma, sendo esta composta por seis transformadores e uma unidade retificadora que utiliza diodos de potência. A tensão de saída com circuito em aberto é de 700 V e a corrente pode ser ajustada entre 25 e 120 A (BARROS, 2008).

O sistema de injeção de gases é composto por um compressor de ar marca Schulz modelo SCL40BR e manômetros.

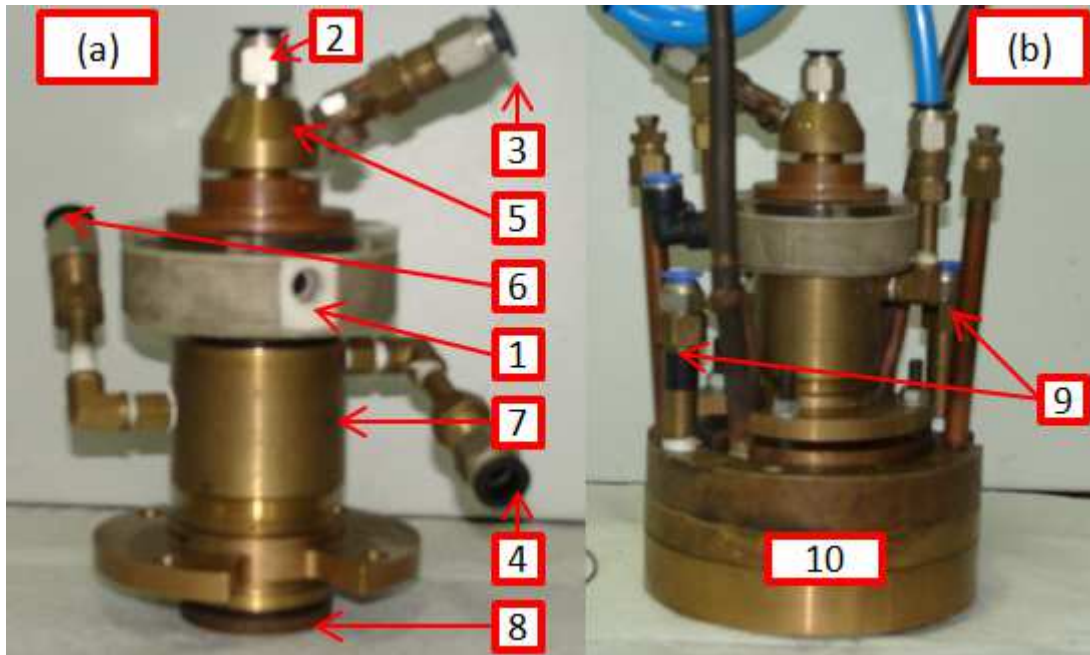
O sistema de refrigeração possui um reservatório de água de 4000 L e bomba d'água para refrigerar a tocha de plasma, o bocal supersônico e porta-amostras. Estes componentes são interligados por meio de mangueiras de poliuretano e tubos de PVC.

O sistema de controle conta com instrumentos de medição em todos os sistemas citados (termopares, manômetros, fluxostatos, controladores, entre outros equipamentos para monitorar e controlar as condições do túnel para que se obtenham as características desejadas de fluxo, pressão e temperatura nos ensaios).

3.3.1 Tocha de plasma

A tocha de plasma utilizada neste trabalho é do tipo linear com arco elétrico não transferido auto estabilizado. O catodo consiste de uma inserção termiônica constituída por um pino de háfnio do tipo utilizado no catodo de tochas de plasma para corte de metais. A Figura 22 mostra uma imagem da versão final da tocha utilizada em operação.

Figura 22 – (a) Tocha de plasma e (b) Conjunto de tocha de plasma acoplada em bocal supersônico.



Fonte: Produção do próprio autor.

A Figura 22 apresenta:

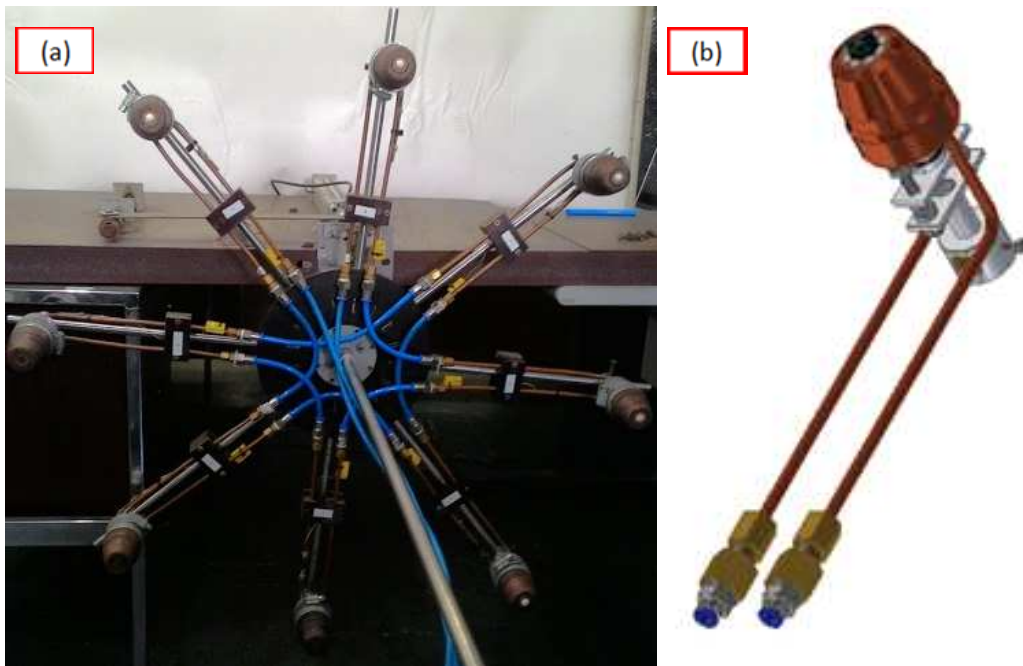
- 1 – Entrada de gás para a câmara de vórtice;
- 2 – Entrada de água de refrigeração do catodo;
- 3 – Saída de água do catodo;
- 4 – Entrada de água de refrigeração do anodo;
- 5 – Catodo;
- 6 – Saída de água do anodo;
- 7 – Anodo;
- 8 – Saída do jato de plasma e encaixe no bocal supersônico;
- 9 – Entrada e Saída de água de refrigeração do bocal supersônico;
- 10 – Bocal supersônico.

O bocal supersônico no qual a tocha é acoplada é denominado Bocal De Laval, utilizado para acelerar o jato de plasma, aumentando a entalpia do mesmo como apresentado na caracterização da tocha. O conjunto é acoplado à câmara (túnel) de vácuo por meio de adaptação em uma das janelas de inspeção da porta traseira da câmara (CHARAKHOVSKI, 2008).

3.3.2 Conjunto de porta-amstras

As amostras são posicionadas em uma estrutura giratória, interna à câmara de vácuo, que suporta até oito amostras, conforme Figura 23a. Os porta-amstras são refrigerados com água durante todo o ensaio, e a amostra é montada na ponta do porta-amostra, para receber a tocha de plasma no ensaio, como mostra a Figura 23b.

Figura 23 – (a) Conjunto com porta-amstras antes da montagem na câmara; (b) Desenho 3D de porta amostra montado.



Fonte: Produção do próprio autor.

3.3.3 Caracterização da tocha de plasma

Para a caracterização da eficiência térmica e acréscimo de entalpia da tocha de plasma, realizou-se a medição das temperaturas de entrada e saída de água de refrigeração do sistema, variando-se a vazão de gás de entrada no sistema, varrendo-se os limites do sistema de ensaios e de estabilização do arco na tocha. A Tabela 3 apresenta os valores médios de resultados obtidos em três medições por cada vazão de gás, e o cálculo das potências total, absorvida e efetiva, e eficiência térmica, utilizando a vazão de 6 L/min de água de refrigeração na tocha e o valor de calor específico da água de 4186 J/Kg°C e a equação 2.20, 2.22, 2.19 e 2.21, respectivamente.

Tabela 3 – Dados e resultados de caracterização de eficiência térmica da tocha

Vazão de gás de entrada	183,05	192,67	204,64
	L/min	L/min	L/min
Tensão	232,33 V	340,00 V	340,00 V
Corrente	109,33 A	105,00 A	104,67
Potência Total	35351,00 W	35700,00 W	35586,70 W
Temperatura de entrada de água da tocha	23,73 °C	24,33 °C	22,43 °C
Temperatura de saída de água da tocha	35,15 °C	34,82 °C	32,16 °C
Potência absorvida pela tocha	4781,84 W	4392,88 W	4072,56 W
Potência efetiva da tocha	30569,27 W	31307,12 W	31514,12 W
Eficiência térmica	86%	88%	89%

Fonte: Produção do próprio autor.

O acréscimo de entalpia é calculado utilizando-se a vazão de gás fornecido à tocha de plasma. Para calcular este valor de vazão medem-se os valores de vazão de gás de entrada e o valor de gás descartado pelo sistema. A subtração destes valores resulta na vazão desejada. O valor de vazão volumétrica foi corrigido pelo fator de correção de 0,998 fornecido pelo fabricante do medidor de vazão de marca Brooks Instruments modelo 0254. A Tabela 4 apresenta estes valores e os resultados de acréscimo de entalpia em função da vazão de gás de entrada, calculados por meio da equação 2.30

Tabela 4 – Dados e resultados de caracterização de acréscimo de entalpia

Vazão de gás de entrada corrigido	182,68 L/min	192,28 L/min	204,22 L/min
Vazão de gás descartado pelo sistema	155,37 L/min	167,07 L/min	183,05 L/min
Vazão de gás da tocha	0,00052 Kg/s	0,00047 Kg/s	0,00038 Kg/s
Acréscimo de entalpia	7,9 MJ/Kg	7,69 MJ/Kg	7,29 MJ/Kg

Fonte: Produção do próprio autor.

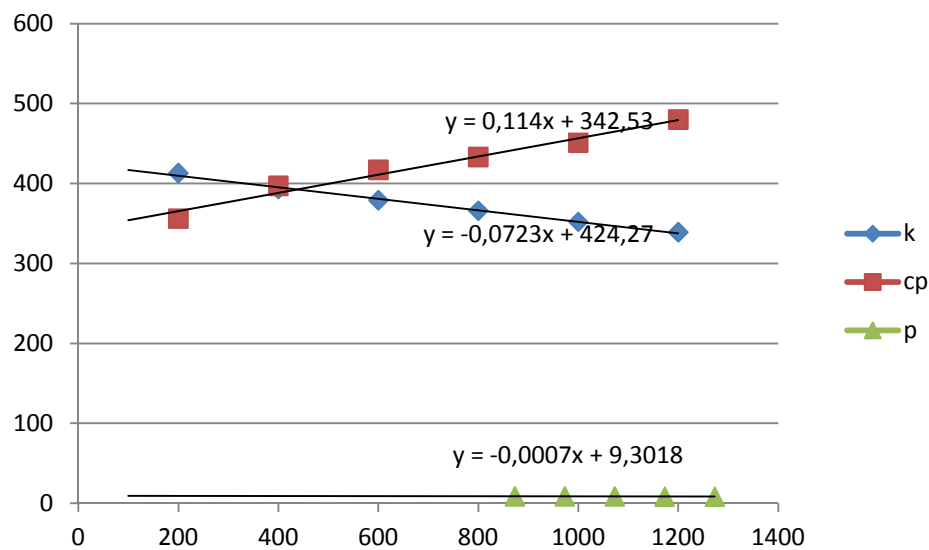
A partir destes resultados foram definidas as condições de ensaio relacionando o melhor acréscimo de entalpia com a melhor eficiência térmica, portanto, definiu-se o valor de vazão de gás de entrada de 190 L/min como o valor de referência para os ensaios a serem realizados.

O fluxo térmico foi medido ao longo da linha axial do jato em diversas distâncias medidas a partir do bocal da tocha de plasma, com o objetivo de determinar um perfil de fluxo

térmico por distância da tocha, utilizando-se um calorímetro com disco de cobre isolado termicamente nas demais extremidades e um termopar tipo k posicionado a 3 mm da extremidade exposta do calorímetro. As medições geram uma curva que, durante a exposição, tende a se tornar uma reta, que possui um coeficiente angular, dT/dt . Primeiramente, efetuaram-se medidas de temperatura em função do tempo nas distâncias de 100, 200, 300, 400, 500 e 600 mm do bocal. Com cálculos preliminares, notou-se que três dos quatro fluxos térmicos desejados (Silva, 2015) seriam obtidos entre 60 e 200 mm. Portanto, novamente, foram realizadas medidas de 60, 80, 100, 120, 160 e 180 mm. Com a utilização de um software específico, foram obtidos os coeficientes angulares (dT/dt) de cada curva de temperatura em função do tempo, utilizando-se as equações 2.24 e 2.25.

Os valores de k , ρ e c_p , segundo a bibliografia, variam de acordo com a temperatura, e, se colocadas em formas de gráfico, geram as linhas de tendência como apresentadas na Figura 24.

Figura 24 – Curvas de k , ρ e c_p , de acordo com a temperatura.

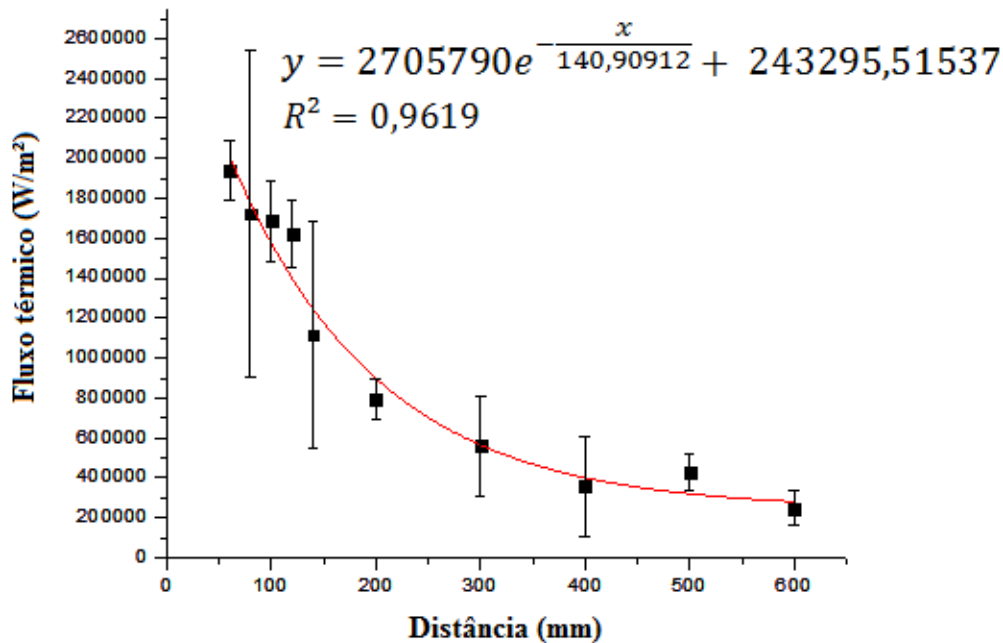


Fonte: Produção do próprio autor.

Desta forma, para cada temperatura dos gráficos de temperatura em função do tempo foram calculados os valores de k , ρ e c_p , viabilizando o cálculo de um fluxo térmico q para cada temperatura. Consideraram-se os valores de fluxo das temperaturas que fazem parte da reta de onde se retirou o coeficiente angular dT/dt e se obteve a média destes valores de fluxo para cada distância da tocha.

A partir destes valores médios, se obteve a curva de fluxo térmico em função da distância da tocha conforme apresentado na Figura 25.

Figura 25 – Gráfico de fluxo térmico em função da distância.



Fonte: Produção do próprio autor.

A partir desta curva, foram calculadas as distâncias para os ensaios a serem efetuados utilizando-se fluxos térmicos disponíveis na literatura (Silva, 2015) para a comparação, conforme apresentado na Tabela 5.

Tabela 5 – Tabela de fluxo término x distância

Fluxo térmico (MW/m²)	Distância (mm)
0,626	275,602
0,903	198,873
1,376	122,701
1,725	84,860

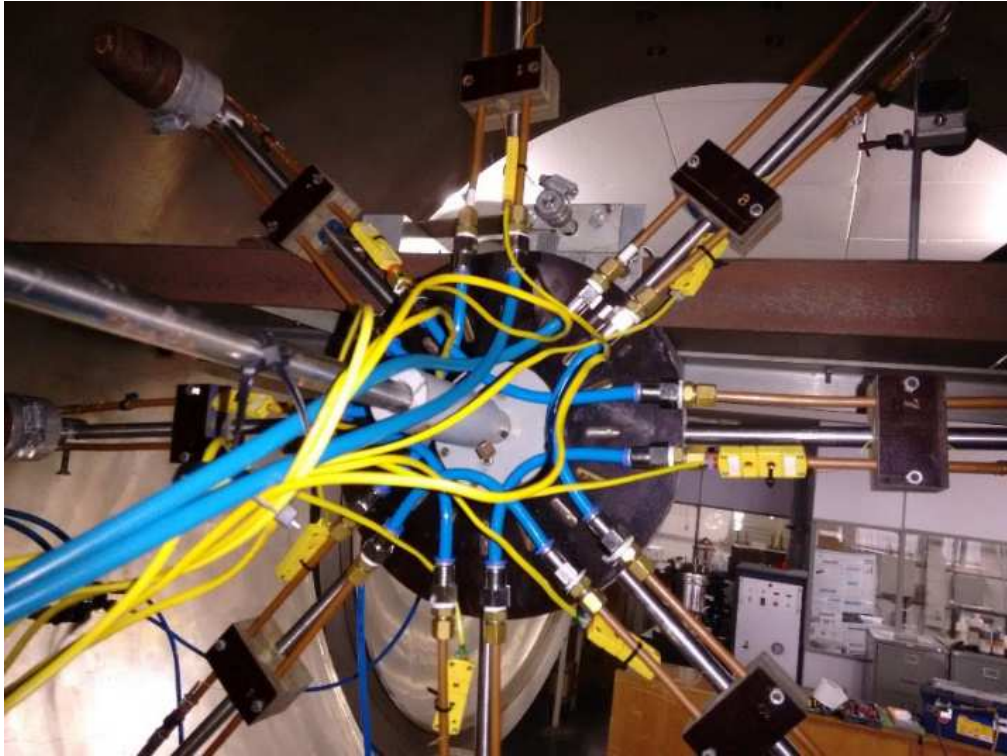
Fonte: Produção do próprio autor.

3.3.4 Ensaios

Para a realização dos ensaios, primeiramente são montados os oito porta-amostras contendo as amostras desejadas na estrutura giratória ligada internamente ao túnel. Os mesmos são posicionados a distâncias determinadas para o fluxo térmico desejado e ligados a um sistema de refrigeração (mangueiras azuis na Figura 26). Posteriormente, os termopares

são conectados (cabos amarelos na Figura 26) e os porta-amostras são alinhados, utilizando-se um sistema a laser, de maneira que as amostras ficam no eixo do jato de plasma

Figura 26 – Porta-amostras ligados à refrigeração e aos sensores.



Fonte: Produção do próprio autor.

Os termopares tipo K coletam a temperatura da superfície não exposta do corpo de prova e enviam os sinais para o sistema de aquisição de dados, que é composto por um módulo de controle da ICP COM, série I-700, ligado a um computador com os softwares DCON Utility e EZ Data Logger, que compilam os dados obtidos em planilhas e gráficos. Os termopares tipo K possuem um limite de erro de $\pm 2,2^{\circ}\text{C}$. A temperatura superficial é coletada por um pirômetro óptico PYROFIBER Lab, ligado a um computador com o software OT.VB.REMOTE.225, próprio do pirômetro, juntamente com o valor de emissividade. O pirômetro gera resultados com $\pm 3^{\circ}\text{C}$ de incerteza. Para esta medição utilizam-se espelhos para que o visor do pirômetro esteja alinhado com a superfície da amostra. Os espelhos são alinhados utilizando-se laser ligado ao visor, o que projeta o laser exatamente no local onde o visor se encontra alinhado.

Figura 27 – Alinhamento do pirômetro óptico.



Fonte: Produção do próprio autor.

Entre o visor do pirômetro óptico e a amostra encontram-se localizados dois espelhos e uma janela de observação de vidro, por isso, anteriormente aos ensaios, foi medida a interferência destes itens na medição de temperatura superficial e emissividade, utilizando-se uma lâmpada alógena, e medindo-se sua temperatura sem e com a interferência destes itens, variando-se a tensão da lâmpada. Os resultados obtidos foram utilizados para a elaboração das equações de temperatura e emissividade corrigidas em função da temperatura e emissividade medidas, respectivamente, conforme as Equações 3.1 e 3.2:

$$T_{corr} = 556,36 \left(\frac{T_{med}}{504,82} \right)^{1,312} \quad (3.1)$$

$$E_{corr} = 22,75E_{med} - 2177,63 \quad (3.2)$$

Para dar continuidade ao procedimento do ensaio, após o alinhamento dos porta-amostras e espelhos com o laser, iniciam-se os testes de refrigeração, com um aumento progressivo da vazão de água na tocha, bocal e porta-amostras, até que alcancem 6, 16 e 7,5 L/min, respectivamente, de maneira a evitar vazamentos nas conexões durante os ensaios, o que prejudica a pressão interna do sistema. Fecha-se o túnel e liga-se o sistema de vácuo. Se não houver nenhum vazamento de água ou mal funcionamento no vácuo, pode se dar início

aos ensaios quando a pressão interna da câmara atinge aproximadamente 70 Pa. A vazão de ar regulada para a tocha é de 190 L/min como explicado no item anterior e a pressão de ar na entrada da tocha é de 0,9 Kgf/cm². Na saída do ar retirado do bocal o manômetro deve mostrar 0,9 Kgf/cm² e o medidor de vazão, em torno de 170 L/min.

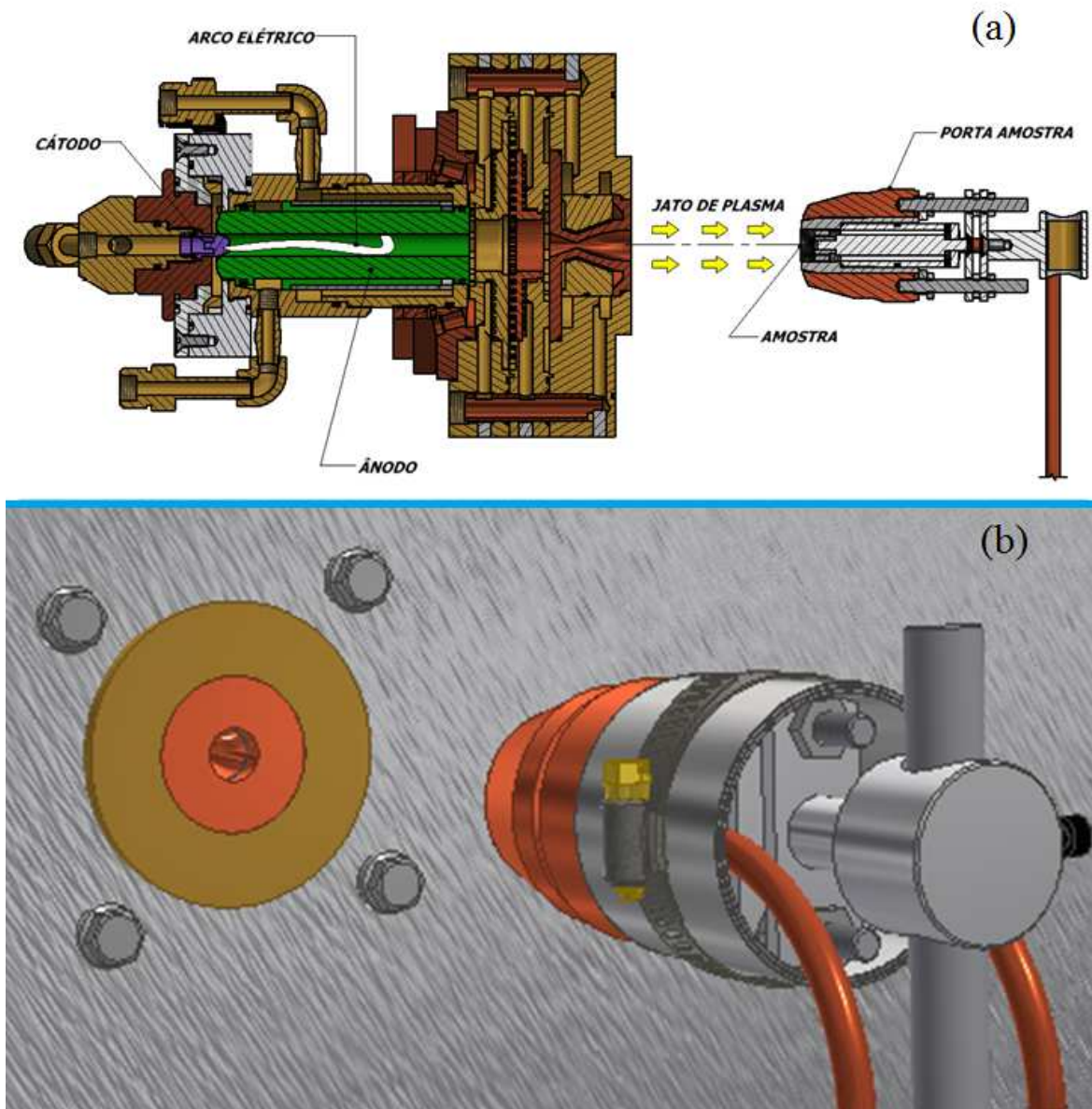
Antes do início do ensaio, são testados os softwares EZ Data Logger e OT.VB.Remote.225 para verificação das coletas de dados dos termopares e pirômetro óptico.

Primeiramente a tocha é ligada e, posteriormente, posiciona-se o porta-amostra em frente à tocha, como representado na Figura 28. O sistema de posicionamento possui um volante externo, que permite ao operador girar a estrutura interna que comporta os porta-amostras e um atuador, que limita o curso da estrutura quando distendido, garantindo o posicionamento correto da amostra em frente ao jato de plasma. O tempo de exposição a ser avaliado para o carbono/fenólica é de 30, 50, 70 e 90 s e 5, 10, 20 e 25 s, para o teflon (PTFE) para cada fluxo térmico. Estes tempos foram previamente selecionados, com o intuito de comparar estes resultados com os disponíveis em literatura científica (SILVA, 2015).

Após a exposição, a tocha é desligada, o atuador é retraído e abre-se o ar comprimido da própria tocha, para que o sistema esfrie mais rapidamente. Da mesma maneira, repete-se este ciclo até que todas as amostras no túnel sejam ensaiadas. Por fim, as amostras são retiradas e guardadas para a pesagem e análise dimensional e por microscopia eletrônica de varredura.

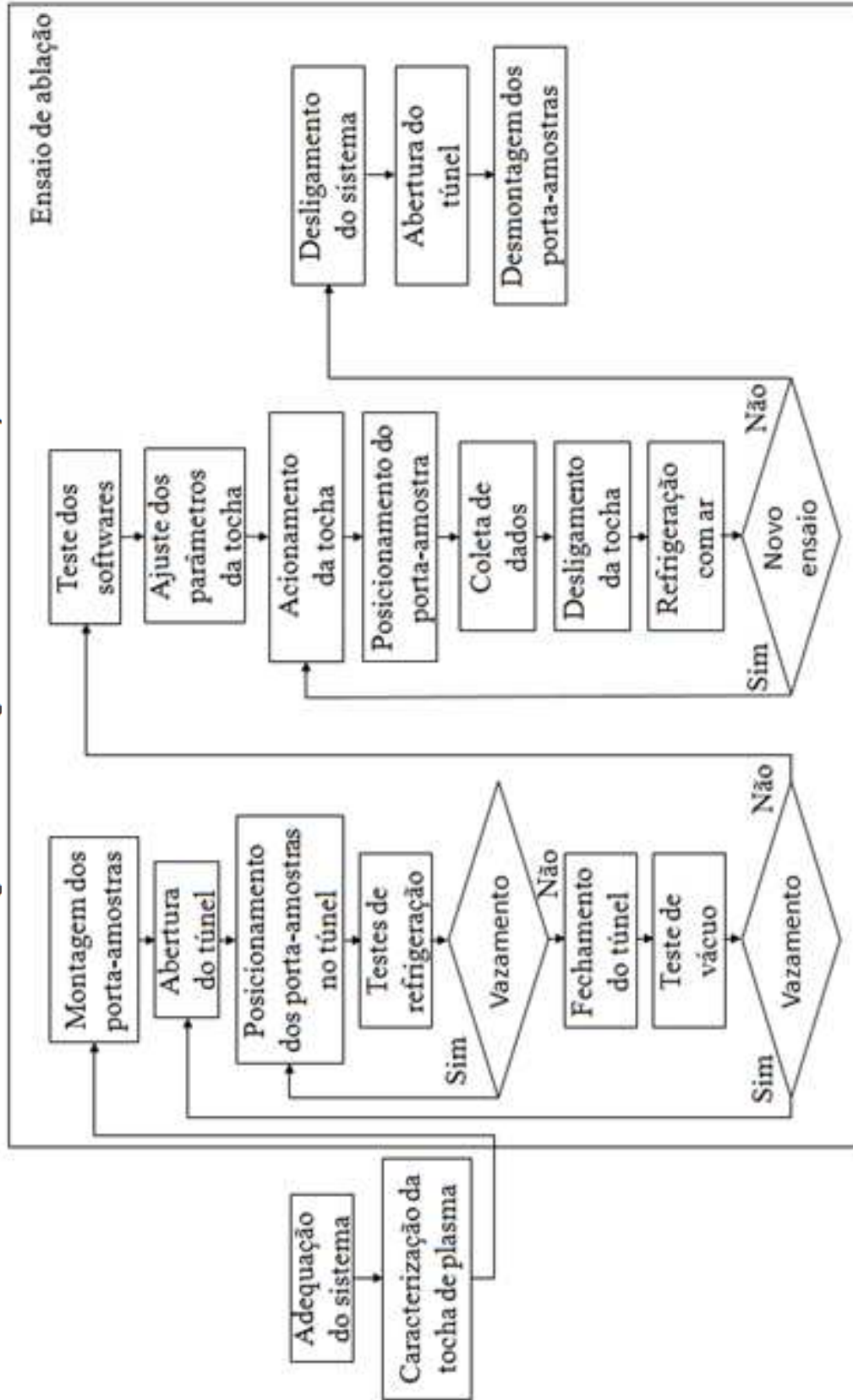
De maneira resumida, os ensaios de ablação podem ser representados esquematicamente pelo fluxograma disponível na Figura 29.

Figura 28 – (a) Interação entre tocha e porta-amostra e (b) esquema de posicionamento de porta amostra e tocha.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 29 – Fluxograma dos ensaios de ablação.



Fonte: Produção do próprio autor.

3.4 TAXA DE PERDA DE MASSA

A taxa de perda de massa específica (\dot{m}) das amostras submetidas ao jato de plasma pode ser obtida por meio da Equação 3.3, onde se divide o valor de perda de massa no ensaio pela área projetada e pelo tempo de exposição ao jato de plasma.

$$\dot{m} = \frac{(\Delta m / \pi r^2)}{t_{ej}} \quad (3.3)$$

A incerteza na determinação da taxa de perda de massa é expressa pela Equação 3.4:

$$\sigma_{\dot{m}} = \sqrt{\left(\frac{1}{t^2 \pi^2 r^4} \sigma_m^2 + \frac{4\Delta m^2}{t^2 \pi^2 r^6} \sigma_r^2 + \frac{\Delta m^2}{t^4 \pi^2 r^4} \sigma_t^2 \right)} \quad (3.4)$$

3.5 MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA

As análises das superfícies submetidas ao fluxo térmico das amostras após os ensaios de ablação foram realizadas no Departamento de Materiais e Processos do ITA, utilizando-se o microscópio eletrônico de varredura (MEV) da marca Tescan, modelo Vega 3 XMU, operando com espectrometria de energia dispersiva da marca Oxford. As amostras foram investigadas sem haver necessidade de recobrimento condutor.

3.6 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

A seleção do modelo para simulação computacional da ablação levou em conta as características mais desejáveis nesse tipo de utilização dentre os requisitos listados:

- **Precisão:** é necessário que se possa avaliar o desvio dos resultados em cada caso, e determinar se sua utilização é plausível, e se representa adequadamente o fenômeno;
- **Confiabilidade:** os modelos de engenharia são constituídos de equações que representam os fenômenos físicos.
- **Fácil aplicação:** é necessário manter o modelo em um nível de complexidade que permita sua solução com baixo custo.
- **Flexibilidade de aplicação em solvers numéricos:** é desejável que em modelos de engenharia os resultados sejam obtidos sem o uso de recursos matemáticos muito custosos, como transformação de coordenadas, geração de malhas, entre outros;

- Condições de trabalho e exigências técnicas do IAE.

Neste trabalho o método descrito no Item 2.7.1 foi empregado para estimar o desempenho do SPT ablativo, considerando um problema bidimensional na condução de calor e no problema de fronteira móvel. Para comparação entre os dados experimentais e a simulação, o parâmetro selecionado foi a taxa de perda de massa, descrita no Item 3.4 e avaliada instantaneamente pelo modelo a partir da integração em cada passo de tempo.

Para este trabalho, foi utilizada uma malha de 25 x 75 pontos, em um domínio de 50 mm x 150 mm. O problema foi considerado axissimétrico.

Para o material de carbono/fenólica, foram utilizadas as propriedades descritas na Tabela 6, retiradas de referências de literatura.

Tabela 6 – Propriedades do material de carbono/fenólica utilizadas na simulação.

Material	Propriedade	Valor
Material virgem	Calor específico	1197 J/kg ^o C
	Condutividade térmica	0,867 W/m ^o C
	Massa específica	1398 kg/m ³
	Calor de pirólise	0,465 MJ/kg
	Temperatura de pirólise	450 °C
	Emissividade	0,78
Char	Calor específico	1587 J/kg ^o C
	Condutividade térmica	1,58 W/m ^o C
	Massa específica	1135 kg/m ³
	Temperatura de sublimação	1666 °C
	Calor de ablação (char)	20,88 MJ/kg
	Emissividade	0,70

Fonte: Adaptada de Williams, Curry (1992); Sutton (1970) e Sykes (1967).

A temperatura de sublimação da camada carbonizada foi estimada a partir das médias das temperaturas medidas nos ensaios, já que não foi encontrado um valor de referência na literatura.

Para o teflon foram utilizados os valores de duas referências de literatura, conforme apresentado na Tabela 7. Na primeira, onde constam todas as propriedades, a temperatura prevista de sublimação é muito menor do que a temperatura da superfície exposta medida nos ensaios. Na segunda fonte, esse dado não consta, optando-se, então, por utilizar-se o valor médio das medidas, da mesma maneira como se procedeu com o material de carbono/fenólica.

Tabela 7 - Propriedades do teflon utilizadas na simulação.

Referência	Propriedade	Valor
Referência 1 (SILVA, 2001)	Calor específico	1256 J/kg°C
	Condutividade térmica	0,22 W/m°C
	Massa específica	1922 kg/m ³
	Calor de ablação	2,326 MJ/kg
	Temperatura de ablação	560 °C
	Emissividade	0,85
Referência 2 (WILLIAMS; CURRY, 1992)	Calor específico	963 J/kg°C
	Condutividade térmica	0,25 W/m°C
	Massa específica	2189 kg/m ³
	Temperatura de ablação	1373 °C
	Calor de ablação	2,186 MJ/kg
	Emissividade	0,85

Fonte: Adaptada de Silva (2001) e Williams, Curry (1992).

Posteriormente à comparação dos resultados experimentais e dos resultados da simulação, foi possível obter-se o valor *rms* (*root mean square*), que é o desvio dos resultados da taxa de perda de massa específica. Este valor é obtido a partir das equações 3.5 e 3.6.

$$rms = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \Delta k_i^2}{N}} \quad (3.5)$$

$$\Delta k_i = \left(\frac{k_c - k_m}{k_m} \right) \times 100\% \quad (3.6)$$

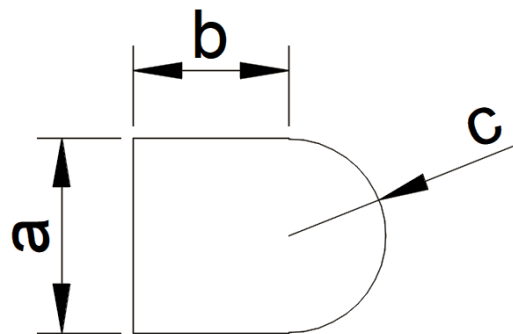
Sendo k_c o valor calculado e k_m o valor medido.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 ANÁLISE DIMENSIONAL DOS CORPOS DE PROVA

Após a usinagem do material, os corpos de prova foram medidos conforme descrito no item 3.1.2, e apresentaram as dimensões descritas nas Tabelas 8 e 9, para o Teflon (PTFE) e o compósito de carbono/fenólica, respectivamente, de acordo com a Figura 30.

Figura 30 – Dimensões do corpo de prova.



Fonte: Produção do próprio autor.

Tabela 8 – Dimensões dos corpos de prova de Teflon (PTFE).

CDP	a [mm]	b [mm]	c [mm]
1	10,04	7,94	5,002
2	10,03	7,92	5,014
3	10,04	7,94	5,019
4	10,03	7,94	5,023
5	10,02	7,95	5,005
6	10,02	8,00	5,004
7	10,03	7,93	5,008
8	10,03	7,93	5,012
9	10,04	7,93	4,009
10	9,95	8,03	4,968
11	10,02	7,92	5,011
12	10,00	8,00	5,007
13	10,02	7,90	5,028
14	10,03	7,88	5,012
15	10,00	7,98	4,996
16	10,01	7,97	5,019
Média	10,026	7,938	5,008
Desvio Padrão	0,032	0,080	0,023

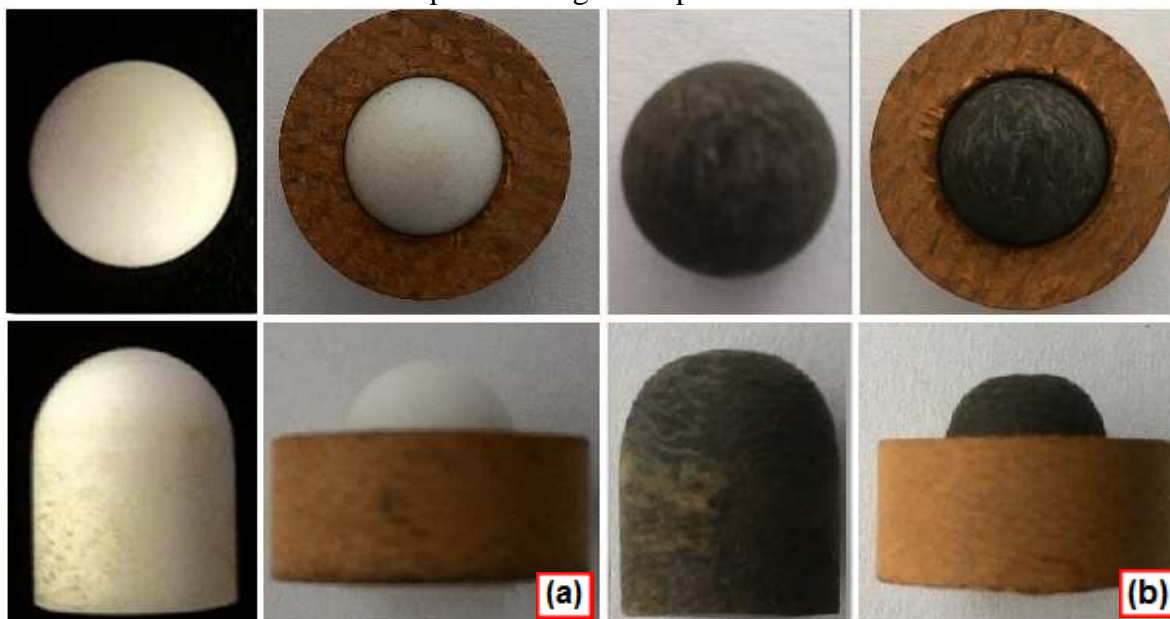
Fonte: Produção do próprio autor.

Tabela 9 – Dimensões dos corpos de prova de Carbono/Fenólica

CDP	a [mm]	b [mm]	c [mm]
1	10,07	7,18	5,079
2	9,87	8,15	4,923
3	10,00	7,78	5,297
4	10,06	8,19	5,027
5	10,03	7,53	5,397
6	10,12	7,84	5,335
7	10,00	7,74	4,993
8	10,04	7,94	5,131
9	10,03	7,68	5,027
10	9,97	8,53	4,680
11	9,99	8,87	4,941
12	10,01	8,97	5,06
13	9,99	8,11	5,05
14	10,01	8,12	4,91
15	9,94	8,37	4,64
16	10,04	8,08	5,04
17	10,08	8,83	4,94
18	10,01	7,89	4,89
19	10,01	8,20	4,93
Média	9,951	8,028	5,053
Desvio Padrão	0,149	0,462	0,304

Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 31 – Corpos de prova de (a) teflon e (b) carbono/fenólica, sem e com isolamento térmico para montagem no porta-amostra.



Fonte: Produção do próprio autor.

Os corpos de prova de teflon (PTFE) apresentam um desvio padrão nas dimensões muito menor que os corpos de prova de carbono/fenólica. Isso se explica pela menor usinabilidade do material de carbono/fenólica comparada à do teflon, o que dificultou a precisão dimensional dos corpos de prova. No processo de usinagem, vários corpos de prova foram perdidos devido a trincas e quebras enquanto a peça sofria esforços da ferramenta de corte.

4.2 PESAGEM DOS CORPOS DE PROVA ANTES DOS ENSAIOS

Conforme também descrito no item 3.1.2. Os corpos de prova foram pesados anteriormente aos ensaios, três vezes de maneira a obter a média das pesagens, apresentando os resultados conforme observados na Tabela 10.

Tabela 10 – Massa das amostras antes dos ensaios.

CDP PTFE	Massa [g]	CDP Carbono/Fenólica	Massa [g]
1	1,900	1	1,180
2	1,910	2	1,220
3	1,900	3	1,260
4	1,900	4	1,333
5	1,890	5	1,320
6	1,887	6	1,230
7	1,900	7	1,140
8	1,910	8	1,290
9	1,900	9	1,250
10	1,883	10	1,250
11	1,900	11	1,260
12	1,893	12	1,287
13	1,893	13	1,253
14	1,897	14	1,25
15	1,903	15	1,21
16	1,903	16	1,31
		17	1,263
		18	1,253
		19	1,283
Média	1,899	Média	1,255
Desvio Padrão	0,007	Desvio Padrão	0,047

Fonte: Produção do próprio autor.

Os corpos de prova de teflon (PTFE) apresentam uma média de massa de 1,899 g e um desvio padrão de $\pm 0,007$ g enquanto os corpos de prova de carbono/fenólica apresentam uma

média de massa de 1,255 g e um desvio padrão de $\pm 0,047$ g, bem maior que o do teflon. Isso se explica pela menor usinabilidade do material de carbono/fenólica compara à do teflon, o que dificultou a precisão dimensional dos corpos de prova, como visto no item 4.1, resultando na variação de massa observada.

4.3 ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA DO COMPÓSITO CARBONO/FENÓLICA

A análise termogravimétrica do compósito carbono/fenólica foi realizada na Divisão de Química do IAE. A Tabela 11 contém os valores de variação de massa e o resultado final obtido para o material e a Figura 32 mostra a curva de análise termogravimétrica e a derivada desta mesma curva. O resíduo final do material compósito é composto pelo resíduo rico em carbono da resina fenólica e o teor de fibra de carbono presente inicialmente.

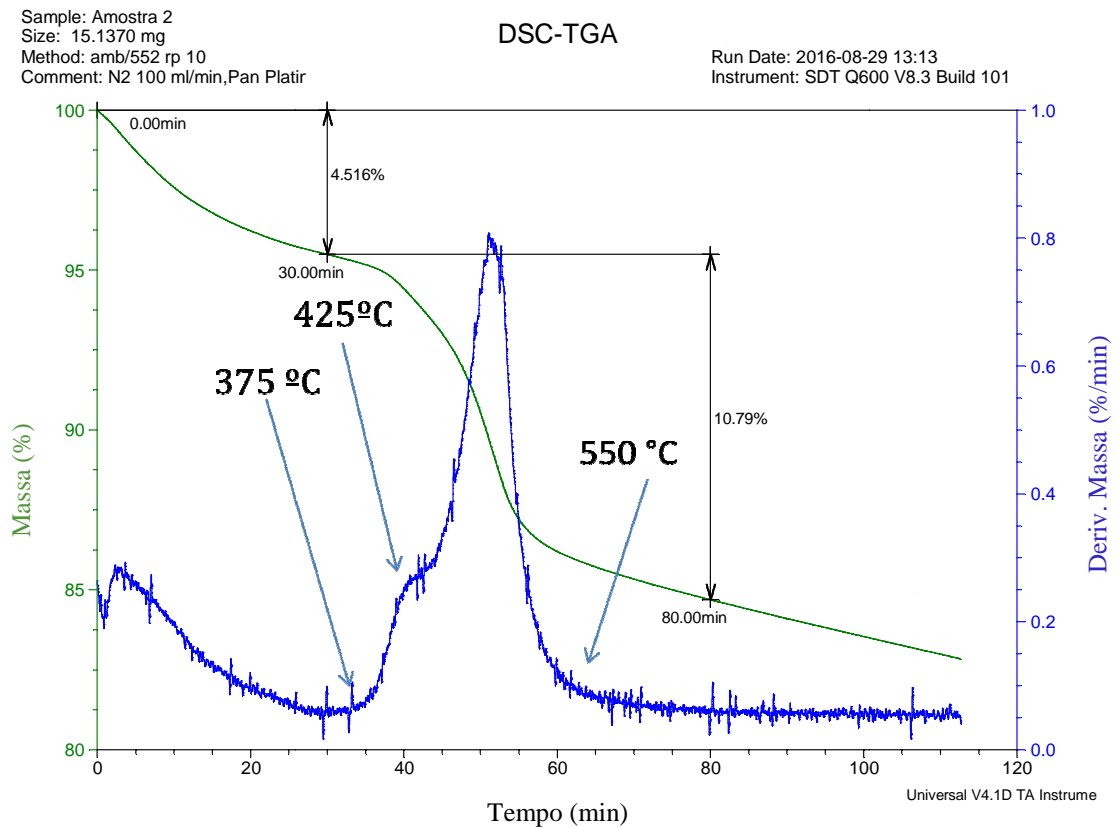
Tabela 11 – Resultados do TGA.

Medida	Média	Desvio Padrão
Resíduos (%) (após 80 min)	85,0	$\pm 0,3$
Fibra (%)	57,0	$\pm 1,0$

Fonte: Produção do próprio autor.

A curva referente ao perfil de decomposição do material de carbono/fenólica mostra a partir da Figura 32, que a perda de massa se acentua a partir de 30 minutos de ensaio (aproximadamente 375 °C), sendo que a perda de massa é máxima entre 40 e 60 minutos (aproximadamente 425 °C até 550°C), como indica o pico da curva derivada (DTG). Isto ocorre devido ao fato que parte da massa de resina se decompõe até a temperatura de 550 °C, já a fibra se decompõe muito pouco até esta temperatura. A partir de 60 minutos, com a temperatura estabilizada, a taxa de perda de massa diminui e o que se encontra a partir deste período é o resíduo da matriz decomposta e as fibras, como citado no parágrafo anterior. A perda de massa final do material compósito é de aproximadamente 15%.

Figura 32 – Curvas de TGA e DTG do material



Fonte: Produção do próprio autor.

4.4 ENSAIOS DE ABLAÇÃO

Neste item serão apresentados os resultados experimentais de temperaturas radiométricas superficiais e termométricas internas, perda de massa e taxas de perda de massa específica das amostras em função do tempo de exposição e do fluxo térmico.

4.4.1 Curvas de temperatura em função do tempo dos fluxos

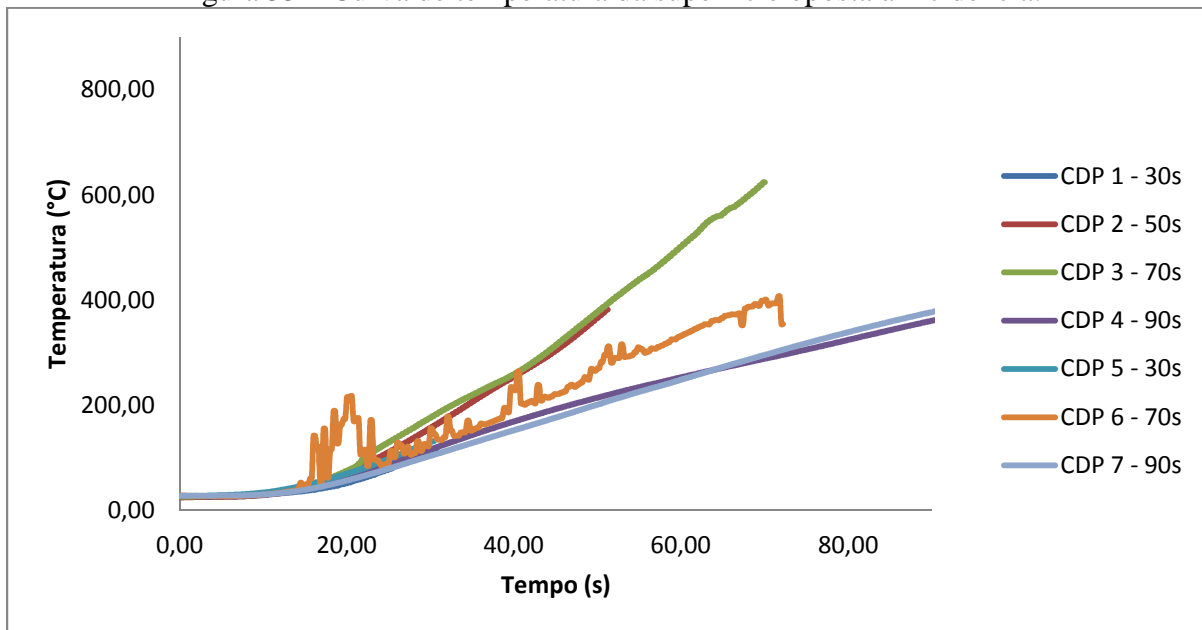
Nos próximos itens serão apresentadas as curvas de temperatura em função do tempo de acordo com o fluxo térmico para cada material.

4.4.1.1 Fluxo 0,626 MW/m² - Carbono/Fenólica

As Figuras 33 e 34 apresentam os primeiros ensaios em amostras de carbono/fenólica no fluxo térmico de 0,626 MW/m², que foram realizados sem o alinhamento com o laser entre

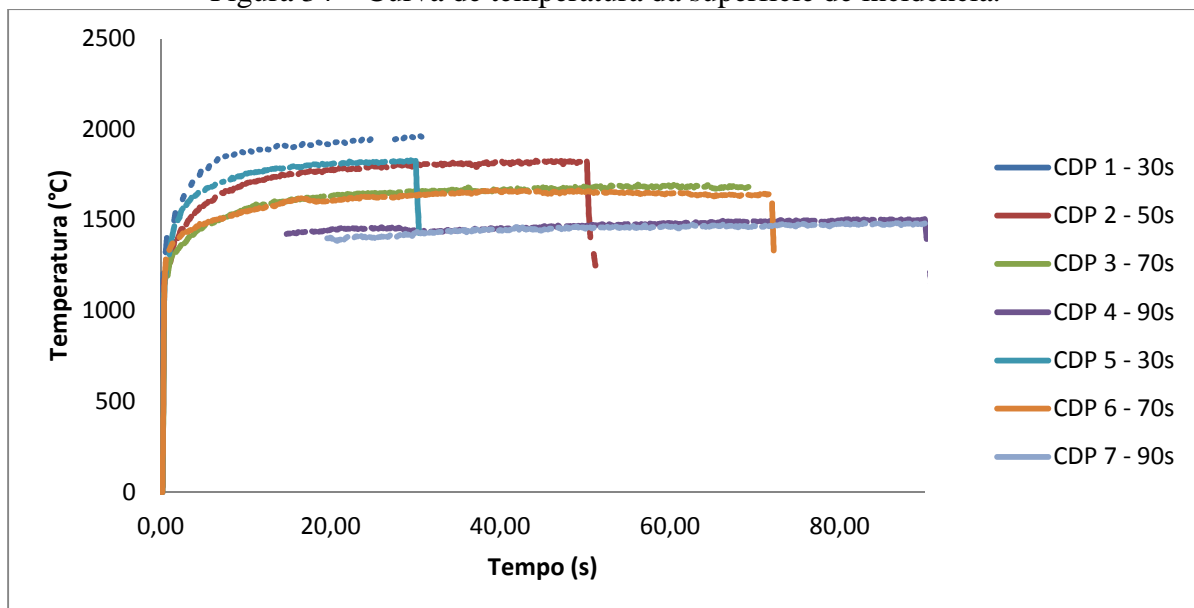
a amostra e a tocha. Neste caso foi realizado somente o alinhamento visual, comparando-se as posições dos dois. Após os quatro primeiros ensaios (1, 2, 3 e 4), verificou-se que as amostras não apresentavam o mesmo alinhamento, o que levou aos outros três ensaios (CDP's 5, 6 e 7), que também foram montados somente com o alinhamento visual, gerando os mesmos tipos de resultados, com grande variação nos coeficientes da curva da Figura 33 e nos níveis da Figura 34.

Figura 33 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 34 – Curva de temperatura da superfície de incidência.

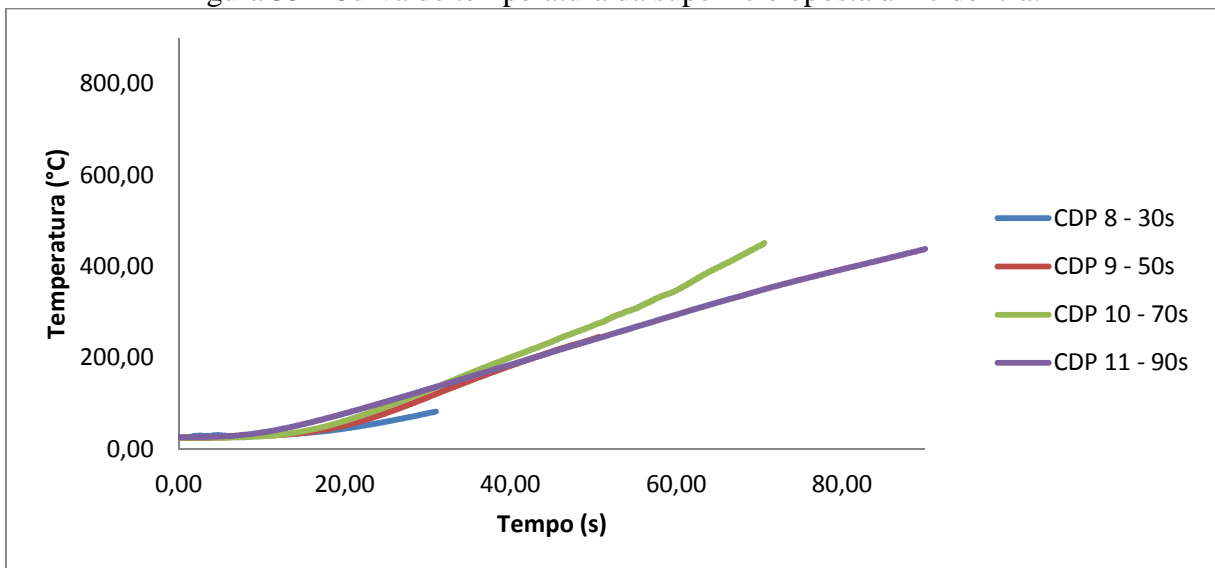


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.2 Fluxo 0,903 MW/m² - Carbono/Fenólica

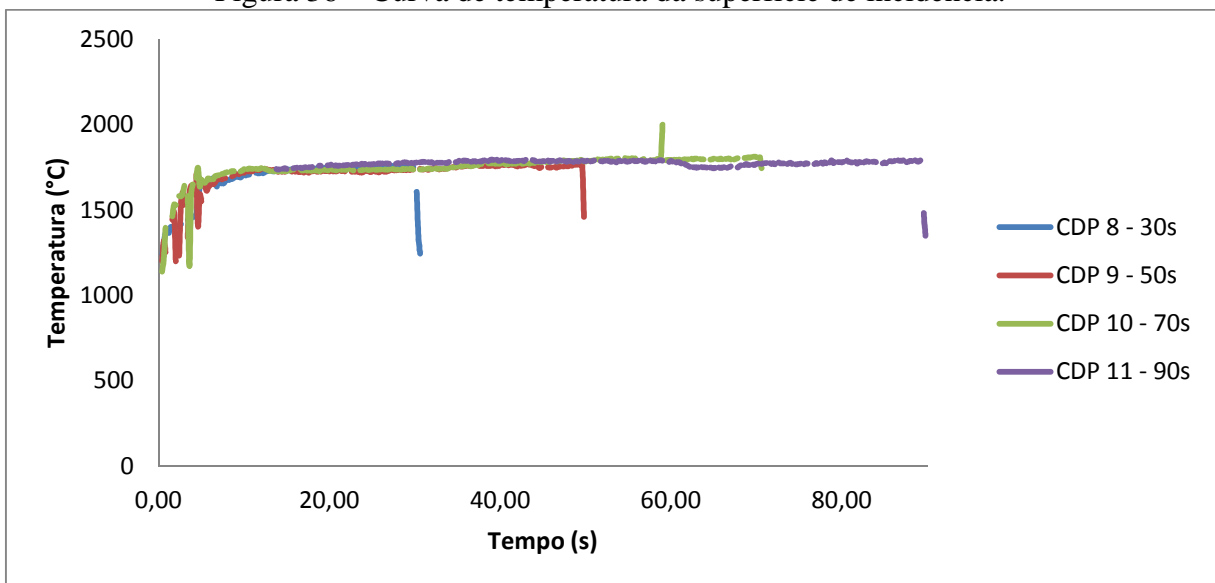
As Figuras 35 e 36 apresentam os resultados dos ensaios realizados nas amostras de carbono/fenólica no fluxo térmico de 0,903 MW/m². Nestes ensaios foi utilizado o laser para realizar o alinhamento entre a tocha e as amostras, o que, nitidamente, tornou os resultados tanto de temperatura da superfície oposta quanto da superfície de incidência mais próximos um do outro, dando maior confiabilidade aos resultados.

Figura 35 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 36 – Curva de temperatura da superfície de incidência.

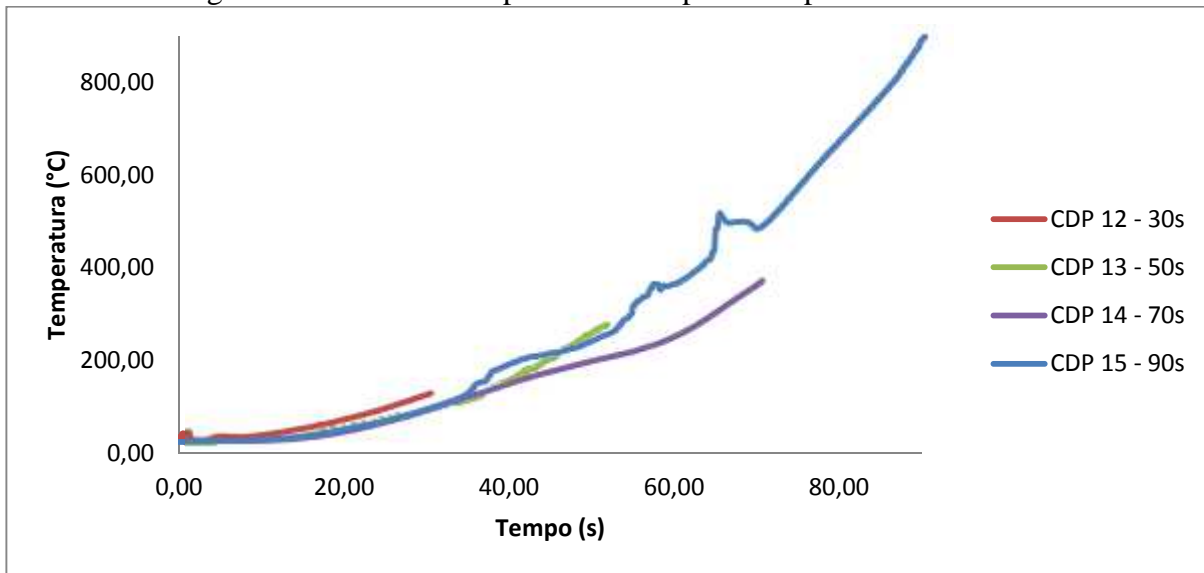


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.3 Fluxo 1,379 MW/m² - Carbono/Fenólica

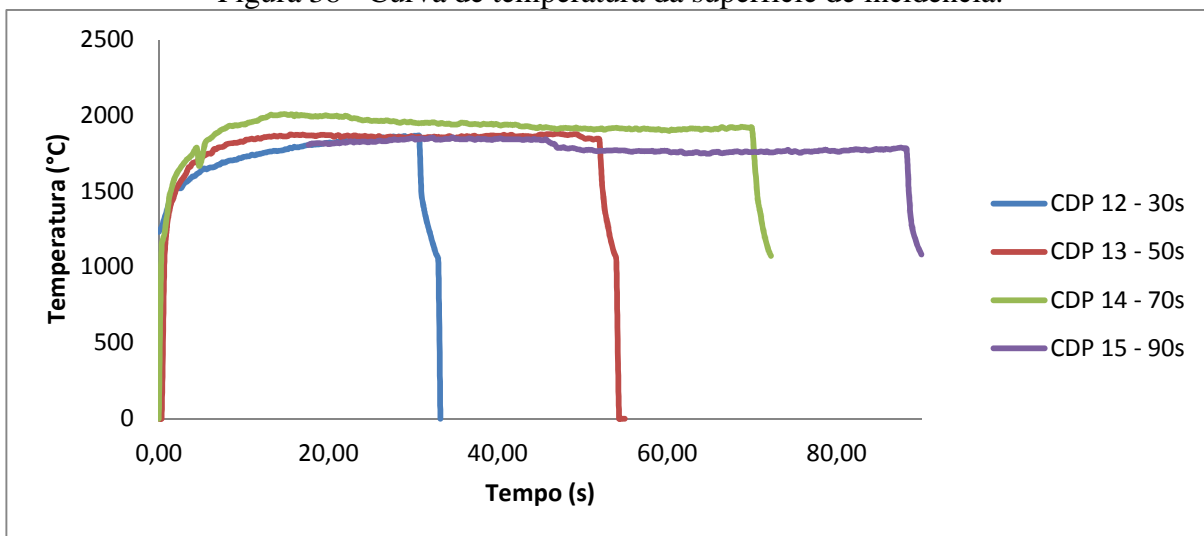
Da mesma maneira, nas Figuras 37 e 38 são apresentados os resultados provenientes dos ensaios realizados nas amostras de carbono/fenólica considerando o fluxo térmico de 1,379 MW/m². Nestes ensaios também é observado que os resultados foram mais próximos uns dos outros devido ao alinhamento com laser e, apesar de apresentar uma pequena dispersão nos valores encontrados, as curvas, tanto da temperatura da superfície de incidência como a da superfície oposta apresentam um mesmo comportamento, tendendo às mesmas temperaturas.

Figura 37 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 38 - Curva de temperatura da superfície de incidência.

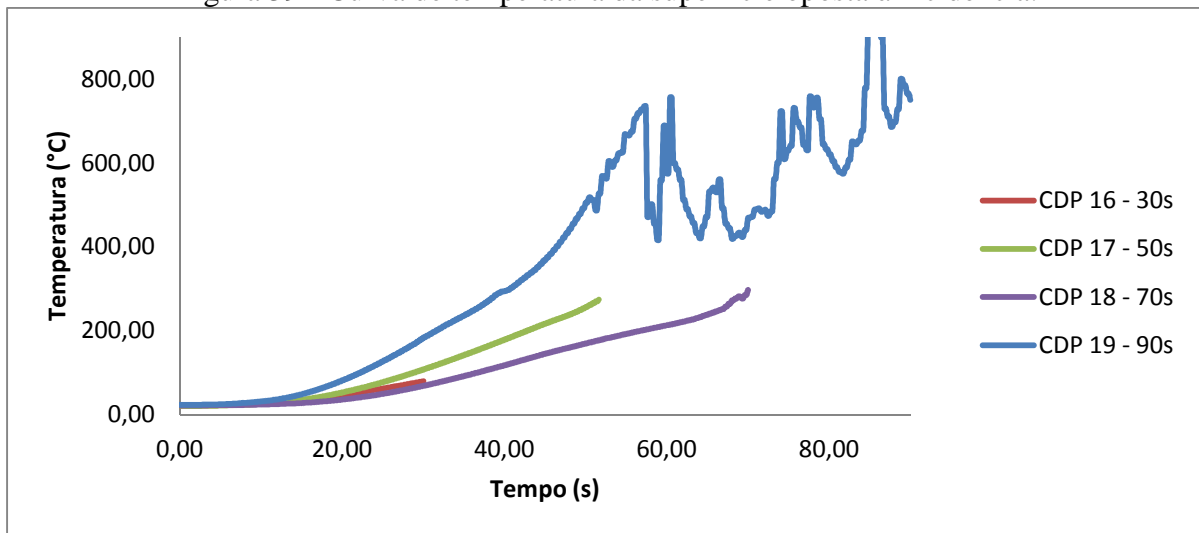


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.4 Fluxo 1,725 MW/m² - Carbono/Fenólica

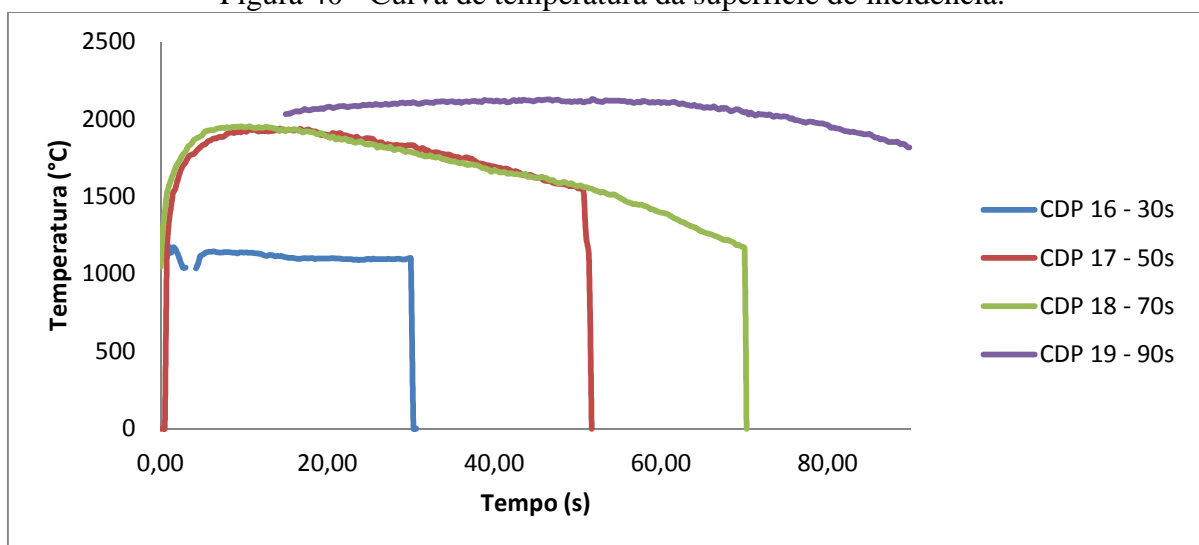
As curvas apresentadas nas Figuras 39 e 40 mostram, respectivamente, as temperaturas da superfície oposta e da superfície de incidência das amostras com relação ao tempo. A curva proveniente da amostra 19 evidencia que o comportamento deste material foi diferente das outras amostras, que apresentam curvas mais próximas umas das outras. Na medição por pirômetro óptico, a amostra 16 apresentou problemas de desalinhamento na medição, afetando diretamente os valores provenientes desta amostra, enquanto as amostras 17 e 18 apresentaram um comportamento similar, diferente daquele encontrado para a amostra 19.

Figura 39 - Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 40 - Curva de temperatura da superfície de incidência.

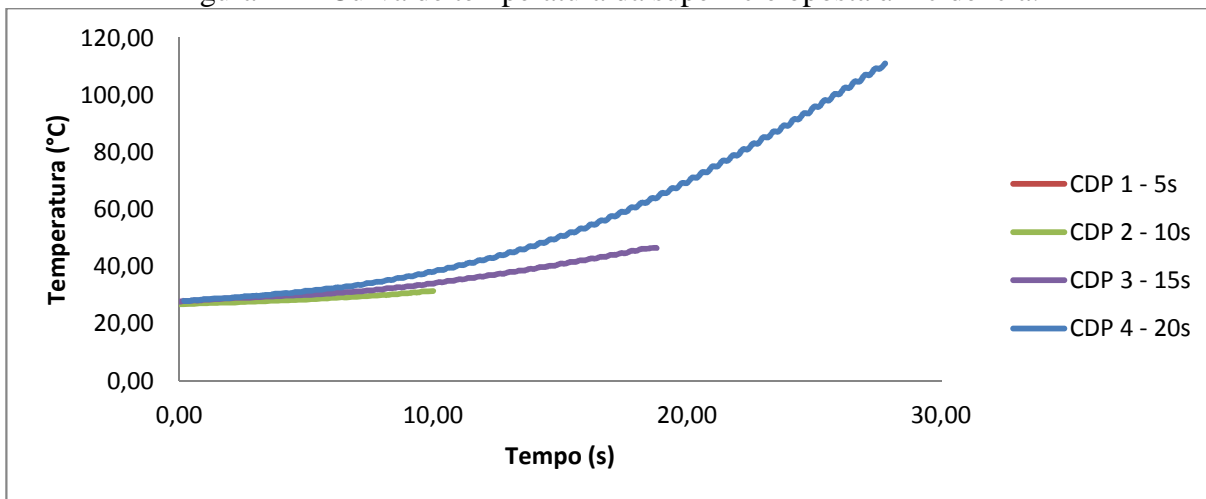


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.5 Fluxo 0,626 MW/m² - Teflon (PTFE)

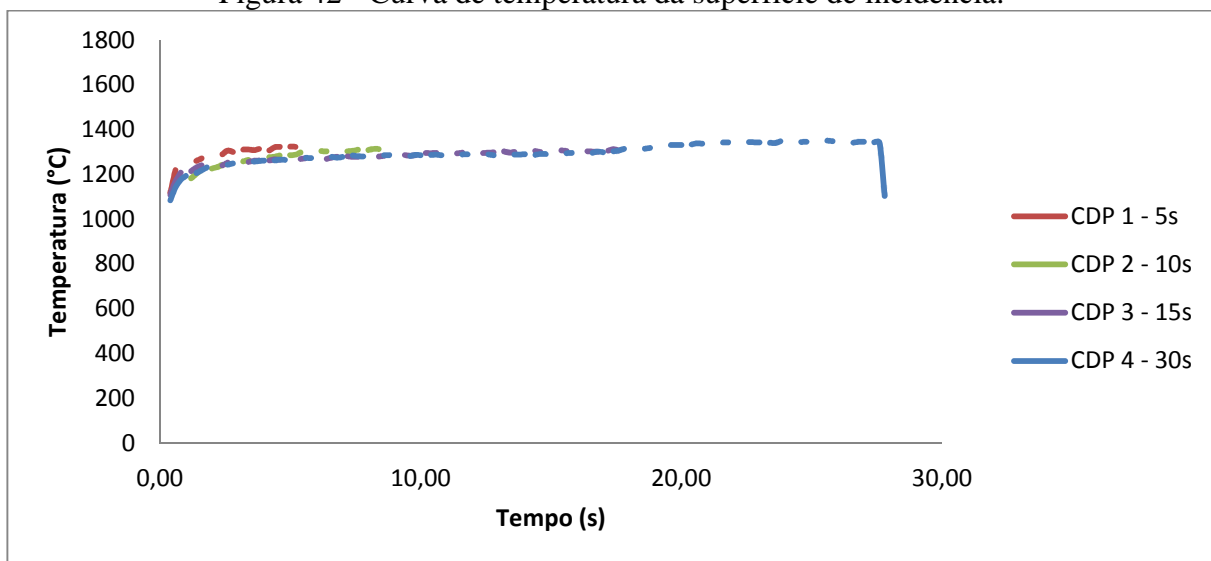
As Figuras 41 e 42 apresentam os primeiros resultados dos ensaios de ablação realizados em corpos de prova de teflon (PTFE), considerando o fluxo térmico de 0,626 MW/m². Nestes ensaios nota-se que não houve grandes diferenças entre as temperaturas medidas, da mesma forma que, visualmente, também não houve diferenças no alinhamento, o que gerou maior confiabilidade nos resultados encontrados. A amostra ensaiada por 30 s foi consumida a ponto de oferecer riscos ao aparato experimental, o que levou a mudança dos tempos de ensaio dos fluxos térmicos maiores para 5, 10, 15 e 20s.

Figura 41 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 42 - Curva de temperatura da superfície de incidência.

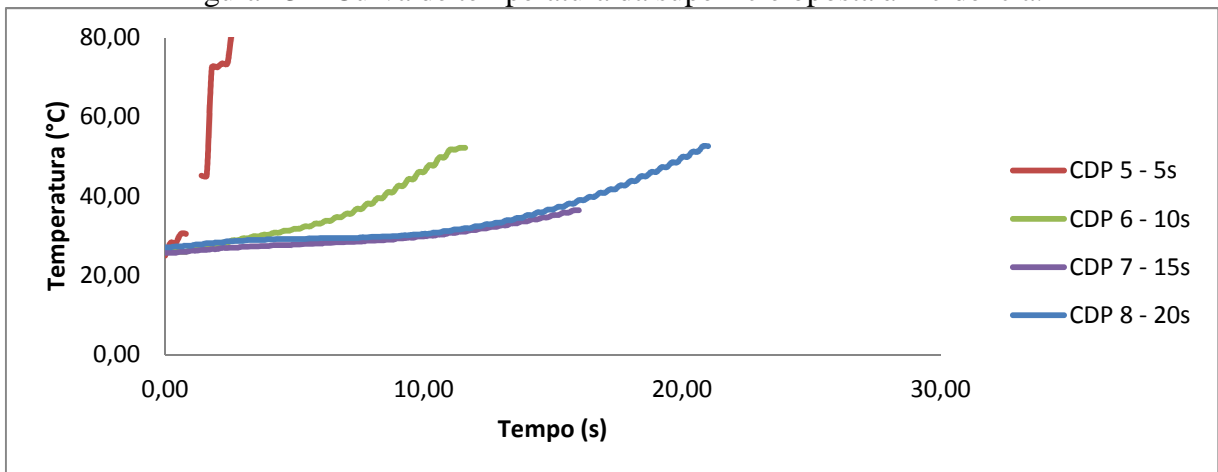


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.6 Fluxo 0,903 MW/m² - Teflon (PTFE)

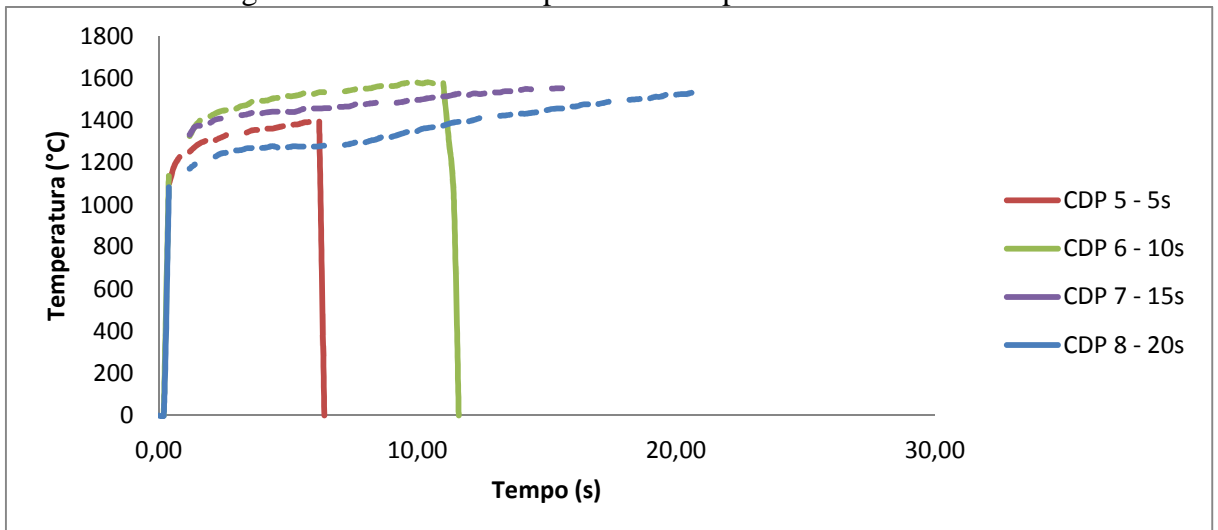
As Figuras 43 e 44 apresentam os resultados dos ensaios realizados nos corpos de prova de Teflon (PTFE) considerando o fluxo térmico de 0,903 MW/m². A partir destes resultados pode ser observada a ocorrência de problemas na medição da temperatura do termopar (superfície oposta à incidência) da amostra 5, o que inviabiliza a utilização deste resultado de temperatura. A temperatura do termopar da amostra 6 apresentou um comportamento diferente das temperaturas encontradas a partir da utilização dos termopares nas amostras 7 e 8. Isto não inviabiliza a medida da ablação desta amostra pois a perda de massa apresentou comportamento dentro do esperado como será descrito mais adiante e será comparada com a simulação computacional. A partir deste fluxo térmico, as amostras foram ensaiadas até 20s somente, como explicado no item 4.4.1.5.

Figura 43 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 44 – Curva de temperatura da superfície de incidência.

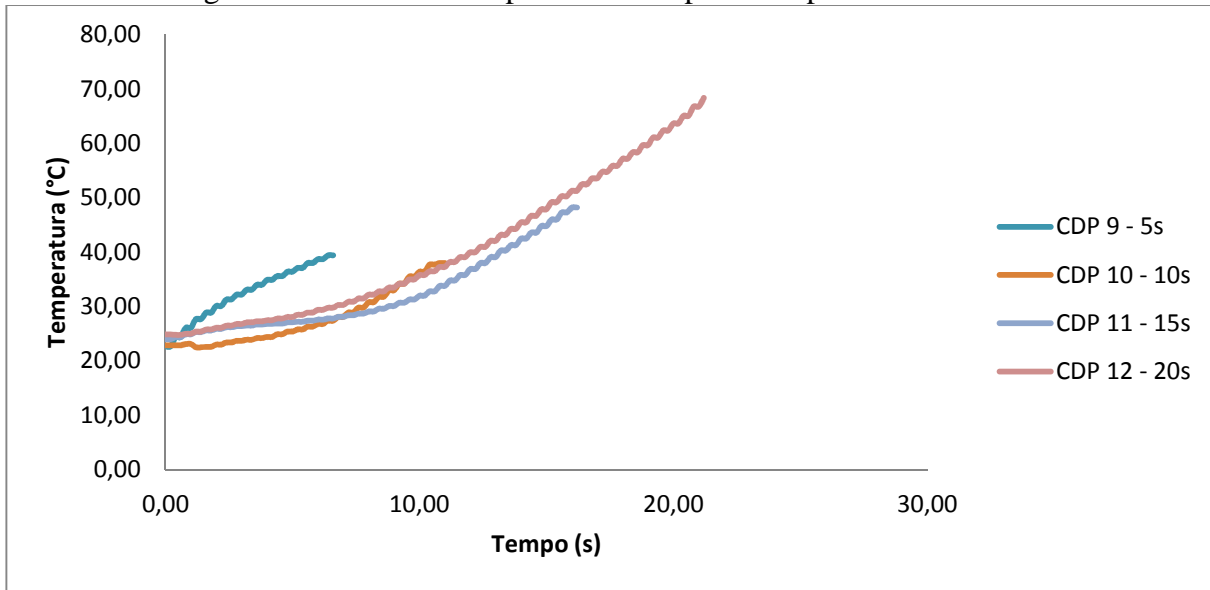


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.7 Fluxo 1,379 MW/m² - Teflon (PTFE)

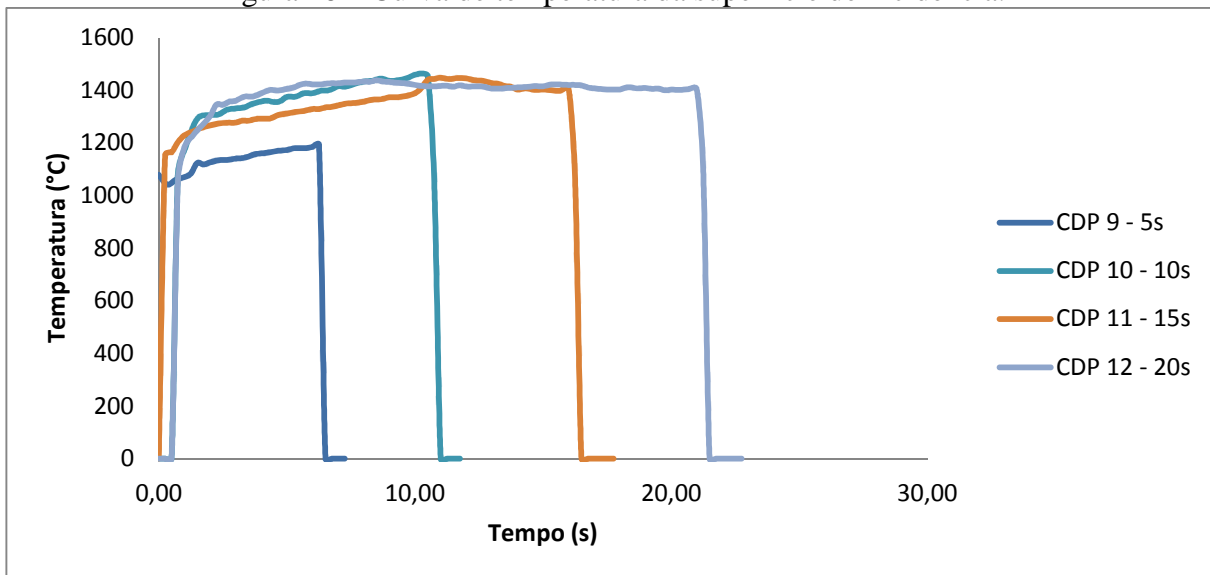
As Figuras 45 e 46 apresentam os resultados dos ensaios realizados nas amostras de Teflon (PTFE) no fluxo térmico de 1,379 MW/m². As temperaturas permaneceram na mesma faixa, com as mesmas tendências, com pequenas dispersões no comportamento.

Figura 45 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 46 – Curva de temperatura da superfície de incidência.

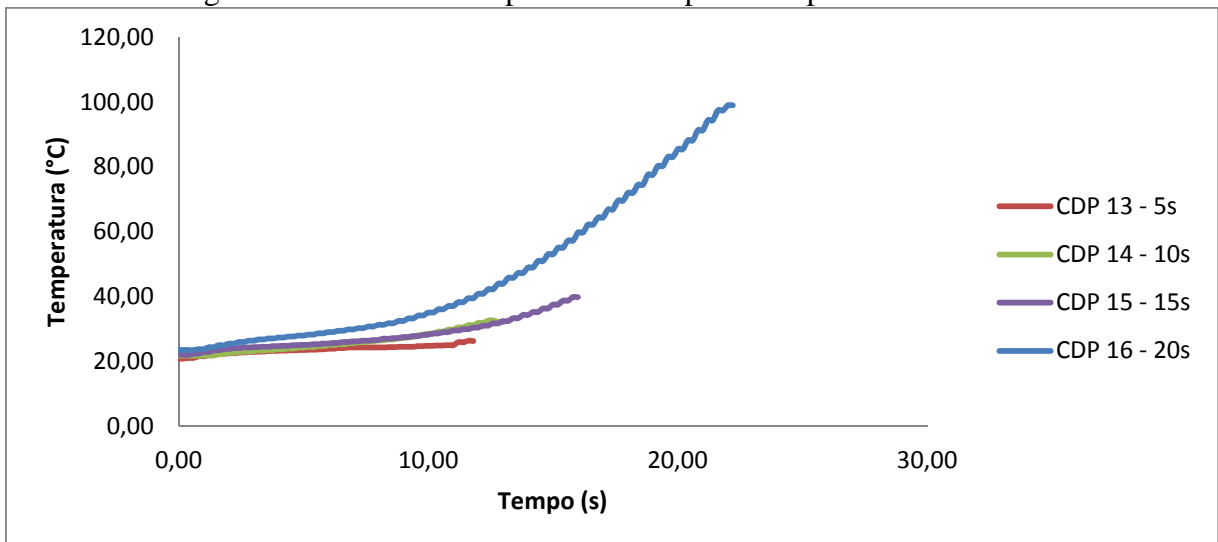


Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.1.8 Fluxo 1,725 MW/m² - Teflon (PTFE)

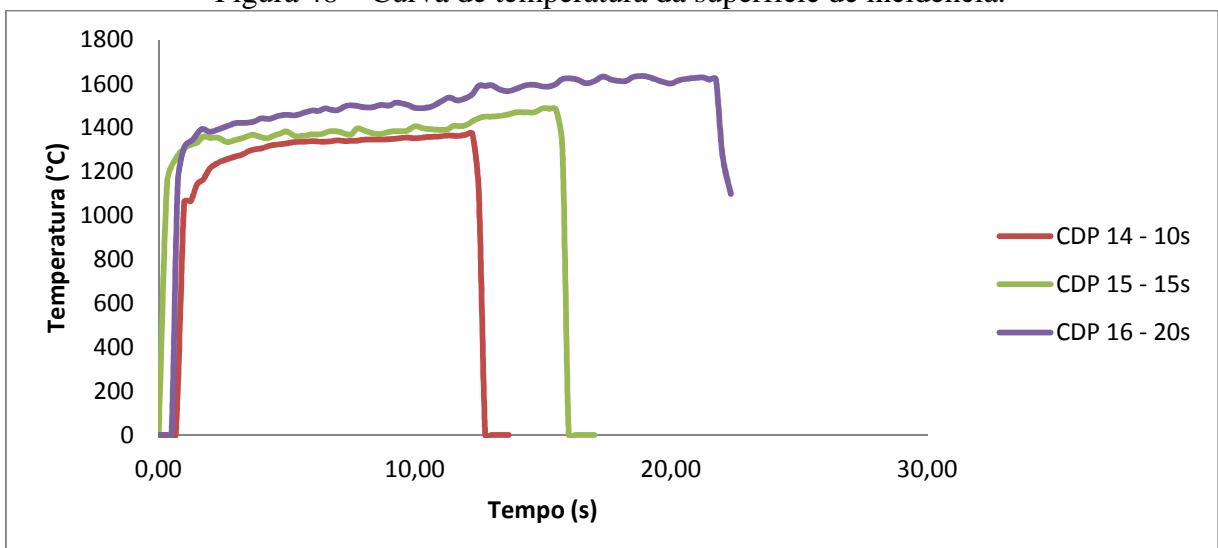
As Figuras 47 e 48 mostram as curvas, também respectivamente, das temperaturas da superfície oposta à incidência e das temperaturas da superfície de incidência das amostras de Teflon (PTFE) no fluxo térmico de 1,725 MW/m². As temperaturas também apresentam os mesmos comportamentos, porém a medida da temperatura obtida pelo pirômetro óptico na amostra 17 não foi efetuada devido a problemas de desalinhamentos na montagem do aparato experimental, o que não inviabiliza a medida de ablação desta amostra, pois a perda de massa foi medida corretamente.

Figura 47 – Curva de temperatura da superfície oposta à incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 48 – Curva de temperatura da superfície de incidência.



Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.2 Curvas de perda de massa em função do tempo de exposição ao jato de plasma

Para a verificação da variação da massa antes e depois dos ensaios e para o cálculo da taxa de perda de massa específica, foi realizada nova pesagem dos corpos de prova, que apresentou os seguintes resultados:

Tabela 12 – Massas dos CDPs antes e depois dos ensaios.

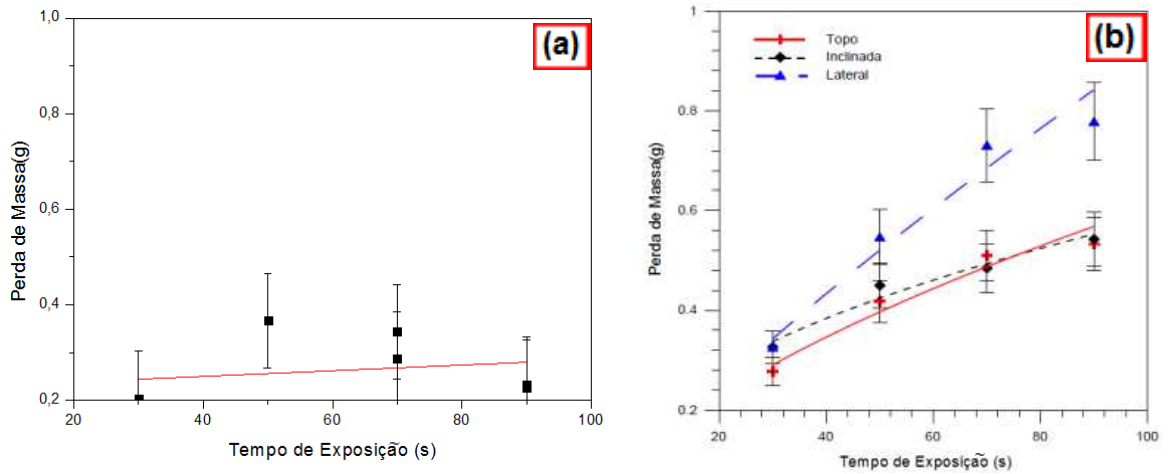
CDP PTFE	Massa antes [g]	Massa depois [g]	CDP Carbono/Fenólica	Massa antes [g]	Massa depois [g]
1	1,900	1,730	1	1,180	1,000
2	1,910	1,680	2	1,220	0,853
3	1,900	1,303	3	1,260	0,920
4	1,900	0,810	4	1,333	1,100
5	1,890	1,610	5	1,320	1,116
6	1,887	1,446	6	1,230	0,943
7	1,900	4,233	7	1,140	0,913
8	1,910	1,006	8	1,290	0,993
9	1,900	1,627	9	1,250	0,880
10	1,883	1,503	10	1,250	0,863
11	1,900	1,150	11	1,260	0,883
12	1,893	0,830	12	1,287	0,977
13	1,893	1,550	13	1,253	0,770
14	1,897	1,420	14	1,250	0,700
15	1,903	1,170	15	1,210	0,587
16	1,903	1,033	16	1,310	1,190
			17	1,263	0,860
			18	1,253	0,803
			19	1,283	0,557

Fonte: Produção do próprio autor.

4.4.2.1 Carbono/Fenólica

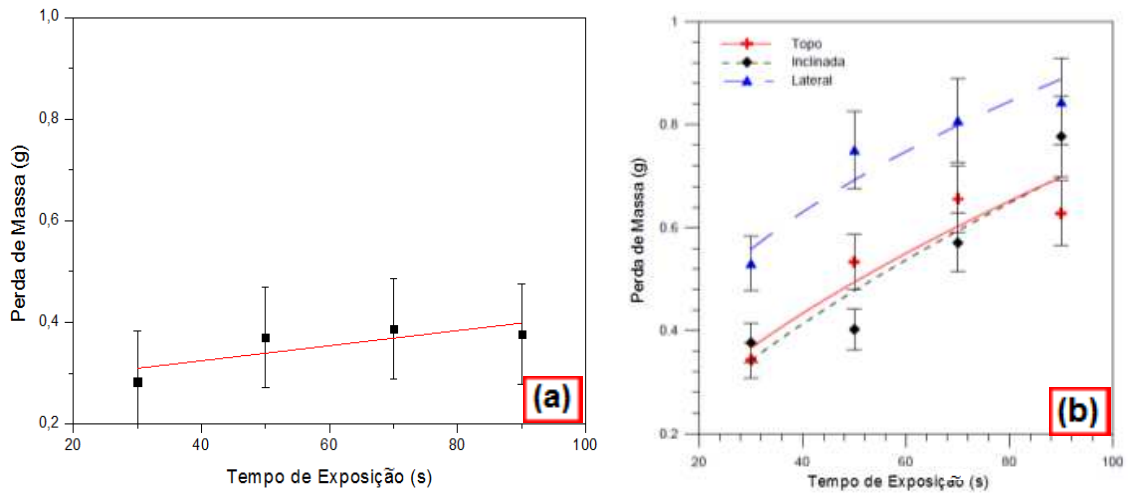
As Figuras 49a, 50a, 51a e 52 apresentam as curvas de perda de massa dos corpos de prova em função do tempo de exposição aos fluxos térmicos de 0,626 MW/m², 0,903 MW/m², 1,379 MW/m² e 1,725 MW/m², respectivamente, enquanto as Figuras 49b, 50b e 51b mostram os resultados da literatura (SILVA, 2015) para as mesmas condições térmicas, porém utilizando materiais de carbono/fenólica com orientações diferentes de fibras, conforme apresentado na Figura 53. A Figura 52 não apresenta paralelo na literatura citada.

Figura 49 – Perda de massa em função do tempo de exposição – 0,626 MW/m²



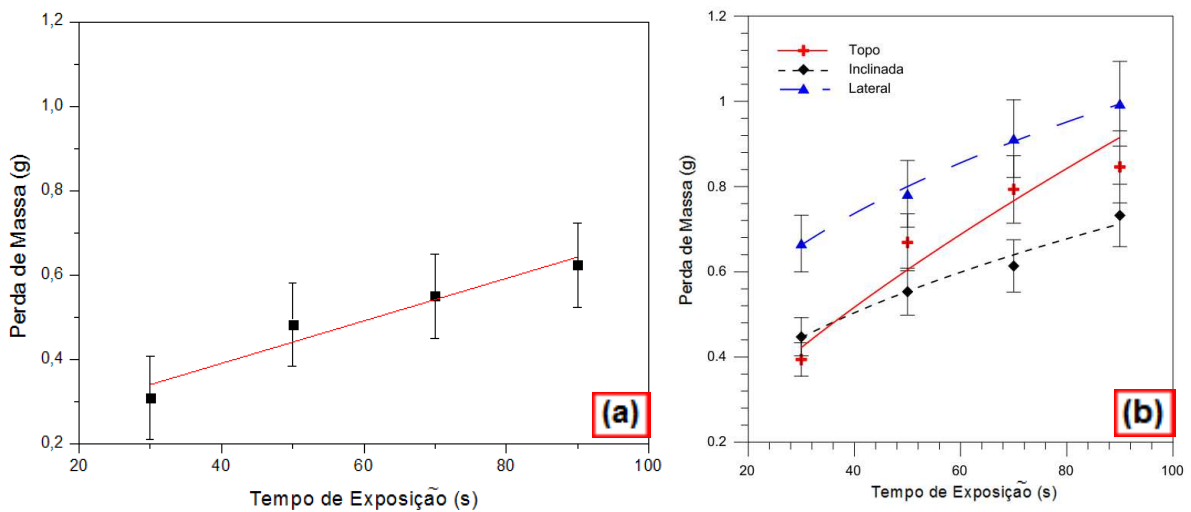
Fonte: (a) Produção do próprio autor; (b) Silva (2015).

Figura 50 – Perda de massa em função do tempo de exposição – 0,903 MW/m²



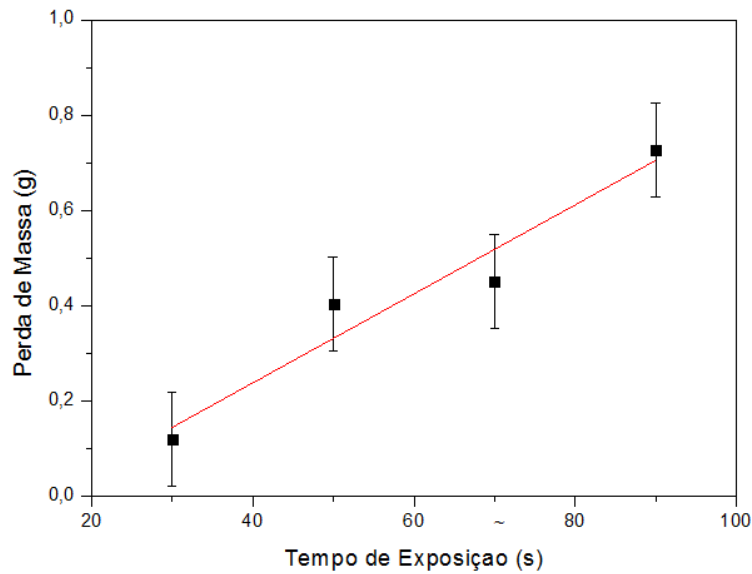
Fonte: (a) Produção do próprio autor; (b) Silva (2015).

Figura 51 – Perda de massa em função do tempo de exposição – 1,379 MW/m²



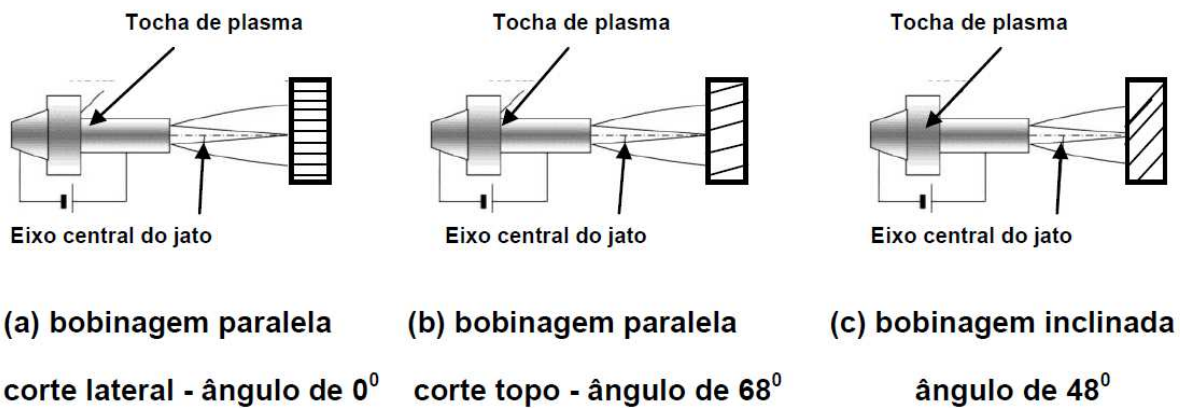
Fonte: (a) Produção do próprio autor; (b) Silva (2015).

Figura 52 – Perda de massa em função do tempo de exposição – 1,725 MW/m²



Fonte: (a) Produção do próprio autor.

Figura 53 – Orientação das fibras com relação ao eixo central do jato de plasma.



Fonte: Adaptado de Silva (2015).

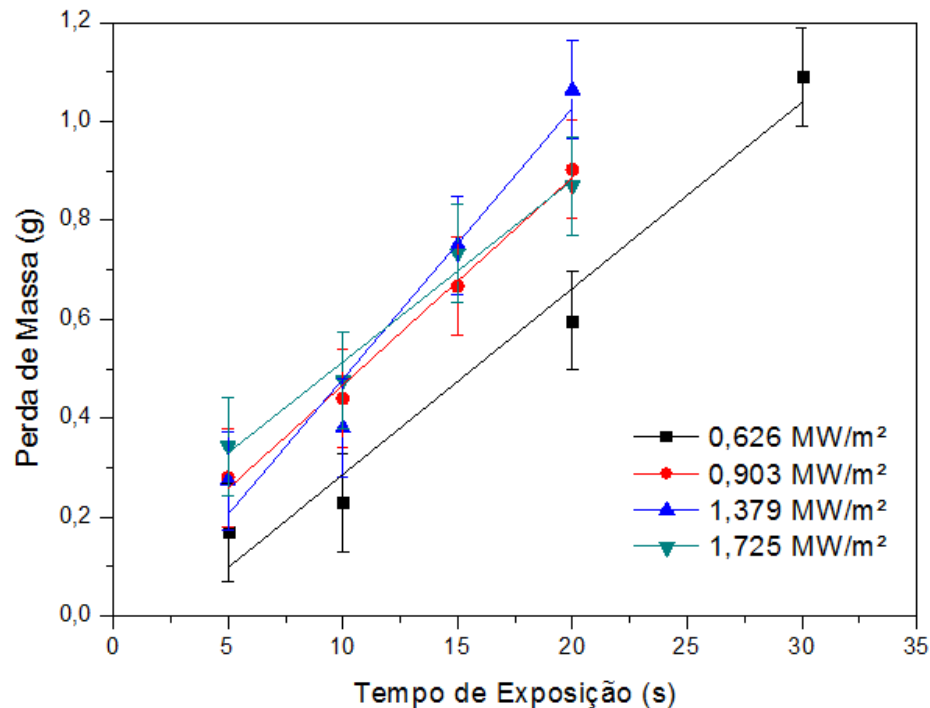
Analisando as Figuras 49, 50 e 51, nota-se uma semelhança entre os resultados obtidos experimentalmente e aqueles disponíveis em literatura (SILVA, 2015), porém os resultados de perda de massa obtidos experimentalmente são menores em 0,2 g, aproximadamente, nas Figuras 49 e 50. Esta diferença existe porque os materiais possuem métodos de fabricação e geometrias diferentes. Na Figura 51, a curva de perda de massa experimental se aproxima muito da perda de massa da amostra de material fabricado por bobinagem inclinada obtida na

literatura (SILVA, 2015), cujo ângulo de orientação das fibras é 48° , formando um maior ângulo entre o eixo central do jato de plasma e as fibras, conforme apresentado na Figura 53.

4.4.2.2 Teflon (PTFE)

A Figura 54 apresenta os resultados de perda de massa por tempo de exposição do teflon (PTFE) para os fluxos térmicos avaliados. As curvas mostram o aumento da perda de massa com o tempo de exposição ao jato de plasma e com o aumento dos fluxos térmicos, respeitadas as respectivas incertezas, e aumento da perda de massa quanto maior o fluxo térmico.

Figura 54 – Comparação das curvas de perda de massa em função do tempo de exposição.



Fonte: Produção do próprio autor.

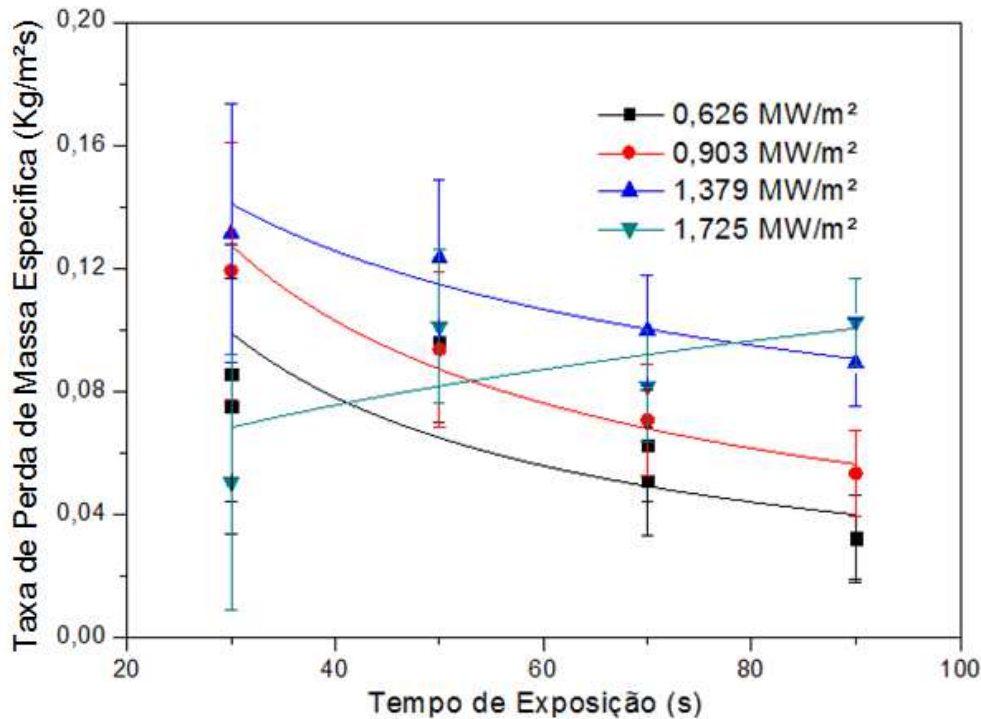
4.4.3 Curvas de taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição ao jato de plasma

Após os ensaios, determinou-se a taxa de perda de massa específica dos corpos de prova utilizando-se as equações descritas no item 3.4.

4.4.3.1 Carbono/Fenólica

A Figura 55 apresenta a curva de taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição dos fluxos térmicos utilizados.

Figura 55 – Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição – Carbono/fenólica



Fonte: Produção do próprio autor.

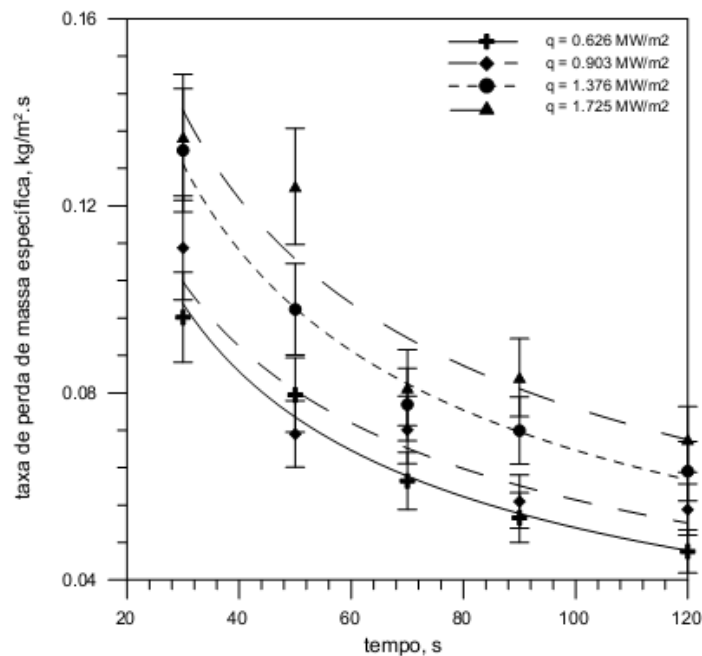
Como pode-se observar na Figura 55, a taxa de perda de massa específica apresenta uma redução com o tempo de exposição ao jato de plasma. No início do processo há somente material virgem. Com a exposição ao fluxo térmico, dá-se início à degradação do material, que envolve processos endotérmicos que absorvem grande parte do calor incidente, impedindo-o de passar para o restante do material. A partir deste ponto, inicia-se a formação do *char*, que é uma camada de resíduo rígido e poroso, com propriedades termofísicas diferentes do material original. Apesar da condutividade térmica do *char* ser maior que a do material virgem, a taxa de perda de massa específica é reduzida com o tempo porque, no início, há a ablação do material virgem na superfície da amostra, que está em contato direto com o fluxo térmico, à uma temperatura próxima a 1600 °C. Com o tempo, há a formação e aumento da camada de *char* na superfície, que possui uma temperatura de fusão maior e que

diminui a temperatura do material virgem, pois o fluxo térmico não o atinge mais diretamente, devendo atravessar a camada de *char*, que é cada vez maior, para atingi-lo.

A curva referente às amostras ensaiadas a partir do fluxo térmico de $1,725 \text{ MW/m}^2$ apresenta um comportamento diferente, que será explicado mais adiante, juntamente aos resultados provenientes da simulação, no item 4.5.1.2.

Comparando-se os resultados obtidos experimentalmente aos resultados obtidos por Silva (2015, Figura 56), novamente, nota-se uma semelhança dos resultados dos materiais de carbono/fenólica obtidos por prensagem e os obtidos por bobinagem inclinada, confirmado que, quanto maior o ângulo entre a orientação das fibras e o fluxo térmico, menor será a taxa de perda de massa específica. No caso do material ensaiado, as fibras são desorganizadas devido ao processo de fabricação, por isso, estes resultados possibilitam a afirmação que, da mesma maneira, a menor anisotropia do material, devido sua estrutura irregular, faz também com que a taxa de perda de massa específica seja menor.

Figura 56 – Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição das amostras de material fabricado por bobinagem inclinada.

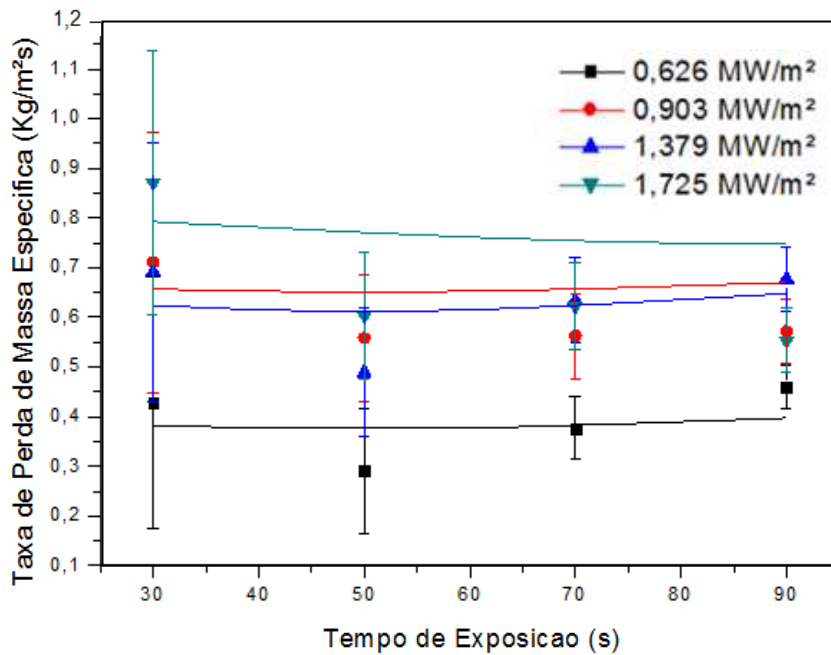


Fonte: Silva (2015).

4.4.3.2 Teflon

A Figura 57 apresenta os pontos de taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição dos fluxos térmicos utilizados.

Figura 57 - Taxa de perda de massa específica por segundo x tempo de exposição – Teflon (PTFE).



Fonte: Produção do próprio autor.

Na Figura 57 é possível notar que, ao invés da diminuição dos valores da taxa de perda de massa específica, estes valores aumentam, pois não há a formação do *char*, por se tratar de outro tipo de ablação, a ablação por sublimação, e não por carbonização. Este fenômeno será explicado mais adiante, juntamente aos resultados da simulação, no item 4.4.2.1.

4.5 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Neste item serão apresentados os resultados da simulação computacional para temperaturas, taxas de perda de massa específicas e evoluções das interfaces para os dois materiais abordados neste trabalho.

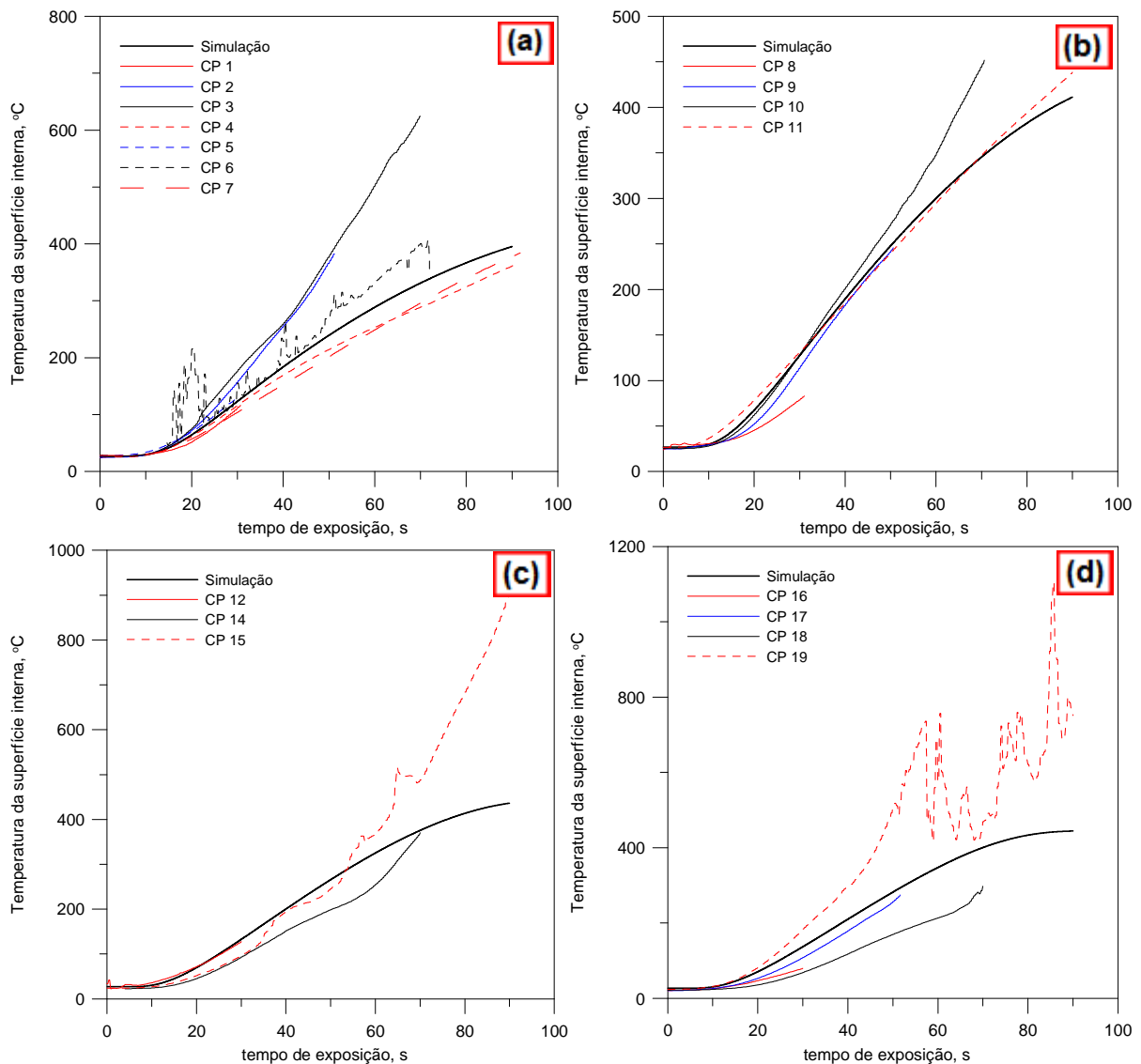
4.5.1 Carbono fenólica

Para o material de carbono/fenólica, a temperatura na superfície de incidência utilizada na simulação computacional foi a apresentada na Tabela 6. Os outros resultados da simulação computacional são descritos nos próximos itens.

4.5.1.1 Temperatura da superfície oposta à incidência

As temperaturas das superfícies opostas à incidência do fluxo térmico obtidas a partir da simulação computacional são mostradas na Figura 58.

Figura 58 – Curvas da simulação computacional da temperatura da superfície oposta à incidência dos fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m²; (b) 0,903 MW/m²; (c) 1,379 MW/m²; e (d) 1,725 MW/m².



Fonte: Produção do próprio autor.

A partir da Figura 58, é possível verificar que, apesar das discrepâncias decorrentes de possíveis problemas na medição, a curva da simulação permaneceu, em todos os casos, na média das temperaturas. Na Figura 58a, as curvas das amostras 1, 2 e 3 tiveram um comportamento fora do esperado pelo que foi explicado no item 4.4.1.1, enquanto as curvas das outras amostras permaneceram com comportamento similar àquele encontrado a partir dos resultados da simulação. Na Figura 58b os resultados obtidos foram próximos à simulação. Na Figura 58c os resultados permaneceram próximos à simulação até o tempo de 70s, quando a curva da amostra 15 passa a evoluir para valores mais distantes da simulação. Isto também ocorre na Figura 58d, onde, até os 50s os resultados permaneceram próximos àqueles encontrados pela simulação, quando a curva da amostra passa a apresentar saltos. Estes comportamentos não lineares medidos pelo termopar justificam-se por turbulências geradas pelo próprio aparato experimental, que contém peças de material compósito, como quartzo/fenólica, que também sofrem ablação, gerando voláteis que influenciam nas medidas de alguns experimentos.

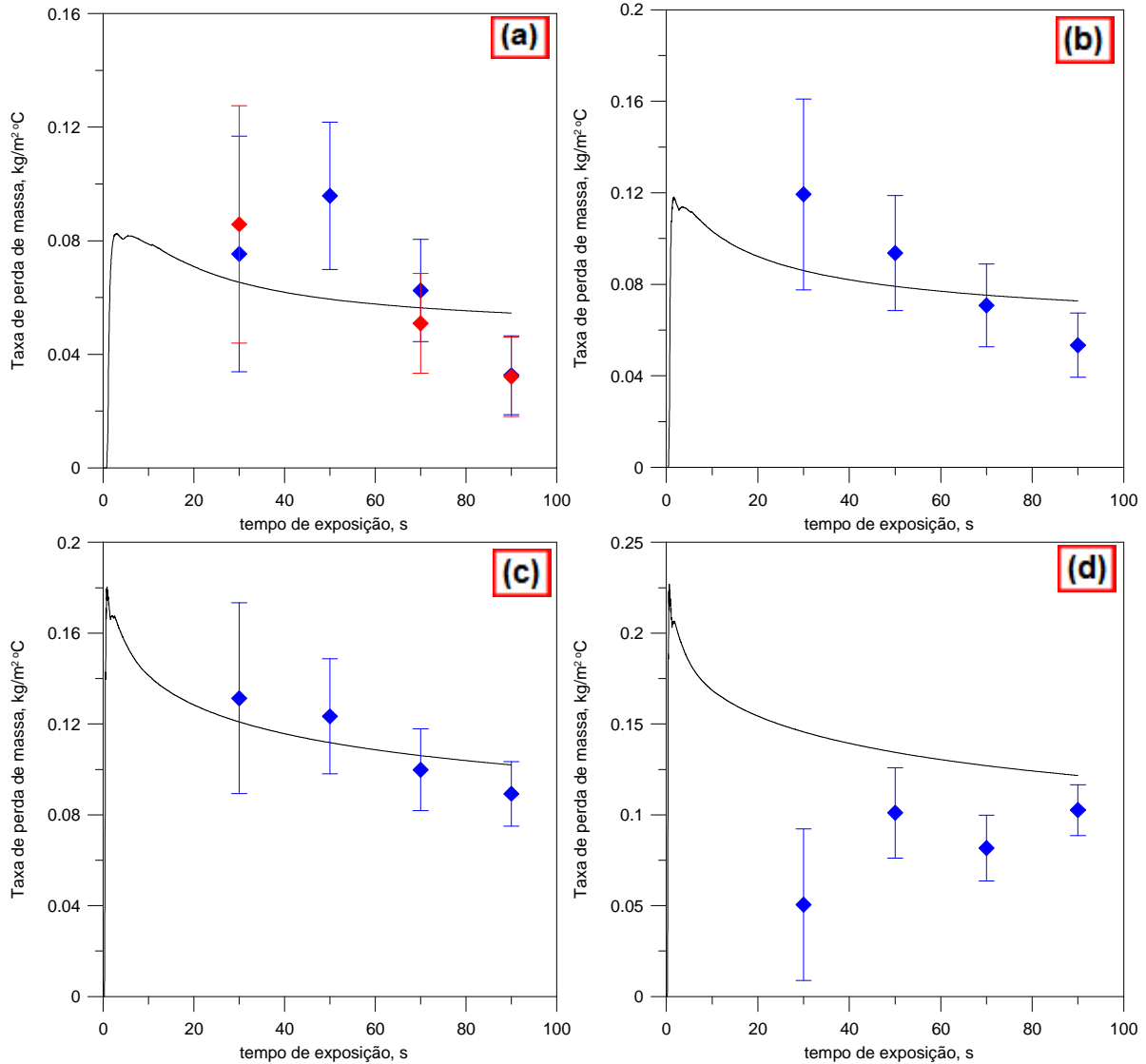
4.5.1.2 Taxa de perda de massa específica

A Figura 59 mostra as curvas de taxa de perda de massa específica obtidas a partir da simulação computacional. Na Figura 59a, o resultado experimental de 50s está muito acima da curva da simulação, o que também se justifica pelo que foi explicado no item 4.4.1.1, enquanto os outros pontos estão próximos da curva da simulação de maneira que suas barras de erro a cruzam. Nas Figuras 59b e 59c, os resultados de simulação foram próximos aos resultados obtidos experimentalmente, de maneira que as barras de erro dos resultados cruzassem a curva da simulação.

Na Figura 59d, o resultado experimental de 30s está muito abaixo da curva da simulação. Este fato se explica pelo que pode ser visto na Figura 40, onde a curva da amostra 16 apresenta um comportamento inesperado, passando por temperaturas muito menores do que a temperatura de sublimação do *char*. Analisando a amostra após o ensaio, é possível verificar o desalinhamento que ocorreu devido a uma degradação do porta-amostra utilizado para este corpo de prova, conforme apresentado na Figura 60. Os resultados experimentais de 50 e 70 s estão próximos da curva da simulação, porém não o suficiente. Analisando a Figura 40, as curvas de temperatura dos dois casos apresentam o mesmo comportamento, onde a temperatura superficial começa a cair, diferentemente do esperado. Foi realizado MEV na superfície lateral destas amostras por este motivo, sendo possível verificar a contaminação das

amostras pela presença de formatos estranhos aos da fibra de carbono e da resina fenólica. Este material, conforme pode ser visto na Figura 61, é a sílica, proveniente dos anéis de quartzo/fenólica utilizados como proteção térmica nos ensaios, como foi conferido por análise de Energia Dispersiva (EDS).

Figura 59 – Curvas da simulação computacional da taxa de perda de massa específica para os fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m²; (b) 0,903 MW/m²; (c) 1,379 MW/m²; e (d) 1,725 MW/m².



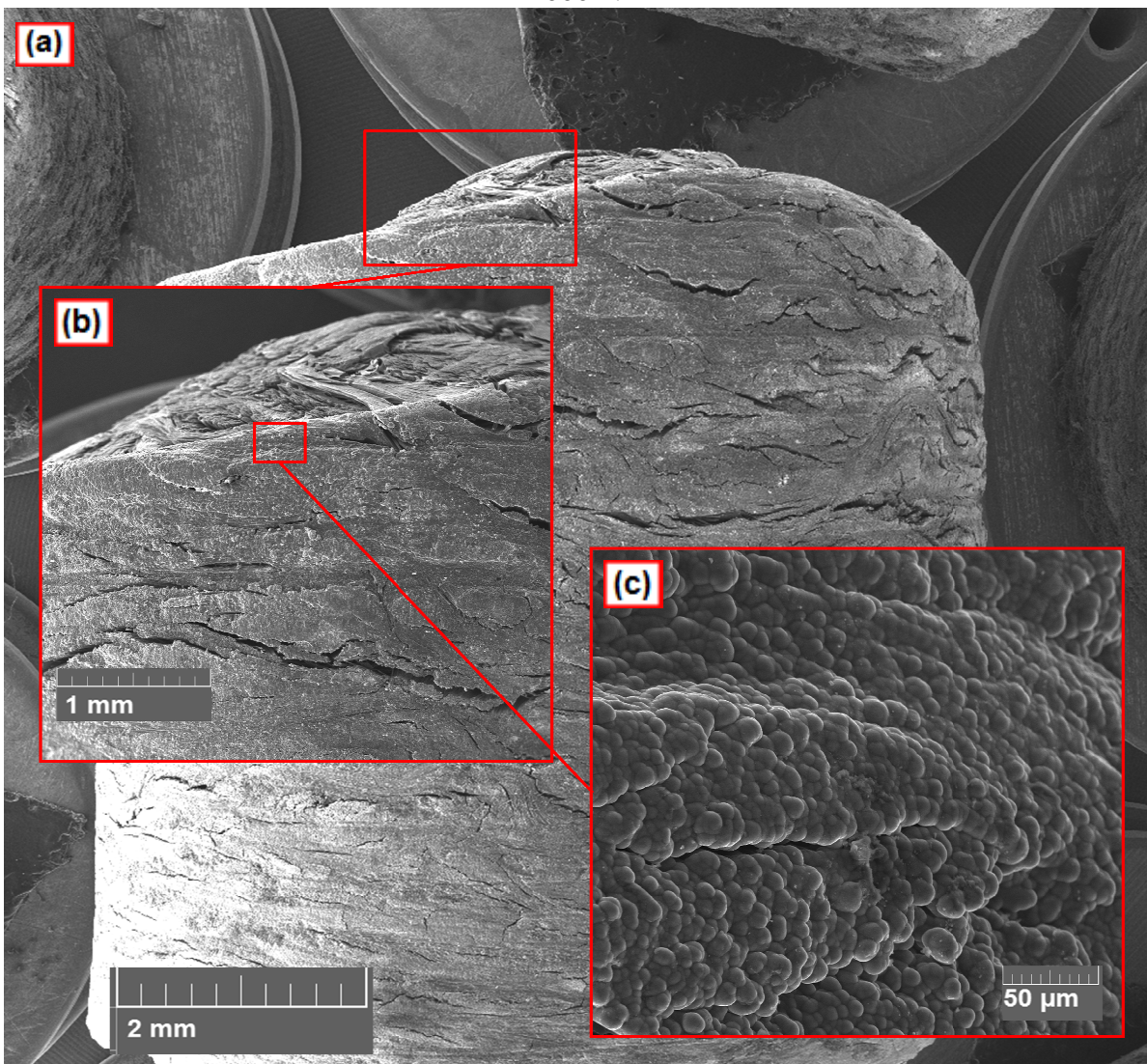
Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 60 – Amostra 16 após o ensaio.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 61 – Avaliação por MEV da amostra 16 com aproximação de: (a) 30x; (b) 84x; e (c) 1000 x.

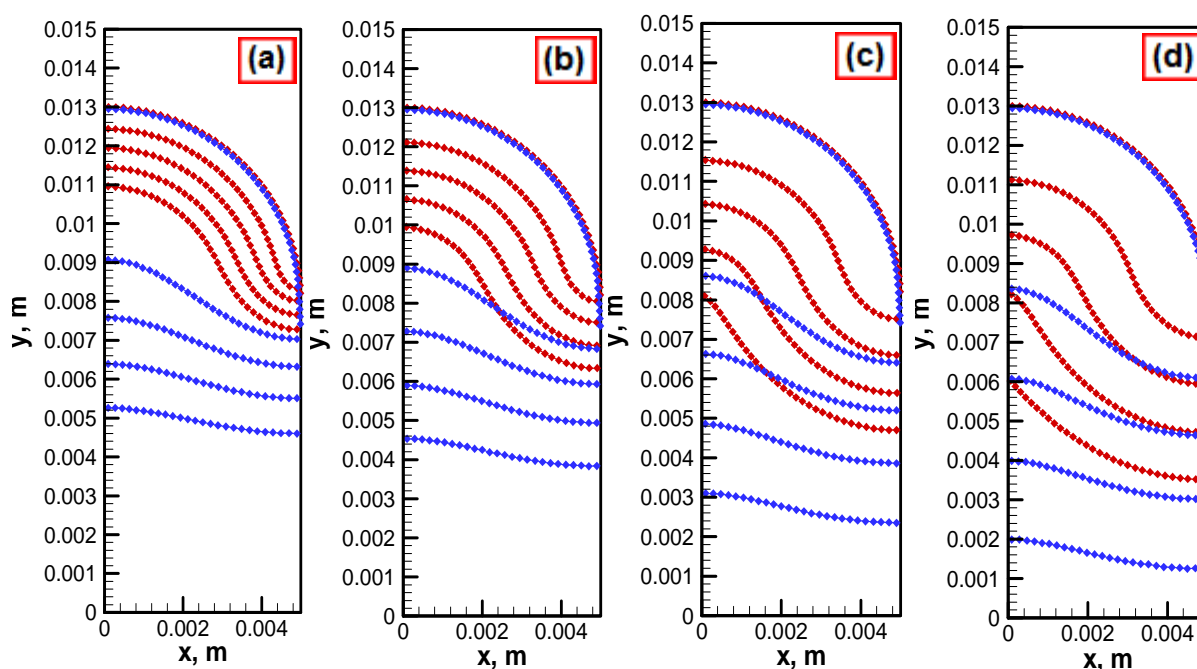


Fonte: Produção do próprio autor.

4.5.1.3 Evolução das interfaces

Neste item, é apresentada a evolução das interfaces e algumas comparações entre os perfis reais e obtidos a partir da simulação computacional, onde em azul está delineada a frente de pirólise e em vermelho a frente de ablação do *char*.

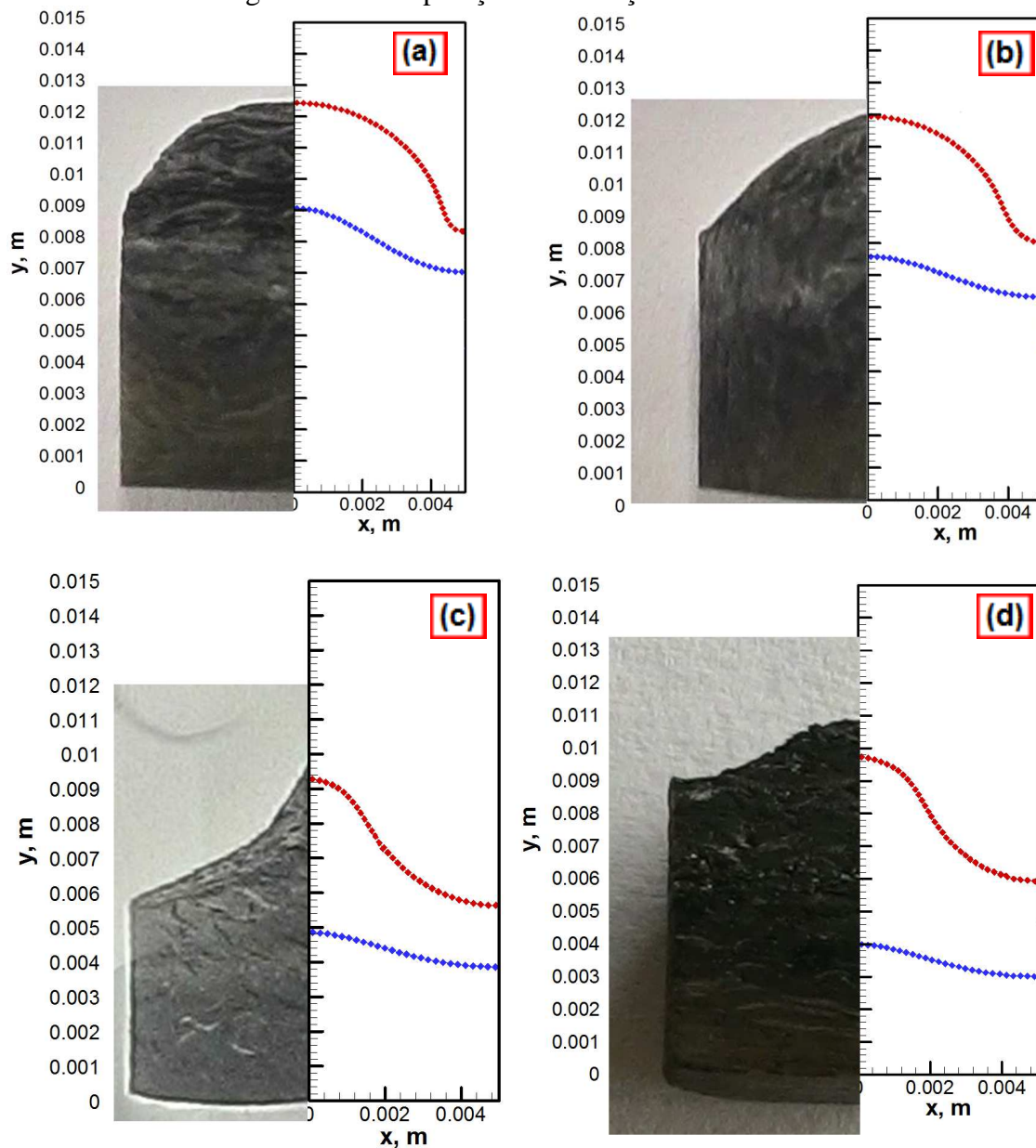
Figura 62 - Evolução das interfaces para 0 s, 30 s, 50 s, 70 s e 90 s de exposição: (a) 0,626 MW/m²; (b) 0,903 MW/m²; (c) 1,379 MW/m²; e (d) 1,725 MW/m².



Fonte: Produção do próprio autor.

A partir destes resultados, é possível comparar os perfis obtidos experimentalmente e os perfis obtidos a partir da simulação, como mostrado na Figura 63. Na Figura 63a é apresentada uma comparação para o fluxo de 0,626 MW/m² por 30 s. Na Figura 63b é mostrada a comparação para o fluxo de 0,626 MW/m² por 50 s. A Figura 63c apresenta uma comparação para o fluxo de 1,379 MW/m² por 70 s e a Figura 63d mostra uma comparação para o fluxo de 1,725 MW/m² por 70 s. Com estes resultados, verifica-se que a simulação das interfaces resulta em perfis muito próximos aos obtidos experimentalmente, mesmo para o caso da amostra da Figura 63d, que é o caso que foi contaminado com sílica.

Figura 63 – Comparação de evolução das interfaces.



Fonte: Produção do próprio autor.

Ao final da análise da simulação computacional, calculando-se o valor *rms* total, conforme descrito no item 3.6, obtém-se a Tabela 13.

Tabela 13 – Valores *rms* para o material de carbono/fenólica.

Medida	<i>rms</i>
Fluxo 0,626 MW/m ²	0,4109
Fluxo 0,903 MW/m ²	0,2436
Fluxo 1,379 MW/m ²	0,0991
Fluxo 1,725 MW/m ²	0,9992
Total	0,5357
Total sem o Fluxo 1,725 MW/m ²	0,0369

Fonte: Produção do próprio autor.

A partir da Tabela 13, nota-se que, considerando os valores ensaiados para o fluxo térmico de $1,725 \text{ MW/m}^2$, obtém-se um desvio muito grande nos resultados, enquanto que, sem estes, o desvio total para o caso do material de carbono/fenólica resulta em 0,03686 ou 3,686%. É razoável, portanto, a partir da análise destes valores juntamente com as incertezas experimentais descritas anteriormente, descartar as medidas do último fluxo térmico. Desta maneira, a simulação computacional é validada, mostrando-se eficaz na finalidade para a qual foi desenvolvida.

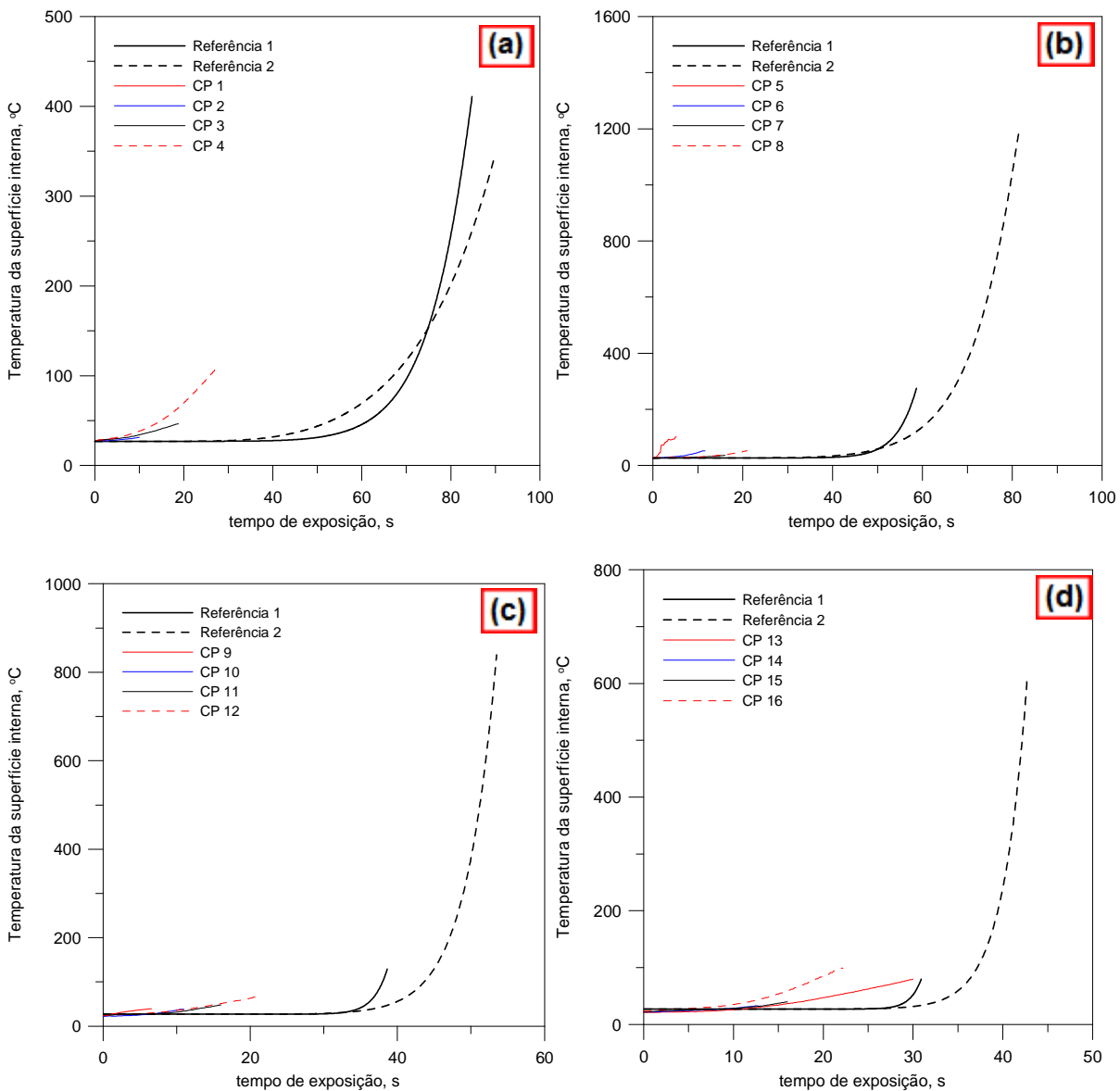
4.5.2 Teflon (PTFE)

Para o teflon, a temperatura na superfície de incidência utilizada na simulação computacional foi a descrita na Tabela 7. Os outros resultados da simulação computacional são descritos nos próximos itens.

4.5.2.1 Temperatura da superfície oposta à incidência

As temperaturas das superfícies opostas à incidência do fluxo térmico obtidas a partir da simulação computacional com dois tipos de dados referenciais, como especificado no item 3.6, são apresentadas na Figura 64. Conforme afirmado por Laub e Curry (2004), a diferença de valores entre as temperaturas de ablação do teflon, considerada e real, que geraram estes resultados está condicionada a diversos outros fenômenos físicos que ocorrem durante a exposição à chama, além da sublimação do material, como a liberação de gases e decomposição, por isso os resultados, tanto de temperatura como de taxa de perda de massa específica e evolução das interfaces diferiram dos valores reais, pois levaram em consideração apenas a sublimação do material. Este fato é evidenciado na Figura 64, onde as curvas da simulação começam a aumentar o valor após 40 s, enquanto nos experimentos as temperaturas chegavam a atingir temperaturas próximas a 100°C antes dos 30 s. A simulação passou a ser mais próxima dos resultados experimentais na Figura 64c e na Figura 64d, que é o caso do maior fluxo térmico.

Figura 64 - Curvas da simulação computacional da temperatura da superfície oposta à incidência dos fluxos térmicos de: (a) 0,626 MW/m²; (b) 0,903 MW/m²; (c) 1,379 MW/m²; e (d) 1,725 MW/m².



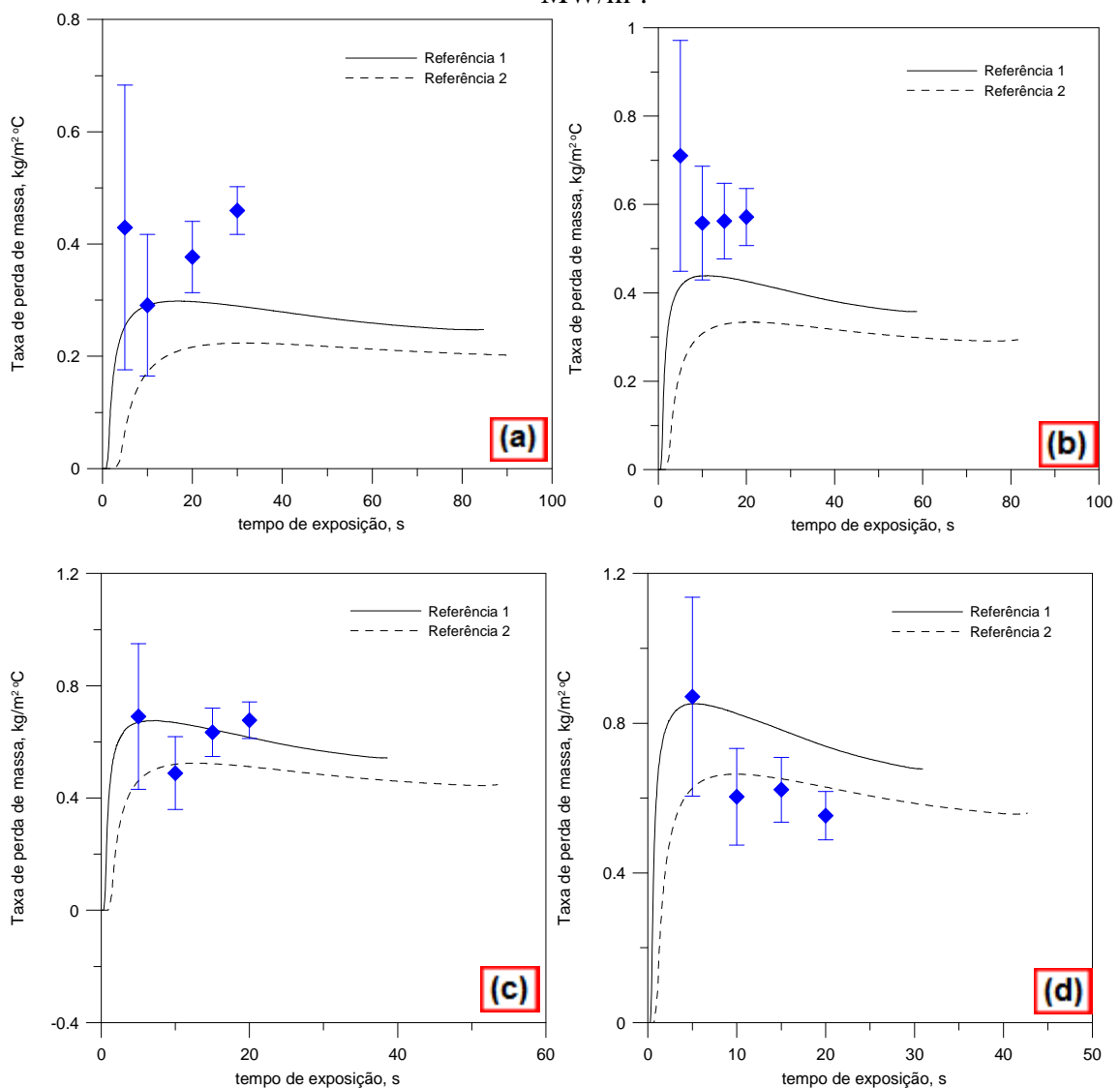
Fonte: Produção do próprio autor.

4.5.2.2 Taxa de perda de massa específica

A Figura 65 mostra as curvas de taxa de perda de massa específica obtidas a partir da simulação computacional. Naturalmente que, como as temperaturas simuladas começam a aumentar depois das temperaturas medidas, como mostrado no item 4.5.1.2, a taxa de perda de massa específica simulada será menor. A Figura 65a e a Figura 65b mostram os resultados para os fluxos térmicos de 0,626 MW/m² e 0,903 MW/m², nos quais a taxa de perda de massa específica medida evolui com relação ao tempo, enquanto a simulada diminui, para as duas

referências. Nestes casos, a simulação mais próxima dos resultados experimentais foi a que utilizou a Referência 1. A Figura 65c mostra o resultado da simulação para o fluxo térmico de $1,379 \text{ MW/m}^2$, onde é possível notar que os resultados experimentais estão mais próximos da simulação, especialmente a que utiliza a Referência 1. Isto ocorre porque a temperatura simulada está mais próxima da medida experimentalmente. Esta proximidade também ocorre na Figura 65d, que apresenta o resultado da simulação para o fluxo térmico de $1,725 \text{ MW/m}^2$.

Figura 65 - Curvas da simulação computacional da taxa de perda de massa específica para os fluxos térmicos de: (a) $0,626 \text{ MW/m}^2$; (b) $0,903 \text{ MW/m}^2$; (c) $1,379 \text{ MW/m}^2$; e (d) $1,725 \text{ MW/m}^2$.



Fonte: Produção do próprio autor.

Como os dados das Referências 1 e 2 foram extraídos da literatura (SILVA, 2001; WILLIAMS; CURRY, 1992, respectivamente) optou-se por avaliar o valor *rms* total para que se compreenda qual a referência mais válida para este caso, calculando-se o mesmo conforme descrito no item 3.6. Desta forma, tem-se a Tabela 14.

Tabela 14 - Valores *rms* para o teflon.

Referência	Medida	<i>rms</i>
Referência 1	Fluxo 0,626 MW/m ²	0,2956
	Fluxo 0,903 MW/m ²	0,2895
	Fluxo 1,379 MW/m ²	0,1901
	Fluxo 1,725 MW/m ²	0,2805
	Total	0,2392
Referência 2	Fluxo 0,626 MW/m ²	0,5765
	Fluxo 0,903 MW/m ²	2,918
	Fluxo 1,379 MW/m ²	0,2264
	Fluxo 1,725 MW/m ²	0,1662
	Total	0,3650

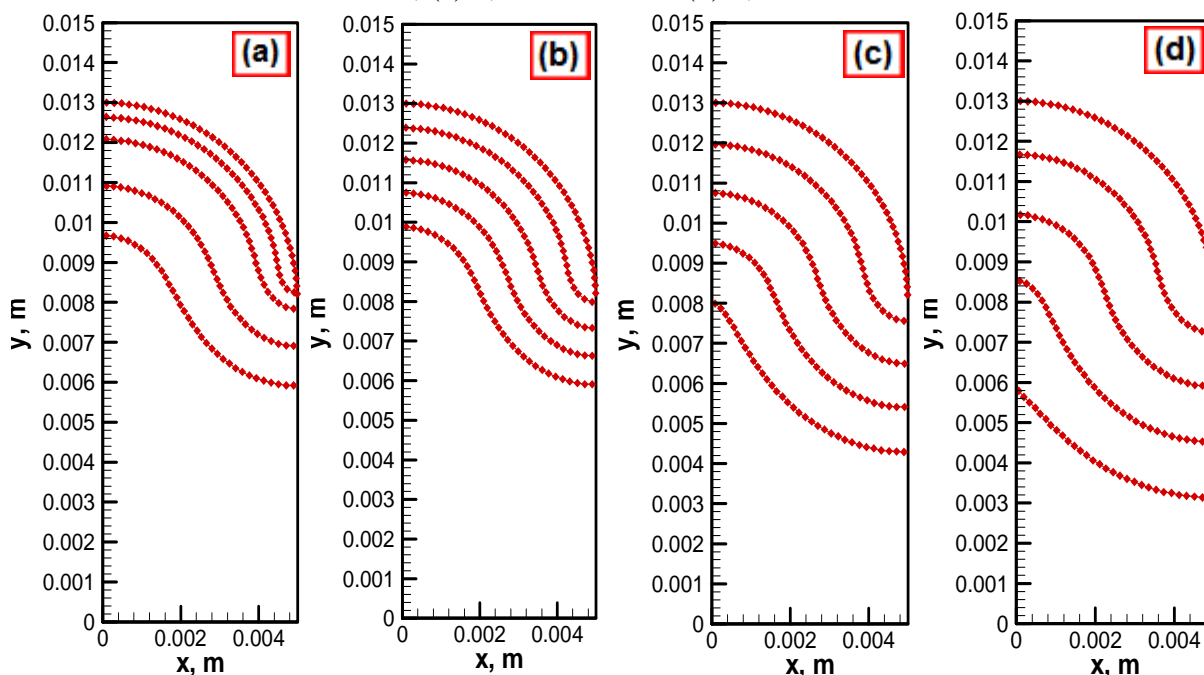
Fonte: Produção do próprio autor.

A partir da Tabela 14, nota-se que a simulação utilizando a Referência 1 obtém um menor desvio do que quando se utiliza a Referência 2. Desta maneira, entende-se que a simulação computacional utilizando a Referência 1 possui um desvio de 0,2392 ou 23,92% quando aplicada para o caso do Teflon.

4.5.2.3 Evolução das interfaces

Neste item, são apresentadas a evolução das interfaces e algumas comparações entre os perfis reais e obtidos a partir da simulação computacional utilizando a Referência 1, onde em vermelho encontra-se delineada a frente de ablação do material.

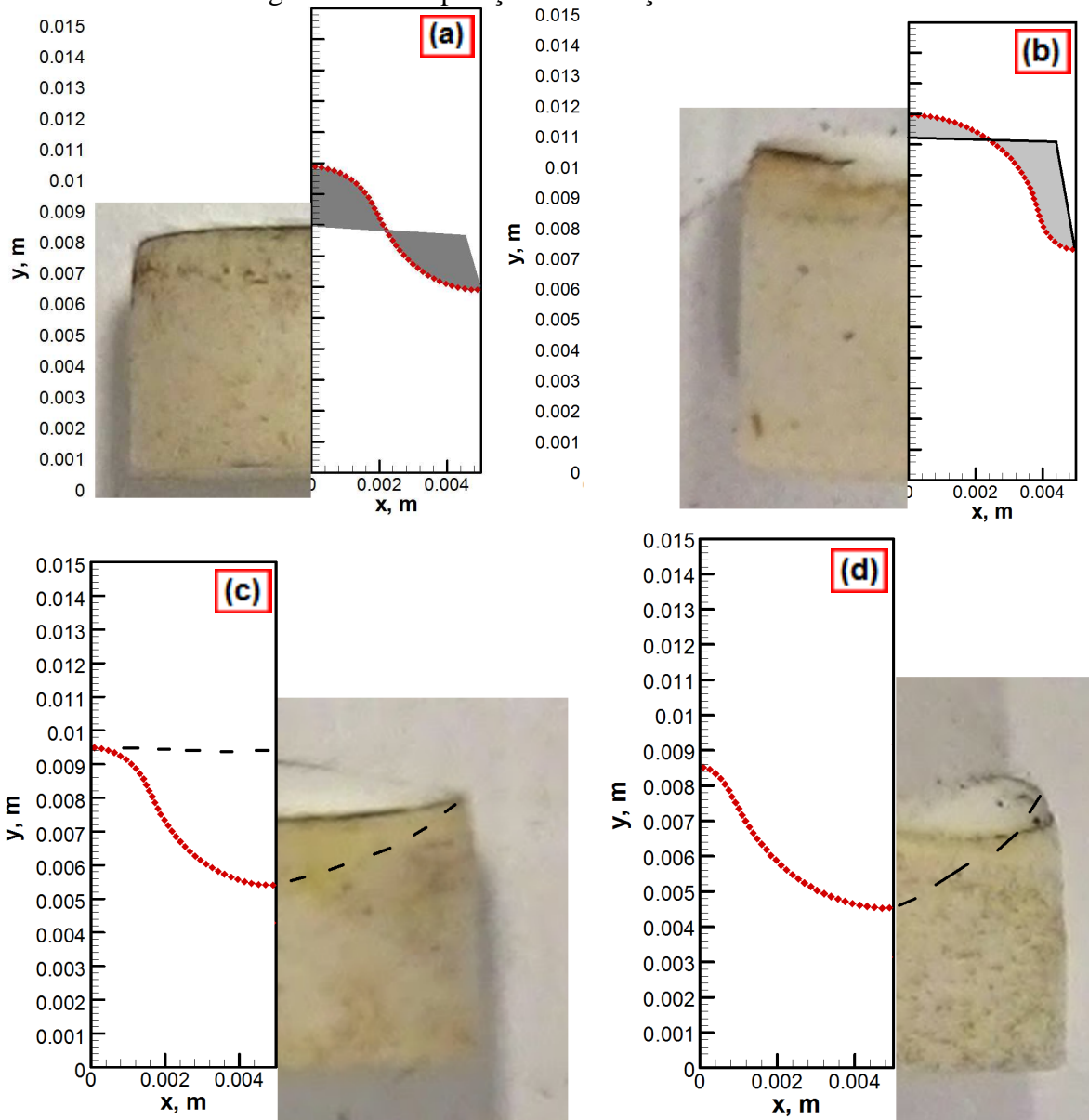
Figura 66 - Evolução das interfaces para os fluxos térmicos de (a) 0,626 MW/m², (b) 0,903 MW/m², (c) 1,379 MW/m² e (d) 1,725 MW/m².



Fonte: Produção do próprio autor.

A partir destes resultados, é possível comparar os perfis obtidos experimentalmente e aqueles obtidos a partir da simulação, por meio da Figura 67. Na Figura 67a é apresentada a comparação para o caso de 0,903 MW/m² por 20 s, e na Figura 67b é mostrada a comparação para o caso de 1,379 MW/m² por 5 s. Nestes casos, a simulação mostra uma geometria diferente da amostra ao final do ensaio, porém, as áreas sobressalentes para a simulação e para o caso real se igualam de maneira aproximada. Para os casos da Figura 67c, que mostra a comparação para o caso de 1,379 MW/m² por 20 s, e da Figura 67d, que apresenta a comparação para o caso de 1,725 MW/m² por 15 s, a simulação mostra uma “ponta” no centro, a amostra real apresenta um vão formado pela exposição ao calor. Estes perfis se tornam similares no caso da troca de posição para comparação. Os vãos são representados pelas linhas tracejadas nas figuras.

Figura 67 - Comparação de evolução das interfaces.

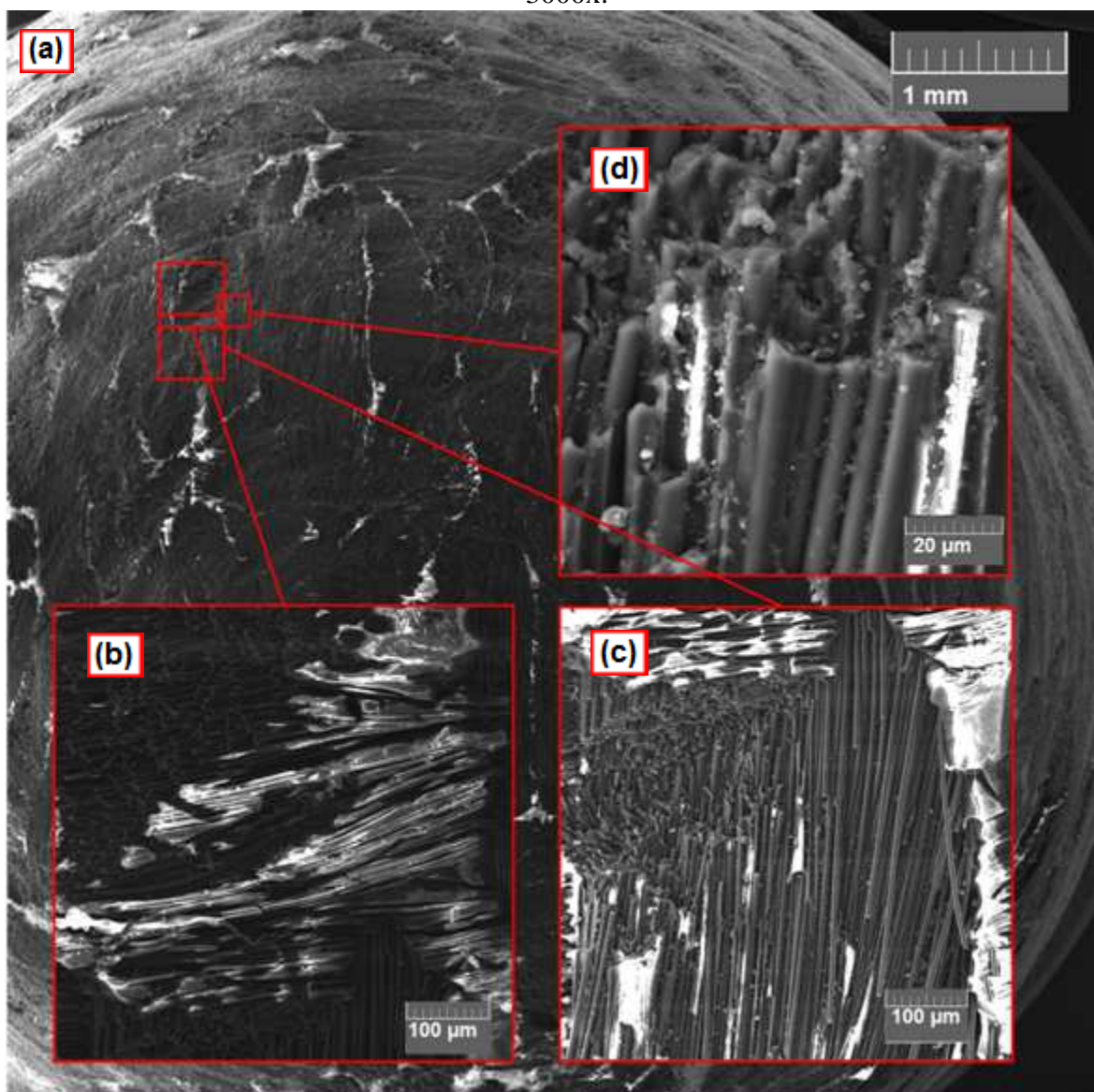


Fonte: Produção do próprio autor.

4.6 MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA

Os corpos de prova de carbono/fenólica sujeitos ao ensaio de ablação foram analisados conforme apresentado na seção 3.5. Desta análise, a partir das imagens, pôde-se verificar detalhes do material para que se fosse possível concluir com relação ao objetivo deste trabalho.

Figura 68 – MEV de amostra virgem com aproximação de: (a) 44x; (b) 500x; (c) 500x; e (d) 3000x.

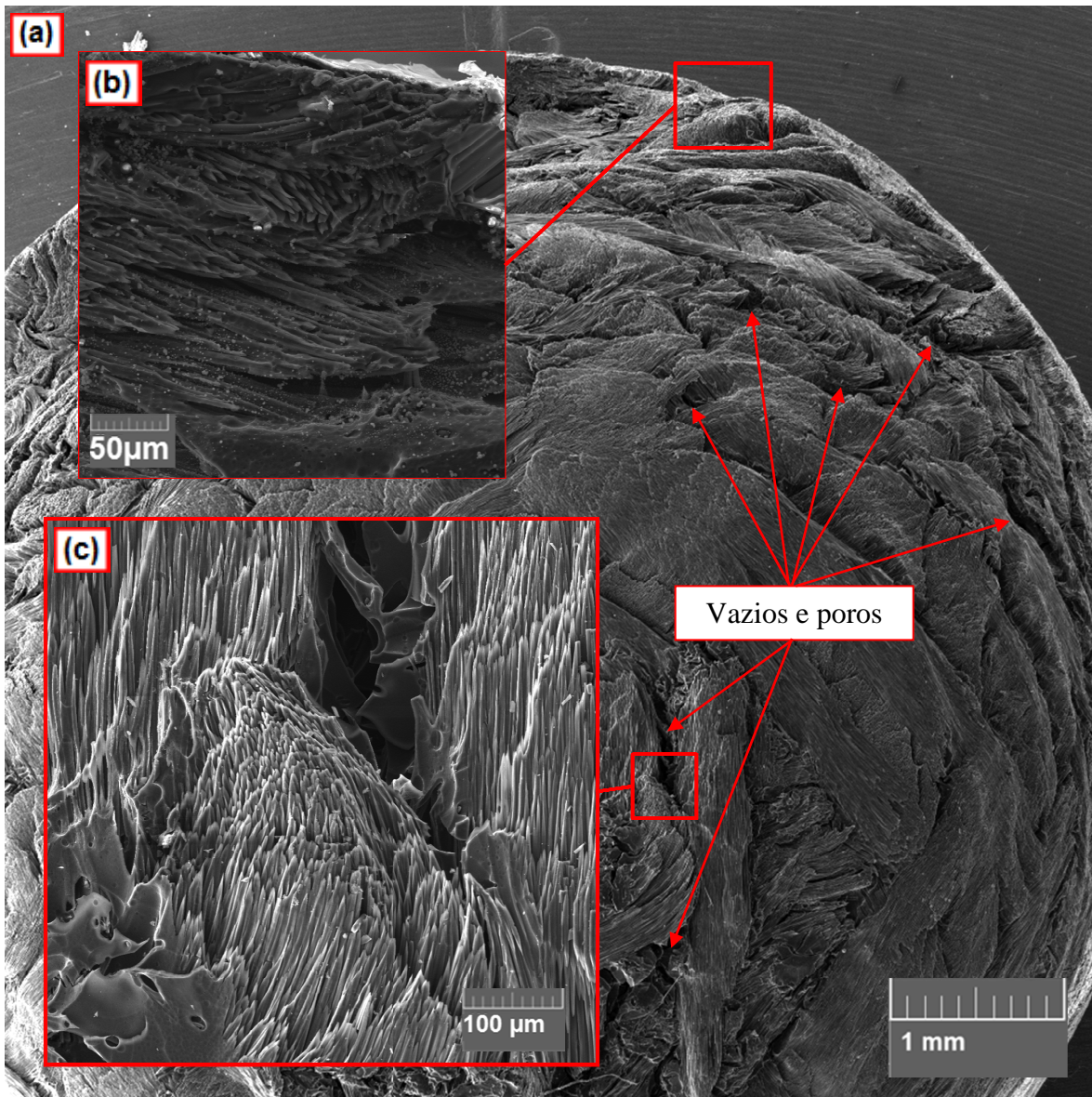


Fonte: Produção do próprio autor.

A Figura 68a mostra a superfície de uma amostra virgem, após a usinagem. É possível verificar as diversas orientações das fibras na superfície, devido primeiramente ao tipo de fabricação, que propicia à fibra uma orientação mais aleatória, e também à usinagem que forneceu à amostra um formato de meia esfera em uma das extremidades. Como o *blank* do qual as amostras foram obtidas foi fabricado com camadas de tecido paralelas, a usinagem de um corpo de prova côncavo faz com que a superfície passe por diversas camadas, o que influencia ainda mais na aleatoriedade da direção das fibras, fazendo com que a superfície do material passasse por várias camadas do tecido. As Figuras 69b e 68c mostram resina sobre as

fibras, que se destaca por sua coloração mais clara. A Figura 68d mostra as fibras cortadas pelo processo de usinagem, com resíduos na superfície. É possível verificar a interface entre o reforço e a matriz, que continua intacto após a usinagem.

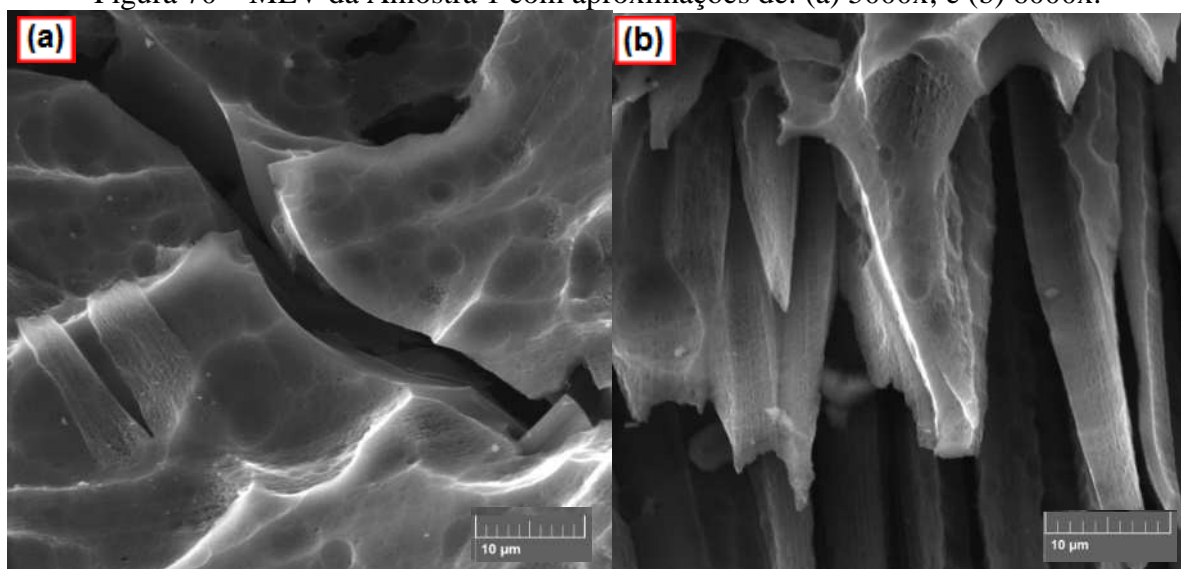
Figura 69 - MEV da Amostra 1 com aproximação de: (a) 44x; (b) 1000x; e (c) 500x.



Fonte: Produção do próprio autor.

A Figura 69a mostra a superfície da Amostra 1, após exposição ao fluxo térmico de $0,626 \text{ MW/m}^2$ por um tempo de 30 s. É possível notar vazios e poros gerados pela pirólise da matriz fenólica. As Figuras 69b e 69c mostram o formato de “agulhas” das fibras após a exposição ao fluxo térmico decorrente da oxidação das fibras de carbono, conforme também verificado por Silva (2015), a variação das direções das fibras e também lamelas de matriz fenólica não pirolisadas.

Figura 70 – MEV da Amostra 1 com aproximações de: (a) 5000x; e (b) 6000x.

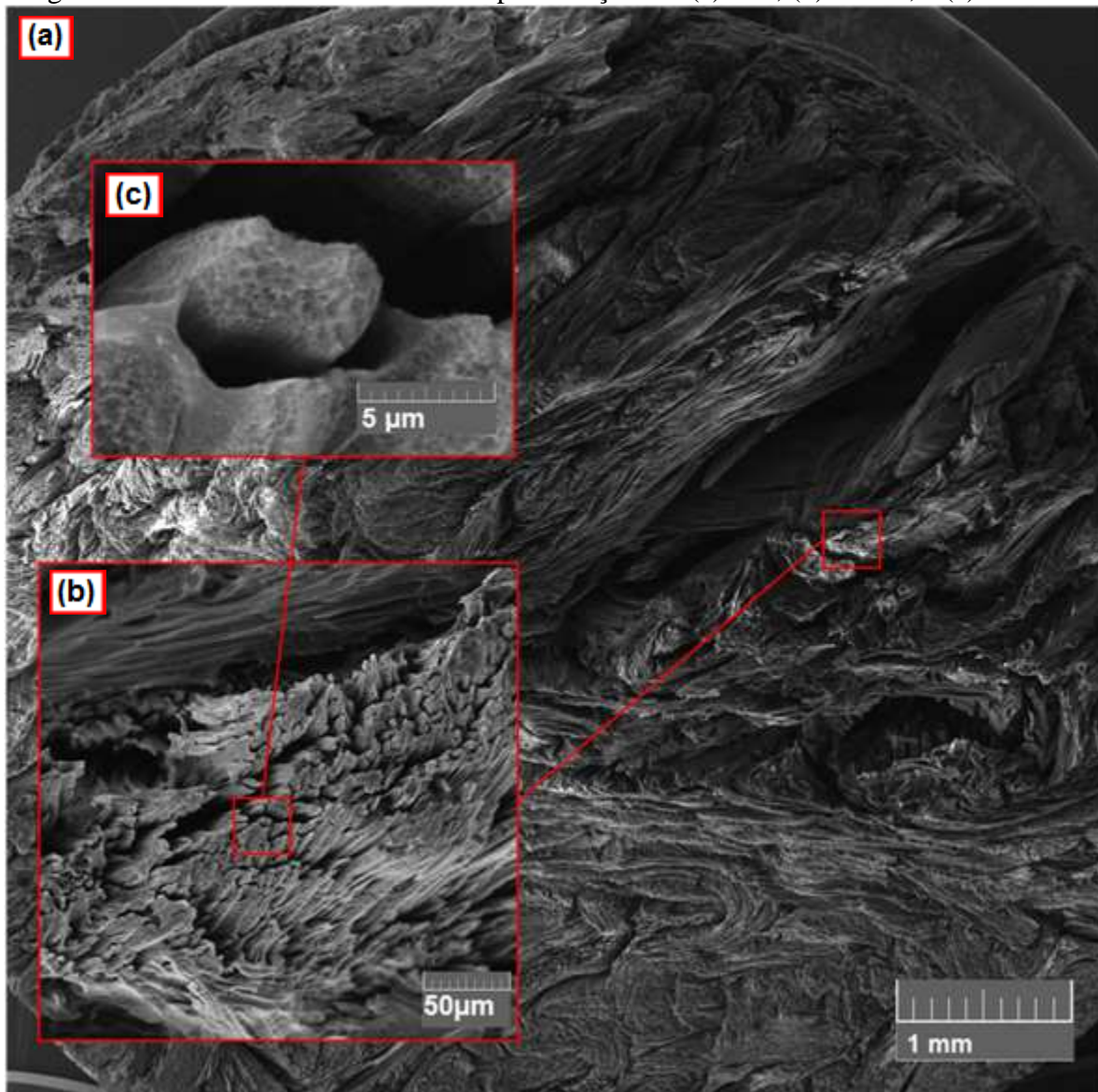


Fonte: Produção do próprio autor.

Na Figura 70a é possível verificar uma trinca na resina fenólica, resultante da exposição ao fluxo térmico. A Figura 70b mostra fibras com lamelas de matriz não pirolisadas, que permanecem aderidas às fibras, mesmo após a exposição ao fluxo térmico.

A Figura 71 mostra a microscopia eletrônica de varredura da Amostra 15, a qual foi exposta a um fluxo térmico de $1,379 \text{ MW/m}^2$, por um tempo de 90 s, sendo a amostra que ficou mais tempo exposta ao calor, das amostras que foram expostas ao segundo maior fluxo térmico ensaiado. Na Figura 71a é possível verificar grandes espaços vazios gerados pela queima, ou, pirólise da matriz fenólica. Comparando-se a Figura 71a com a Figura 69a é possível notar grande diferença com relação ao estado do material, verificando-se maior quantidade de vazios e maiores tamanhos dos mesmos, caracterizando a maior agressão ao material remanescente, havendo menor quantidade de lamelas de matriz não pirolisada na Figura 71a. As Figuras 71b e 71c mostram as fibras de carbono após o ensaio, sendo possível verificar com aproximação de 15000x o formato da fibra, característica da fibra obtida a partir do Rayon, que possui uma geometria irregular, típica deste tipo de fibra. A fibra obtida a partir da PAN possui um perfil circular mais regular. Também é possível observar na Figura 71c que as lamelas de matriz não pirolisadas remanescentes permanecem aderidas às fibras, mesmo após a exposição a um grande fluxo térmico.

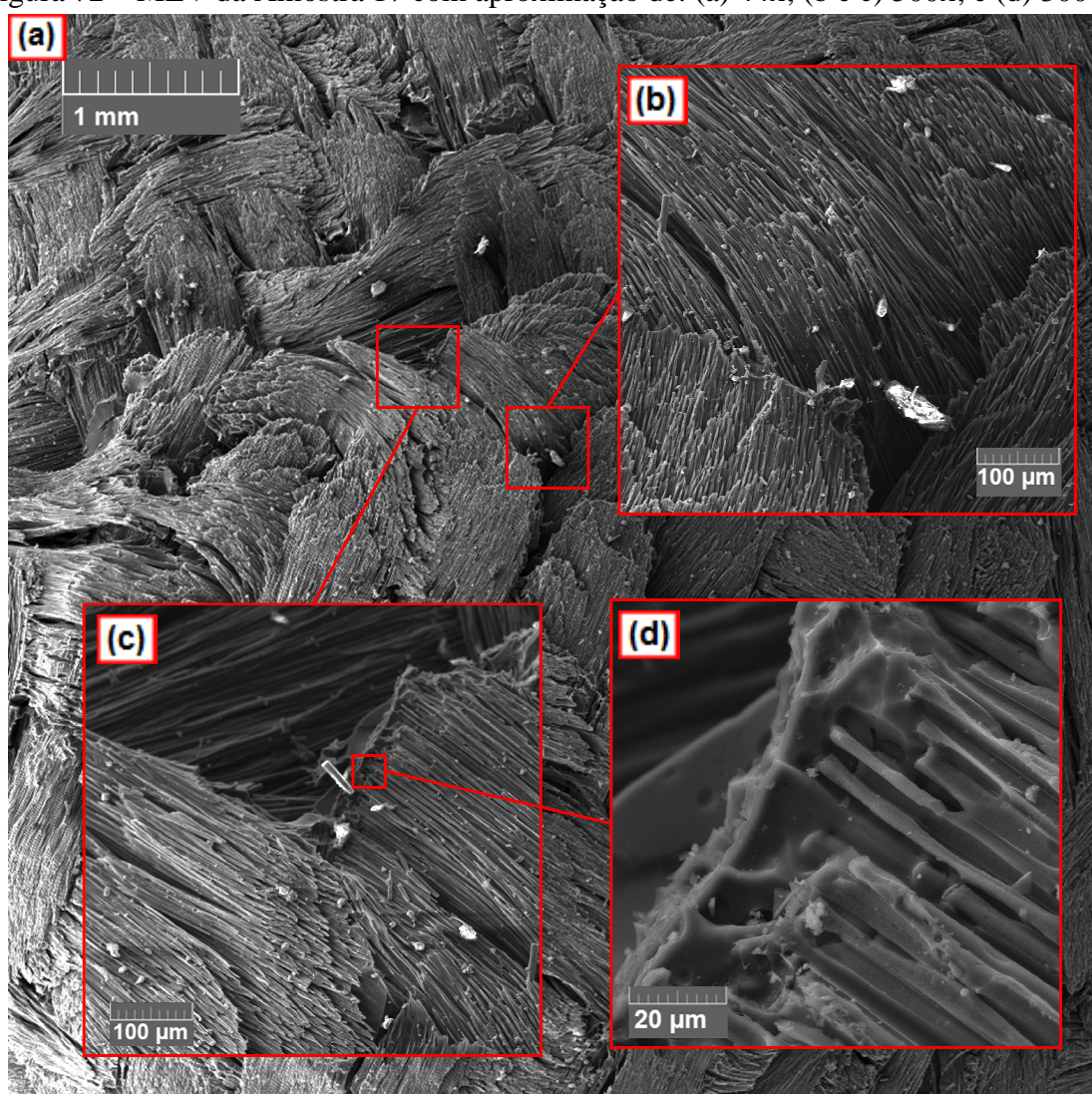
Figura 71 – MEV da Amostra 15 com aproximação de: (a) 44x; (b) 1000x; e (c) 15000x.



Fonte: Produção do próprio autor.

A Figura 72 mostra a superfície da Amostra 17 após a exposição ao fluxo de 1,725 MW/m² por um tempo de 50 s. Além das mesmas características de aleatoriedade na orientação do reforço e formato das fibras semelhante ao de agulhas, nota-se que, este tempo de exposição não foi o suficiente para que a matriz passasse por um processo intenso de pirólise, como ocorreu para a amostra apresentada na Figura 71. É possível verificar a presença de resíduos de resina e fibras na superfície do material, possivelmente devido à intensidade do fluxo térmico. Também é possível verificar na Figura 72d que a interface entre reforço e matriz permaneceu sem rupturas, mesmo após 50 s de exposição a um fluxo térmico elevado.

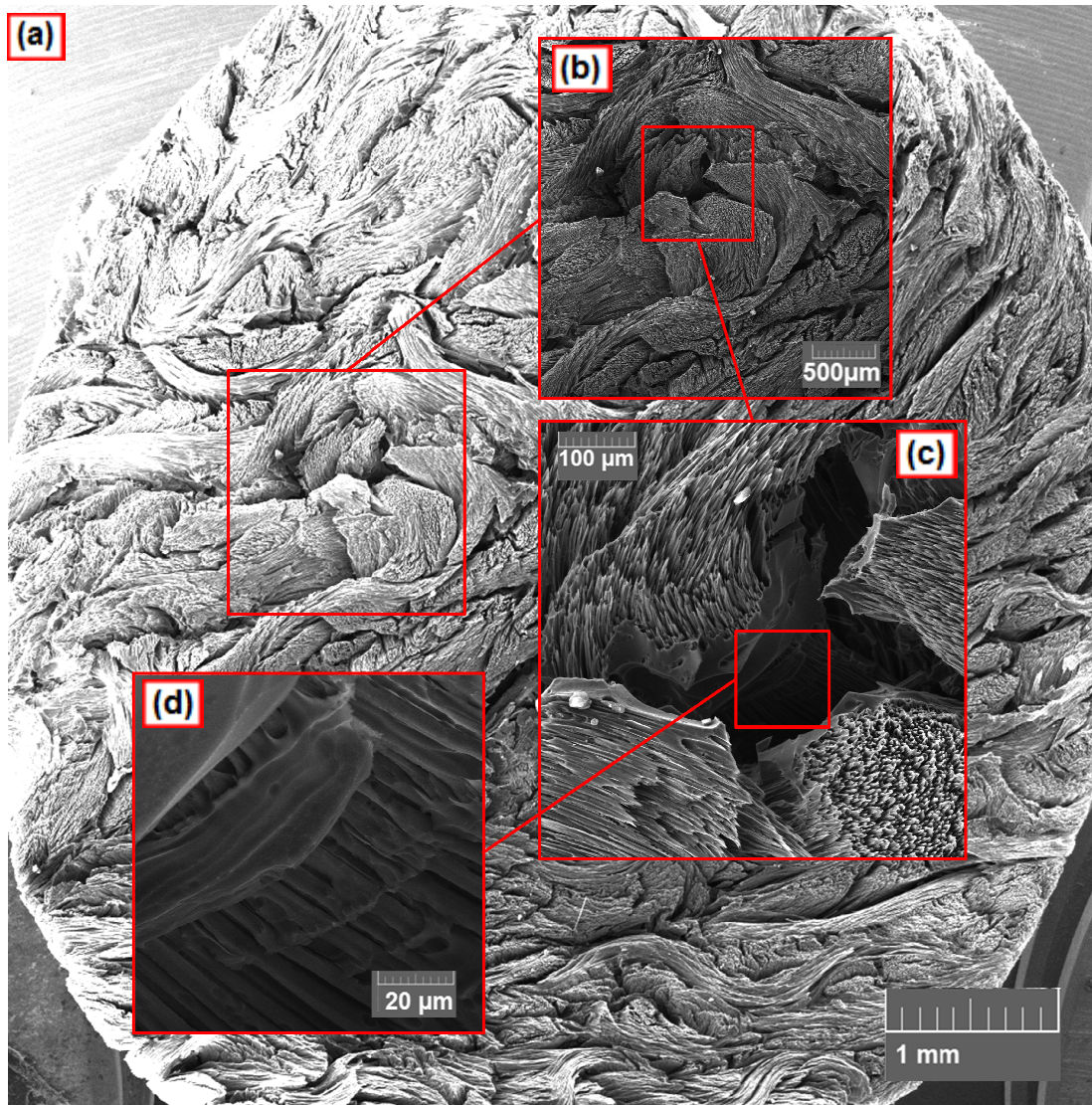
Figura 72 – MEV da Amostra 17 com aproximação de: (a) 44x; (b e c) 500x; e (d) 3000x.



Fonte: Produção do próprio autor.

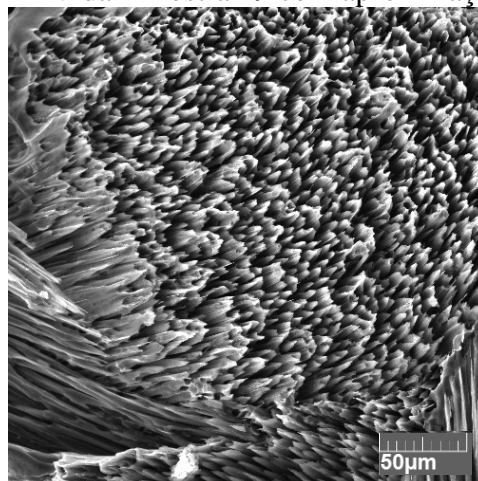
As Figuras 73 e 74 mostram imagens de microscopia eletrônica de varredura da Amostra 19, que foi submetida a um fluxo térmico de $1,725 \text{ MW/m}^2$ por 90 s. Apesar de não poder ser visto nas imagens, a Amostra 19 apresentou maior desgaste em comparação a todas as outras amostras. Em toda a sua superfície, é possível verificar a presença de poros, ou vazios, gerados pela pirolise da matriz fenólica, como pode ser observado a partir da Figura 73c, entre grupos de fibras em diferentes direções, contendo ao redor destes grupos, lamelas de matriz fenólica não pirolisadas. Na Figura 73d é possível verificar que, sob a superfície, a uma determinada profundidade dentro do vazio mostrado na Figura 73c, a interface entre o reforço e a matriz ainda estão intactos, sem trincas ou rupturas. A Figura 74 apresenta uma parte da superfície desta amostra em que as fibras estão organizadas na mesma direção e mantém a característica da semelhança a agulhas, mesmo após a exposição a um elevado fluxo térmico.

Figura 73 – MEV da Amostra 19 com aproximação de: (a) 44x; (b) 100x; (c) 500x; e (d) 3000x.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 74 - MEV da Amostra 19 com aproximação de 1000x.



Fonte: Produção do próprio autor.

5 CONCLUSÃO

A partir dos resultados obtidos no presente trabalho, podem ser listadas as seguintes conclusões:

Foram implementados procedimentos experimentais no Túnel de Plasma do LPP (ITA), como levantamento de curva de fluxo térmico em função da distância da tocha e implementação de mecanismos que viabilizaram ensaios em lotes de amostras, onde as temperaturas da superfície de incidência e da superfície oposta à incidência eram medidas. Estas melhorias dão apoio para o desenvolvimento de ferramentas de qualificação e certificação de materiais de proteção térmica para o setor aeroespacial.

A menor usinabilidade do material de carbono/fenólica quando comparada à do teflon dificulta a precisão dimensional dos corpos de prova, porém isto não inviabiliza a avaliação do material feita por perda de massa e taxa de perda de massa específica.

A partir dos resultados provenientes das análises por TGA em atmosfera inerte, conclui-se que, no material de carbono/fenólica, a fibra se decompõe muito menos que a matriz até temperaturas próximas a 550°C.

Com os ensaios de ablação, conclui-se que é imprescindível um bom alinhamento entre a tocha e os corpos de prova, manutenção da tocha e dos porta amostras, de maneira a mantê-los alinhados, e substituição dos itens de quartzo/fenólica, para que se evite flutuações nos resultados das temperaturas medidas no termopar.

As curvas de perda de massa crescem linearmente com o tempo de exposição ao jato de plasma. Há, também, um aumento nos valores de perda de massa do material com o aumento do fluxo térmico, o que eleva a temperatura da superfície exposta. A perda de massa medida experimentalmente das amostras de carbono/fenólica, que foram obtidos pelo processo de prensagem, se aproxima muito da perda de massa obtida por Silva (2015), em amostras de material de carbono/fenólica fabricado por bobinagem inclinada, cujo ângulo de orientação das fibras é 48°, formando um maior ângulo entre o eixo central do jato de plasma e as fibras.

Este resultado é confirmado pela comparação entre os resultados experimentais e da literatura (SILVA, 2015) da taxa de perda de massa específica, onde também se notou uma semelhança. No caso do material ensaiado, as fibras são desorganizadas devido ao processo de fabricação por prensagem, por isso, estes resultados possibilitam a afirmação que quanto

menor anisotropia do material, ou, quanto mais aleatória a orientação da fibra, devido sua estrutura irregular, menor a taxa de perda de massa específica, ou seja, melhor desempenho como proteção térmica.

Quanto maior o fluxo térmico, maior a taxa de perda de massa específica, porém este valor apresenta uma redução com o tempo de exposição ao jato de plasma. Isto ocorre devido a formação de camada carbonizada na superfície do material, ou *char*, decorrente da pirólise do material, criando uma barreira térmica.

Conclui-se que o modelo de simulação computacional foi validado, mostrando-se eficaz na finalidade para a qual foi desenvolvido, quando utilizado para materiais de carbono/fenólica utilizados em sistemas de proteção térmica para o setor aeroespacial com geometrias bidimensionais variadas, pois:

- Ao simular a temperatura das superfícies opostas, os resultados obtidos permanecem próximos à simulação, levando-se em conta dispersões e incertezas experimentais;
- Ao simular a taxa de perda de massa, os resultados de simulação foram próximos aos resultados obtidos experimentalmente, de maneira que as barras de erro dos resultados cruzassem a curva da simulação, obtendo um valor *rms* de 3,686% de desvio;
- Ao simular os perfis de pirólise e ablação, nota-se uma grande proximidade aos perfis obtidos experimentalmente;
- Quando comparados os casos do material de carbono/fenólica e do teflon, que possui características previamente conhecidas, nota-se que o valor *rms* do carbono/fenólica é ainda menor.

Para o caso do Teflon, conclui-se que a consideração de que o material sofre puramente ablação por sublimação gera desvios, de maneira que o menor valor *rms* encontrado foi o de 23,92%, sinalizando que a Referência 1 (SILVA, 2001) é uma opção que apresenta menores desvios médios para ser utilizada em simulações computacionais. A simulação dos perfis para o caso do teflon se mostrou válida para que se entenda a perda de massa e de volume do material com a ablação, de maneira que a geometria simulada é um pouco próxima da geometria real após os ensaios.

Com os resultados do MEV no material de carbono/fenólica é possível concluir que:

- A exposição ao fluxo térmico gera vazios poros e trincas na superfície do material, como consequência da pirólise da matriz;

- A matriz aparece após a ablação em resíduos de lamelas não pirolisadas aderidas às fibras. Estas lamelas se tornam menores quanto maior o fluxo e maior o tempo de exposição, bem como, com estes aumentos, os poros e vazios tornam-se maiores;
- Durante a exposição ao fluxo, a matriz tem maior desgaste que o reforço, assim como notado a partir dos resultados provenientes por TGA;
- As fibras possuem um desgaste preferencial, apresentando formato de “agulhas” após a exposição ao fluxo térmico, consequência da oxidação da fibra, diferentemente de quando a fibra é usinada, ou cisalhada, onde a mesma apresenta um aspecto plano em sua extremidade;
- O resíduo da matriz que permaneceu após a queima não apresenta rupturas na interface com a fibra, mesmo após a exposição a um grande fluxo térmico.

Desta maneira, o objetivo deste trabalho, que foi “avaliar o desempenho dos materiais compósitos de proteção térmica ablativa selecionados, a partir de ensaios de ablação por plasma térmico dentro de um túnel em vácuo, em amostras de materiais termoestruturais à base de fibra de carbono, em configurações compatíveis com a utilização em veículos espaciais e sub-orbitais, visando condições próximas da operação, buscando o estudo do comportamento ablativo do material em uma geometria real de proteções térmicas submetidas à reentrada”, foi cumprido, pois o modelo de simulação computacional utilizado foi validado, com estes resultados, para reproduzir o comportamento em ablação de materiais de carbono/fenólica em diferentes geometrias, atendendo a necessidade do setor aeroespacial.

5.1 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

- Desenvolvimento de análises comparativas de testes realizados em atmosferas controladas para verificar a influência de ambientes rarefeitos na ablação, ampliando a faixa de validação para aplicações em altas altitudes.
- Extensão da validação da simulação computacional utilizando o mesmo aparato experimental para outros materiais utilizados em Sistemas de Proteção Térmica, como material de carbono reforçado com fibras de carbono, de quartzo/fenólica e de carbono/epóxi, por exemplo, com diferentes geometrias, para utilização do modelo bidimensional. Neste trabalho, seria possível também testar diferentes tipos de isolamentos térmicos usados no aparato experimental, variando-se o tipo de material dos mesmos e verificando-se a

contaminação das amostras, além de aperfeiçoar o aparato experimental utilizado no LPP (ITA), com simplificação dos porta-amostras e dos sistemas de refrigeração e alinhamento.

- O modelo matemático pode ser empregado de maneira mais complexa, incluindo efeitos como os dos processos de fabricação na evolução das interfaces, incluindo-se o efeito na anisotropia do material, da espessura da frente de pirólise e da retirada da camada carbonizada por efeitos aerodinâmicos, por exemplo.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AILOR, W. H; RASKY, D. J; ZELL, P. Pico Reentry Probes: New Tools For Reentry Testing. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, THE INTERNATIONAL ACADEMY OF ASTRONAUTICS, AND THE INTERNATIONAL INSTITUTE OF SPACE LAW, 56, 2005, Fukuoka **Proceedings...** Fukuoka: IAF. Disponível em: <<http://iafastro.directory/iac/archive/browse/IAC-05/D3/2/2446/>>. Acesso em 21 jun. 2017.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM D-3171**: Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials. Philadelphia, 1976.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM D-494**: Standard Test Method For Acetone Extraction Of Phenolic Molded Or Laminated Products. Philadelphia, 1946.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM D-792**: Standard Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement. Philadelphia, 1966.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E-458**: Standard Test Method for Heat of Ablation. Philadelphia, 2007

ANDERSON JR, J. D. Aerothermodynamics: A Tutorial Discussion. In: THORNTON, E. A. **Thermal Structures and Materials for High-Speed Flight**. Washington: AIAA, 1992. 547 p.

AUWETER-KURTZ, M; KURTZ, H; LAURE, S. Plasma Generators for Re-entry Simulation. **Journal of Propulsion and Power**, Reston, v. 12., n. 6. p. 1053 – 1061, nov. 1996,

AUWETER-KURTZ, M. Plasma source development for the qualification of thermal protection materials for atmospheric entry vehicles at IRS. **Vacuum: Surface Engineering, Surface Instrumentation & Vacuum Technology**, [S.l.], n. 65. p. 247 – 261, 2002.

BAKER, A. A; STUART, D; KELLY, D. **Composite materials for aircraft structures**. 2nd. ed. Reston: AIAA, 2004. 569 p.

BARBOSA, C. A. L. **Obtenção e caracterização de materiais ablativos a base de compósitos de fibra de carbono/resina fenólica**. 2004. 142f. Tese (Mestrado, Área de Física e Química dos Materiais Aeroespaciais, Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2004.

BARCENA, J. et al. Infra-red and vibration tests of hybrid ablative/ceramic matrix technological breadboards for earth re-entry thermal protection systems. **Acta Astronautica**, [S. l.], n. 134, p. 85 – 97, maio 2017.

BARROS, E. A. **Plasma Térmico para Ablação de Materiais Utilizados como Escudo de Proteção Térmica em Sistemas Aeroespaciais**. 2008. 162f. Tese (Doutorado, Ciências – Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 2008.

BARTELS, W. A atividade espacial e o poder de uma nação. In: BRASIL. Presidência da República. Secretaria de Assuntos Estratégicos. **Desafios do Programa Espacial Brasileiro**. Brasília: SAE, 2011. 276p.

BOTELHO, E. C. **Estudo reológico de resinas fenólicas e furfurílica na obtenção de materiais carbonosos**. 1998. 168f. Dissertação (Mestrado, Ciências – Física de Plasmas) – CTA/ITA, São José dos Campos, 1998.

BOULOS, M. I. Visualization and Diagnostics of Thermal Plasma Flows. **Journal of Visualization**, [S. l.], v. 4, n. 1, p. 19 – 28, jan. 2001.

BOULOS, M. I; FAUCHAIS, P. L; PFENDER, E. **Thermal Plasma: Fundamentals and Applications**. New York: Plenum Press, 1994. 452 p.

BOULOS, M. I; FAUCHAIS, P. L; PFENDER, E. **Handbook of Thermal Plasmas**. New York: Springer, out. 2016. 1500 p.

BOYD, I. D; PADILLA, J. F. Simulation of Sharp Leading Edge Aerothermodynamics. In: AIAA INTERNATIONAL SPACE PLANES AND HYPERSONIC SYSTEMS AND TECHNOLOGIES, 12, 2003, Norfolk. **Proceedings...** Reston: AIAA, 2003. Disponível em:< <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2003-7062>>; Acesso em 19 jun. 2017.

BRASIL; Agência Espacial Brasileira. **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012 – 2021**. Brasília: AEB, 2012. 35 p.

BRASIL. Câmara dos Deputados. Conselho de Altos Estudos e Avaliação Tecnológica, **A Política Espacial Brasileira**. Brasília: Edições Câmara, 2009. 211 p. (Série Caderno de Altos Estudos, 7).

BUCLEY, J. D; EDIE, D. D. **Carbon-Carbon Materials and Composites**. 1. ed. Park Ridge: Noyes Publications, 1993. 294 p.

CAIRO, C. A. A. Os novos materiais e a tecnologia espacial no Brasil. In: BRASIL. Presidência da República. Secretaria de Assuntos Estratégicos. **Desafios do Programa Espacial Brasileiro**. Brasília: SAE, 2011. 276p.

CALLISTER, W. D. **Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução**. 7. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2008. 705 p.

CALIARI, F. R. et al. Plasma torch for supersonic plasma spray at atmospheric pressure. **Journal of Materials Processing Technology**, [S. l.], v. 237, p. 351-360, nov. 2016.

CHANNON, S. L. BARRY, W. T. Status of Reentry Vehicle Heatshields. In: AIAA/ASME STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, 8, 1967, Palm Springs. **Proceedings...** Reston: AIAA. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/MSDM67>>. Acesso em: 21 jun. 2017.

CHARAKHOVSKI, L. et al. Hypersonic and Subsonic Plasma Setups for Testing Heat Shielding Materials. In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL ENGINEERING AND SCIENCES, 12, 2008, Belo Horizonte. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2008. Disponível em: <<http://abcm.org.br/app/webroot/anais/cobem/2009/pdf/COB09-1392.pdf>>. Acesso em: 19 jun. 2016.

DA COSTA, L. E. V. L. The Composite Option for Solid Rocket Motor Cases in Brazil. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, THE INTERNATIONAL ACADEMY OF ASTRONAUTICS, AND THE INTERNATIONAL INSTITUTE OF SPACE LAW, 54, 2003, Bremen, **Proceedings...** Reston: AIAA, 2003. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.IAC-03-S.2.06>>. Acesso em: 19 jun. 2016

DANIEL, L; TUMINO, H; HENRIKSEN, T. Advanced Composite Technology in Reusable Launch Vehicles. In: SPACE 2004 CONFERENCE AND EXHIBIT, 2004, San Diego. **Proceedings...** Reston: AIAA, 2004. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2004-5825>>. Acesso em: 19 jun. 2016

DONNET, J. B; WANG, T. K; REBOUILLAT, S; PENG, J. C. M. **Carbon Fibers**. 3. ed. New York: Marcel Dekker, 1998. 584 p.

DUDA, P; NAKAMURA, T. Identification of the transient temperature and stress distribution in an atmospheric reentry capsule assuming temperature-dependent material properties. **Aerospace Science and Technology**, [S. l.], v. 67, p. 265 – 272, aug. 2017.

ERZINCANLI, B; ASMA, C. O; CHAZOT, O. Ablative Material Testing at VKI Plasmatron Facility. In: AIAA/ASME JOINT THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER CONFERENCE, 10, 2010, Chicago. **Proceedings...** Reston: AIAA, 2010. Disponível em: <<http://enu.kz/repository/2010/AIAA-2010-4511.pdf>>. Acesso em: 19 jun. 2017

ESSIPTCHOUK, A. M; CHARAKHOVSKI, L. I; FILHO, G. P; MACIEL, H. S. Thermal and power characteristics of plasma torch with reverse vortex. **Journal of Physics D: Applied Physics**, [S. l.], v. 42, n. 17, p. set. 2009.

FRIDMAN, A. **Plasma Chemistry**. New York: Cambridge University Press, 2008. 978 p.

GHOSH, N. N; KISKAN, B; YAGCI, Y. Polybenzoxazines – New high performance thermosetting resins: Synthesis and properties. **Progress in Polymer Science**, [S. l.], v. 32, p. 1344 – 1391, jan. 2007.

GONÇALVES, A. **Caracterização de Materiais Termoestruturais a Base de Compósitos Carbono Reforçados com Fibras de Carbono (CRFC) e Carbonos Modificados com Carbetto de Silício (SiC)**. 2008, 226f. Tese (Doutorado, Área de Física e Química dos Materiais Aeroespaciais, Curso de Engenharia Mecânica e Aeronáutica) - Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 2008.

HANKEY, W. L. **Re-Entry Aerodynamics**. Washington: AIAA, 1988. 144 p.

HAMMOND, W. E. **Space Transportation: A Systems Approach to Analysis and Design**. Reston: AIAA, 1999. 711 p.

INCROPERA, F. P. et al. **Fundamentals of Heat and Mass Transfer**. 6. ed. Hoboken: John Wiley & Sons, inc., 2006. 997 p.

JONES, R. M. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1998. 538 p.

KATTE, S. S; DAS, S. K; VENKATESHAN, S. P. Two-Dimensional Ablation in Cylindrical Geometry. **Journal of Thermophysics and Heat Transfer**, Reston, v. 14, n. 4. p. 548 – 556, out. 2000.

KAW, A. K. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2006. 457 p.

KELLER, D. F; IVANCO, T. G. Wind Tunnel Investigation of Ground Wind Loads for Ares Launch Vehicle. In: AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE, 28, 2010, Chicago. **Proceedings...** Reston: AIAA, 2010. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2010-4371>>. Acesso em: 21 jun. 2017.

KNOP, A; PILATO, L. A. **Phenolic Resins. Chemistry, Application and Performance – Future Directions**. Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1985. 316 p.

KOVALEV, V. L; KOLESNIKOV, A. F. Experimental and Theoretical Simulation of Heterogeneous Catalysis in Aerothermochemistry (a Review). **Fluid Dynamics**. [S. l.] v. 40, n. 5. p. 3 – 31, jun. 2005.

KRAIKO, A. N. et al. Axisymmetric Nose Shapes Specified Aspect Ratio, Optimum or Close to Optimum With Respect to Wave Drag. **Journal of Applied Mathematics and Mechanics**. [S. l.] v. 67, n. 5, p 703 – 730, mar. 2003.

LAUB, B. CURRY, D. M. **Tutorial on Ablative TPS**. Houston: NASA, ago. 2004.

LEITE, R. M. G. **Cálculo de Ablação com uma Abordagem Entálpica para a Mudança de Fase**. 1999. 95f. Tese (Doutorado, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 1999.

LEVY NETO, F; PARDINI, L. C. **Compósitos estruturais: ciência e tecnologia**. São Paulo: Edgard Blücher, 2006. 336 p.

LI, W. et al. A new mechanism of surface ablation of charring materials for a vehicle during reentry. **Applied Thermal Engineering**. [S. l.], v. 106, p. 838 – 849, ago. 2016.

LUBIN, G. **Handbook of Composites**. 2nd. ed. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers Group, 1982. 786 p.

MACHADO, H. A. Two-Dimensional Simulation of Multi-Layer Ablation-Conduction Problem in a Rocket TPS via an Interface Tracking Method. In: AIAA THERMOPHYSICS CONFERENCE, 41, 2009, San Antonio. **Proceedings...** São José dos Campos: JATM. Disponível em <<http://www.jatm.com.br/ojs/index.php/jatm/article/download/262/327>>. Acesso em 21 jun. 2017.

MACHADO, H. A; ORLANDE, H. R. B. Avaliação de Propriedades Ablativas em Compósitos Através de Inferência. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 9, 2016, Fortaleza. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM. 10 p.

MACHADO, H. A; ORLANDE, H. R. B. Experimental Evaluation of Ablative Properties in Composites through Bayesian Inference. In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING, 16, 2016, Vitória. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM. 10 p.

MACHADO, H. A; PESSOA FILHO, J. B. Aerodynamic Heating at Hypersonic Speeds. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 19, 2007, Brasília. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM. 10 p.

MACHADO, H. A; VILLAS BOAS, D. J. F. Cálculo da Pressão em Superfícies Sujeitas a Aquecimento Aerodinâmico. BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING, 11, 2006, Curitiba. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM. 10 p.

MANO, E. B; MENDES, L. C. **Introdução a polímeros**. 2. ed. São Paulo: Edgard Blücher, 2004.

MARTELUCCI, A; HARRIS, T. B. Assessment of Key Aerothermal Issues for the Structural Design of High Speed Vehicles. In: THORNTON, E. A. **Thermal Structures and Materials for High-Speed Flight**. Washington: AIAA, 1992. 547 p.

MASSON, J. C. **Acrylic fiber technology and applications**. New York: Marcel Dekker, 1995. 408 p.

MAZZONI, J. A; PESSOA FILHO, J. B. MACHADO, H. A. Aerodynamic Heating on VSB-30 Sounding Rocket. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 18, 2005, Ouro Preto. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM. 8 p.

MONTEIRO, J. et al. On the validation of experimental results for the dynamic stability of re-entry capsules. **Aerospace Science and Technology**. [S. l.], v. 52, p. 224 – 233, maio 2016.

PADILHA, A. F. **Materiais de Engenharia: Microestrutura e Propriedades**. Curitiba: Hemus, 2000, 349 p.

PAGLIA, L. et al. Carbon-phenolic ablative materials for re-entry space vehicles: plasma Wind tunnel test and finite element modeling. **Materials and Design**. [S. l.], n. 90, p. 1170 – 1180, jan. 2016.

PAJU, J; PEHK, T; CHRISTJANSON, P. Structure of phenol-pormaldehyde polycondensates. **Proceedings of the Estonian Academy of Sciences**. v. 58, n. 1. p. 45 – 52, set. 2009.

PANTOJA, F. C. M; KASEMODEL, C. A. M. Os desafios e a estratégia brasileira de acesso ao espaço. In: BRASIL. Presidência da República. Secretaria de Assuntos Estratégicos. **Desafios do Programa Espacial Brasileiro**. Brasília: SAE, 2011. 276 p.

PARK, S. J. **Carbon Fibers**. [S. l.]: Springer Science + Business Dordrecht. 2015, 330 p.

PEEBLES, C. **Eleven Seconds Into The Unknow – A History of the Hiper-X Program**. Reston: AIAA, 2011. 343 p.

PETERS, S. T. **Handbook of Composites**. 2nd ed. [S.I.]: Springer Science + Business Dordrecht. 1998, 1118 p.

PETRACONI, G. et al. F. Degradation of carbon-based materials under ablative conditions produced by a high enthalpy plasma jet. **Journal of Aerospace Technology and Management**. São José dos Campos, v. 2, n. 1, jan. 2010.

PONTAROLLI, M. L. **Compósitos ablativos carbono-felólicos aditivados com nanopartículas de carbono**. 2006. 196f. Dissertação (Mestrado, Área de Física e Química dos Materiais Aeroespaciais, Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2006.

REGAN, F. J; ANANDAKRISHNAN, S. M. **Dynamics of Atmospheric Re-entry**. Washington: AIAA, 1993. 588 p.

REGHUNADHAN NAIR, C. P. Advances in addition-cure phenolic resins. **Progress in Polymer Science**. [S. l.] v. 29, p. 401 – 498, dez. 2004.

REZENDE, M. C; BOTELHO, E. C. O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**. São Carlos, v. 10, n. 2. p. E4-E10, 2000.

RICCIO, A. et al. Optimum design of ablative thermal protection systems for atmospheric entry vehicles. **Applied Thermal Engineering**. [S. l.], n. 119, p. 541-552, jun. 2017.

SANTANA JUNIOR, A. O desafio da propulsão líquida – tecnologia estratégica para o Brasil. In: BRASIL. Presidência da República. Secretaria de Assuntos Estratégicos. **Desafios do Programa Espacial Brasileiro**. Brasília: SAE, 2011. 276 p.

SANTOS, W. F. N. Some Extensions to the Aerothermodynamic Performance Study of Flat-Nose Power-Law Bodies. In: AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, 43, 2005, Reno. **Proceedings...** Reston: AIAA. Disponível em: < <http://mtc-m16b.sid.inpe.br/archive.cgi/lcp.inpe.br/ignes/2005/02.10.14.11>>. Acesso em 21 jun. 2017.

SAVAGE, G. **Carbon/Carbon Composites**. London: Champan & Hall, 1993. 389 p.

SHORTLAND, H; TSAI, C. A. Ablative Thermal Management Structural Material on the Hypersonic Vehicles. In: AIAA INTERNATIONAL AEROSPACE PLANES AND HYPERSONICS TECHNOLOGIES CONFERENCE, 6, 1995, Chattanooga, **Proceedings...** Reston, AIAA. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/MHYTAS95>>. Acesso em: 21 jun. 2017.

SILVA, D. V. F. M. R. **Estimativa de Propriedades Térmicas de Materiais Ablativos**. 2001. 108 f. Dissertação (Mestrado, Engenharia Mecânica) – Instituto Alberto Luiz Coimbra de Pós-Graduação e Pesquisa de Engenharia, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2001.

SILVA, H. P; PARDINI, L. C; BITTENCOURT, E. Shear Properties of Carbon Fiber/Phenolic Resin Composites Heat Treated at High Temperatures. **Journal of Aerospace Technology and Management**. São José dos Campos, v. 8, n. 3, p. 363 – 372, jul. 2016.

SILVA, S. F. C; MACHADO, H. A. BITTENCOURT, E. 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**. São José dos Campos, v. 7, n. 1, p 43 – 52, jan. 2015.

SILVA, S. F. C. **Tecnologia de plasma para estudo das propriedades ablativas em compósitos obtidos por bobinagem para uso aeroespacial**. 2015. 157f. Tese (Doutorado, Engenharia Química) – Faculdade de Engenharia Química, Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2015.

STURROCK, P. A. **Plasma Physics: Na Introduction to the Theory of Astrophysical, Geophysical & Laboratory Plasmas**. Cambridge: Cambridge University Press, 1994. 335 p

SUTTON, K. **An Experimental Study of a Carbon-Phenolic Ablation Material (Nasa Technical Note TN D-5930)**, Washington: NASA, set. 1970. 51 p.

SYKES, G. F. **Descomposition Characteristics of a Char-Forming Phenolic Polymer Used for Ablative Composites (Nasa Technical Note TN D-3810)**, Washington: NASA, fev. 1967. 21 p.

THIMOTEO, H. P. C. **Estudo do Comportamento Ablativo de Composições Fenólicas com Carga**. 1986. 172f. Dissertação (Mestrado) – Instituto de Macromoléculas Professora Eloisa Mano, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 1986.

THOMAS, C. R. **Essentials of carbon-carbon composites**. Cambridge: The Royal Society of Chemistry, 1993. 234 p.

THORNTON, E. A. **Thermal Structures for Aerospace Applications**. Reston: AIAA., 1996. 479 p.

WELSH JR, W. E. Shape and Surface Roughness Effects on Turbulent Nose Tip Ablation. In: AIAA FLUID AND PLASMA DYNAMICS CONFERENCE, 1969, San Francisco. **Proceedings...** Reston: AIAA. Disponível em: < <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/3.6035>>. Acesso em: 21 jun. 2017.

WILLIAMS, S. D. CURRY, D. M. **Thermal Protection Materials – Thermophysical Property Data (Nasa Reference Publication 1289)**. Washington: NASA, dez. 1992. 234 p.

ZHUKOV, M. F. Linear direct current plasma torches. In SOLONENKO, O. P. ZHUKOV, M. F. **Thermal Plasma and New Materials Technology**. Massachusetts: Cambridge Interscience, 1994. 510 p.

ZHUKOV, M. F; ZASYPKIN, I. M. **Thermal Plasma Torches: Design, Characteristics, Applications**. Cambridge: Cambridge International Science, 2007. 596 p.