



UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS
FACULDADE DE ENGENHARIA QUÍMICA

HOMERO DE PAULA E SILVA

AVALIAÇÃO DOS EFEITOS DA ATMOSFERA NA ABLAÇÃO DE COMPÓSITOS
CARBONO-FENÓLICA BOBINADOS

CAMPINAS
2018

HOMERO DE PAULA E SILVA

AVALIAÇÃO DOS EFEITOS DA ATMOSFERA NA ABLAÇÃO DE COMPÓSITOS
CARBONO-FENÓLICA BOBINADOS

*Tese apresentada à Faculdade de
Engenharia Química da Universidade Estadual
de Campinas como parte dos requisitos
exigidos para a obtenção do título de Doutor
em ENGENHARIA QUÍMICA.*

Supervisor/Orientador: PROF. DR. ELIAS BASILE TAMBOURGI

Co-supervisor/Coorientador: PROF. DR. HUMBERTO ARAÚJO MACHADO

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO
FINAL DA TESE DEFENDIDA PELO ALUNO HOMERO
DE PAULA E SILVA E ORIENTADA PELO PROF. DR.
ELIAS BASILE TAMBOURGI

CAMPINAS
2018

Agência(s) de fomento e nº(s) de processo(s): Não se aplica.

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-0770-1040>

Ficha catalográfica
Universidade Estadual de Campinas
Biblioteca da Área de Engenharia e Arquitetura
Luciana Pietrosanto Milla - CRB 8/8129

Si38a Silva, Homero de Paula e, 1961-
Avaliação dos efeitos da atmosfera na ablação dos compósitos carbono-fenólica bobinados / Homero de Paula e Silva. – Campinas, SP : [s.n.], 2018.

Orientador: Elias Basile Tambourgi.

Coorientador: Humberto Araújo Machado.

Tese (doutorado) – Universidade Estadual de Campinas, Faculdade de Engenharia Química.

1. Técnicas de ablação. 2. Resinas fenólicas. 3. Atmosfera. I. Tambourgi, Elias Basile, 1957-. II. Machado, Humberto Araújo. III. Universidade Estadual de Campinas. Faculdade de Engenharia Química. IV. Título.

Informações para Biblioteca Digital

Título em outro idioma: Effect of the atmosphere in the ablation of tape wrapped carbon-phenolic composites

Palavras-chave em inglês:

Techniques of ablation

Phenolic resins

Atmosphere

Área de concentração: Engenharia Química

Titulação: Doutor em Engenharia Química

Banca examinadora:

Elias Basile Tambourgi [Orientador]

Edison Bittencourt

Wagner dos Santos Oliveira

Gilberto Petraconi Filho

Adriano Gonçalves

Data de defesa: 20-06-2018

Programa de Pós-Graduação: Engenharia Química

Tese de Doutorado defendida por Homero de Paula e Silva e aprovada em 20 de junho de 2018 pela banca examinadora constituída pelos doutores:

Prof.Dr. Elias Basile Tambourgi (orientador)

Prof. Dr. Edison Bittencourt

Prof. Dr. Wagner dos Santos Oliveira

Prof. Dr. Gilberto Petraconi Filho

Dr. Adriano Gonçalves

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros da banca examinadora encontra-se no processo de vida acadêmica do aluno.

*Dedico este trabalho a minha família
minhas filhas Sarah e Sofia,
minha esposa Sonia
e meus pais Vera Lygia e Ambrosino (in memoriam).*

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador de longa data Prof. Dr. Edison Bittencourt e a breve orientação do Prof. Dr. Elias Basile Tambourgi pelo inestimável auxílio e incentivo.

Ao Prof. Dr. Humberto Araújo Machado pela coorientação e colaboração na produção deste trabalho.

Ao Laboratório de Plasmas e Processos do Departamento de Física do ITA por todo apoio técnico durante a realização dos ensaios de ablação.

Aos técnicos da oficina mecânica da Divisão de Mecânica (AME) do IAE pelo apoio na confecção dos corpos de prova. A Divisão de Química (AQI) do IAE pela realização dos ensaios da matéria prima para produção dos corpos de prova e ao Laboratório de registro fotográfico (AIE) do IAE pelo apoio na produção das imagens e fotos deste trabalho.

Aos colegas e amigos Elias Lobo de Oliveira e Pedro Guilherme Silva Pesci, bem como ao Prof. Msc. Cristian Cley Paterniani e ao Dr. Felipe Rocha Caliari, pela ajuda e colaboração durante a execução dos ensaios e nas análises por MEV.

À todos aqueles que, direta ou indiretamente, colaboraram para a realização deste trabalho, particularmente à Chefia da Divisão de Mecânica Tecnol. Valderci José Giacomelli e mais recentemente o Tecnol. Eduardo Dore Roda. Aos colegas João Paulo Giacomelli e Denis Kleber de Toledo do Instituto de Aeronáutica e Espaço.

Ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) – Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) - Divisão de Mecânica (AME), a UNICAMP - Faculdade de Engenharia Química, por proporcionarem os apoios técnico e financeiro tornando possível a realização deste trabalho.

De forma especial, a Sonia Fonseca Costa e Silva, minha esposa, pelo incentivo e ajuda na elaboração do presente trabalho e as minhas filhas Sarah e Sofia que foram à força maior para eu ter conseguido atingir meu objetivo. Finalmente, aos meus pais pelo bom exemplo recebido e a Deus que permitiu que tudo se realizasse.

A TODOS, MUITO OBRIGADO

RESUMO

Os materiais compósitos ablativos são amplamente utilizados em componentes de tubeira de foguete e como escudo de proteção térmica na indústria aeroespacial. Neste trabalho, é realizado um estudo experimental sobre a influência da pressão de operação no processo de ablação por plasma térmico de compósitos carbono-fenólica. O compósito é produzido pelo processo de bobinagem em fitas e usado na fabricação de proteções térmicas de reentrada. As amostras foram testadas nos seguintes fluxos térmicos: 0,626; 0,903; 1,376 e 1,725 MW/m² nos tempos de exposição de 30, 50, 70 e 90 segundos em regime de escoamento hipersônico (Mach 5) a pressão rarefeita de 400 Pa e comparados com os resultados obtidos nos mesmos fluxos térmicos e tempos de exposição à pressão atmosférica em regime de escoamento subsônico (Mach 0,4). Os resultados também foram comparados com uma simulação computacional baseada em um modelo simples e confiável que foi proposto para expressar a influência da pressão do ambiente, apresentando boa concordância e coerência física. A taxa de perda de massa específica na pressão rarefeita foi menor que a obtida na pressão atmosférica, mas essa diferença diminuiu com o aumento do tempo de exposição devido ao processo de densificação da camada carbonizada. A baixa concentração de oxigênio existente na atmosfera rarefeita contribuiu para desacelerar a reação de pirólise durante o processo de ablação.

Palavras Chave: ablação; compósitos carbono- fenólica, proteção térmica.

ABSTRACT

Ablative composite materials are vastly employed in rocket nozzle components and as a thermal protection shield in the aerospace industry. In this work, an experimental study on the influence of operating pressure on the ablation of carbon-phenolic composites is performed. The composite is produced by wrapping process and used in the manufacture of thermal re-entry protections. Samples were tested in the following thermal fluxes: 0.626; 0.903; 1.376 and 1.725 MW/m² in the 30, 50, 70 and 90 sec exposure times in a hypersonic flow regime (Mach 5) at a pressure rarefied of 400 Pa and compared to the results obtained in the same thermal fluxes and exposures times at atmospheric pressure under subsonic flow regime (Mach 0,4). The Results were also compared with a computer simulation based on a simple and reliable model that was proposed to express the influence of environment pressure, presenting good agreement and physical coherence. The specific mass loss rate at rarefied pressure was lower than obtained at atmospheric pressure but this difference decreases with the increase of the exposure time due to the process of densification of the carbonized layer. The low concentration of oxygen in the rarefied atmosphere contributes to decelerate the pyrolysis reaction during the ablation process.

Key Words: ablation; carbon-phenolic composites; thermal protection.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1- Imagens ilustrativas: (a) coifa VS 40 SARA em fase de reentrada e (b) cápsula tripulada retornando de missão.....	21
Figura 2- Veículo em processo de reentrada atmosférica.....	24
Figura 3 - Formação e evolução do processo ablativo sob o ponto de vista físico-químico.....	32
Figura 4 - (a) corte esquemático de um material sofrendo ablação; (b) distribuição da temperatura ao longo do corpo.....	35
Figura 5 - Tipos de tecidos de carbono: (a) tecido cetim, (b) twill, (c) plano	39
Figura 6 - Diagrama esquemático da síntese e reação de cura de resinas fenólicas do tipo resol e novolaca.....	40
Figura 7 - (a) Pré-impregnação do tecido de carbono; (b) disposição do tecido de carbono seccionado; (c) peça desmoldada após polimerização.	47
Figura 8 - (a) esquema de montagem do processo; (b) detalhe do rolete compactador da fita sobre o mandril.	49
Figura 9 - Equipamento de bobinagem	49
Figura 10 - (a) bobinagem paralela; (b) bobinagem inclinada.	50
Figura 11 - Desenho esquemático de uma hidroclave.	51
Figura 12 - (a) sessão de choque; perfil alongado à direita e perfil obtuso à esquerda; (b) sessão de choque de veículo aerodinâmico como o ônibus espacial.	53
Figura 13 - a) Trajetória tipo voo planado (<i>glide</i>); (b) Trajetória balística (<i>range</i>)	54
Figura 14 - Variação da densidade do ar atmosférico em função da altitude.....	55
Figura 15 - Variação da pressão atmosférica em função da altitude.....	56
Figura 16 - a) Vista frontal do túnel de plasma do Laboratório de Plasmas e Processos do ITA; b) Vista traseira do túnel de plasma.	58
Figura 17 - Malhas Euleriana e Lagrangeana.	65
Figura 18 - (a) Detalhe do tecido fixo na impregnadora; (b) banho de impregnação contendo uma solução de resina fenólica-resol; (c) Túnel de secagem do tecido para a extração dos materiais voláteis presentes no impregnado.	74
Figura 19 - Corte do tecido pré-impregnado para a bobinagem.....	76
Figura 20 - Detalhe do ferramental de bobinagem inclinada.....	76

Figura 21 - (a) Processo de bobinagem em desenvolvimento;(b) Aquecimento e resfriamento durante a bobinagem.....	77
Figura 22 - Equipamento de polimerização, hidroclave, no Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos.....	78
Figura 23 - <i>Blank</i> usinado	78
Figura 24 - Posição de extração das amostras obtidas pelo processo de bobinagem inclinada.	79
Figura 25 - Identificação dos corpos de prova preparados para ensaio em função do tempo de exposição e do fluxo térmico	80
Figura 26 - Estrutura principal do túnel de plasma do Laboratório de Plasma (LPP).	80
Figura 27 - Fonte de potência de corrente contínua.....	81
Figura 28 - Tocha de plasma.....	82
Figura 29 - (a)Tocha de plasma com e (b) sem o bocal supersônico e (c) conjunto instalado no túnel de plasma.	83
Figura 30 - (a) porta-amostra; (b) pinça de fixação; (c) com termopar	84
Figura 31 - (a) estrutura giratória montada no interior da câmara; (b) manivela que executa os movimentos de rotação e translação.	84
Figura 32 - a) Vista da estrutura com os oito porta-amostras instalados fora da câmara com as mangueiras de refrigeração; b) estrutura montada sobre a base metálica no interior da câmara.....	85
Figura 33 - a) disco de cobre montado no porta amostra; b) porta amostra direcionada na tocha de plasma.....	87
Figura 34 - a) Modelo do calorímetro com disco de cobre; b) Perfis de temperatura T1 e T2 nas superfícies do disco de cobre.....	88
Figura 35- Variação de k, ρ e c_p , de acordo com a temperatura ($^{\circ}\text{C}$).	89
Figura 36 - Variação do fluxo térmico em função da distância ao bocal da tocha de plasma.....	89
Figura 37 - (a) Porta-amostras ligados as mangueiras e termopares; (b) alinhamento das amostras a tocha.	90
Figura 38 - Vista superior do esquema para medição das temperaturas nas superfícies das amostras.....	91
Figura 39 - Alinhamento do pirômetro ótico.	92
Figura 40 - Curva TGA-DSC.	98

Figura 41 - Cotas medidas.	99
Figura 42 - (a) perfil da amostra; (b) amostra inserida no anel isolante.	100
Figura 43 - Curvas de temperaturas incidentes nas superfícies das amostras em função do tempo de exposição ao jato de plasma.....	101
Figura 44 - Curvas de temperaturas medidas na superfície oposta.	102
Figura 45 - Temperaturas obtidas na superfície de incidência em função do tempo de exposição ao jato de plasma.	103
Figura 46 - Temperaturas medidas na superfície oposta.	103
Figura 47 - Temperaturas medidas na superfície de incidência em função do tempo de exposição ao jato de plasma	104
Figura 48 - Curvas de temperatura na superfície oposta.	104
Figura 49 - Curva de temperaturas registradas na superfície incidente em função do tempo de exposição ao jato de plasma	105
Figura 50 - Curvas de temperaturas registradas na face oposta.....	105
Figura 51 - (a) conjunto de porta-amostras; (b) detalhe do desgaste após ensaio.	106
Figura 52 - Perda de massa em função do tempo de exposição.	107
Figura 53 - Taxa de perda de massa em função do tempo de exposição.....	108
Figura 54 - Taxa de perda de massa versus tempo de exposição aos fluxos: a) 0,626 MW/m ² ; b) 0,903 MW/m ² ; c)1,376 MW/m ² ; d)1,725 MW/m ²	109
Figura 55 - Curvas da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 0,626 \text{ MW/m}^2$	110
Figura 56 - Curvas da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 0,903 \text{ MW/m}^2$	111
Figura 57 - Curvas da taxa de perda de massa com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 1,376 \text{ MW/m}^2$	111
Figura 58 - Curva da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 1,725 \text{ MW/m}^2$	112
Figura 59 - Curvas da simulação numérica e experimental 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	112
Figura 60 - Evolução das frentes de pirólise (vermelho) e ablação externa (azul), para: (a) 0,626 MW/m ² ; (b) 0,903 MW/m ² ; (c) 1,379 MW/m ² ; (d) 1,725 MW/m ² e Pressão 400 Pa (modelo modificado) em 0, 30, 50, 70 e 90 s.	113

Figura 61 - Fotomicrografia da amostra ensaiada a 1,725 MW/m ² aproximação.....	115
Figura 62 - Fotomicrografia (a) fluxo de 0,603 MW/m ² aproximação 100x e (b) fluxo de 1,725 MW/m ² aproximação 50x.....	115
Figura 63 - Observações por MEV: (a) Fluxo de 1,725 MW/m ² aproximação 37x ;(b) aproximação 100x; (c) aproximação 481x.	116
Figura 64 - Fotomicrografia (a) 0,5 MW/m ² ; 30s; aprox. 1120x; pressão atmosférica e (b) 0,603 MW/m ² ; 30 s; aprox. 1000x; pressão rarefeita.....	117

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades dos diversos tipos de resinas termofixas.	27
Tabela 2 - Produtos típicos provenientes de Pirólise da Resina Fenólica.	31
Tabela 3 - Características do pré-impregnado de fibra de carbono/resina fenólica. .	75
Tabela 4 - Dados e resultados de caracterização de eficiência térmica da tocha.	86
Tabela 5 - Dados e resultados de caracterização de acréscimo de entalpia.....	86
Tabela 6 - Distâncias calculadas para posicionamento das amostras em relação ao bocal da tocha e respectivos fluxos térmicos.	90
Tabela 7 - Propriedades do material de carbono/fenólica utilizadas na simulação. ..	96
Tabela 8 - Perda de massa do compósito.....	97
Tabela 9 - Dimensões das amostras.....	99
Tabela 10 - Identificação das amostras em função do fluxo térmico a serem empregados nos ensaios de ablação, da massa inicial e do tempo de exposição ao jato de plasma	100
Tabela 11 - Valores de massa das amostras antes e depois dos ensaios.....	106
Tabela 12 - Comparação do <i>rms</i> entre os valores experimentais e teóricos.....	114

LISTA DE ABREVIACÕES E SIGLAS

C/C	carbono-carbono
C ₆ H ₅ OH	fenol
HCHO	formaldeído
OH	grupo alcoólico
C=C	grupo aromático
C-O	grupo éter
FRFC	matriz fenólica reforçada com fibras de carbono
HMTA	hexametenotetramina
MEV	microscópio eletrônico de varredura
CDP	corpo de prova
AEB	Agência Espacial Brasileira
AME	Divisão de Mecânica
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EPDM	Borracha de Etileno-Propileno-Dieno
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
ITA	Instituto Tecnológico da Aeronáutica
LPP	Laboratório de Plasma e Processos
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
PANOX	poliacrilonitrila oxidada
PAN	poliacrilonitrila
<i>PREPREG</i>	pré-impregnado
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
TGA	termogravimetria

TPS *Thermal Protection Systems*

VLS Veículo lançador de satélites

VLM Veículo lançador de microssatélites

VS 40 Veículo Suborbital 40

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	19
1.1	CONSIDERAÇÕES GERAIS.....	20
1.2	MOTIVAÇÃO E OBJETIVO DO TRABALHO	22
1.3	SEQUÊNCIA DO TRABALHO	23
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	24
2.1	PROTEÇÕES TÉRMICAS DE REENTRADA.....	24
2.1.1	Materiais compósitos	26
2.1.2	Materiais compósitos para uso aeroespacial.....	28
2.1.3	Materiais compósitos ablativos	30
2.2	MATERIAIS UTILIZADOS	37
2.2.1	Fibra de carbono.....	37
2.2.2	Tecidos de fibra de carbono	38
2.2.3	Resinas fenólicas.....	39
2.3	PROPRIEDADES TÉRMICAS DOS COMPÓSITOS ABLATIVOS	41
2.3.1	Taxa de ablação	41
2.3.2	Calor de ablação.....	42
2.3.3	Condutividade térmica	42
2.3.4	Difusividade térmica	43
2.3.5	Capacidade calorífica	44
2.3.6	Calor específico	44
2.3.7	Expansão térmica	44
2.3.8	Tensões térmicas	45
2.3.9	Resistência ao choque térmico.....	45
2.4	CATALICIDADE.....	46
2.5	PROCESSOS DE FABRICAÇÃO DE MATERIAIS COMPÓSITOS ABLATIVOS.....	47
2.5.1	Processo de fabricação por prensagem a quente em molde fechado	47
2.5.2	Processo de fabricação por bobinagem em fitas	48
2.6	O AMBIENTE DE REENTRADA ATMOSFÉRICA.....	51

2.6.1	Trajétórias de reentrada	53
2.6.2	Velocidade, altitude e pressão.....	54
2.7	TÚNEIS DE PLASMA.....	57
2.7.1	Tocha de plasma	58
2.7.2	Características da tocha de plasma.....	61
2.8	SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO PROCESSO ABLATIVO	62
2.8.1	Modelo Matemático	63
2.8.2	Método de solução	64
2.8.3	Correção do modelo físico para o efeito da pressão	69
3	MATERIAIS E MÉTODOS.....	73
3.1	MATERIAIS UTILIZADOS	73
3.2	MÉTODOS E PROCESSOS UTILIZADOS	74
3.2.1	Processo de bobinagem em fitas.....	76
3.2.2	Confecção dos corpos de prova	79
3.3	ENSAIO DE ABLAÇÃO EM TÚNEL DE PLASMA.....	80
3.3.1	Tocha de Plasma.....	82
3.3.2	Estrutura dos porta-amostras	83
3.3.3	Caracterização da tocha de plasma	85
3.3.4	Determinação do fluxo térmico do jato de plasma.....	87
3.3.5	Procedimento de ensaio	90
3.4	TAXA DE PERDA DE MASSA	93
3.5	MICROSCÓPIO ELETRÔNICO DE VARREDURA	94
3.6	ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA DO COMPÓSITO	94
3.7	MÉTODO NUMÉRICO	95
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	97
4.1	PERFIL DE DECOMPOSIÇÃO DO COMPÓSITO	97
4.2	METROLOGIA E PESAGEM DAS AMOSTRAS ANTES DOS ENSAIOS.....	99
4.3	ENSAIO DE ABLAÇÃO	100
4.3.1	Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 0,626 MW/m ²	101
4.3.2	Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 0,903 MW/m ²	102

4.3.3	Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 1,376 MW/m ²	103
4.3.4	Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 1,725 MW/m ²	105
4.3.5	Taxas de perda de massa das amostras.....	106
4.4	SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL	109
4.5	AVALIAÇÃO DAS PROPRIEDADES MICROESTRUTURAIS POR MEV	114
5	CONCLUSÕES	118
5.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	120

CAPÍTULO 1

1 INTRODUÇÃO

A compulsão do homem em sondar e transpor o espaço é inata em nossa espécie, assim como aquela dirigida a tantos outros mistérios e fronteiras. Trata-se de uma paixão inoculada em nós, e que nos leva à busca do conhecimento, a enfrentar desafios sob o risco da própria vida. Desde sua origem, o homem emprega sua crescente capacidade intelectual como instrumento de realização de ideais e de impulsos, que o levam a explorar aspectos da vida em toda a escala do visível e do invisível (PALMÉRIO, 2016).

A atividade espacial tem cumprido o papel de multiplicar seus benefícios por áreas inicialmente insuspeitas, induzindo a sinergia que eleva os padrões de um país, dinamizando a permanente construção da pirâmide multifacetada do conhecimento ao incluir as atividades científicas, militares, de comunicação, de educação, de sensoriamento, cooperando na viabilidade dos países que nela investem. O veio científico impulsiona a elevação do nível intelectual da sociedade como um todo, especialmente do setor tecnológico (PALMÉRIO, 2016).

O século XXI será marcado pelo domínio completo do espaço próximo a Terra e pelas incursões do homem rumo aos planetas do sistema solar. Mais uma vez, o domínio das ações caberá a um grupo restrito de nações como foram, no passado, as descobertas e conquistas dos novos continentes. Assim sendo, o Brasil, dentro de seu planejamento estratégico como nação que possui pretensão de ocupar uma posição de destaque entre as nações mais desenvolvidas, não pode prescindir de investimentos em capacitação na área espacial (GONÇALVES; DOLINSKY; FAZOLI, 2005).

O Brasil foi um dos primeiros países em desenvolvimento a executar atividades espaciais de forma institucionalizada, tendo estabelecido organizações governamentais desde o início da década de 1960 dedicadas ao cumprimento de um programa de desenvolvimento de foguetes de sondagem, de complexidade e sofisticação crescentes, visando o domínio das tecnologias básicas para o desenvolvimento e operação de veículos lançadores de satélites (GONÇALVES, DOLINSKY; FAZOLI, 2005).

A política espacial brasileira estabelece os objetivos principais e as diretrizes para as atividades a serem desenvolvidas. A meta principal é definida como sendo a de proporcionar, ao País, a capacidade de utilizar os recursos e técnicas espaciais, de acordo com prioridades e critérios preestabelecidos, para solucionar problemas nacionais em benefício da sociedade brasileira (GONÇALVES; DOLINSKY; FAZOLI, 2005).

Os veículos lançadores e os foguetes de sondagem constituem meios importantes para as pesquisas e utilização prática e comercial do espaço. Eles representam o meio de transporte pelo qual satélites, homens e estações habitadas são colocados em órbita da Terra, experimentos são conduzidos dentro e fora da atmosfera terrestre e também para exploração espacial (GONÇALVES, 2008).

1.1 CONSIDERAÇÕES GERAIS

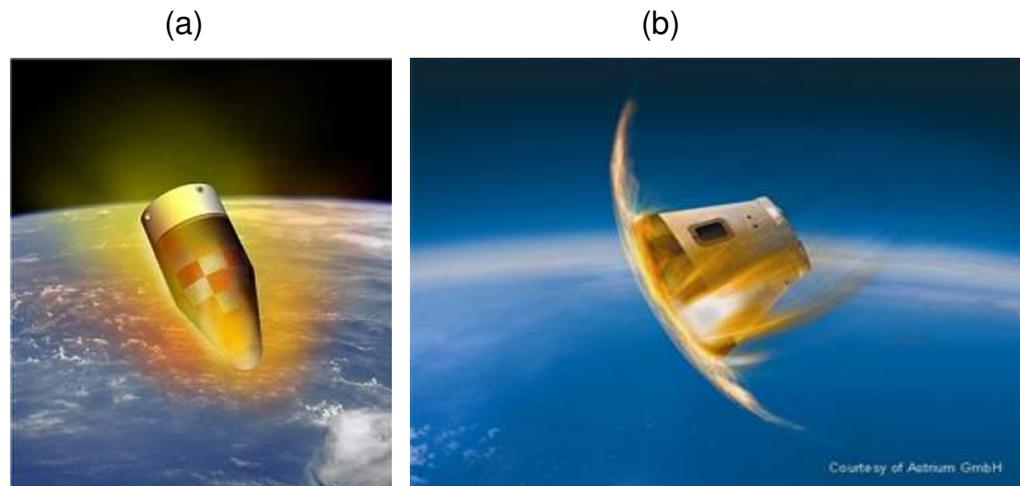
Os veículos lançadores utilizam componentes manufaturados em compósitos, visto atenderem a quatro requisitos básicos de projeto exigidos para veículos espaciais que são: rigidez e resistência mecânica aliada a um baixo peso e resistência térmica. Componentes como ogivas, empenas e envelope motor precisam atender aos requisitos mencionados, pois em tais componentes a redução de massa representa um aumento potencial da carga útil (satélite) a ser transportada pelo veículo lançador (BARBOSA, 2004).

Alguns itens desses veículos lançadores fabricados em compósitos, ficam expostos, durante certo intervalo de tempo, a condições extremamente severas de temperatura (acima de 1.000°C) provocado pelo escoamento aerodinâmico com altíssimas velocidades (Mach 3) sobre a superfície dos materiais que constituem estes veículos, como é o caso das proteções térmicas das coifas e das capsulas de reentrada quando retornam de suas missões, conforme mostra Figura 1. Normalmente, as temperaturas a que são expostas tais peças excede o limite de trabalho e até mesmo o ponto de fusão das ligas metálicas convencionais (SILVA, S., 2015).

O calor absorvido por estas estruturas faz com que ocorram processos endotérmicos devido a região em contato com o fluxo de gases sofrer processo de pirólise. A esse fenômeno dá-se o nome de ablação (BARBOSA, 2004).

Os compósitos que se prestam a este tipo de proteção térmica possuem alta capacidade de dissipar calor por unidade de massa, sendo denominados compósitos ablativos (BARBOSA, 2004). Dentre os compósitos que atendem a tais requisitos destacam-se os de matriz fenólica reforçados com fibra de carbono (FRFC). A escolha da resina fenólica como matriz da estrutura se dá pelo fato desta apresentar um alto teor de carbono fixo quando submetida à pirólise. Este resíduo é muito importante, pois o mesmo absorve parte do calor gerado durante o processo (SILVA, S., 2015).

Figura 1- Imagens ilustrativas: (a) coifa VS 40 SARA em fase de reentrada e (b) cápsula tripulada retornando de missão.



Fonte: Fonte: Adaptado de Silva (2009) e Rita (2016)

No chamado “corredor de reentrada”, o veículo tipicamente parte de uma altitude de 120 km com velocidade de 7,6 km/s e desacelera pelo atrito atmosférico para valores da ordem 2,0 km/s a 30 km de altitude. Grande parte da energia cinética do veículo é dissipada pela frenagem na atmosfera, gerando fluxos térmicos da ordem de cinco a dez milhões de watts/m² e, conseqüentemente, aquecimento a altas temperaturas, entre 2.000 K a 6.000 K, do gás em interação com a superfície do veículo, caracterizando-se esse plasma da reentrada como um plasma térmico. Nestas condições o gás fica parcialmente ionizado, constituindo-se de moléculas neutras, radicais atômicos e moleculares, elétrons, íons positivos, íons negativos e fótons. Este ambiente ablativo de reentrada (AUWETER-KURTZ, 2002; SILVA, 2009), como ilustra a Figura 1, pode ser simulado, em parte, por meio do uso de tochas de plasma térmicos, que são ferramentas essenciais para reproduzir em

regime estacionário, os intensos fluxos térmicos (2 MW/m^2), aos quais estes artefatos estarão sendo submetidos.

1.2 MOTIVAÇÃO E OBJETIVO DO TRABALHO

A motivação deste trabalho surgiu da necessidade de avaliar os efeitos da pressão rarefeita sobre o desempenho ablativo das proteções térmicas fabricadas em tecido de carbono impregnados com resina fenólica pelo processo de bobinagem em fitas, amplamente usado no setor aeroespacial. O dimensionamento dessas estruturas é um dos aspectos críticos do projeto de sistemas espaciais, pois quando subdimensionadas podem levar à perda da carga útil, e o superdimensionamento acarreta aumento de peso e custo. Um dos sistemas mais comuns usados nos veículos espaciais é o emprego 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 é eliminado através da perda de massa.

Entre os diversos fatores que afetam os fenômenos físicos e químicos durante a ablação de um compósito, está a presença da atmosfera circundante e sua composição. Uma vez que estão envolvidas diversas reações químicas durante a pirólise do material virgem, resultando na saída dos gases através da camada carbonizada porosa formada na superfície externa. Assim, é necessário avaliar a influência do meio circundante sobre as propriedades ablativas do material, para que seja possível dimensionar de forma precisa.

A metodologia a ser implementada para atingir este objetivo, passa pela utilização de um túnel de plasma existente no Laboratório de Plasma e Processos do Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), que simulará os fluxos térmicos e as condições de pressão que os corpos de prova serão submetidos.

Na Tese de doutorado intitulada " Tecnologia de plasma para estudo das propriedades ablativas em compósitos obtidos por bobinagem para uso aeroespacial" (SILVA, S.,2015), apresentaram-se resultados de desempenho ablativo de corpos de prova de carbono/fenólica fabricados por bobinagem que foram ensaiados em tocha de plasma realizados em pressão atmosférica. Estes resultados foram agora usados para comparação com os valores obtidos nesta

Tese, realizado em pressão rarefeita, observando-se este efeito no desgaste ablativo.

A resposta ablativa foi avaliada por meio da determinação da taxa de perda de massa das amostras antes e após o ensaio de ablação por tocha de plasma. Para o estudo do aspecto morfológico, as amostras foram analisadas, por microscopia eletrônica de varredura (MEV).

Os resultados experimentais permitiram avaliar as propriedades ablativas e microestruturais dos compósitos carbono-fenólica bobinados e também verificar a acuidade destes com os resultados teóricos obtidos por meio de simulação computacional usando um método numérico modificado considerando os efeitos da pressão, desenvolvido neste trabalho.

1.3 SEQUÊNCIA DO TRABALHO

A apresentação deste trabalho divide-se em cinco capítulos onde, neste primeiro, são apresentadas as considerações gerais de motivação, objetivos e organização da apresentação. O capítulo 2 traz uma revisão bibliográfica com os conceitos básicos envolvidos no trabalho.

No capítulo 3, são descritos os métodos de fabricação dos corpos de prova, o material estudado e os ensaios executados. Os resultados obtidos e sua avaliação, são apresentados e discutidos no capítulo 4.

O capítulo 5 apresenta a conclusão do trabalho e sugestões para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta revisão bibliográfica abordaram-se alguns aspectos dos materiais compósitos especialmente os dedicados a sistemas de proteção térmica bem como os conceitos que envolvem um ambiente de reentrada atmosférica, para dar embasamento ao estudo proposto neste trabalho.

2.1 PROTEÇÕES TÉRMICAS DE REENTRADA

Os veículos espaciais que entram em atmosferas planetárias (no caso a Terra) precisam utilizar um sistema de proteção térmica devido ao aquecimento aerodinâmico que geralmente ocorre na superfície do objeto quando submetido ao processo de reentrada na atmosfera devido à combinação da compressão atmosférica e a fricção do gás atmosférico em sua superfície conforme mostra a Figura 2.

Figura 2- Veículo em processo de reentrada atmosférica



Fonte: Adaptado de Silva (2009) e Bertin (2003)

A configuração geométrica dos veículos espaciais e a trajetória de entrada combinados com o tipo de material utilizado na superfície, define o gradiente de temperatura sobre a superfície do veículo espacial. As características do sistema de proteção térmica de um transporte espacial se baseiam nos materiais usados nas superfícies com alta capacidade na combinação da isolamento térmica superficial para inibir a condução térmica no seu interior. Os sistemas de proteção térmica (*Thermal Protection Systems – TPS*) podem ser agrupados em quatro tipos básicos, de acordo com o princípio usado para a absorção/rejeição de calor:

Sorvedouros de calor (*Heat sinks*)

Sistemas radiantes ou reirradiantes (*radiative systems*)

Sistemas ablativos (*ablative systems*)

Sistemas de transpiração ou resfriamento por filme (*transpiration or film-cooling systems*)

Os materiais radiantes são empregados em sistemas de proteção térmica reutilizáveis, pois seu mecanismo de proteção ocorre pela reirradiação da energia térmica durante a exposição ao ambiente de reentrada atmosférica, não havendo mudanças significativas nas propriedades destes materiais como a perda de massa que ocorre nos ablativos (DA SILVA, 2011).

Assim, as aplicações destes materiais estão limitadas a condições de reentrada mais leves com ângulos de reentrada mais oblíquos (ônibus espacial). A vantagem deste sistema é que ele pode ser reutilizado várias vezes, pois com sua alta emissividade que maximiza a quantidade de energia reirradiada e a baixa catalisação da superfície que minimiza o aquecimento convectivo, suprime-se a recombinação das espécies dissociadas na camada limite com a superfície aquecida.

O sistema de proteção térmica ablativa tem sido o sistema básico empregado pelo IAE, e está previsto o seu uso continuado em todos os seus projetos em andamento (veículos suborbitais, VLS, VLM, SARA). Em vista disso, este trabalho foi centrado no estudo do processo ablativo em TPS.

Simulações experimentais deste ambiente reativo têm sido realizadas em câmaras de vácuo utilizando várias técnicas de aceleração do fluxo de oxigênio atômico investigando-se principalmente a taxa de produção de espécies volatilizadas no processo de interação de materiais carbonosos com estrutura amorfa e cristalina com o oxigênio atômico sob o ponto de vista da energia de impacto destas espécies em condições ablativas, enfatizando os efeitos de perda de massa, propriedades tribológicas da superfície tratada, emissividade, condutividade térmica e propriedades óticas. Contudo estas pesquisas foram conduzidas principalmente em monolitos de carbono ou grafite e somente muito recentemente, em materiais utilizados como escudo de proteção térmica de veículos espaciais, tais como os

compósitos Carbono/Carbono (C/C) e este mesmo material impregnado com silício (Si-C/C)(HERDRICH et al., 2004; KOVALEV; KOLESNIKOV, 2005).

2.1.1 Materiais compósitos

Os materiais compósitos podem ser definidos como uma união de dois ou mais componentes produzindo um novo material com propriedades resultantes superiores as aquelas dos constituintes individuais (RAWLINGS, R. D.; ATIQ, S.; BOCCACCINI A.R., 2004).

O processamento adequado de materiais compósitos torna possível a obtenção de produtos com propriedades específicas e características específicas, tais como: baixa massa específica (inferior à dos metais e cerâmicas), boa resistência mecânica, boa resistência química, estabilidade térmica, boa resistência à fadiga, entre outras (KELLY, A.; WALBRAN; VELEYE; BICKERTON; KELLY, P., 2012).

Para formar o compósito, há a necessidade da existência de uma matriz a qual é sempre formada por um material homogêneo. A matriz é reforçada por elementos nas mais diversas formas e em particular na forma de fibras. A matriz é a responsável por manter a posição relativa entre os elementos de reforço e por dar a conformação básica da peça bem como criar uma proteção contra ações externas. As matrizes são usualmente polímeros termofixos ou para aplicações mais específicas, podem ser constituídas por materiais cerâmicos ou metálicos (MARTINS, 2014).

Nos materiais compósitos, a resistência obtida é influenciada pela geometria e orientação do reforço, de modo que é conveniente fazer sua classificação baseada nesses aspectos. Podem ser formados por elementos de reforço particulados, de fibras picadas, fibras bobinadas ou de fibras/metals. Os de fibra picada tem esse reforço aleatoriamente distribuído. Já na forma de um tecido, pode ser disposto formando cruzamentos em várias camadas do mesmo.

Existem vários tipos de matrizes que podem ser empregadas para a obtenção de materiais compósitos. Considerando o material básico, têm-se as resinas termoplásticas e termofixas ou termorrígidas. Dependendo da composição

do compósito é necessário ou desejável que a matriz possua as seguintes propriedades (MARINUCCI; NISHITSUJI; EVORA; SILVA, 2010).

- baixa absorção de umidade;
- facilidade de molhabilidade e ligação às fibras;
- baixa viscosidade e fluidez para penetrar completamente entre as fibras e possibilitar a minimização ou eliminação de vazios durante o processo de consolidação do compósito;
- elasticidade para poder transferir a carga ou esforço mecânico para as fibras;
- resistência a temperaturas elevadas (dependendo da aplicação);
- capacidade de resistir a baixas temperaturas (dependendo da aplicação);
- excelente resistência química (dependendo da aplicação);
- baixa capacidade de contração ou encolhimento;
- baixo coeficiente de expansão térmica;
- resistência mecânica, módulo adequado e alongação;
- fácil processabilidade;
- boa estabilidade dimensional em serviço.

Polímeros termofixos apresentam propriedades mecânicas e elásticas superiores aos termoplásticos e exibem uma ótima estabilidade dimensional (Tabela 1), além de possuírem excelente resistência ao ataque de produtos químicos. Apresentam como desvantagem não ser reprocessáveis.

Tabela 1- Propriedades dos diversos tipos de resinas termofixas.

Resina	Massa Específica (g/cm³)	Módulo de elasticidade (GPa)	Resistência à tração (MPa)
Epóxi	1,10 – 1,14	2,1 – 5,5	40 - 85
Fenólica	1,20 – 1,4	2,7 – 4,1	35 - 60
Poliéster	1,1 – 1,4	1,3 – 4,1	40 - 85

Fonte: Adaptada de Marinucci, Nishitsuji, Evora e Silva (2010)

Na elaboração de um componente estrutural em material compósito procura-se otimizar o aproveitamento das propriedades mecânicas associadas aos reforços fibrosos. A seleção do reforço leva sempre em conta aspectos que variam desde o custo desses materiais até o desempenho pretendido e a técnica de fabricação empregada. Fibras de vidro, fibras de aramida e fibras de carbono são os elementos de reforço mais utilizados para fabricação de materiais compósitos.

No entanto, alguns aspectos quanto ao uso deste tipo de material devem ser analisados, pois não podem ser considerados como substitutos ideais para todas as aplicações onde se utilizam peças metálicas. Seu uso é interessante quando:

- as cargas dimensionantes, consideram a razão da tensão de falha/massa específica da estrutura (σ/ρ);
- for exigida rigidez para a estrutura e considerada a razão (E/ρ);
- sua utilização for a condições severas de temperatura;
- as estruturas são solicitadas localmente, pois neste caso, reforço especial pode ser efetuado nas áreas específicas de maior criticidade.

O controle de qualidade nos materiais compósitos deve ser bem acurado o que representa uma parcela significativa nos custos envolvidos no desenvolvimento e na fabricação de componentes. Também a diferença de níveis de automação para a produção em série, inferior aos materiais metálicos, contribui para o aumento de mão de obra e conseqüentemente no aumento de custo final do produto.

2.1.2 Materiais compósitos para uso aeroespacial

Os materiais compósitos têm atualmente, uma grande influência no mercado internacional de veículos espaciais devido a sua principal característica de obtenção de estruturas leves com grande resistência mecânica.

Os custos dos lançamentos, fatores determinantes na realização de programas espaciais, trilham na necessidade absoluta de criação de programas que conduzam a uma redução significativa destes custos.

Assim, grandes investimentos têm sido feitos direcionados aos materiais compósitos. Eles têm importante papel na concepção de estruturas com alta rigidez

aliada ao baixo peso mantendo-se a estabilidade dimensional e por isto a sua utilização é crescente.

A redução de massa das estruturas não representa diretamente o mesmo valor a ser aumentado para a carga útil a ser lançada. Os estágios superiores de lançadores de satélites são mais sensíveis ao ganho, ou perda de massa, com relação a capacidade de transporte. Cada veículo tem sua sensibilidade, que pode ser obtida por simulações de trajetória. No Veículo Lançador de Satélites (VLS), por exemplo, a variação de massa de cada estágio correspondente à variação de 1 kg de massa a ser transportada pelo veículo (carga útil), é a seguinte (PALMÉRIO, 2016):

Primeiro estágio: 55 kg; segundo estágio: 18 kg; terceiro estágio: 5 kg; quarto estágio: 1 kg.

Verifica-se, então, que a introdução de estruturas em materiais compósitos tem maior efetividade nos estágios superiores e, portanto o desenvolvimento dos seus componentes integrantes deve ser priorizado. Dos componentes em materiais compósitos, existem aqueles, nos quais o requisito básico de projeto a ser atendido são rigidez e resistência a um baixo peso tais como: ogiva, cone de sustentação do satélite, empenas e envelope-motor. Desta forma, constroem-se envelopes motores, por exemplo, utilizando-se materiais plásticos como: resinas epóxi, reforçados com fibras de vidro, com fibra de carbono ou fibra de aramida. A substituição de envelopes-motores metálicos por envelopes em material compósito bobinado produz de imediato uma economia de massa da ordem de 40%, podendo atingir ganhos superiores a 50% em alguns casos (DIAS, 2001).

Os materiais compósitos com alta resistência e rigidez específica, que é a capacidade de suportar esforço mecânico dividido pela sua massa, são chamados de compósitos estruturais. Em outros componentes tais como: divergentes, proteções térmicas, tubeiras, pontas de ogivas, o requisito fundamental de projeto deixa de ser a resistência e/ou a rigidez específica, como citado anteriormente. Nestes casos, o que se requer é a capacidade de suportar, durante certo intervalo de tempo em operação, condições extremamente severas de temperatura, da ordem de 2.000°C a 3.000°C, o que excede o limite de trabalho e, até mesmo, o ponto de

fusão das ligas metálicas convencionais. Portanto, torna-se necessária a utilização de mecanismos especiais para a proteção térmica desses componentes (DIAS, 2001; TICK, 1965).

A este fenômeno de desgaste que provoca degradação do material sob efeito de intenso fluxo de calor e massa dá-se o nome de ablação. Os materiais compósitos usados para a este tipo de proteção térmica são chamados de compósitos ablativos (DIAS, 2001; LUBIN, 1982).

2.1.3 Materiais compósitos ablativos

Um material é denominado ablativo, quando ele resiste a elevadas temperaturas, tem baixa condutividade, calor específico elevado, resiste à erosão, dissipa o máximo de energia térmica enquanto se degrada, resiste ao choque térmico e tem alta resistência ao impacto (THIMOTEO, 1986). A ablação é o fenômeno pelo qual o material se desgasta quando submetido a condições extremamente severas, envolvendo elevadas temperaturas aliada a energia cinética gerando fluxo de calor intenso. Esse desgaste do material ocorre de forma progressiva, em algumas etapas que envolvem fenômenos distintos.

O processo de ablação de um componente manufaturado em compósito se inicia quando a energia incidente na superfície é absorvida e então conduzida para dentro do material numa velocidade que depende da sua condutividade térmica. Assim, tão logo a capacidade de absorção de calor do material é excedida e a temperatura na superfície e região próxima tenha aumentado tanto a ponto de exceder os limites físicos do material, iniciam-se rapidamente processos de degradação térmica dessa porção de material. Esta degradação envolve processos endotérmicos que absorvem grande parte do calor incidente, impedindo-o de conduzir para o restante do material.

Os componentes orgânicos do material compósito são, nesta fase, pirolisados gerando voláteis de composição variada, contendo vapor d'água, diluentes (solventes) residuais ou mesmo polímeros de baixo peso molecular (Tabela 2). Após essa degradação parcial, uma camada de resíduo rígido e poroso é formada, conforme ilustrado na Figura 3. Esse material recém-formado possui propriedades termofísicas diferentes do material original e atua como barreira

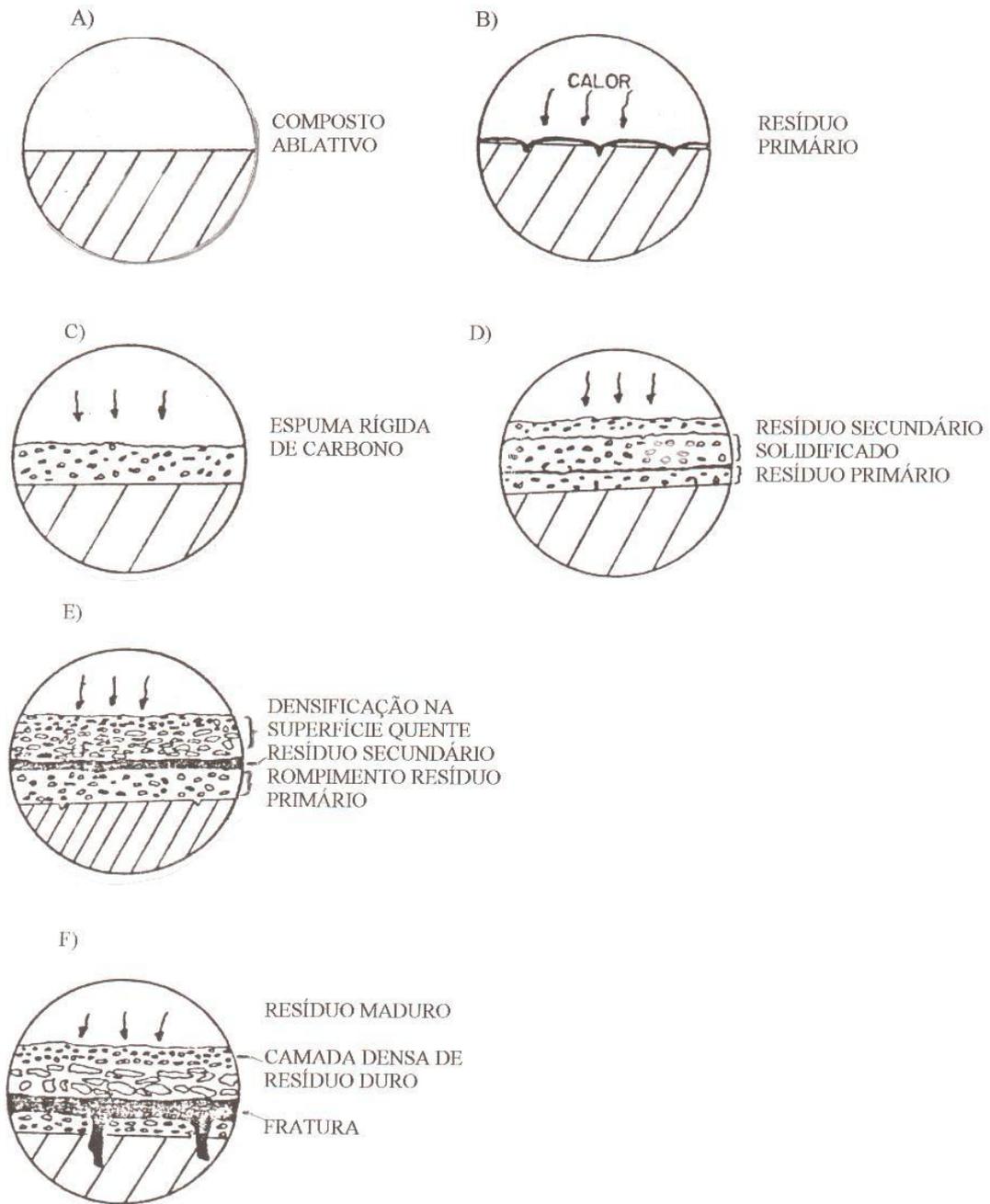
térmica entre o material em início de degradação (região de pirólise) e os gases quentes de combustão (DIAS, 2001).

Tabela 2 - Produtos típicos provenientes de Pirólise da Resina Fenólica.

% em massa do material volatilizado	Temperatura		
	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 molecular	49,9	59,9	72,8
Volatilização da resina	28%	47%	48%
Resíduo da resina	72%	53%	52%
Massa molecular de todos os componentes voláteis.	76,0	24,0	41,0

Fonte: Adaptado de Thimoteo (1986)

Figura 3 - Formação e evolução do processo ablativo sob o ponto de vista físico-químico



Fonte: Adaptado de Thimoteo (1986)

Os resíduos formados podem reagir com outros produtos de decomposição e recombinar-se quimicamente, ou simplesmente permanecer estável durante certo tempo, do ponto de vista químico, servindo de substrato quente à região de pirólise da resina. De qualquer forma, o fato é que o material pirolisado sofre contrações devido aos processos já expostos. Isto provoca o surgimento de tensões internas que, quando excedem os seus limites de resistência, provocam fissuras e crescimento dos poros na superfície dando ao material, uma aparência de esponja rígida de carvão (Figura 3c) (ALMEIDA, 2007).

Com a formação dessa camada carbonizada, a região de pirólise avança gradativamente para o interior do material, como mostra a Figura 3d. Essa camada carbonizada permanece, entretanto, firmemente ligada à camada adjacente, região em início de pirólise, propiciando-lhe proteção térmica (DIAS, 2001).

Os gases gerados na pirólise do material orgânico infiltram-se através da camada carbonizada seguindo em direção à superfície, em direção oposta ao fluxo de calor. Esses gases atravessam a camada carbonizada (escoamento em meio poroso), absorvendo energia por calor sensível e sofrendo craqueamento termoquímico (redução desses gases em outros de massa molecular mais baixo) (THIMOTEO, 1986). Finalmente, são injetados na camada limite, provocando o efeito de bloqueio do fluxo de calor do aquecimento aerodinâmico devido ao espessamento da camada limite. A camada carbonizada geralmente é composta principalmente por materiais carbonáceos que suportam altas temperaturas, que resulta em uma quantidade apreciável de calor rejeitado por radiação (LEITE, 1999).

Como resultado tem-se um duplo efeito de proteção térmica, pois parte do calor é consumido no craqueamento termoquímico e uma parcela adicional é absorvida pelos gases de maior capacidade térmica, que ao atingirem a superfície do material carbonizado, melhoram a eficiência de proteção térmica por transpiração, já que gases mais frios estarão sendo “injetados” na camada do limite do escoamento provocando o seu espessamento (PARDINI; NETO, 2006).

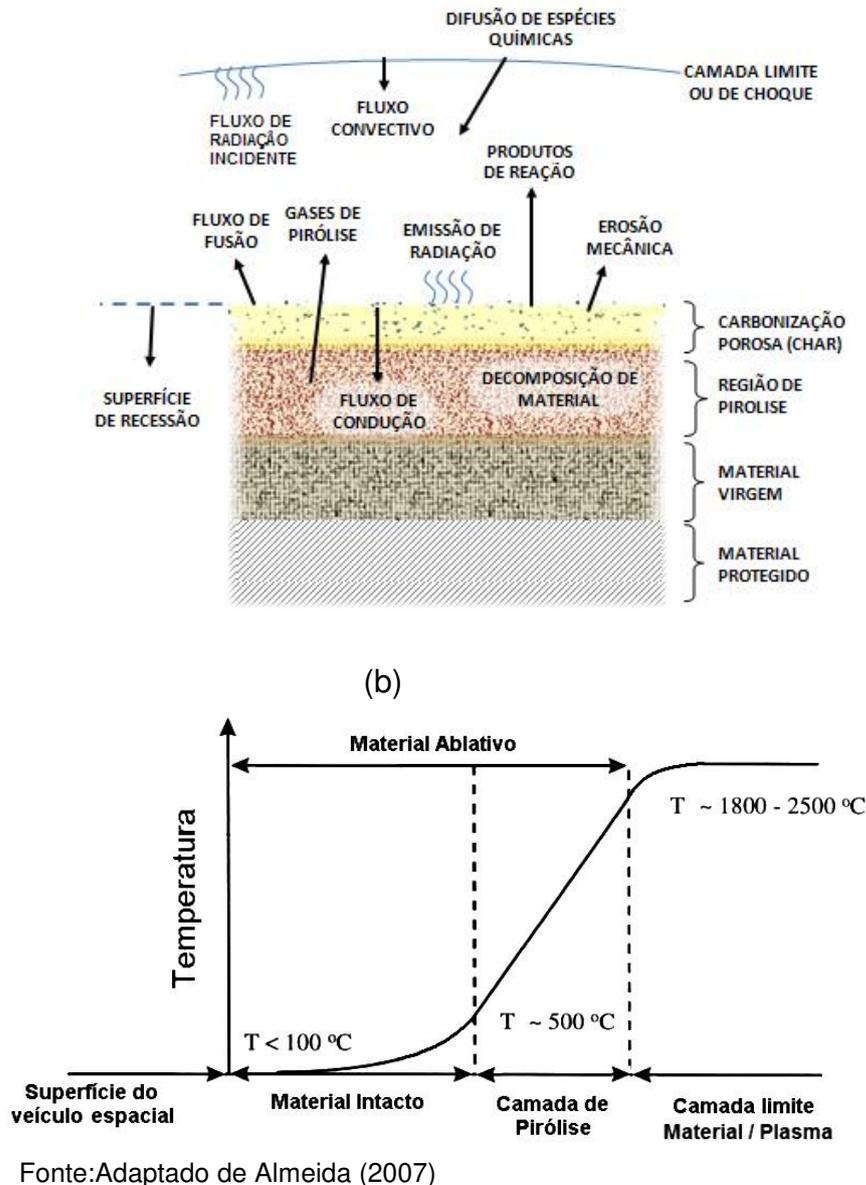
Durante o craqueamento termoquímico dos gases provenientes da região de pirólise, em contato com as regiões carbonizadas, ocorre a deposição pirolítica de carbono nas paredes dos poros, e conseqüente redução de suas dimensões. Dá-se,

assim, uma densificação da estrutura carbonizada (Figura 39e). À medida que se densifica, o material oferece maior dificuldade à passagem dos gases emergentes, gerando assim uma contrapressão e tensões de tração na interface entre a região carbonizada e a região de pirólise. Quando essas tensões excedem o limite de resistência do material, naquela região ocorre o aparecimento de falhas localizadas (craqueamento termomecânico). Essas falhas provocam a diminuição da área resistente ao cisalhamento que é afetada pelo efeito da temperatura, fazendo com que parte do material seja consumido.

Do ponto de vista macroscópico num material compósito podem-se distinguir, quando em ablação ou após o processo ablativo, três zonas distintas conforme mostra a Figura 4a (ALMEIDA, 2007). Estas zonas podem inclusive ser diferenciadas visualmente quando se corta a seção transversal de uma amostra testada. É interessante também observar que, devido à variação do coeficiente de condutividade térmica entre uma e outra zona, o perfil de distribuição de temperatura assume a forma mostrada na Figura 4b.

Esta figura mostra ou representa o fenômeno de ablação em seu estado estacionário. Porém, antes que este estado seja atingido, uma peça exposta a um fluxo de calor constante passa por dois estágios iniciais, quais sejam: período de aquecimento e período de transição.

Figura 4 - (a) corte esquemático de um material sofrendo ablação; (b) distribuição da temperatura ao longo do corpo.



No período de aquecimento, o material ablativo comporta-se como um sumidouro de calor, absorvendo-o até que a temperatura da superfície torne-se suficientemente alta para sofrer ablação. Esta fase tem curtíssima duração (da ordem de um segundo), haja vista a baixa condutividade térmica dos materiais ablativos.

O mecanismo de ablação é muito complexo, dependendo dos materiais e das condições de operação. Em relação às características dos materiais da proteção térmica ocorrem basicamente três fenômenos:

- a. ablação por sublimação;
- b. ablação por fusão; e
- c. ablação por carbonização.

No processo de ablação por sublimação, o material é progressivamente desgastado quando a sua superfície atinge a temperatura de sublimação. A proteção térmica da superfície resulta da mudança de fase do material ablativo (absorção do calor latente de sublimação) e injeção dos gases na camada limite, o que aumenta a espessura da camada limite, e conseqüentemente, eleva o gradiente de temperatura entre o escoamento e a superfície de proteção térmica, aumentando o bloqueio do fluxo de calor do aquecimento aerodinâmico. É o que acontece com materiais como o teflon®, grafite, dentre outros (LEITE, 1999).

Na ablação por fusão, a proteção térmica da superfície resulta da mudança de fase (absorção do calor latente de fusão) do material ablativo. Uma camada de líquido forma-se, escoando devido ao arrasto do escoamento do ar, realizando um transporte convectivo de energia. Calor é novamente absorvido na borda externa da camada de líquido devido a sua vaporização e injeção dos gases na camada limite. Como exemplo tem-se o quartzo (LEITE, 1999).

As proteções térmicas que sofrem ablação por carbonização são geralmente constituídas por um material compósito de uma resina fenólica, reforçada com fibras (vidro, nylon, carbono). O material inicialmente não decomposto é submetido ao fluxo de calor do aquecimento aerodinâmico que aumenta sua temperatura até aquela de decomposição. Isto causa a pirólise da resina formando uma camada carbonizada (mantida aglutinada pelas fibras), que caminha progressivamente para o interior da proteção.

A seleção de materiais para resistir a ablação é altamente dependente da intensidade e duração do aquecimento. Dentre os materiais ablativos, os compósitos têm sido usados com sucesso quando está envolvido o fenômeno de ablação, principalmente como escudo térmico para a proteção de superfícies de veículos espaciais durante a reentrada na atmosfera.

2.2 MATERIAIS UTILIZADOS

As matérias-primas mais utilizadas na fabricação de componentes aeroespaciais em materiais compósitos para proteções térmicas são as descritas a seguir:

2.2.1 Fibra de carbono

O desenvolvimento das fibras de carbono, no final da década de 1960, permitiu o avanço tecnológico que colocaria os compósitos poliméricos como materiais capazes de serem utilizados em aplicações antes reservadas aos metais.

O Interesse nas Fibras de Carbono surgiu com o advento da propulsão a jato, que proporcionou o desenvolvimento de aeronaves mais velozes e maiores (SAVAGE, 1993; DELMONT 1987). As Primeiras fibras de carbono produzidas em escala comercial foram desenvolvidas pela *Union Carbide Company* (BARBOSA, 2004).

O precursor mais utilizado para obtenção das fibras de carbono é a poliacrilonitrila (PAN) seguidas pelo *rayon*, piches, álcool polivinílico, poliimidas e resinas fenólicas. A fibra de carbono *rayon*, usada na fabricação dos corpos de prova desta tese e usada na fabricação das proteções térmicas desenvolvidas pelo IAE, tem como precursor a celulose, que começou a ser usada por Thomas Edison na década de 1880 pelo seu revolucionário filamento de lâmpada elétrica. Quase 80 anos depois, em 1959, a *National Carbon Company* produziu um pano de carbono de um precursor de *rayon*, e dois anos depois, em 1961, um fio de carbono foi desenvolvido (PARK, 2015). Em 1965, foram criadas fibras de carbono com resistência à tração de 1,25 GPa e um módulo de Young de 170 GPa. As propriedades destas fibras de carbono foram melhoradas pelo tratamento pós-carbonização envolvendo alongamento a 2.500°C. No entanto, a produção dessas fibras de carbono foi adiada em mais de 10 anos devido ao alto custo do processo de alongamento térmico. Precursores celulósicos têm alta condutividade térmica, alta pureza, flexibilidade mecânica. As fibras celulósicas mais comumente empregadas são as fibras têxteis de *rayon*, fibras de *rayon* polinósico e de viscose. A obtenção das fibras de carbono a partir das fibras de *rayon*, processa-se em 3 etapas: Decomposição e estabilização em baixa temperatura (400°C), carbonização

(1.500°C), e grafitação (2.500°C). O rendimento das fibras de carbono obtido pela pirólise do *rayon* é normalmente muito baixo (entre 10 e 30%) e depende da natureza do precursor da fibra, da taxa de aquecimento e da atmosfera na qual a pirólise é realizada.

A taxa de aquecimento lento pode ser utilizada para aumentar o rendimento de carbono das fibras de celulose. Além disso, a pirólise lenta influencia as propriedades das fibras finais, como densidade, porosidade e microestrutura melhoradas, em comparação com pirólise rápida (BRUNNER; ROBERTS, 1980).

No que diz respeito às propriedades químicas e mecânicas, a estabilização das fibras precursoras é importante para produzir fibras de carbono estáveis seguido do subsequente processo de carbonização. Em particular, o encolhimento térmico das fibras de celulose ocorre devido à redução de peso das fibras durante o processo de estabilização (BACON, 1973). Outros processos, como tratamento de superfície, dimensionamento e o enrolamento é idêntico ao processamento das fibras de carbono baseadas em PAN.

O tratamento térmico até 900°C provoca a formação de estruturas de carbonetos semi-ordenados sob uma atmosfera inerte. Após este estágio de carbonização, as fibras podem ser tratadas com calor a temperaturas mais elevadas para iniciar a grafitação. A grafitação é realizada sob tensão a 900 - 3.000°C para obter fibras de alto módulo através do desenvolvimento de uma ordem melhorada da pilhas de grafeno em termos da orientação preferida ao longo do eixo da fibra. O módulo de Young é aumentado pela crescente temperatura de tratamento, se a grafitação for conduzido sob tensão. Após esta fase, o teor de carbono das fibras geralmente atinge acima de 99%, aumentando a densidade da fibra resultante (HUANG, 2009).

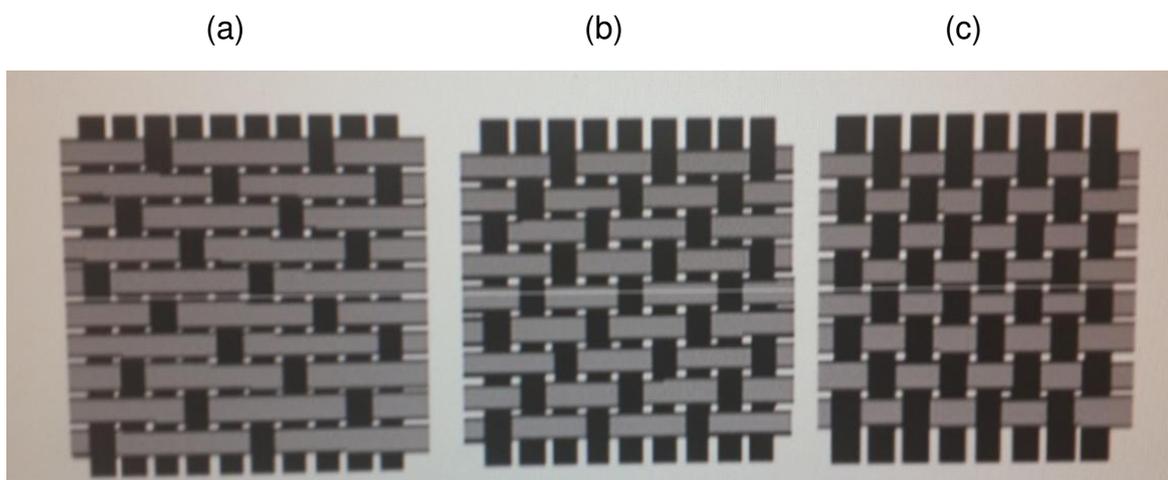
2.2.2 Tecidos de fibra de carbono

Pode-se definir tecido como uma estrutura fibrosa produzida pelo entrelaçamento de filamentos através do processo denominado tecelagem. Os tecidos são produzidos em teares cujas mechas de fibras se entrecruzam em posições mutuamente perpendiculares, alternadas superior e inferiormente, que obedecem a um determinado padrão. Uma orientação bi-direcional é estabelecida,

onde o urdume, que se estende pelo comprimento do tecido, e a trama que tem direção transversal ao urdume são as direções principais. A estrutura bi-direcional dos tecidos é caracterizada pelo espaçamento entre mechas adjacentes, tamanho das mechas, porcentagem de fibras em cada direção, e pelo grau de empacotamento das mechas.

Os tecidos de carbono, produzidos pelas máquinas de tecelagem, são geralmente confeccionados a partir de três padrões de tela que dão origem a tecidos mais complexos, esses são conhecidos como tecido cetim (*satín*) e tecido laço diagonal (*twill*) e tecido plano (*plain*), conforme mostra a Figura 5 (BARBOSA, 2004).

Figura 5 - Tipos de tecidos de carbono: (a) tecido cetim, (b) twill, (c) plano



Fonte: Adaptado de Thomas (1993)

2.2.3 Resinas fenólicas

A resina fenólica é obtida pela reação de condensação (reação que condensa dois compostos para dar lugar a um terceiro) entre um fenol e um aldeído, e foi obtida pela primeira vez em 1872 por A. von Baeyer. Normalmente, utiliza-se o aldeído fórmico (também chamado de “formol”) e o hidroxibenzeno (ou fenol comum) (KNOP; PILATO, 1985).

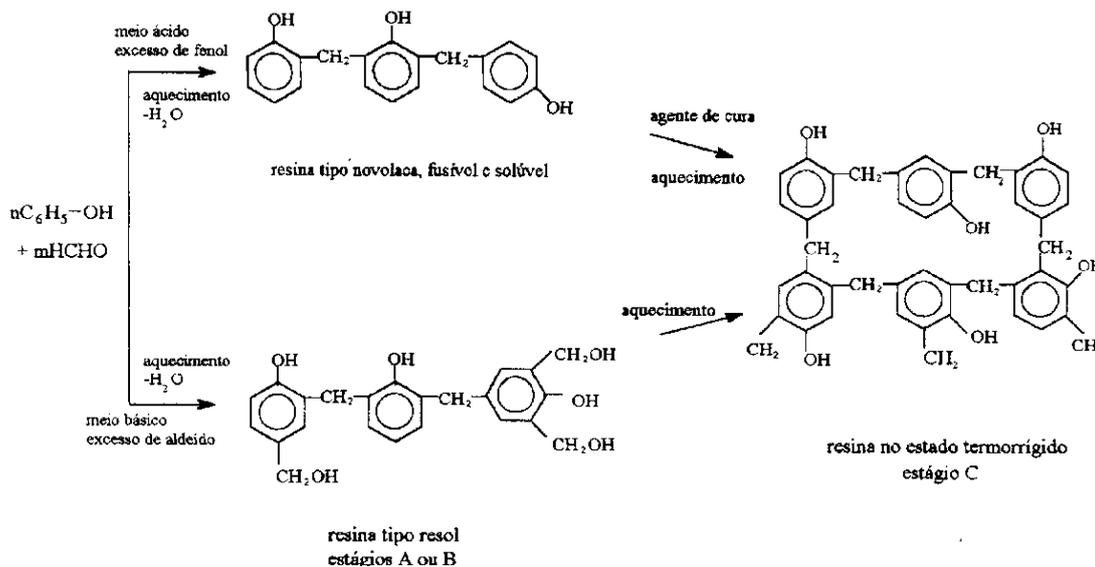
Os fenóis são da família dos compostos aromáticos com grupo hidroxil ligado diretamente aos núcleos aromáticos. O fenol pode ser obtido no estado natural ou por meios sintéticos. O chamado fenol natural é obtido a partir da destilação do carvão mineral e o fenol sintético tem como matéria prima básica o

benzeno (MILES; BRISTON, 1979). As matérias primas básicas para o processo e produção do fenol são benzeno e propileno. O formaldeído é praticamente o único aldeído com importância comercial usado na síntese de resinas fenólicas. É um gás incolor de odor pungente e irritante que em solução aquosa é composto quase que exclusivamente por uma mistura de oligômeros de polimetilenoglicol.

As resinas fenólicas podem ser produzidas por processos de um ou dois estágios. No processo em um estágio, o fenol é reagido com formaldeído em excesso, ou seja a razão fenol/formaldeído é menor que um. A mistura é aquecida na presença de catalisadores alcalinos, como hidróxido de sódio ou amônia (MANO, 1985). A resina obtida é geralmente chamada de resol. Para este tipo de resina não há a necessidade da utilização de catalisadores químicos para a polimerização, pois o aquecimento é suficiente para completar a polimerização desta resina.

No processo de dois estágios, a reação é interrompida logo no início, sendo que a policondensação ocorre até a resina atingir o estágio A ou B como mostra a Figura 6 (KNOP; PILATO, 1985).

Figura 6 - Diagrama esquemático da síntese e reação de cura de resinas fenólicas do tipo resol e novolaca.



Fonte: Adaptado de Pardini e Neto (2006)

Neste processo em dois estágios, quando é introduzida uma menor quantidade de formaldeído, tornando a razão fenol/formaldeído maior que um, a

resina obtida dá-se o nome de novolaca. Para as resinas do tipo novolaca, além do aquecimento há a necessidade da utilização de 9,5%(p/p) de hexametilenotetramina (HMTA) como agente de cura, fornecendo as pontes metilênicas necessárias à polimerização.

As resinas fenólicas são resistentes ao fogo, com baixa emissão de fumaça e baixa toxicidade. Como as fenólicas são compostas principalmente de carbono, hidrogênio e oxigênio, os produtos de sua combustão são vapor d'água, dióxido de carbono, carbono e quantidades moderadas de monóxido de carbono dependendo da condição de combustão. A resina fenólica produz grande quantidade de carbono (~50% em massa) durante a pirólise e tem sido amplamente usada como material ablativo (KNOP; PILATO, 1985).

Neste trabalho, foi usada uma resina fenólica tipo resol.

2.3 PROPRIEDADES TÉRMICAS DOS COMPÓSITOS ABLATIVOS

As propriedades térmicas são muito importantes nos projetos de sistemas termoestruturais sujeitos a altas cargas térmicas, como os sistemas de proteção térmica utilizada no setor aeroespacial, que envolvem, por exemplo, cargas térmicas da ordem de 2 MW/m^2 , que necessitam ser transportadas ou dissipadas em curtos espaços de tempo (~120 s). Nos compósitos termoestruturais, em particular nos compósitos de resina fenólica reforçados com fibras, as propriedades térmicas são, de maneira similar às propriedades mecânicas, fortemente dependentes dos parâmetros de fabricação, tais como: direção preferencial de orientação das fibras, tipo de fibras de reforço utilizadas, porcentagem entre reforço e matriz, temperatura de tratamento térmico final do compósito.

As propriedades ablativas e térmicas de maior interesse para aplicação em projetos termoestruturais geralmente são: taxa de ablação, calor de ablação, condutividade e difusividade térmica, calor específico, coeficiente de expansão térmica e resistência ao choque térmico (CALLISTER JR.,2002; THORNTON, 1992).

2.3.1 Taxa de ablação

A taxa de ablação é mais comumente representada pela velocidade linear de regressão da superfície em “decomposição” (expresso em mm/s), que por sua

vez, depende do tipo de material, das condições de contorno (meio) e da técnica (processo) de fabricação utilizado. Outra forma de expressar a taxa de ablação é através da razão de perda de massa do material (expresso em kg/s), ou ainda considerando-se a área exposta ao fluxo de calor como um todo (kg/s.m^2) denominada taxa de perda de massa específica.

Para materiais compósitos confeccionados a partir da mesma matéria-prima (resina e fibra), a velocidade de ablação pode variar com a massa específica final do compósito, quantidade e orientação do reforço, além do fluxo de calor incidente e da composição química dos gases de exaustão do propelente. Daí a dificuldade de se antever, através de ensaios em corpos de prova elementares, o desempenho ablativo que um material compósito terá quando submetido às condições reais de trabalho (ZHUKOV, 2007).

2.3.2 Calor de ablação

O calor de ablação (Q) é a grandeza física mais comumente utilizada para avaliação do desempenho de um material ablativo. É definido, segundo a norma ASTM 458-72 como sendo a propriedade que indica a habilidade de um material prover proteção térmica quando usado como material de sacrifício num dispositivo de proteção. Essa propriedade é uma função do material e das condições de contorno às quais ele está submetido. Em geral é definido, para uma superfície, como a quantidade de calor incidente dissipado pelo material ablativo (q) por unidade de massa removida (\dot{m}):

$$Q [\text{kJ/kg}] = q [\text{kW/m}^2] / \dot{m} [\text{kg/m}^2 \cdot \text{s}] \quad (2.1)$$

2.3.3 Condutividade térmica

Condutividade térmica é a propriedade que caracteriza o fenômeno da condução térmica num material, segundo o qual, o calor é transferido das regiões com temperaturas mais altas para as regiões de temperaturas mais baixas. Sendo uma propriedade crítica em aplicações do setor aeroespacial, onde é imprescindível minimizar massa e volume (CALLISTER JR.,2002; THORNTON, 1992).

A equação básica da condutividade térmica, k , é definida pela Lei de Fourier:

$$k = -\frac{dQ/dt}{A(dT/dx)} = -\frac{qdx}{dT} \quad (2.2)$$

onde: q é a taxa de transferência de calor dQ/dt por unidade de área A , devido ao gradiente de temperatura através do meio de condução dT/dx .

A condutividade térmica dos compósitos varia conforme os materiais com os quais são fabricados, em função do tipo de fibra e matriz utilizada e também considerando a direção de medição (ao longo ou perpendicular ao eixo preferencial de alinhamento das fibras). Nos compósitos de carbono-carbono, por exemplo, a condutividade na direção perpendicular às fibras pode ser bastante reduzida (< 10 W/mK), enquanto na direção paralela às fibras a condutividade térmica geralmente é mais alta (> 50 W/mK)(CALLISTER JR., 2002). Para os compósitos de resina fenólica reforçados com fibras de sílica, também ocorre a variação em função da orientação geométrica das fibras, porém é bem menor, pois a condutividade da sílica é da ordem de 1,4 W/m.K, e da resina fenólica, da ordem de 0,15 W/m.K (CALLISTER JR.,2002; THORNTON, 1992).

Outro fator que influencia muito a condutividade térmica é a porosidade do material, pois a transferência de calor através dos poros normalmente é lenta e ineficiente. Poros internos normalmente contêm ar estagnado, com baixa condutividade térmica (0,02 W/mK).

2.3.4 Difusividade térmica

A difusividade térmica é uma propriedade que relaciona a condutividade térmica com a massa específica e o calor específico do material (CALLISTER JR.,2002; THORNTON, 1992), sendo expressa por:

$$D_T = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2.3)$$

onde: k é a condutividade térmica, ρ é a massa específica, C_p é o calor específico.

Se durante o curso de operação de um componente a temperatura não é constante, a taxa de mudança dessa temperatura, com o tempo, depende da difusividade térmica. O escoamento de calor em regime transitório é descrito pela seguinte equação diferencial:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = D_T \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{k}{\rho c_p} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (2.4)$$

onde: $\partial T/\partial t$ relaciona-se a variação temporal e $\partial^2 T/\partial x^2$ com a variação espacial.

2.3.5 Capacidade calorífica

A capacidade calorífica é a propriedade que representa a quantidade de energia absorvida (dQ) para produzir um aumento unitário de temperatura (dT), havendo duas formas de medir esta propriedade, de acordo com as condições ambientes que acompanham a transferência de calor (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992). A primeira é a capacidade calorífica enquanto se mantém constante o volume da mostra (C_v), e a outra é para uma condição onde existe uma pressão externa constante (C_p).

$$C = \frac{dQ}{dT} \quad (2.5)$$

2.3.6 Calor específico

O calor específico (c) é uma representação alternativa da capacidade calorífica, utilizado a representação em termos de unidade de massa ($J/kg \cdot K$) ao invés de ser especificada por mol do material ($J/mol \cdot K$).

$$c = \frac{Q}{m\Delta T} \quad (2.6)$$

O calor específico é uma propriedade importante para determinar a escolha de materiais considerados reservatórios de calor (*heat sinks*), que são materiais capazes de resistir à absorção de calor em grande quantidade, num curto espaço de tempo, sem perda significativa de propriedades estruturais (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992).

2.3.7 Expansão térmica

A maioria dos sólidos expande sob aquecimento, na ausência de transformações de fase. Numa perspectiva atômica, a expansão térmica é refletida por um aumento na distância média entre os átomos, que se deve à curvatura assimétrica do poço de energia potencial de energias vibracionais. Quanto maior é a energia de ligação atômica, mais profundo e estreito é o poço de energia e menor o aumento na separação atômica (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992). A variação no comprimento do material (Δl) resultante da mudança de temperatura (ΔT) pode ser expressa como:

$$\frac{\Delta l}{l_0} = \alpha_l \Delta T \quad (2.7)$$

onde α_l é o coeficiente de expansão térmica linear e l_0 o comprimento inicial.

2.3.8 Tensões térmicas

Quando a temperatura de um corpo muda, suas dimensões originais também sofrem variações. Durante o aquecimento de compósitos poliméricos podem ocorrer eventos significativos com relação à expansão térmica associados a expansão das fibras e ao encolhimento da matriz, levando ao aparecimento de tensões térmicas (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992).

As tensões térmicas podem causar significativos carregamentos estruturais, ocasionando uma fratura ou deformação plástica indesejável. No projeto de estruturas é necessário considerar as mudanças dimensionais para prevenir tensões e deformações excessivas. O choque térmico consiste na fratura de um corpo como resultado das tensões termicamente induzidas por rápidas variações de temperatura (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992).

2.3.9 Resistência ao choque térmico

A resistência ao choque térmico (RCT) não é uma medida absoluta e sim um índice que é representado pela equação:

$$RCT \cong \frac{\sigma_f k}{E \alpha_l} \quad (2.8)$$

onde: σ é a resistência à tração (MPa), k é a condutividade térmica (W/m.K), α o coeficiente de expansão térmica, E é o módulo de elasticidade (GPa).

As teorias de resistência ao choque térmico estão longe de poder prever quantitativamente o comportamento de materiais de aplicação termoestrutural, com uma série de restrições e simplificações que limitam sua utilização como medida absoluta, sendo apenas um parâmetro comparativo (CALLISTER JR., 2002; THORNTON, 1992). Os materiais utilizados na manufatura de gargantas devem possuir resistência suficiente para suportar cargas térmicas e mecânicas durante a etapa de lançamento. As principais propriedades que podem ser consideradas para tanto, são: baixo coeficiente de expansão térmica, baixa condutividade e difusividade térmica, o que conduzem a alto índice de resistência ao choque térmico.

2.4 CATALICIDADE

Cataliticidade pode ser definida como a eficiência catalítica apresentada por um material com relação à recombinação (na superfície) de espécies atômicas geradas no ambiente devido à reatividade química de valências não saturadas de átomos na superfície (KOVALEV; KOLESNIKOV, 2005).

Um veículo reentrando em um planeta por uma trajetória hipersônica gera ondas de choque que por sua vez geram espécies excitadas (íons, átomos, moléculas, elétrons) que se difundem na camada de contorno e reagem com os materiais que recobrem o veículo. Oxigênio e nitrogênio atômicos, presentes na fase de reentrada na Terra, podem colidir com a superfície do veículo e recombinar para formar espécies moleculares voláteis (O₂, N₂, NO) por reações exotérmicas as quais tem como efeito produzir um aumento da temperatura na superfície e destruir a integridade do material.

Assim durante a fase de desenvolvimento de um material de proteção térmica, a contribuição devido à recombinação de espécies atômicas na superfície deve ser levada em conta para prever taxas de aquecimento sobre as partes quentes do veículo. Estas reações de recombinação atômicas são descritas por modelos de catálise heterogênea e dependem usualmente da estrutura molecular.

2.5 PROCESSOS DE FABRICAÇÃO DE MATERIAIS COMPÓSITOS ABLATIVOS

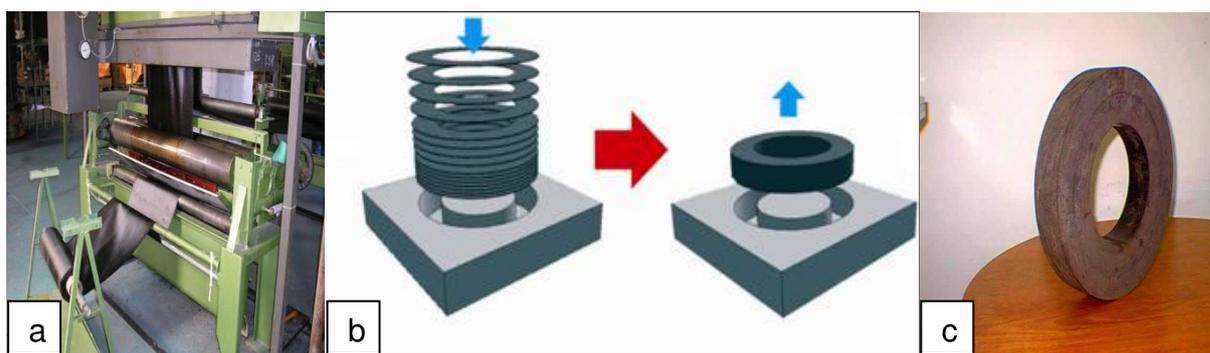
As principais técnicas de fabricação de compósitos ablativos são por prensagem e por bobinagem de fita (*tape wrapping*). Em ambas, o material passará por etapas fundamentais de fabricação que são: impregnação, polimerização e desmoldagem.

2.5.1 Processo de fabricação por prensagem a quente em molde fechado

Este processo baseia-se na colocação do reforço impregnado com resina fenólica num molde que é levado a uma prensa para compactação final e fechamento. Posteriormente, numa estufa procede-se ao ciclo de polimerização (cura) da resina caso a prensa não seja com placas aquecidas.

O tipo e forma da matéria-prima a ser colocada nos moldes para prensagem variam com os requisitos de operação de cada peça. Assim sendo, algumas proteções térmicas internas e mesmo pequenos divergentes podem ser confeccionados por esta técnica, partindo-se, por exemplo, de uma massa constituída de fibras seccionadas de amianto, vidro, quartzo ou carbono pré-impregnadas com resina fenólica. A figura 7 mostra a sequencia de produção de peças neste processo.

Figura 7 - (a) Pré-impregnação do tecido de carbono; (b) disposição do tecido de carbono seccionado; (c) peça desmoldada após polimerização.



Fonte:Silva,H.(2015)

As estruturas obtidas através da prensagem de reforço seccionado apresentam qualidade estrutural e desempenho em ablação inferior quando comparadas às estruturas ablativas obtidas com a utilização de reforço contínuo (SILVA, S., 2015). Mesmo assim, os componentes obtidos encontram aplicações

específicas onde as propriedades quase isotrópicas do material prensado são de alguma utilidade prática.

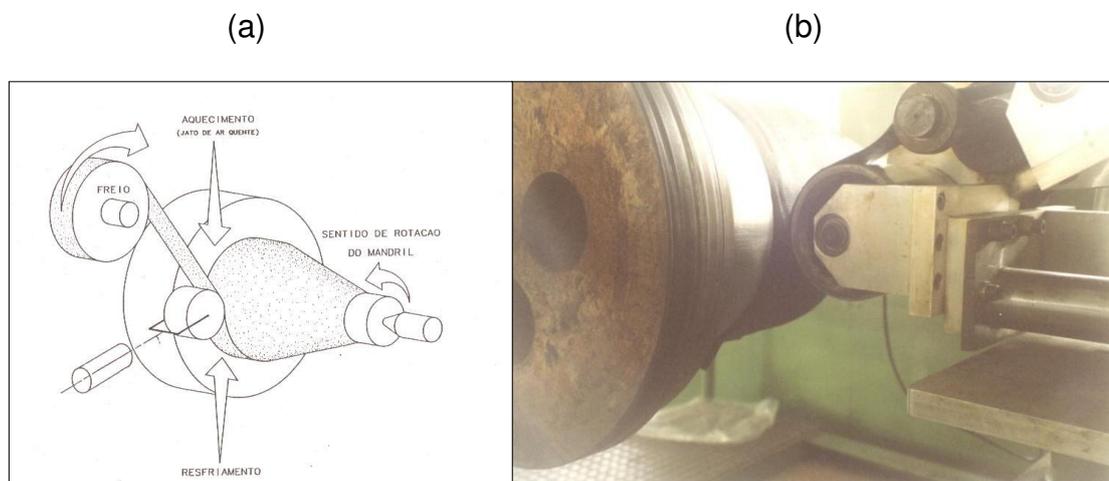
A técnica de prensagem a quente em molde fechado pode ser empregada para fabricação de proteções térmicas para motores de foguete a propelente sólido, entradas de carter e entradas de divergentes de tubeiras e pontas de ogiva de veículos espaciais.

2.5.2 Processo de fabricação por bobinagem em fitas

O processo de bobinagem com fita tecida (*"tape wrapping"*) consiste basicamente no seu enrolamento sobre um mandril de aço. Estas fitas são obtidas através do corte de tecidos à base de fibras de vidro, quartzo ou carbono, pré-impregnados com resina fenólica (SILVA, S., 2015).

Os equipamentos para bobinagem são dotados de um rolete compactador, com atuação pneumática, que comprime a fita pré-impregnada na medida em que esta vai sendo depositada sobre o mandril. Imediatamente antes de atingir o ponto de contato mandril/rolete, onde se dá a compressão, a fita é aquecida à temperatura de 80°C para que a resina se torne mais fluida e o *"prepreg"* mais maleável. Logo após a compactação, já como parte integrante da peça que está sendo bobinada, a fita é resfriada rapidamente através de um jato de ar frio ou nitrogênio líquido, conforme mostra a Figura 8. Este procedimento é feito para minimizar o efeito de *"spring back"* do material comprimido, através da retirada de calor da peça e, conseqüentemente, redução da fluidez da resina. O resfriamento rápido torna mais eficiente a ação do rolete compressor favorecendo a densificação da peça (SILVA, S., 2015).

Figura 8 - (a) esquema de montagem do processo; (b) detalhe do rolete compactador da fita sobre o mandril.



Fonte:Silva, S.(2015)

A força exercida pelo rolete compressor deverá gerar uma pressão de contato elevada (entre 8,0 MPa e 10,0 MPa), o que faz com que estes esforços tornem-se altos (entre 5.000 N e 10.000 N), dependendo da largura das fitas utilizadas, conforme mostra a Figura 8b. Isto faz dos equipamentos para bobinagem de fitas, máquinas inerentemente robustas do ponto de vista construtivo, conforme mostra a Figura 9.

Figura 9 - Equipamento de bobinagem



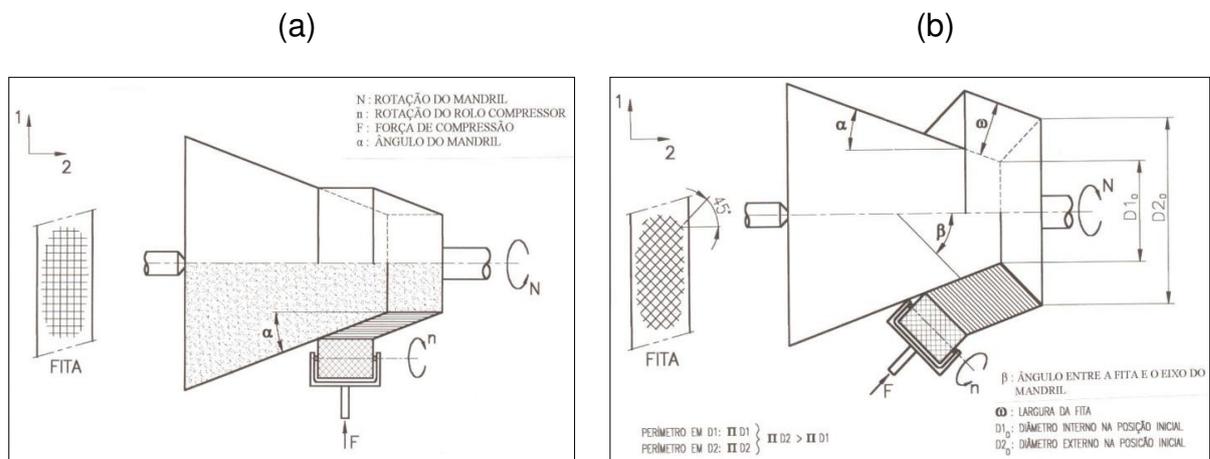
Fonte:Silva, S.(2015)

Quanto à direção de deposição das fitas sobre o mandril, a técnica de bobinagem pode ser dividida em bobinagem paralela e bobinagem inclinada. A bobinagem paralela consiste na deposição das fitas na direção paralela ao eixo

principal do mandril de bobinagem. Nesta técnica, as fitas utilizadas possuem normalmente as fibras orientadas a 0° e 90° , de forma balanceada, isto é, com igual quantidade de filamentos por unidade de comprimento nas direções do urdume (direção longitudinal do tecido) e da trama (direção transversal do tecido), em relação às direções principais da mesma (CLEMETS, WARD, 1966), conforme mostra a Figura 10a. A bobinagem inclinada consiste na deposição das fitas numa direção inclinada de um ângulo (β) em relação ao eixo principal do mandril de bobinagem (CLEMETS, WARD, 1966). Comparativamente à bobinagem paralela, esta técnica apresenta maiores dificuldades durante o processamento. A maioria dos problemas tecnológicos deste tipo de processo advém do fato de uma única fita, num dado ponto, ter que percorrer perímetros diferentes ao longo da largura, conforme fica evidenciado na Figura 10b.

Para que isto seja possível, as fitas a serem utilizadas deverão permitir certo deslocamento relativo entre as diversas fibras que a constituem. Diz-se que a fita tem capacidade de “trabalhar” quando solicitada em cisalhamento no plano 1-2, de modo a acomodar-se sobre uma superfície curva. As fibras, neste caso, deverão ser orientadas a $\pm 45^\circ$ em relação às direções principais da mesma e, como no caso anterior, estas fibras deverão ser distribuídas de forma balanceada nas direções da trama (direção 2) e urdume (direção 1).

Figura 10 - (a) bobinagem paralela; (b) bobinagem inclinada.

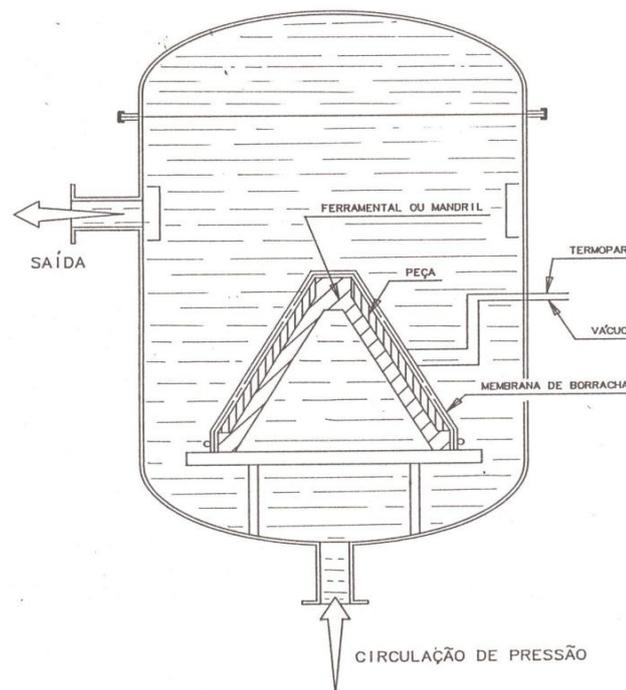


Fonte:Silva,S.(2015)

Após a bobinagem, para se obter níveis ótimos de qualidade e desempenho ablativo, é necessário polimerizar a peça sob alta pressão. O

equipamento normalmente utilizado para o processamento de compósitos FRFC para aplicações espaciais é a hidroclave. Esse equipamento utiliza como meio pressurizante a água. Na hidroclave, o componente é submetido a um ciclo de cura sob uma pressão de aproximadamente 7 MPa e o aquecimento é realizado por meio de sistema elétrico de resistências, que aquece a água e opera numa faixa de temperaturas entre 25°C - 200°C (CLEMETS, WARD, 1966). Estes equipamentos são dotados de sistema de aplicação de vácuo para drenagem dos gases gerados durante a polimerização das resinas e permitir a saída do excesso desta. Para isto, o material bobinado e protegido por uma camisa de borracha fabricada em EPDM cujas extremidades são fixas no mandril proporcionando perfeita estanqueidade deste com meio aquoso. A Figura 11 mostra o esquema de uma hidroclave, onde o molde e o compósito ficam submersos na água.

Figura 11 - Desenho esquemático de uma hidroclave.



Fonte: Silva,S (2015)

2.6 O AMBIENTE DE REENTRADA ATMOSFÉRICA

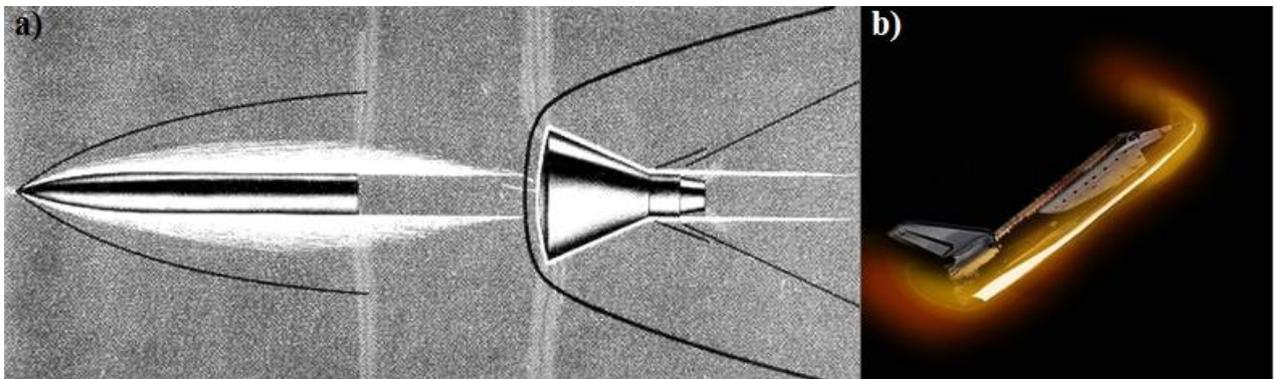
Os veículos espaciais em órbita possuem uma considerável energia em relação à superfície terrestre devido à altitude e a velocidade hipersônica. Ao

adentrar a atmosfera nos seus limites, a 120 km de altitude e a uma velocidade de aproximadamente 7 km/s, as perdas de energia através do choque com as partículas de ar começam a ser significativas e os veículos espaciais experimentam um ambiente típico de reentrada com condições muito severas (DA SILVA, 2011).

A energia potencial do veículo vai sendo convertida em energia cinética e esta, por sua vez, sendo convertida em energia térmica pelo atrito com as partículas do ar, desacelerando o veículo. Os fluxos térmicos, da ordem de 5 a 10 MW/m² gerados pelos gases com temperaturas de até 6.000 K em interação com a superfície, se fossem totalmente convertida em aquecimento do veículo, seria o suficiente para desintegrá-lo totalmente incluindo sua carga útil (BARROS, 2002).

Para evitar o superaquecimento e destruição do veículo, esta energia deve ser dissipada pela onda de choque ou irradiada. No caso da onda de choque, as partículas que colidem frontalmente com o veículo, retornam e acabam colidindo com demais partículas desviando-as e minimizando o aquecimento da superfície. No segundo caso, a dissipação do calor absorvido é realizada pela radiação emitida através de superfícies quentes do veículo. Um fator que influenciará diretamente na distribuição destas duas formas de dissipação é o perfil aerodinâmico utilizado no projeto do veículo. Perfis afilados produzem fracas onda de choque e conseqüentemente a energia será dissipada ao longo da superfície por irradiação, já os perfis obtusos produzem fortes ondas de choque e menor área de atrito sendo a dissipação da energia térmica desviada para a atmosfera ao redor do veículo (BARROS, 2002), conforme mostra a Figura 12a. A proteção térmica é feita com camadas de materiais compósitos avançados, que vai sofrendo desgaste por ablação e neste processo ablativo de perda de massa, é dissipada grande parte da energia. O próprio material que é despreendido na ablação ajuda no bloqueio na onda de choque que se forma em torno do veículo. Este seria um dos meios mais simples de barreira térmica para a reentrada (BARROS, 2002). A Figura 12b mostra os perfil aerodinâmico dos ônibus espacial, que realiza uma trajetória rasante e mais prolongada na reentrada, a barreira térmica é feita pelo recobrimento do veículo com placas de materiais cerâmicos de alta capacidade de irradiação de calor.

Figura 12 - (a) sessão de choque; perfil alongado à direita e perfil obtuso à esquerda; (b) sessão de choque de veículo aerodinâmico como o ônibus espacial.



Fonte:Barros (2002)

2.6.1 Trajetórias de reentrada

A trajetória de reentrada é o perfil ou caminho de descida realizado entre altitudes de 86 km até 15 km de altitude. Na realidade, o início da reentrada pode acontecer a partir de altitudes inferiores a 115 km devido às deformações da atmosfera real conforme apresentado anteriormente. Dependendo das condições de reentrada, essa trajetória apresenta diversos perfis, que são identificados como: balística, “*glide*” (Voo planado), ou “*skip*” (saltos) (GUEDES; SOUZA; KUGA, 2007).

A trajetória balística comandada se caracteriza pela ausência da componente de sustentação ao longo de todo o caminho e pela presença da componente de arrasto de alta intensidade. É uma trajetória mais rápida, mais direta e o perfil apresenta picos elevadíssimos de temperatura e desaceleração em relação aos outros perfis.

Na trajetória tipo voo planado (*glide*) comandado exige algum tipo de controle. À medida que a densidade aumenta, busca-se um equilíbrio entre as forças de sustentação e gravitacional, aguardando que a força de arrasto se encarregue de diminuir a velocidade gradualmente enquanto a atmosfera não é tão densa, até que a força de sustentação seja vencida pela gravitacional, conforme mostra a Figura 13a.

Neste perfil, as temperaturas são mais baixas. Contudo, o corpo permanece sob-regime de temperaturas ainda elevadas, porém bem inferiores às observadas durante uma trajetória balística e por um tempo maior. Encerrado este

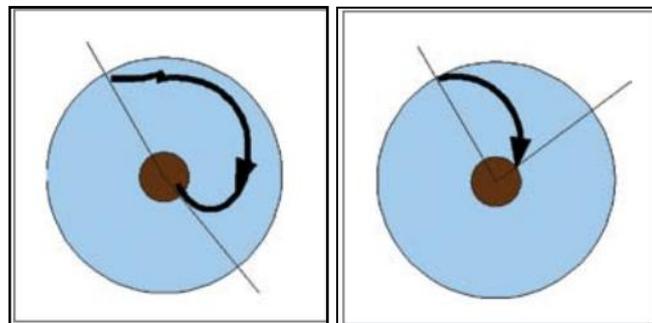
período de equilíbrio, a trajetória se assemelha à trajetória balística. Este perfil exige que o corpo seja dotado de superfícies aerodinamicamente controláveis por algum mecanismo ou método para garantir a compensação entre a componente de sustentação e a gravitacional. Com esta compensação, o voo planado resulta num “*range*” maior, assim como um maior tempo total da trajetória.

A trajetória balística comandada se caracteriza pela ausência da componente de sustentação ao longo de todo o caminho e pela presença da componente de arrasto de alta intensidade (GUEDES; SOUZA; KUGA, 2007).

É uma trajetória mais rápida, mais direta e o perfil apresenta picos elevadíssimos de temperatura e desaceleração em relação aos outros perfis. A trajetória projetada sobre o solo é, portanto, a menor possível.

No “*métier*” de reentrada, denomina-se de “*range*” o comprimento do arco projetado sobre a superfície da Terra, conforme mostra a Figura 13b.

Figura 13 - a) Trajetória tipo voo planado (*glide*); (b) Trajetória balística (*range*)



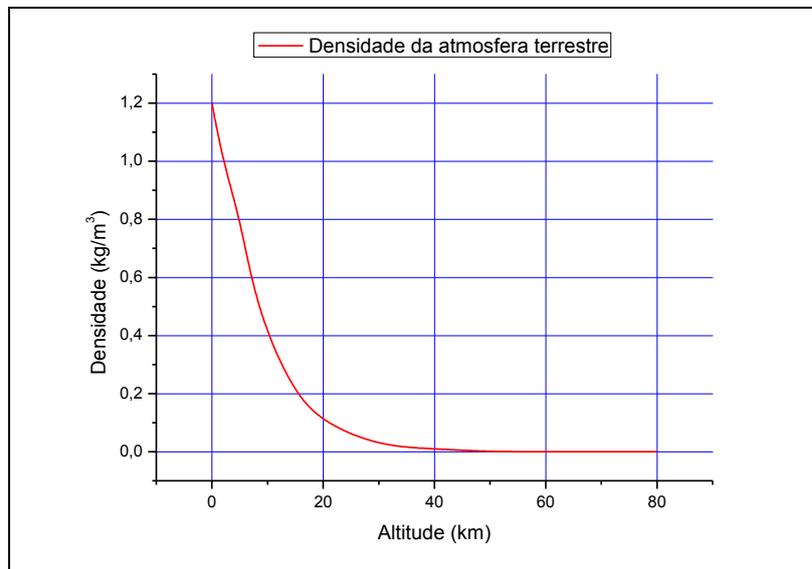
Fonte: Guedes,Souza e Kuga (2007)

2.6.2 Velocidade, altitude e pressão

No início da chamada corrida espacial nos anos 50, pesquisadores americanos reconheceram a necessidade de obter informações sobre as camadas mais altas da atmosfera. O padrão adotado é o “*U. S. Standard Atmosphere*”, 1976”, uma atualização da versão de 1962, que disponibiliza informações diversas sobre a atmosfera, como: temperatura, pressão, densidade, aceleração da gravidade, caminho médio livre, frequência de colisão e peso molecular até a altitude de 1.000 km (NASA, 1976).

A densidade do ar atmosférico decai exponencialmente, conforme Figura 14, de forma que uma porção considerável de massa de ar encontra-se abaixo de 40 km de altitude.

Figura 14 - Variação da densidade do ar atmosférico em função da altitude.



Fonte: Adaptado de Nasa (1976)

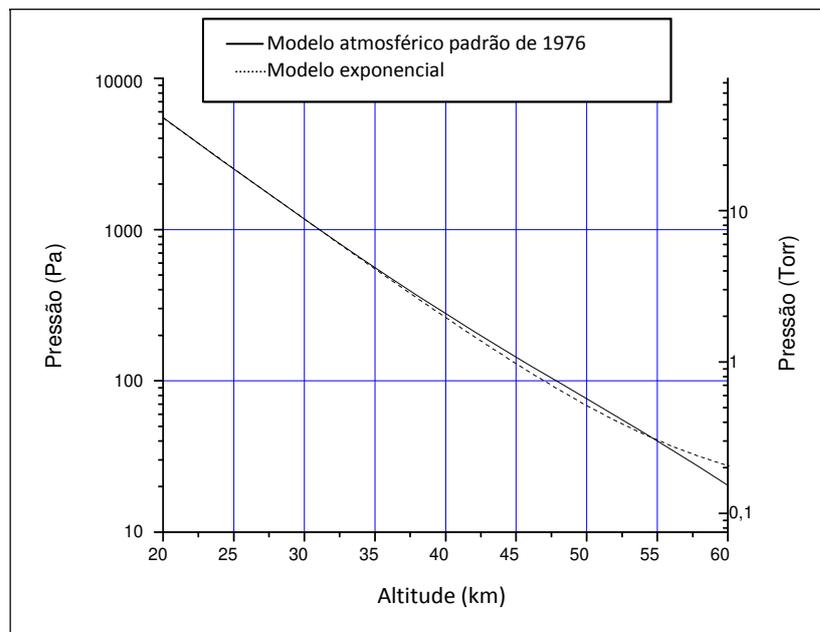
Considerando que a densidade das partículas da atmosfera, e consequentemente a pressão, decai exponencialmente com a altitude, modelos analíticos exponenciais são frequentemente utilizados para representar a variação da pressão com a altitude. Estes modelos consideram que: a) a atmosfera possui camadas isotérmicas; b) a temperatura ao nível do mar é referência; c) a altitude geométrica é igual a altitude geopotencial; d) a variação da força da gravidade é desprezível. Com o objetivo de utilizar um modelo que não dependa de uma base de dados, como o caso do modelo de Atmosfera Padrão de 1976, uma representação simples que relaciona pressão P , em pascal (Pa), com altitude h , em km, é apresentada na equação 2.9. Este modelo possui um coeficiente de correlação quadrático de 0,99996, em relação com o modelo da atmosfera padrão de 1976, na faixa de interesse de estudo dos fenômenos da reentrada atmosférica, ou seja, entre 20 e 60 km.

$$P = 1,20528 \times 10^5 \exp\left(-\frac{h}{6,456}\right) + 16,45 \quad (2.9)$$

h = altitude

A Figura 15 apresenta a variação da pressão atmosférica segundo o modelo exponencial proposto na equação 2.9 em comparação com o modelo da atmosfera padrão de 1976, em função da altitude.

Figura 15 - Variação da pressão atmosférica em função da altitude.



Fonte: Adaptado de Nasa (1976)

O limite superior da atmosfera terrestre não é rigidamente definido, porém é usualmente considerado entre 100 e 120 km de altitude. Entretanto, a altitude limite para que a atmosfera inicie a exercer arrasto considerável sobre a superfície do veículo dependerá dos parâmetros de reentrada característicos de cada veículo espacial (BARROS, 2002).

A velocidade de um veículo espacial reentrando a atmosfera terrestre varia em função do projeto. Para o caso do SARA, projeto em atividade no IAE, a velocidade, em uma altitude próxima de 120 km, é de aproximadamente 7500 m/s (MORAES JR., 1999). Normalmente a velocidade de reentrada é expressa em termos de número de Mach (M). O número de Mach é um parâmetro associado à compressibilidade do fluido e é importante para classificar o comportamento dos escoamentos. Conforme o número de Mach, os escoamentos podem ser considerados:

M<1 subsônico
0,8<M<1,2 transônico
1,2<M<5 supersônico
M>5 hipersônico

Apesar desta convenção que considera os fluxos hipersônicos como aqueles em que o número de Mach é superior a 5, estes fluxos são mais bem definidos como aqueles onde ocorrem certos fenômenos físicos, como dissociação das moléculas do ar criando um plasma que envolve parte do veículo espacial. Em certos casos estes fenômenos ocorrem em Mach 3 e em outros não ocorrem antes de Mach 7 (ANDERSON, 1989).

2.7 TÚNEIS DE PLASMA

Túneis de vento a plasma ou simplesmente Túnel de plasma têm sido utilizados para simulação de voo hipersônico, produção de escoamentos com elevada entalpia, investigações experimentais de sistemas de proteção térmica e também para validação de modelos numéricos da reentrada atmosférica. Existe uma variedade desses sistemas de plasmas em vários países do mundo que são capazes de simular, pelo menos em parte, as condições físico-químicas da reentrada atmosférica. Estas condições podem se reproduzidas, como a baixa densidade nas altas atmosferas, velocidade hipersônica de impacto das partículas, coeficiente balístico e de arrasto, pressão de estagnação e fluxo térmico (DA SILVA, 2011). O tamanho e potência da instalação vão influir diretamente na abrangência da simulação.

No início do ano 2000, foi desenvolvido com sucesso um projeto para implantação de um túnel de plasma no ITA. Este dispositivo consiste de uma câmara de vácuo de grande porte (3 m³), conforme mostra a Figura 16, com condições de controle de pressão e fluxo de gases, restritas as condições operacionais do sistema de vácuo disponível.

Figura 16 - a) Vista frontal do túnel de plasma do Laboratório de Plasmas e Processos do ITA; b) Vista traseira do túnel de plasma.



Fonte: Da Silva (2011)

Este túnel, único em operação no Brasil e América Latina, opera em nível de potência limitada pelas instalações de energia do Departamento de Física do ITA em 50 KW, gera jatos de plasma de Mach 5 com diâmetro em torno de 25 milímetros. Os níveis de entalpia específica atingem 10 MJ/kg e temperaturas de jatos de plasma da ordem de 3.000 K.

2.7.1 Tocha de plasma

O termo *plasma* é usado para descrever o comportamento de uma grande variedade de substâncias gasosas macroscopicamente neutras que contêm sempre microscopicamente um grande número de partículas livres carregadas (elétrons e íons), interagindo entre si, exibindo um comportamento coletivo devido às interações Coulombianas à distância, e contendo também partículas livres não carregadas ou neutras (átomos e moléculas) que não participam do processo (HALD, 2001). O plasma é também chamado quarto estado da matéria (sólido, líquido, gás e plasma).

Um gás é constituído de moléculas ou átomos neutros, sendo um isolante elétrico, porque os elétrons no gás estão firmemente ligados aos próprios átomos, ou seja, condição de equilíbrio elétrico (HERDRICK et al, 2004). No entanto, sob condições de plasma (alteração das condições de energia de átomos e moléculas no estado gasoso), alguns elétrons podem ser removidos dos seus átomos originais, processo chamado de ionização.

Então, o “gás” estará composto de uma mistura de elétrons negativamente carregados, átomos positivamente carregados (íons positivos), átomos negativamente carregados (íons negativos) podendo ter também átomos e moléculas com carga neutra (não ionizados), ou seja, conjunto de átomos e moléculas que não participam do processo de ionização ou se neutralizaram neste mesmo processo.

Portanto, usaremos a definição de plasma como um gás parcialmente ou totalmente ionizado, com igual número de partículas carregadas positivamente e negativamente, sendo macroscopicamente neutro.

Agora, os elétrons e os íons estão livres para mover-se sob a ação de campos eletromagnéticos aplicados e o “gás”, ou “gás de plasma” como também são conhecidos podem conduzir eletricidade: gás eletricamente condutor. Devido os elétrons terem massa muito menor, eles respondem mais rapidamente aos campos aplicados do que os íons e, conseqüentemente, compõem a maior parte da corrente. No processo de ionização as colisões de elétrons com partículas neutras é o principal mecanismo para a produção de íons e outros elétrons, este mecanismo é conhecido como efeito de “avalanche” promovendo a ruptura elétrica do gás, no instante da transição para um meio condutor elétrico.

Como elétrons e íons são produzidos aos pares e têm cargas opostas, o plasma macroscopicamente é eletricamente neutro, isto é, a densidade de elétrons mais a densidade de íons negativos, em estado de plasma, devem ser iguais à densidade de íons positivos. Pode-se mostrar matematicamente que no plasma pode surgir desbalanceamento de cargas, e imediatamente após aparecerá um campo elétrico, que tenderá a restabelecer o equilíbrio da neutralidade (BUCKLEY, 1993).

Na prática, o estado de plasma cobre uma escala grande de temperatura e pressão, desde o gás nas lâmpadas fluorescentes comuns até as reações de fusão no centro do sol. A maior parte da matéria conhecida no universo está no estado de plasma, embora na Terra o plasma seja visto apenas nos relâmpagos, aurora boreal e em laboratórios.

As Tochas de plasma ou “Plasmatrons” são dispositivos que convertem energia elétrica em energia térmica por meio de uma descarga elétrica tipo arco. O gás é aquecido pelo efeito Joule devido à condutividade elétrica e térmica do gás ionizado. Estas tochas de plasma apresentam alta concentração de energia por unidade de volume, resultando em altos valores de fluxos de calor e entalpia. Estes tipos de tochas podem atingir temperaturas na ordem de 3.000 K a 50.000 K com eficiência térmica entre 70% e 90%. Estas tochas geram plasmas frios térmicos quando a temperatura dos íons e elétrons são iguais e apresentam alta densidade de partículas neutras. Nos plasmas quentes térmicos, como os presentes no sol e no núcleo de estrelas no espaço, o plasma é totalmente ionizado (sem partículas neutras). (ALFANO, 2009).

Plasmatrons podem ser classificadas em função do tipo da fonte de potência: posição dos eletrodos; método de estabilização do arco elétrico entre outros.

A classificação das tochas de plasma pode ser feita sob diferentes aspectos, entre eles pela maneira como o plasma é produzido: tochas de arco elétrico com corrente contínua (DC), de arco elétrico com corrente alternada (AC), tochas de plasma de rádio frequência (RF), de alta frequência (HF), de ultra-altas frequências (UHF ou micro-ondas) (BOULOS, 1994). Numa tocha de micro-ondas, a temperatura na região da descarga atinge cerca de 6.000 K, sendo menor que as temperaturas que podem ser obtidas em tochas de rádio frequência RF (~10.000 K), ou tochas a arco (~12.000 K). As temperaturas que podem ser obtidas através das tochas são muito superiores às temperaturas máximas que podem ser obtidas através de reações químicas (e.g. queima de H_2 ~2.798 K), ou efeito joule devido a corrente elétrica em resistências (e.g. forno de grafite ou tungstênio ~3.273 K) (ZHUKOV, 2007).

Neste trabalho, focaliza-se atenção nas tochas de plasma a arco elétrico de corrente contínua, pois as fontes de energia necessárias para produzir este tipo de descarga são mais fáceis de construir e independem de tecnologias mais sofisticadas, tais como geradores de rádio frequência e micro-ondas. Portanto, pode-se dispor de maior potência com menor custo. Geralmente, para reproduzir escoamento com elevadas entalpias, utiliza-se tocha a arco não transferido, pois a

descarga elétrica ocorre apenas dentro da tocha de plasma, entre eletrodos internos (ZHUKOV, 2007). As tochas de plasma por arco elétrico são classificadas, em razão do arco elétrico gerado, ser ou não, diretamente transferido para o exterior da tocha. A diferença fundamental consiste no percurso do arco de corrente elétrica que pode, ou não, circular externamente à tocha.

2.7.2 Características da tocha de plasma

Para analisar os resultados de ensaios de ablação, é necessário que se conheçam as características de eficiência térmica, o acréscimo de entalpia e a variação de fluxo térmico em função da distância do bocal 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 2.10 a 2.12, 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):

$$P_{ef} = P_{TOT} - P_{AB} \quad (2.10)$$

$$P_{TOT} = V \cdot I \quad (2.11)$$

$$\eta = \frac{P_{ef}}{P_{TOT}} \quad (2.12)$$

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 2.10. Esta potência absorvida pelos eletrodos é igual ao fluxo de calor para a água de refrigeração que passa pela tocha (Q_{H2O}), que pode ser calculada por meio da equação 2.13, sendo G_{H2O} 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):

$$P_{AB} = Q_{H_2O} = G_{H_2O} \cdot c_{P(H_2O)} \cdot (T_2 - T_1) \quad (2.13)$$

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 2.14:

$$\Delta H = \frac{P_{ef}}{G} \quad (2.14)$$

Os fluxos térmicos da tocha são calculados pelas equações 2.15 e 2.16:

$$q = \frac{k\delta}{a} \frac{dT}{dt} \quad (2.15)$$

$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2.16)$$

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).

2.8 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO PROCESSO ABLATIVO

Atualmente, a modelagem e a simulação numérica estão necessariamente presentes no desenvolvimento de projetos ligados a engenharia aeroespacial, graças à disponibilidade dos sistemas computacionais e de seu vertiginoso avanço nos últimos tempos. Eles são principalmente empregados nos cálculos preliminares dos projetos, tendo como a principal vantagem dessa tendência a economia em tempo e dinheiro. Em geral, o cálculo do processo ablativo é feito 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 bastante imprecisa (MACHADO;PESSOA FILHO, 2007a; MACHADO;PESSOA FILHO, 2007b).

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.

2.8.1 Modelo Matemático

A equação da conservação da energia é representada pela equação 2.17 (MACHADO, 2009):

$$\frac{\partial(\rho.C_p.T)}{\partial t} = \nabla K \nabla T + Q \quad (2.17)$$

Sendo K , a condutividade térmica e Q , um termo que leva em conta a troca de calor líquida na interface, representado pela equação 2.18:

$$Q = \int_A q \delta(x - x_F) dA \quad (2.18)$$

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 2.19:

$$q = \rho L V + \varepsilon \sigma [T_F^4(t, x_F) - T_\infty^4] \quad (2.19)$$

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 2.20, por não haver radiação na interface, desprezando o fluxo de massa dos gases de injeção:

$$q = \rho L_p V \quad (2.20)$$

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 T_A é atingida, a condição na interface se torna a equação 2.21:

$$T_F - T_A = 0 \quad (2.21)$$

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

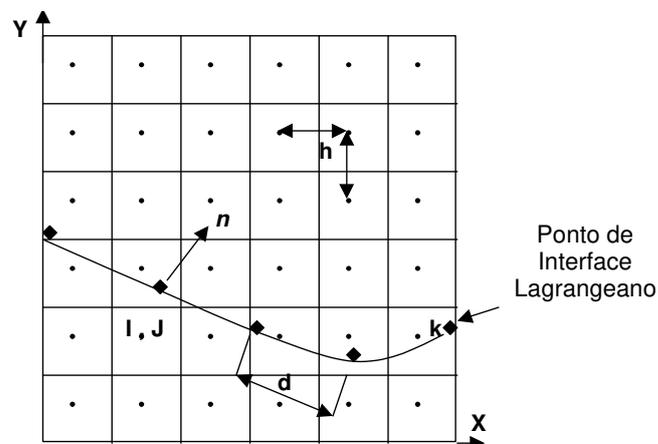
2.8.2 Método de solução

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 de 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 17 (MACHADO; ORLANDE, 2016).

Figura 17 - Malhas Euleriana e Lagrangeana.



Fonte: Machado e 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 2.22, que deve ser zero exceto sobre a interface, como representado pelo Delta de Dirac δ .

$$G(x) = \nabla I = \int_A n\delta(x - x_f)dA \quad (2.22)$$

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 2.23:

$$D_{ij}(x_k) = \frac{f[(x_k - x_i)/h] \cdot f[(y_k - y_j)/h]}{h^2} \quad (2.23)$$

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 2.24 e 2.25:

$$f(x) = \begin{cases} f_1(x) & \text{para } |x| \leq 1 \\ \frac{1}{2} - f_1(2 - |x|) & \text{para } 1 < |x| < 2 \\ 0 & \text{para } |x| \geq 2 \end{cases} \quad (2.24)$$

$$f_1(x) = \frac{3 - 2|x| + \sqrt{1 + 4|x| - 4x^2}}{8} \quad (2.25)$$

O divergente do campo gradiente é encontrado a partir da solução da equação de Poisson (2.26). 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 2.27:

$$\nabla^2 I = \nabla G \quad (2.26)$$

$$\phi(x) = \phi_l + (\phi_v - \phi_l)I(x, t). \quad (2.27)$$

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 2.28 e 2.29 são usadas para distribuir o termo fonte no campo e interpolar as variáveis na interface:

$$Q_{i,j} = \sum_k q_k D_{i,j}(x_k) \Delta s_k \quad (2.28)$$

$$T_k = \sum_{i,j} h^2 T_{i,j} D_{i,j}(x_k) \quad (2.29)$$

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 2.28 é a forma discreta da equação 2.18, onde a função Delta de Dirac foi substituída pela função distribuição $D_{i,j}$.

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 2.21.

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 2.19 e 2.20 e distribuído na malha fixa.
5. A equação da conservação da energia (2.17), 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 2.30 e o processo retorna para o passo 3.

$$V^{n+1} = V^n - \omega R(T) \quad (2.30)$$

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 2.31, sendo NFC o número de regiões e I_{g_i} a Função Indicadora Global de uma determinada região, obtida pela equação 2.32, que representa a função indicadora para cada interface. Os valores de I_0 e I_{NFC} são 1 e 0, respectivamente.

$$\phi = \sum_{i=1}^{NFC} \phi_i I g_i \quad (2.31)$$

$$I g_i = I_{i-1} - I_1 \quad (2.32)$$

O termo q da equação 2.19 passa a ser definido para cada interface i , conforme a equação 2.33 enquanto o termo fonte Q , da equação 2.18 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).

$$Q = \sum_{i=1}^{NFC-1} \int_{A_i} q_i \delta_i(x - x_{Fi}) dA_i \quad (2.33)$$

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.

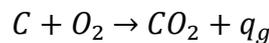
2.8.3 Correção do modelo físico para o efeito da pressão

A discrepância entre os resultados experimentais para os ensaios realizados à pressão ambiente e à baixa pressão deve ser explicada por um ou mais fenômenos físicos. Em virtude da dependência da pressão ambiente, esses fenômenos físicos devem ocorrer na superfície externa dos corpos de prova. Assim, o modelo matemático usado na simulação (SILVA, S., 2015) deve ser modificado para contabilizar esse efeito.

Uma das possibilidades analisadas foi a contabilização da convecção entre a superfície externa dos corpos de prova e o ar ambiente. Foi adicionado à condição de contorno externa um termo fonte baseado na lei de resfriamento de Newton, em que o coeficiente convectivo era estimado por correlações empíricas onde estava inserida a pressão ambiente. Não foi obtida nenhuma alteração relevante em relação aos resultados obtidos a partir do modelo original (SILVA, S., 2015), que não considerava o efeito da pressão.

Os gases resultantes da pirólise que fluem pela camada carbonizada se degradam com a temperatura, através de reações complexas (NATALI; PURI; RALLINI; KENNY; TORRE et al, 2016). A modelagem dessas reações foge ao escopo deste trabalho. No entanto, é possível propor um modelo simplificado baseado na degradação e oxidação desses gases para contabilizar seu efeito no fluxo de calor superficial, em função da pressão ambiente.

Supondo que as reações de degradação sejam aproximadamente representadas por uma reação simples de combustão do carbono na superfície externa:



Onde q_g é a taxa de geração de calor por unidade de massa de produto a uma temperatura T , em J/kg:

$$q_g = q_{CO_2} + C_{pCO_2}(T-300) \quad (2.34)$$

q_{CO_2} – Calor de combustão do CO_2 , 8,95 MJ/kg para produto resultante à 300 K (KUO, 1986).

C_{pCO_2} – Calor específico do CO_2 , 871 J/kgK a 300 K (KUO, 1986).

Nesse caso, o fluxo de calor na superfície em W/m^2 será dado por:

$$\dot{q}_g = q_g \dot{m}_g \quad (2.35)$$

Onde \dot{m}_g é a taxa de formação de produto da reação por unidade de área da superfície, em kg/m^2s . Assumindo que as reações de degradação devido ao oxigênio do ar ambiente ocorram de acordo com o modelo de Arrhenius, a taxa de reação será dada por:

$$\frac{\partial \dot{C}_{CO_2}}{\partial t} = K e^{-E_a/RT} C_C C_{O_2} \quad (2.36)$$

Onde C é a concentração dos reagentes e do produto e os parâmetros K , E_a e R são respectivamente a constante de reação, a energia de ativação e a

constante do CO_2 . Como se trata aqui de construir um modelo empírico, a equação anterior será relacionada termo a termo com a taxa de formação do produto.

A concentração do carbono reagente está ligada aos gases formados pela pirólise. Assim, assume-se que seja proporcional à taxa de pirólise, ou seja, à velocidade de recessão da frente de pirólise:

$$C_c \propto V_p$$

A concentração de O_2 na superfície depende da pressão parcial deste. Como o percentual de O_2 no ar ambiente é constante, esta deve ser diretamente proporcional à pressão ambiente a partir da equação dos gases ideais (modelo de Amagat):

$$C_{O_2} \propto \frac{P}{RT}$$

Onde R é a constante do ar, 287 J/kgK.

Finalmente, a taxa de formação dos produtos será considerada proporcional à taxa de variação da concentração de CO_2 gerado pelas reações:

$$\dot{m}_g \propto \frac{\partial C_{CO_2}}{\partial t}$$

Combinando as três proporcionalidades com a formulação de Arrhenius, podemos considerar:

$$\dot{m}_g \propto \frac{P}{RT} V_p = C_g \frac{P}{RT} V_p$$

Onde C_g é uma constante de proporcionalidade adimensional desconhecida a priori, que deve ser avaliada empiricamente, a partir de resultados experimentais. Assim, o termo fonte a ser adicionado ao fluxo de calor imposto na superfície externa será:

$$q_g = [q_{CO_20} + C_{p_{CO_2}}(T - 300)] C_g \frac{P}{RT} V_p \quad (2.37)$$

Essa equação empírica correlaciona os efeitos da pressão, temperatura e taxa de pirólise com a geração de um fluxo de calor adicional na superfície externa

onde ocorre a ablação da camada carbonizada, relacionada à degradação dos gases percolados a partir da decomposição da resina polimérica.

CAPÍTULO 3

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo apresentam-se os tipos de materiais, processos utilizados, preparação dos corpos de provas, micrografias e montagem para os ensaios ablativos.

3.1 MATERIAIS UTILIZADOS

Neste trabalho, foram testados materiais que são utilizados em proteções térmicas fabricados pelo processo de bobinagem em fitas que revestem estruturas mecânicas que integram veículos a propelente sólidos desenvolvidos pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço, ou seja, compósitos de resina fenólica reforçados com tecidos de fibras de carbono. O material utilizado como reforço foi um tecido de fibra de carbono, conforme abaixo:

Tecido de carbono *Rayon* UVIS T-22 R ECHO (Russo):

Características técnicas:

Largura (mm): 550 +/- 50

Espessura (mm): 0,45/ 0,65

Padrão de tecelagem: 2x2 Twill

Gramatura (g/m²): 350 +/- 35

Teor de carbono (min.): 95%

Teor de cinzas (máx.): 0,5%

Massa específica do fio (g/cm³): 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 material impregnante, foi uma resina fenólica tipo resol preparado pela empresa Plastiflow, com as características abaixo:

Resina Fenólica

Tipo: Resol

Solvente: Etanol

Teor de sólidos: 55% a 65%

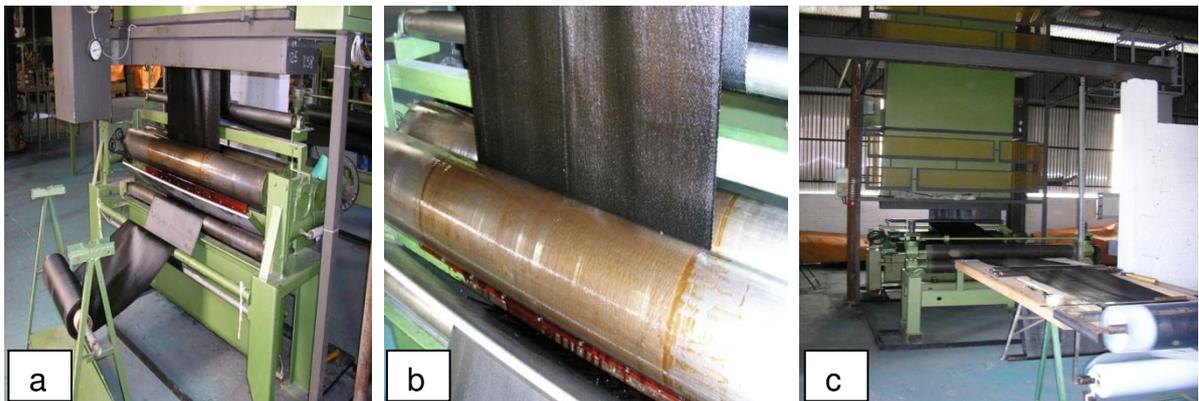
Viscosidade Brookfield a 25 °C: 200 a 500 cP

Massa específica a 20°C: 1,05 a 1,15 g/cm³

3.2 MÉTODOS E PROCESSOS UTILIZADOS

Os tecidos de carbono foram impregnados com resina fenólica pela empresa Plastiflow, que produziu o “*prepreg*” ou tecido pré-impregnado. Esta impregnação foi feita em um processo contínuo em uma impregnadora vertical. O tecido foi fixado à entrada da máquina como mostrado na Figura 18a e passa por um banho de impregnação contendo uma solução alcoólica de resina como mostrado na Figura 18b. As resinas fenólicas utilizadas possuem um teor de solvente da ordem de 50% em peso e produzem impregnados com este teor muito elevado. Para se atingir faixa de percentual especificado, faz-se necessário que se realize a eliminação do solvente em excesso. Isto é feito fazendo-se com que o tecido pré-impregnado passe lentamente por uma câmara com circulação de ar quente (60-70°C), fazendo com que, num tempo reduzido (~30 min.) boa parte do solvente (94% a 97%) seja eliminado como mostrado na Figura 18c.

Figura 18 - (a) Detalhe do tecido fixo na impregnadora; (b) banho de impregnação contendo uma solução de resina fenólica-resol; (c) Túnel de secagem do tecido para a extração dos materiais voláteis presentes no impregnado.



Fonte: Adaptada de Silva, S. (2015)

Nesta fase o tecido estará submetido a uma temperatura que proporcione a extração dos materiais voláteis presentes no impregnado. Fisicamente, a resina perde a característica de líquido e assume um aspecto gelatinoso. Na fita pré-impregnada, o que se observa é que a resina não escorre facilmente devido ao aumento da viscosidade. Durante a operação de impregnação é necessário controlar de forma precisa certos parâmetros, como: composição do banho de impregnação, retirada de excesso de resina, velocidade de passagem do tecido pelo túnel de secagem, temperatura dos compartimentos do túnel e extração dos materiais voláteis.

Os “*prepregs*” obtidos em forma de tecido tem a resina fenólica com características desejadas descritas na Tabela 3 (FRIDMAN, 2008).

Tabela 3 - Características do pré-impregnado de fibra de carbono/resina fenólica.

Características	Pré-impregnado carbono/fenólica
Índice de resina	40– 55%
Índice de voláteis	3 – 6%
Índice de fluidez “ <i>flow</i> ”	4 – 9%

Fonte: Adaptada de Silva, H.(2015)

Todos os valores incluídos acima como sendo de referência, são aqueles que representam o resultado dos ensaios realizados na Subdivisão de Materiais Compósitos do IAE. Após a fabricação e controle, o tecido pré-impregnado é cortado em fitas de 110 mm de largura, como mostrado na Figura 19, para que possam a seguir serem bobinadas.

Figura 19 - Corte do tecido pré-impregnado para a bobinagem.

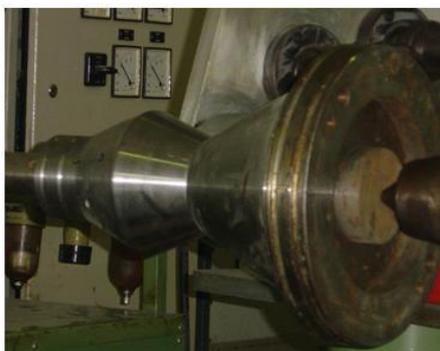


Fonte: Silva, S. (2015)

3.2.1 Processo de bobinagem em fitas

No processo de bobinagem foi utilizado um mandril metálico adaptado com um suporte para obter o ângulo de bobinagem que foi de 20°. A Figura 20 mostra detalhes do ferramental de bobinagem inclinada utilizado neste trabalho, desenvolvido em aço carbono.

Figura 20 - Detalhe do ferramental de bobinagem inclinada.

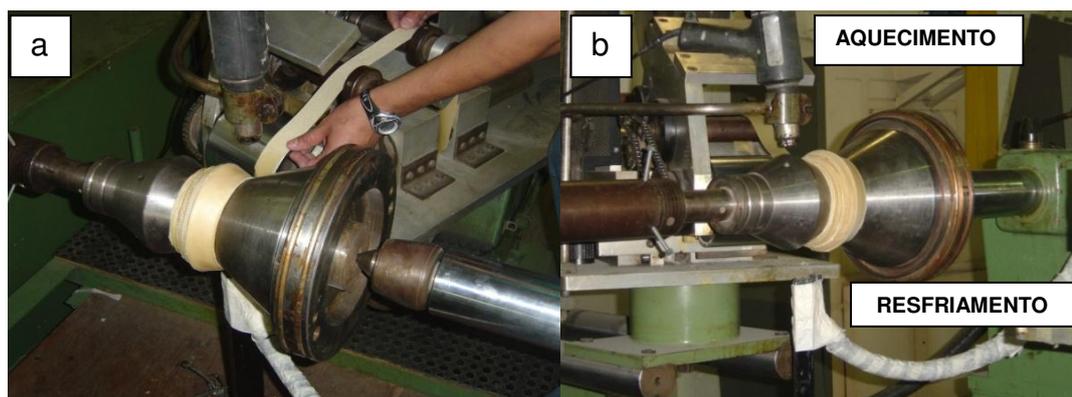


Fonte: Silva, S. (2015)

O processo de fabricação consiste da compactação da fita pré-impregnada por meio de um rolete que comprime a fita de encontro a superfície do mandril. Este rolo compressor deverá exercer uma força que resulte numa compressão superficial, na zona de contato rolete/fita, de aproximadamente 7 MPa. Imediatamente antes de atingir o ponto de contato mandril/rolete, onde se dá a compressão, a fita é aquecida com uma turbina de aquecimento à uma temperatura de 80°C para que a resina se torne mais fluida e o “*prepreg*” mais maleável. O processo então se desenvolve continuamente em toda extensão do mandril conforme mostra a Figura 21a. Este processo é feito em equipamento específico que

foi desenvolvido pelo DCTA/IAE para esta finalidade. Logo após a compactação, a fita é resfriada rapidamente através de um jato de ar frio ou nitrogênio líquido mostrado na Figura 21b (SILVA, S., 2015). O resfriamento rápido torna mais eficiente a ação do rolete compressor favorecendo a solidificação da peça.

Figura 21 - (a) Processo de bobinagem em desenvolvimento;(b) Aquecimento e resfriamento durante a bobinagem.



Fonte: Silva, S. (2015)

Após bobinado, o mandril é recoberto com uma camisa de borracha fabricada em EPDM para isolar a massa bobinada (*blank*) do fluido pressurizante (água) onde será inserido para polimerização da resina. Esta camisa é fabricada laminando 3 camadas de borracha de espessura 2 mm sobre um gabarito metálico que é montado sobre o ferramental simulando o volume ocupado pela massa bobinada. Esta camisa é então vulcanizada em autoclave seguindo o seguinte ciclo: 1h a 100°C, 2h a 135°C e 2h a 165°C sob uma pressão de 8 kg/cm². A camisa é então desmoldada e vestida sobre a massa bobinada, fixando as suas extremidades mantendo perfeita estanqueidade durante todo o ciclo de polimerização. Este ciclo de polimerização do *blank* é realizado em hidroclave em alta pressão, conforme mostrado na Figura 22, o que proporciona a perfeita polimerização da resina fenólica utilizada e uma estrutura ablativa com alto grau de compactação e baixo teor de vazios (porosidade).

O ciclo utilizado para polimerização (cura) é basicamente de 1h a 100 °C e 3 horas a 165°C a uma pressão de 7,0 MPa, com vácuo aplicado durante todo o processo para extração dos voláteis oriundos da reação da fenólica.

Figura 22 - Equipamento de polimerização, hidroclave, no Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos.



Fonte: Silva, S. (2015)

Finalizado o ciclo de cura, o *blank* é desmoldado do mandril e depois passa por um processo de usinagem externa, para propiciar acabamento superficial regular e dimensioná-lo conforme mostra a Figura 23.

Figura 23 - *Blank* usinado



Fonte: Silva, S. (2015)

Retalhos do material extraídos na usinagem, são usados para retirar amostras padronizadas para análise química para verificação da qualidade do produto obtido. Este controle de qualidade do material pós curado deve atender os requisitos abaixo:

Massa específica (g/cm^3): 1,4 a 1,5 medida conforme ASTM D792-66

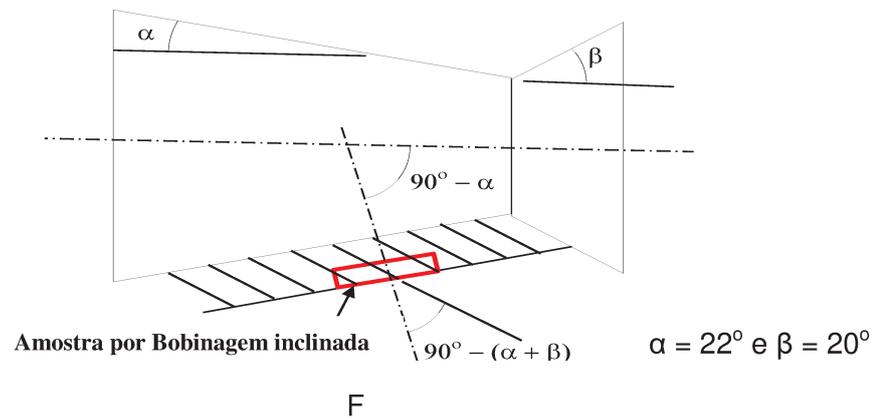
Teor de resina em massa: 35% a 40% medido conforme ASTM D3171-76

Teor de material não curado: <0,5% medido conforme ASTM D494-46

3.2.2 Confeção dos corpos de prova

Os corpos-de-prova submetidos ao ensaio de ablação foram extraídos de pré-formas obtidas por bobinagem inclinada, mostrado na Figura 24.

Figura 24 - Posição de extração das amostras obtidas pelo processo de bobinagem inclinada.



Fonte: Silva, S. (2015)

Utilizou-se uma serra copo, para retirada de pequenos cilindros com diâmetro de 12,5 mm em posição indicada na Figura 24. Após o corte as amostras foram usinadas com diâmetro de $10,0 \pm 0,3$ mm com comprimento de 8 mm, e em seguida foram identificadas e pesadas em uma balança de precisão ($\pm 0,001$ g). Uma nova pesagem dos corpos de prova também foi feita logo após exposição ao jato de plasma, para determinar a taxa de massa removida por unidade de área e tempo de exposição ($\text{kg/m}^2\text{s}$), conhecida como taxa de perda de massa específica.

Foram usinados e pesados 16 (dezesesseis) corpos de prova de carbono/fenólica fabricados nas mesmas dimensões e características dos fabricados na referência (SILVA, S., 2015) para fins comparativos, conforme mostra a Figura 25. As amostras são envoltas por anéis de quartzo/fenólica com objetivo de servir como isolante térmico e na montagem no porta-amostra, evitando fluxos térmicos radiais.

Figura 25 - Identificação dos corpos de prova preparados para ensaio em função do tempo de exposição e do fluxo térmico

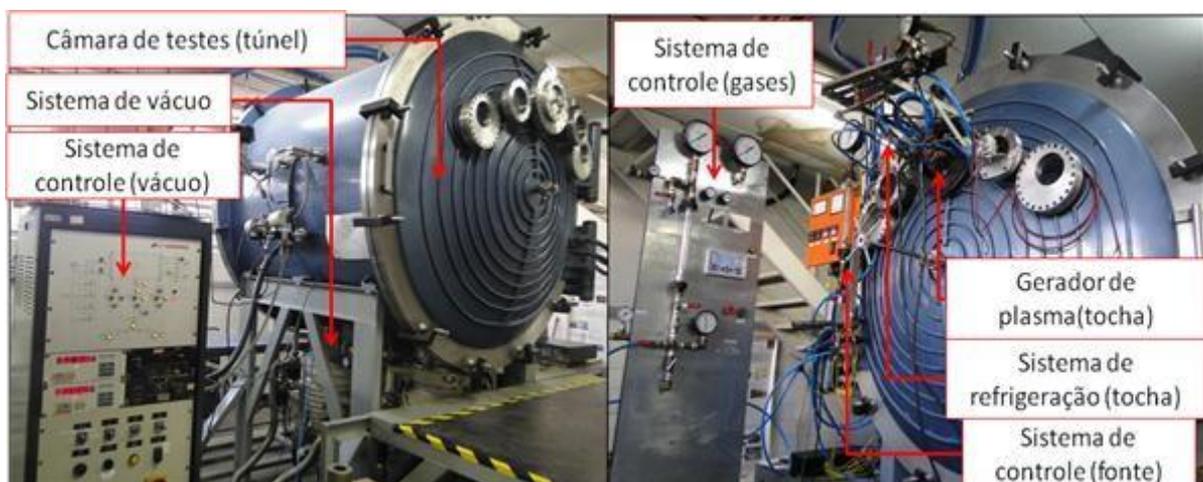
FLUXOS MW/m ²	TEMPO 30 SEG.	TEMPO 50 SEG.	TEMPO 70 SEG.	TEMPO 90 SEG.
0,626	A1	B1	C1	D1
0,903	A2	B2	C2	D2
1,326	A3	B3	C3	D3
1,725	A4	B4	C4	D4

Fonte: Produção do próprio autor

3.3 ENSAIO DE ABLAÇÃO EM TÚNEL DE PLASMA

Para execução dos ensaios de ablação, foi utilizado o túnel de plasma existente no Laboratório de Plasma e Processos (LPP) do Departamento de Física do Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA). A estrutura principal é composta de: sistema de controle operacional, sistema de vácuo, câmara de testes, fonte de potência, sistema de injeção de gases, sistema de refrigeração, gerador de plasma (tocha), conforme mostra a Figura 26.

Figura 26 - Estrutura principal do túnel de plasma do Laboratório de Plasma (LPP).



Fonte: Pesci (2017)

A câmara de vácuo (túnel) possui volume de 3,2 m³, construída em aço inoxidável de parede dupla refrigerada a água. A câmara possui 1,5 m de diâmetro e 1,8 m 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 parede lateral do túnel possui flanges para inserção de acessórios como termopares, mangueiras de água e cabos elétricos (PESCI, 2017).

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 (pressão residual de 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, Roots EH500, 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 (PESCI, 2017).

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 conforme mostra a Figura 27. 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).

Figura 27 - Fonte de potência de corrente contínua



Fonte: Barros (2008)

O sistema de injeção de gases é composto por um compressor de ar modelo SCL40BR do fabricante Schulz, com capacidade de 1.132 L/min., reservatório de 250 litros e capaz de fornecer pressões de até 12 kg/cm².

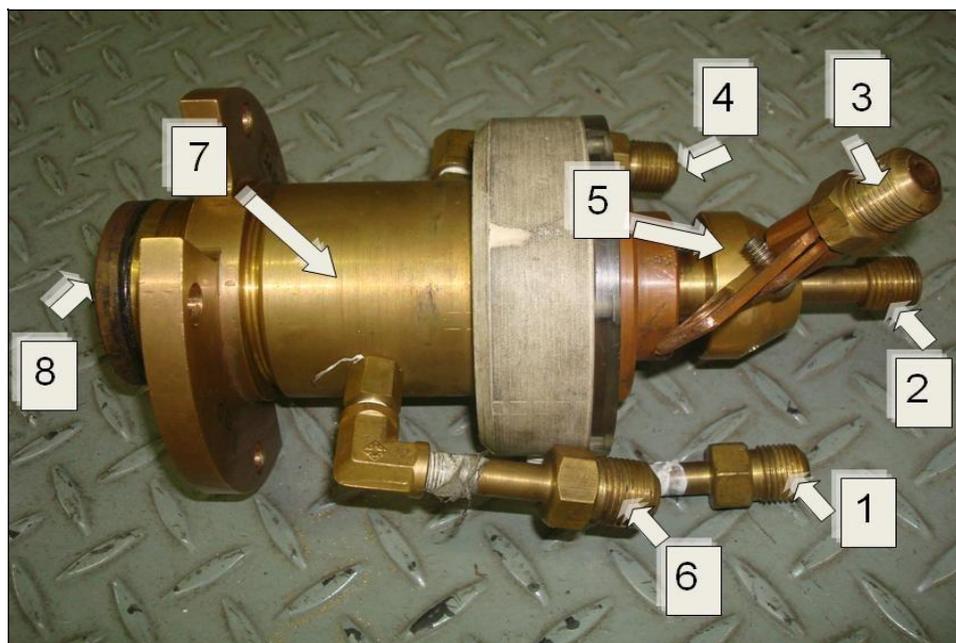
O sistema de refrigeração é um circuito fechado de água composto por um reservatório de 4.000 litros utilizado para refrigerar a tocha de plasma e o suporte de amostra. Válvulas, manômetros e rotâmetros ao longo das linhas de abastecimento possibilitaram monitorar e ajustar a pressão e a vazão da água em níveis adequados.

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

Neste trabalho foi utilizada uma tocha de plasma linear com arco elétrico auto-estabilizado com catodo termiônico de háfnio, conforme mostra a Figura 28.

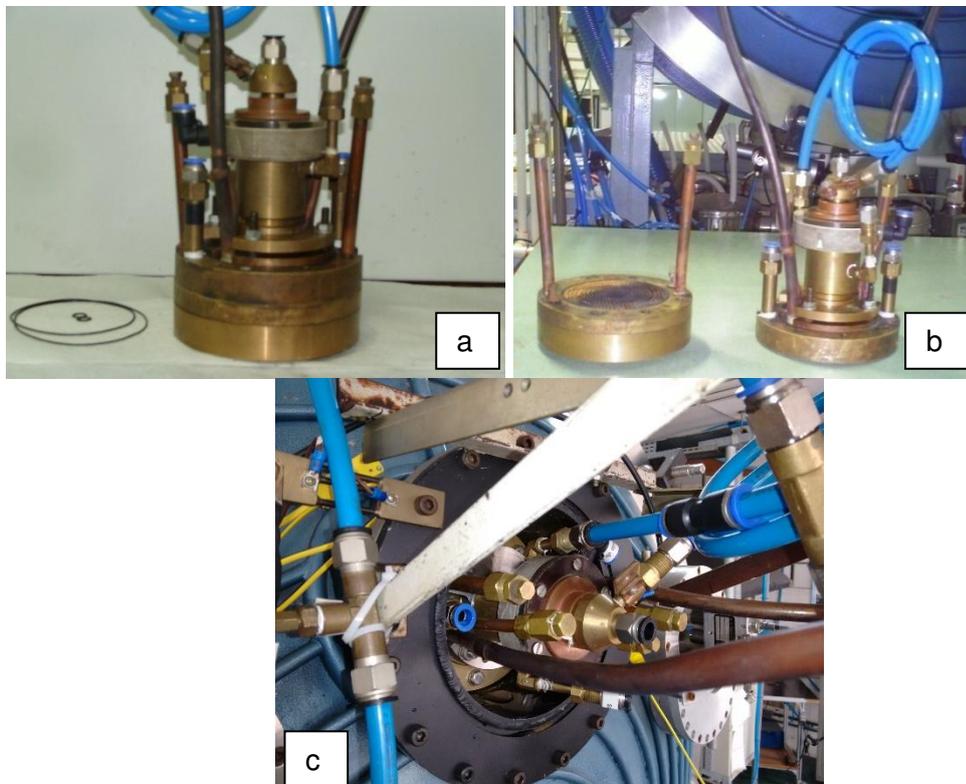
Figura 28 - Tocha de plasma.



Fonte:Silva (2009)

O dispositivo é composto por: (1) entrada de gás para a câmara de vórtice; (2) entrada da água para refrigerar o cátodo; (3) saída da água do cátodo; (4) entrada da água para refrigerar o ânodo; (5) cátodo; (6) saída da água do ânodo; (7) ânodo; e (8) saída do jato de plasma. A tocha é acoplada a um bocal De Laval utilizado para acelerar o jato de plasma a velocidade supersônica. A tocha foi acoplada à câmara de vácuo por uma adaptação em uma das janelas de inspeção da porta traseira da câmara, conforme mostra a Figura 29 (CHARAKHOVSKY et al, 2008).

Figura 29 - (a) Tocha de plasma com e (b) sem o bocal supersônico e (c) conjunto instalado no túnel de plasma.



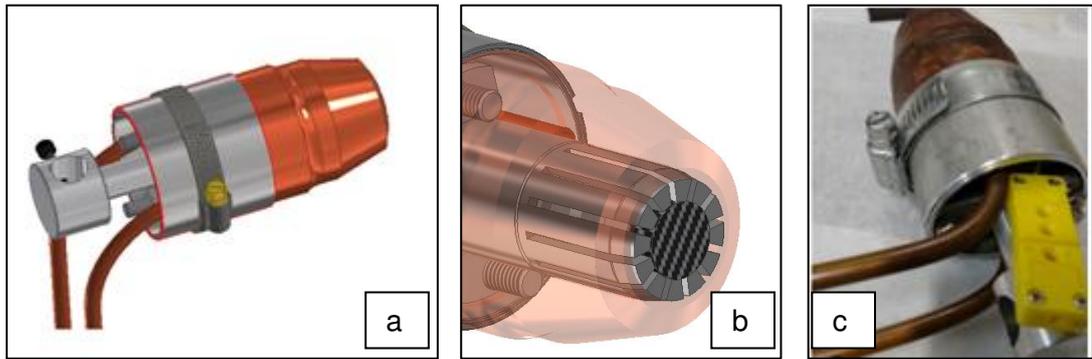
Fonte: Adaptado de Rita (2016)

3.3.2 Estrutura dos porta-amostras

Para realização dos ensaios, as amostras são fixadas em um dispositivo conforme mostrado na Figura 30. Estes dispositivos são expostos a intensa ação do efeito térmico da tocha de plasma utilizada no processo de ablação, e as medidas de temperatura podem sofrer influência do calor produzido pelo jato de plasma na direção transversal ao eixo de ação do jato. Portanto, estes porta-amostras são refrigerados com água durante todo o ensaio, e a amostra é montada na ponta do porta-amostra, por meio de uma pinça ajustável que apresenta um esforço de

fixação adequado sem danificá-las e os componentes de aperto confeccionados em cobre. Na parte traseira, é posicionado termopares para medição da temperatura conduzida pela amostra.

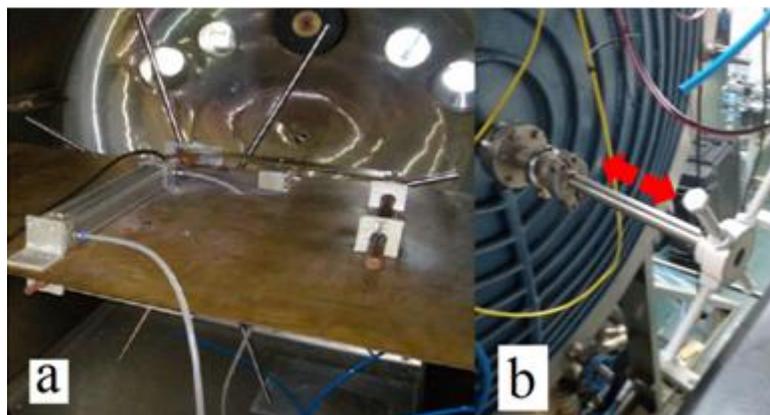
Figura 30 - (a) porta-amostra; (b) pinça de fixação; (c) com termopar



Fonte: Adaptado de Rita (2016)

Os porta-amostras são posicionados em uma estrutura giratória no interior da câmara de vácuo que suporta até oito amostras, conforme mostra a Figura 31. Este sistema sofre movimentos rotativos em seus respectivos suportes acionados por um eixo que faz a conexão da parte interna com a parte externa do túnel. Na extremidade externa deste eixo, é fixada uma manivela de rotação. Este eixo é responsável por dois movimentos no interior do túnel: (1) movimento de rotação e com isso possibilitando a mudança de posição de cada um dos oito porta amostras, como alvo posicionado em frente a tocha de plasmas, e (2) movimento translacional no interior do túnel de plasmas.

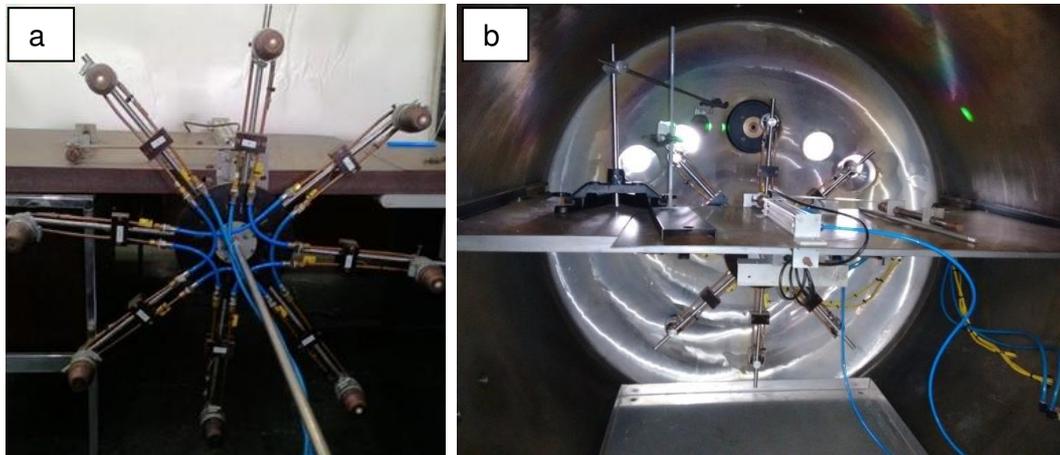
Figura 31 - (a) estrutura giratória montada no interior da câmara; (b) manivela que executa os movimentos de rotação e translação.



Fonte: Adaptado de Rita (2016)

Na Figura 32 mostra a estrutura com os porta-amostras instalados na haste metálica de aço inox e no interior da câmara fixado na base.

Figura 32 - a) Vista da estrutura com os oito porta-amostras instalados fora da câmara com as mangueiras de refrigeração; b) estrutura montada sobre a base metálica no interior da câmara.



Fonte: Adaptado de Rita (2016)

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 4 apresenta os valores médios de resultados obtidos em três medições por cada vazão de gás especificamente para os valores obtidos das potências: total, absorvida e efetiva, além da eficiência térmica resultante, calculado pelas equações 2.10, 2.12, 2.11 e 2.13, respectivamente. Para os cálculos, utilizou-se uma vazão de 6 L /min. de água de refrigeração na tocha e o valor de calor específico da água de 4.186 J/kg°C.

Tabela 4 - Dados e resultados de caracterização de eficiência térmica da tocha.

Vazão de gás de entrada (L/min.)	183,05	192,67	204,64
Tensão (V)	232,33	340,00	340,00
Corrente (A)	109,33	105,00	104,67
Potência Total (kW)	35,35	35,70	35,58
Temperatura de entrada de água da tocha (°C)	23,73	24,33	22,43
Temperatura de saída de água da tocha (°C)	35,15	34,82	32,16
Potência absorvida pela tocha (kW)	4,78	4,40	4,10
Potência efetiva da tocha (kW)	30,56	31,30	31,51
Eficiência térmica (%)	86	88	89

Fonte: Adaptado de Pesci (2017)

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 5 apresenta estes valores e os resultados de acréscimo de entalpia em função da vazão de gás de entrada, calculados por meio da equação 2.14.

Tabela 5 - Dados e resultados de caracterização de acréscimo de entalpia.

Vazão de gás de entrada corrigido (L/min.)	182,68	192,28	204,22
Vazão de gás descartado pelo sistema (L/min.)	155,37	167,07	183,05
Vazão de gás da tocha (10^{-4} kg/s)	5,20	4,70	3,80
Acréscimo de entalpia (MJ/kg)	7,90	7,69	7,29

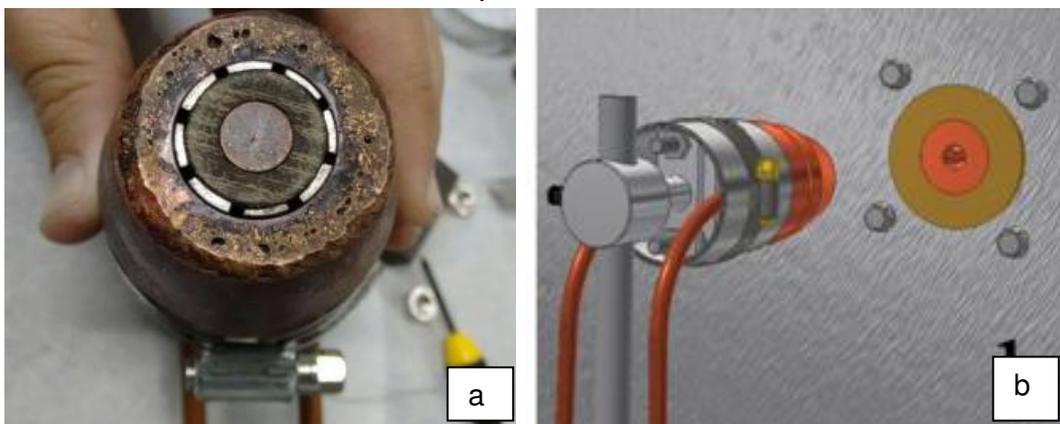
Fonte: Adaptado de Pesci (2017)

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

3.3.4 Determinação do fluxo térmico do jato de plasma

Para uma pluma de plasma estável e definida, foram realizadas medições do fluxo térmico ao longo da linha axial do jato em diversas distâncias medidas a partir do bocal da tocha de plasma instalada no interior do túnel de plasma, conforme mostra Figura 33. O objetivo deste levantamento é o de determinar a que distância do bocal se obtém um fluxo térmico desejado.

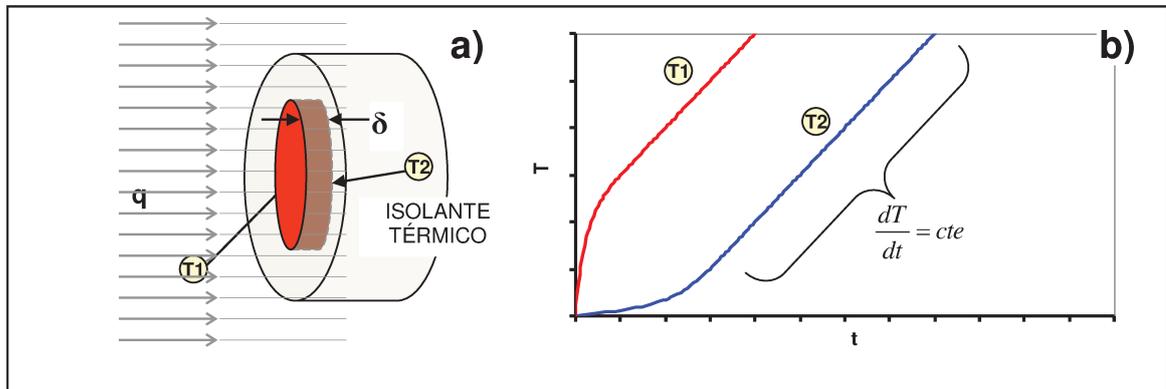
Figura 33 - a) disco de cobre montado no porta amostra; b) porta amostra direcionada na tocha de plasma.



Fonte: Adaptado de Rita (2016)

Para a medição do fluxo térmico, foi utilizado o modelo do calorímetro com disco de cobre conforme mostra Figura 34, onde um fluxo térmico constante incide em um lado do disco e o calor percorre a espessura δ até o lado oposto, gerando perfis de temperatura T_1 e T_2 respectivamente nestas superfícies. Somente a superfície de incidência do disco é exposta ao fluxo térmico, o restante do disco é protegido por um isolante térmico de modo que não haja perdas de calor pelas laterais. Assim, mediu-se o perfil de temperatura T_2 na superfície oposta ao de incidência. Após um tempo de estabilização, o crescimento da temperatura se torna linear e a diferença de temperatura entre as superfícies do disco é constante.

Figura 34 - a) Modelo do calorímetro com disco de cobre; b) Perfis de temperatura T1 e T2 nas superfícies do disco de cobre.

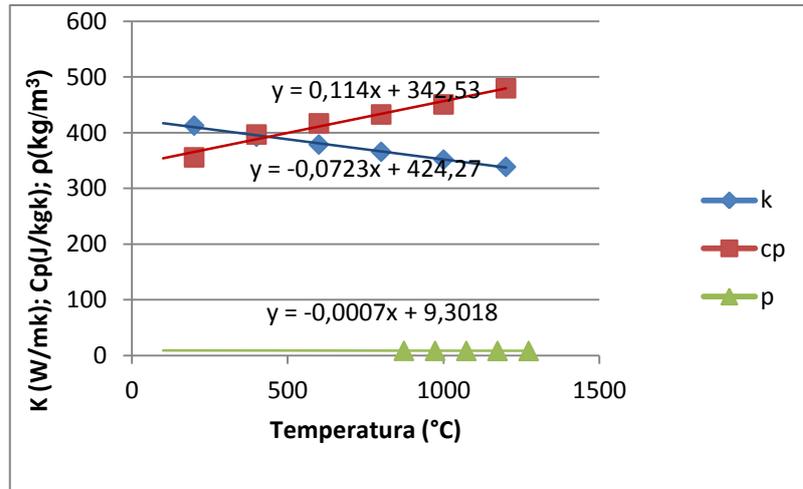


Fonte: Rita (2016)

As medições geram uma curva que, durante a exposição, tende a se tornar uma reta de inclinação 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 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. A partir daí, o fluxo é calculado a partir das equações 2.15 e 2.16.

Os valores da condutividade do cobre (k), da espessura (e) entre a superfície e o termopar (neste caso, é a espessura do disco de cobre = 2 mm), da difusividade (α), da densidade do material (ρ) e do calor específico do material (c_p), segundo a literatura, variam de acordo com a temperatura, e, se colocadas em formas de gráfico, geram as linhas de tendência como apresentadas na Figura 35.

Figura 35- Variação de k , ρ e c_p , de acordo com a temperatura ($^{\circ}\text{C}$).

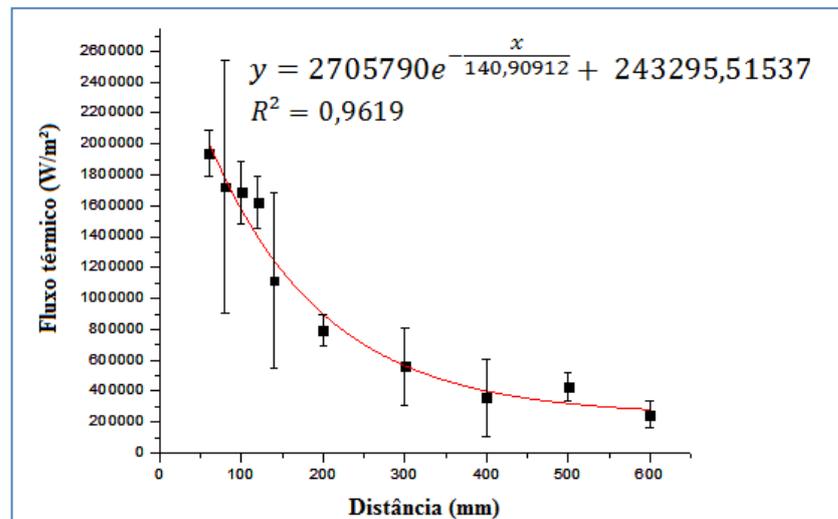


Fonte: Adaptado de Pesci (2017)

Desta forma, para cada temperatura dos gráficos de temperatura x tempo foram calculados os valores de k , ρ e c_p , de maneira que foi obtido um valor de 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 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 do bocal da tocha no interior da câmara, conforme a Figura 36.

Figura 36 - Variação do fluxo térmico em função da distância ao bocal da tocha de plasma.



Fonte: Pesci (2017)

A partir da equação desta curva, a Tabela 6 apresenta as distâncias calculadas para atingir os fluxos térmicos desejados para reproduzi-los neste trabalho e que foram extraídos na referência (SILVA, S., 2015).

Tabela 6 - Distâncias calculadas para posicionamento das amostras em relação ao bocal da tocha e respectivos fluxos térmicos.

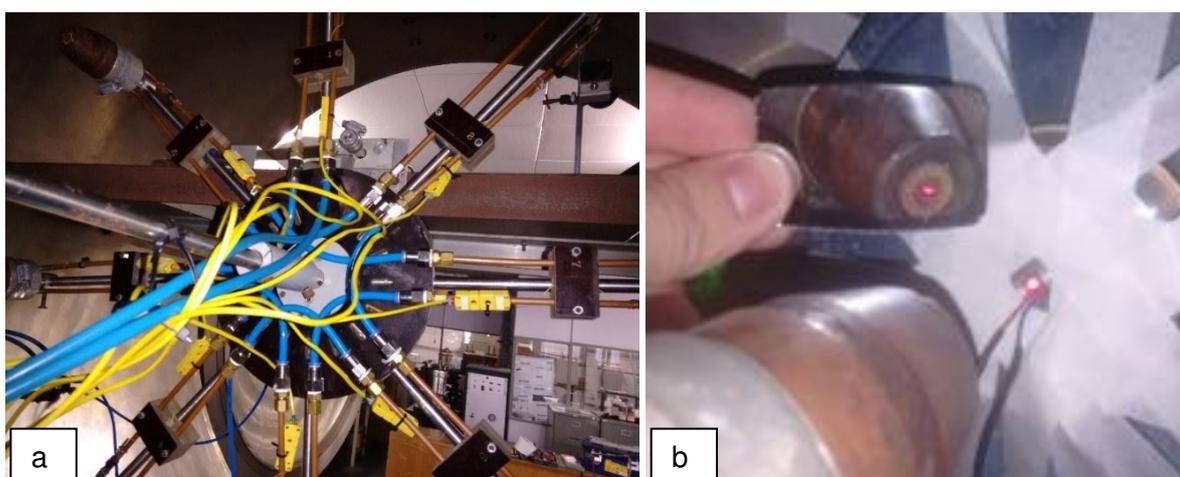
Fluxo térmico (MW/m ²)	Distância (mm)
0,626	275,60
0,903	198,87
1,376	122,70
1,725	84,86

Fonte: Pesci (2017)

3.3.5 Procedimento de ensaio

Oito porta-amostras são montados contendo os corpos de prova que serão submetidas aos ensaios na estrutura giratória ligada fixada a base metálica. Os mesmos são posicionados a distâncias determinadas da tocha que resulta no fluxo térmico desejado e ligados a um sistema de refrigeração (mangueiras azuis na Figura 37a). Posteriormente, os termopares são conectados (cabos amarelos na Figura 37a) e os porta-amostras alinhados utilizando-se um sistema a laser ao longo do eixo do jato de plasma, conforme mostra a Figura 37b.

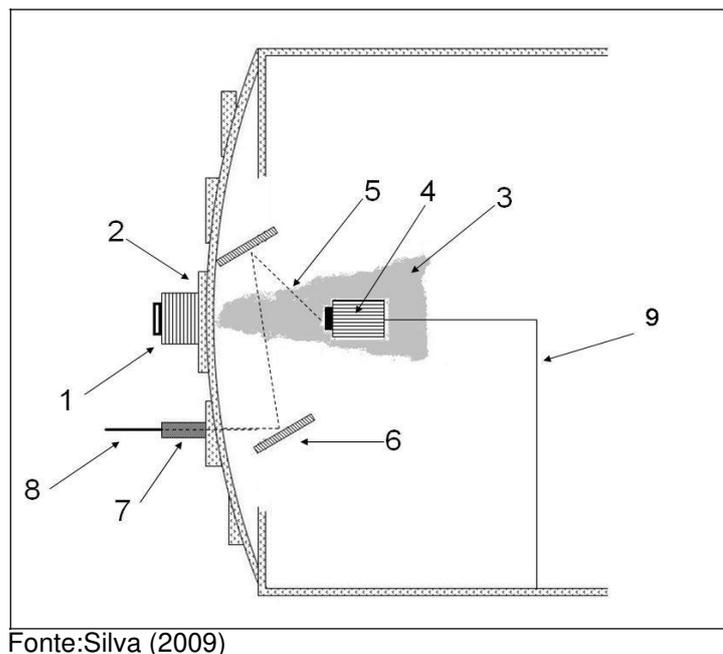
Figura 37 - (a) Porta-amostras ligados as mangueiras e termopares; (b) alinhamento das amostras a tocha.



Fonte: (a) Pesci (2017); (b) Produção do próprio autor

Os termopares tipo K coletam a temperatura conduzida pela amostra 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 tipo 8 AWG possuem uma faixa de utilização de 0 a 1.260°C e um limite de erro de $\pm 2,2^\circ\text{C}$. A temperatura superficial na qual incide o jato de plasma 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. A Figura 38 apresenta o esquema para medição das temperaturas utilizado nos experimentos.

Figura 38 - Vista superior do esquema para medição das temperaturas nas superfícies das amostras.



Conforme esquema da Figura 38, a tocha de plasma (1) foi acoplada à câmara de vácuo por uma adaptação em uma das janelas de inspeção (2), o jato de plasma (3) aquece a amostra posicionada em um suporte (4) refrigerado a água. O aquecimento da amostra produz irradiação eletromagnética (5) na faixa do infravermelho que é direcionada por espelhos (6) ao sensor (7) que é conectado ao pirômetro por um cabo de fibra óptica (8). A tensão elétrica produzida pelo termopar é conduzida por fios de extensão especiais (9) até o sistema de aquisição de dados onde é convertida em temperatura.

Os espelhos são alinhados utilizando-se laser ligado ao visor do pirômetro, o que projeta o laser exatamente no local onde o visor se encontra alinhado, conforme mostra a Figura 39.

Figura 39 - Alinhamento do pirômetro ótico.



Fonte: Pesci (2017)

Entre o visor do pirômetro ótico 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 mínima 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. O sistema de posicionamento possui uma manopla externa, 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. A pressão na câmara sobe gradativamente para 400 Pa em média durante o tempo de ensaio. Este tempo de exposição a ser avaliado para o carbono/fenólica é de 30, 50, 70 e 90 s. Estes tempos foram previamente selecionados, com o intuito de comparar estes resultados com os disponíveis na referência (SILVA. S., 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 reposicionando as amostras nas distâncias determinadas que reproduzirão o fluxo desejado.

3.4 TAXA DE PERDA DE MASSA

A taxa de perda de massa específica (\dot{m}) das amostras submetidas ao jato de plasma é obtida pela expressão 3.3, dividindo-se a massa perdida (Δm) pela área frontal (πr^2) e pelo tempo (t_{ej}) de exposição ao jato de plasma. A massa perdida (Δm) é calculada através da diferença ($m_i - m_f$) entre a massa inicial, antes da exposição ao jato de plasma e a massa final, após a exposição.

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

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

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

3.5 MICROSCÓPIO ELETRÔNICO DE VARREDURA

A microscopia eletrônica de varredura (MEV) é fundamental para o estudo da topografia de sólidos e avaliação de suas propriedades microestruturais. O princípio do MEV baseia-se na focalização de um feixe de elétrons que passa por uma coluna sob vácuo, através de lentes eletromagnéticas, e que é incidido sobre a superfície da amostra. O feixe localizado varre a superfície em sincronismo com o coletor do tubo estático. Os elétrons espalhados inelasticamente, emitidos da superfície da amostra, são coletados por um contador cintilador e o sinal é utilizado na modulação do brilho da imagem no coletor. A microscopia de varredura é fundamental para o estudo da topografia das amostras ensaiadas, devido à sua capacidade em proporcionar uma profundidade de foco bem superior a dos microscópios ópticos, além de atingir poder de resolução em torno de 300 nm.

As análises das amostras ensaiadas foram realizadas no departamento de materiais e processos do ITA, utilizando-se o “*Digital Scanning Microscope*” da Tescan, modelo Vega 3 XMU. As amostras foram investigadas sem haver necessidade de recobrimento condutor.

3.6 ANÁLISE TERMOGRAVIMÉTRICA DO COMPÓSITO

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 dissecador 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.

3.7 MÉTODO NUMÉRICO

A escolha do método de engenharia mais adequado à aplicação em questão depende basicamente das características mais desejáveis nesse tipo de utilização, dentro das condições de trabalho previstas, a saber:

- **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 implementação:** 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.

Em vista do que foi exposto, considerou-se que a seleção de um novo modelo deve levar em conta não só os requisitos listados, mas também as condições de trabalho e exigências técnicas do IAE.

Nesse trabalho o método descrito no item 2.8, foi empregado para estimar o desempenho da TPS ablativa, 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. No caso do experimento, a taxa foi avaliada medindo a massa da amostra após um determinado período de tempo de exposição ao jato de plasma. Este parâmetro foi então obtido pela diferença entre a massa inicial e a massa final,

dividida pelo intervalo de tempo. No cálculo da taxa média de perda de massa nas simulações, a taxa foi avaliada continuamente a partir da velocidade de recessão da camada de material virgem (MACHADO, 2009).

Para o material de carbono/fenólica, foram utilizadas as propriedades descritas na Tabela 7, retiradas da referência de literatura.

Tabela 7 - Propriedades do material de carbono/fenólica utilizadas na simulação.

Material	Propriedade	Valor
Material virgem	Calor específico	1197 J/kg°C
	Condutividade térmica	0,867 W/m°C
	Massa específica	1398 kg/m ³
	Calor de pirólise	1,40 MJ/kg
	Temperatura de pirólise	450 °C
	Emissividade	0,78
Char	Calor específico	1587 J/kg°C
	Condutividade térmica	1,58 W/m°C
	Massa específica	1135 kg/m ³
	Temperatura de sublimação	1666 °C
	Calor de ablação (<i>char</i>)	26,50 MJ/kg
	Emissividade	0,70

Fonte: Adaptada de Williams, Curry (1992); Sutton (1970), Sykes (1967) e Pesci (2017)

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.

A comparação dos resultados experimentais com os resultados da simulação, pode ser possível obtendo-se o valor *rms* (*root mean square*), que é o desvio dos resultados da taxa de perda de massa específica. Este valor é calculado 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.

CAPÍTULO 4

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo são apresentados os resultados das análises e ensaios que foram obtidos no material utilizado e nas amostras.

4.1 PERFIL DE DECOMPOSIÇÃO DO COMPÓSITO

A análise termogravimétrica (TGA) apresenta o perfil de decomposição do compósito carbono/fenólica em função do tempo e temperatura realizada em atmosfera de N₂. O resíduo final do material compósito é formado por resíduo rico em carbono da resina fenólica e o teor de fibra de carbono presente inicialmente. O teor de fibra de carbono nos compósitos é calculado por:

$$\%FC = 100 - WRC = 100 - (\Delta m_{30-80}/C) - \Delta m_{0-30}$$

O fator C foi extraído da análise térmica por TGA da resina fenólica e do pré-impregnado usado na fabricação do compósito. Este fator foi de $0,27 \pm 0,01$ (CASSU, 2016)

A Tabela 8 apresenta o resultado da perda de massa do compósito por TGA. Foram feitas análises em 5 (cinco) amostras.

Tabela 8 - Perda de massa do compósito.

Amostra	Δm (%)		Resíduo(80min)	Fibra (%)
	0-30min	30-80min		
1	5,402	12,36	82,17	48,82
2	4,515	12,37	83,02	49,67
3	5,804	12,93	81,18	46,31
4	4,440	12,58	82,98	48,97
5	5,399	13,23	81,35	45,60
Média	5,1	13,0	82,1	48
Desvio padrão	±0,6	±0,4	±0,9	±2

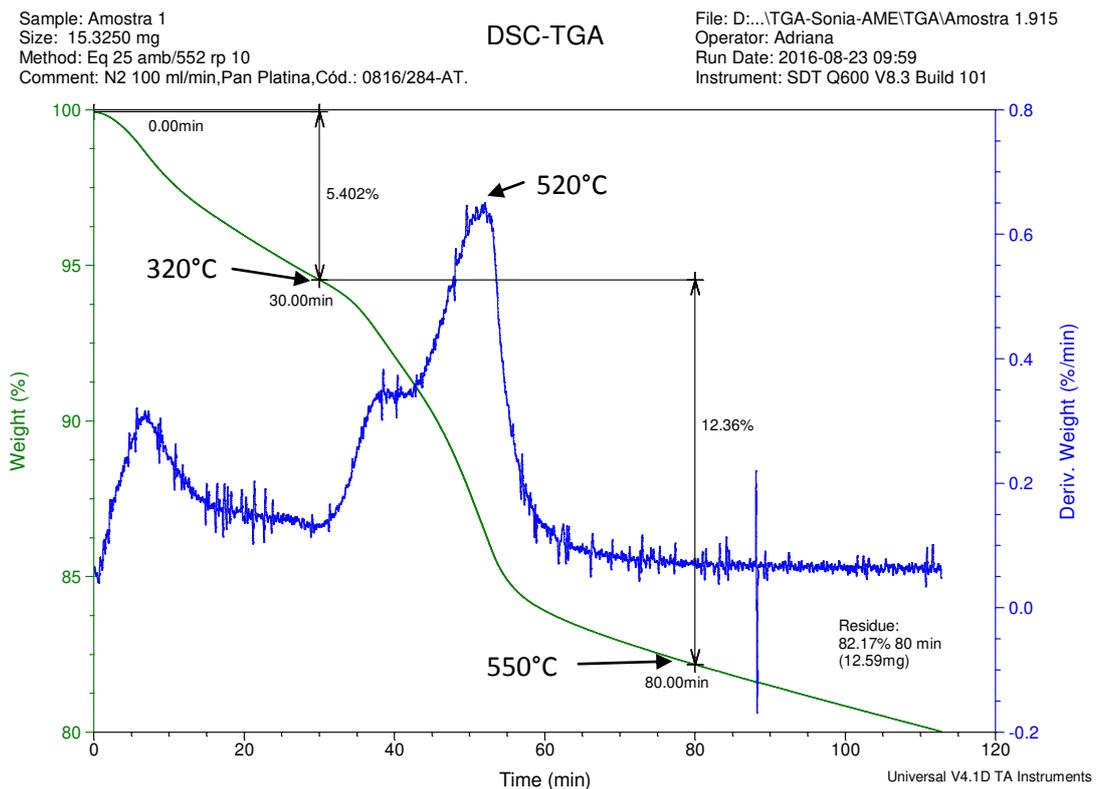
Fonte: Cassu (2016)

Os resultados mostram que o teor de fibra final do compósito em média foi de 48 ± 2 %.

A curva referente ao perfil de decomposição do material de carbono/fenólica da amostra 1 (Figura 40) mostra que a taxa de decomposição do

compósito apresenta uma queda desde o seu início até à temperatura de $\sim 320^{\circ}\text{C}$ de cerca de 5,4% de massa em um tempo de 30 minutos de ensaio. Já na faixa entre 320 até 550°C , de 30 min. a 80 min. de ensaio, observou-se um acréscimo considerável na velocidade de perda de massa apresentando a maior queda de decomposição. A perda de massa é máxima na temperatura de 520°C a aproximadamente 50 minutos de ensaio, como indica o pico da curva derivada (DTG). Este comportamento do compósito se dá devido ao fato de que cerca de 12,4% de massa de resina se decompõe até à temperatura de 550°C que somado a perda de 5,4% totaliza 17,8%. A fibra de carbono praticamente não se decompõe até esta temperatura. Portanto a maior parte da massa decomposta no compósito até 550°C refere-se à massa da matriz.

Figura 40 - Curva TGA-DSC.

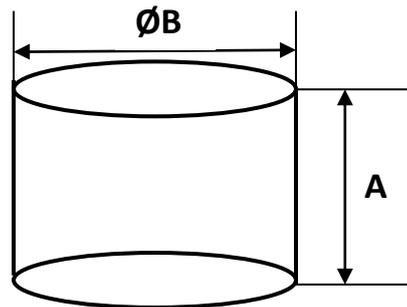


Fonte: Cassu (2016)

4.2 METROLOGIA E PESAGEM DAS AMOSTRAS ANTES DOS ENSAIOS

As dimensões das amostras foram medidas usando se um paquímetro de precisão de marca *MITUTOYO®* com incerteza de $\pm 0,05$ mm, cujos valores foram medidos conforme Figura 41 e inseridos na Tabela 9.

Figura 41 - Cotas medidas.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Tabela 9 - Dimensões das amostras.

Amostras	Ø B (mm)	A (mm)
A1	10,06	8,10
A2	10,00	8,05
A3	10,10	7,90
A4	10,00	8,00
B1	10,08	8,10
B2	10,04	8,00
B3	10,02	7,95
B4	10,10	7,90
C1	10,00	8,00
C2	10,12	8,10
C3	10,08	8,00
C4	10,06	8,00
D1	10,04	7,80
D2	10,06	7,90
D3	10,00	8,00
D4	10,02	8,20

Fonte: Produção do próprio autor

A Tabela 10 identifica as amostras fazendo a correspondência entre os valores de massas iniciais antes do processo de ablação e os respectivos fluxos térmicos a serem empregados nestes ensaios para cada tempo de exposição ao jato de plasma. As massas foram obtidas em balança eletrônica de precisão marca *OHAUS®* modelo *Precision Plus TP 4KD* com incerteza de $\pm 0,001$ g.

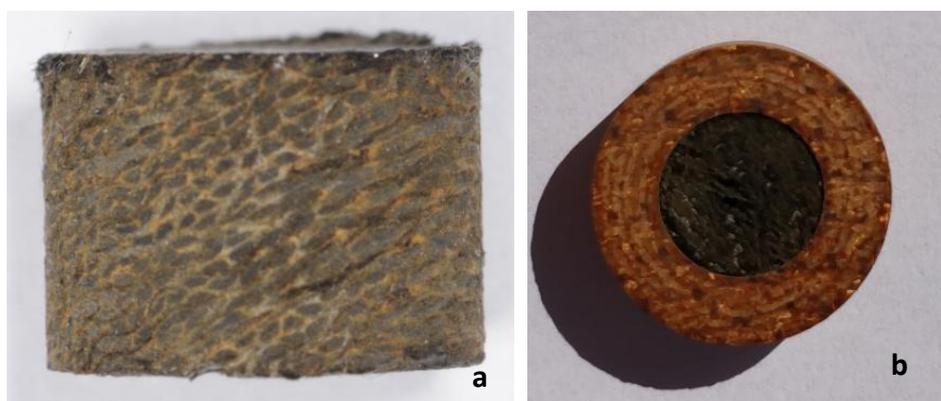
Tabela 10 - Identificação das amostras em função do fluxo térmico a serem empregados nos ensaios de ablação, da massa inicial e do tempo de exposição ao jato de plasma

	Fluxo: 0,626 MW/m ²		Fluxo:0,903 MW/m ²		Fluxo:1,376 MW/m ²		Fluxo:1,725 MW/m ²	
Tempo exposição	ID	MASSA INICIAL(g)	ID	MASSA INICIAL(g)	ID	MASSA INICIAL (g)	ID	MASSA INICIAL (g)
30 s	A1	0,690	B1	0,720	C1	0,720	D1	0,680
50 s	A2	0,730	B2	0,730	C2	0,720	D2	0,730
70 s	A3	0,730	B3	0,730	C3	0,720	D3	0,730
90 s	A4	0,720	B4	0,730	C4	0,720	D4	0,730

Fonte: Produzido pelo próprio autor

Após pesagem inicial, as amostras são inseridas em um anel isolante para evitar perda de calor pelas laterais dos corpos de prova. A Figura 42, mostra esta montagem.

Figura 42 - (a) perfil da amostra; (b) amostra inserida no anel isolante.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

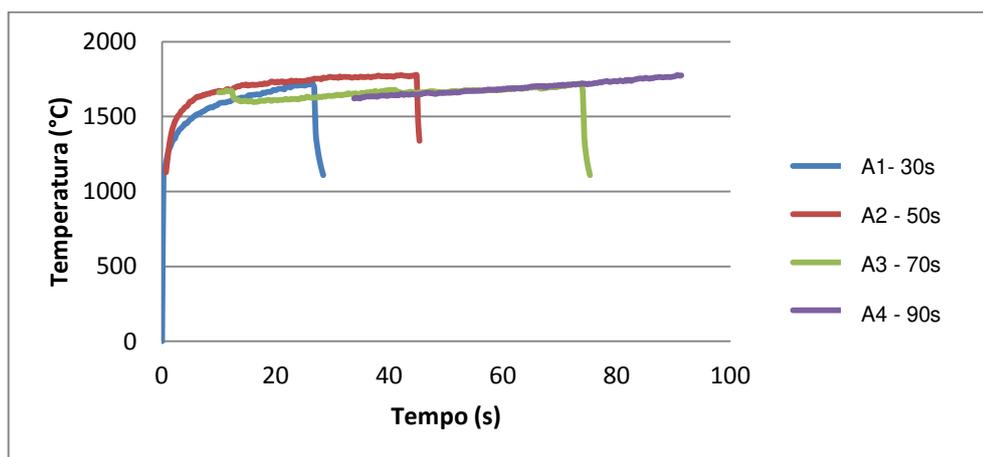
4.3 ENSAIO DE ABLAÇÃO

Neste item serão apresentados os resultados experimentais das medidas de temperaturas da superfície diretamente exposta ao jato de plasma e a das faces opostas, perda de massa e taxas de perda de massa específica das amostras em função do tempo de exposição e do fluxo térmico.

4.3.1 Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 0,626 MW/m²

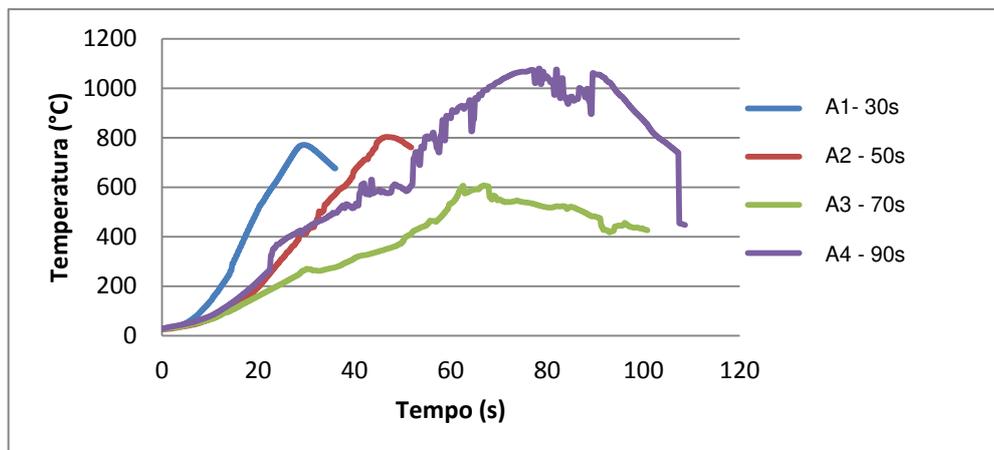
A Figura 43 apresenta as curvas de temperaturas incidentes na superfície das amostras de carbono/fenólica medida pelo pirômetro ótico. A Figura 44 mostra as curvas de temperaturas obtidas na superfície oposta medida por termopar. Foram feitos quatro ensaios a este fluxo, variando-se o tempo de exposição. Nota-se que as temperaturas de incidência atingem uma faixa de valores finais relativamente próximos a 1.800°C. Nas temperaturas medidas na face oposta, verificamos valores máximos atingidos proporcionais ao tempo de exposição, com exceção do corpo de prova A3 devido a um problema de posicionamento do termopar na montagem que não ficou centrado em relação ao centro da superfície da amostra. Comparando os resultados das curvas das duas figuras abaixo, nota-se que as temperaturas na superfície incidente atingem seu valor máximo para um tempo de exposição em torno de 10 s. Já na face oposta, por volta do mesmo tempo de exposição, as temperaturas ficam abaixo de 200°C, mostrando a excelência destes materiais atuando como barreira térmica.

Figura 43 - Curvas de temperaturas incidentes nas superfícies das amostras em função do tempo de exposição ao jato de plasma



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Figura 44 - Curvas de temperaturas medidas na superfície oposta.

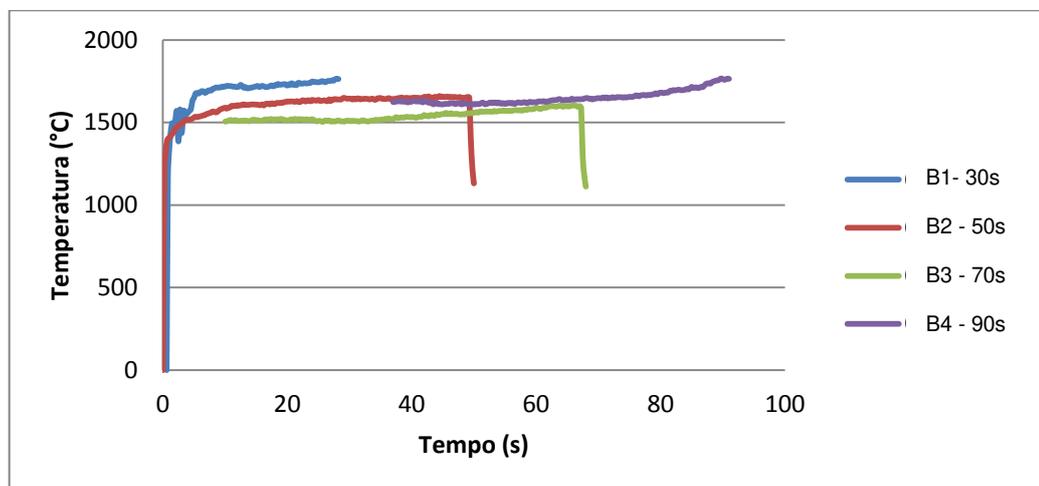


Fonte: Produzido pelo próprio autor

4.3.2 Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 0,903 MW/m²

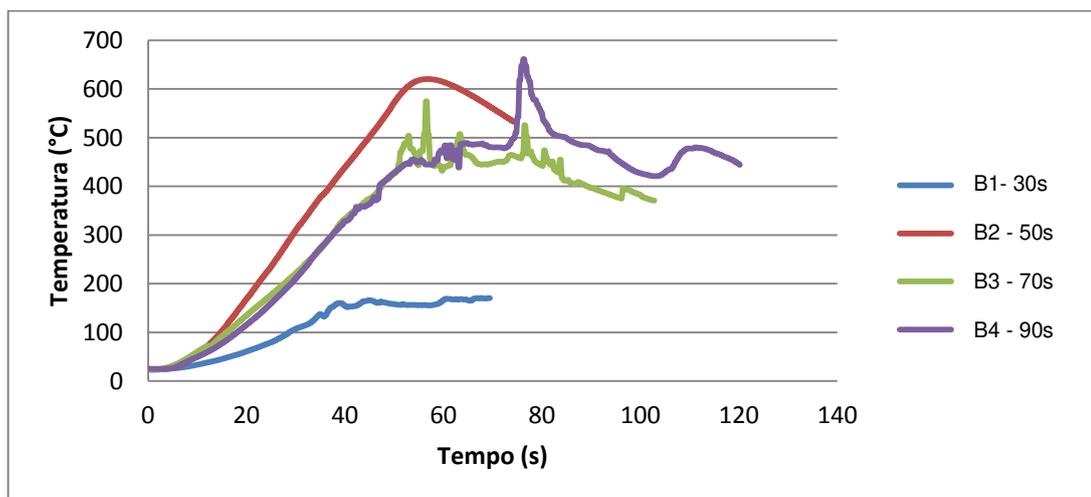
Nas Figuras 45 e 46 são mostrados as curvas de temperaturas incidentes na superfície e na face oposta das amostras respectivamente ensaiados no fluxo de 0,903 MW/m². Nota-se que os valores de temperatura de incidência máximos permanecem entre 1.500°C a 1.800°C como observado no fluxo anterior. Os valores máximos de temperatura obtidos na faixa oposta observa-se uma diferença grande entre B1 e B2 e a temperatura do B3 não proporcional ao tempo de exposição se comparado à amostra B2. Observa-se que os valores de temperatura na superfície incidente são obtidos para tempos menores quando comparados aos valores obtidos para o fluxo de 0,626 MW/m². Neste caso, mesmo para tempos de exposição de 30 s a temperatura na superfície oposta não ultrapassa os 200°C, caracterizando-se também sua baixa difusividade térmica.

Figura 45 - Temperaturas obtidas na superfície de incidência em função do tempo de exposição ao jato de plasma.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Figura 46 - Temperaturas medidas na superfície oposta.



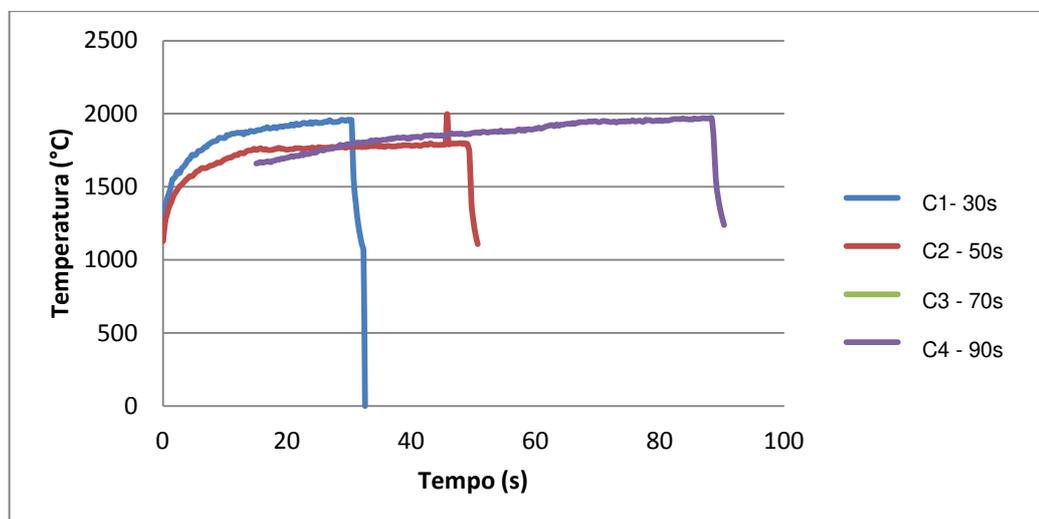
Fonte: Produzido pelo próprio autor

4.3.3 Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 1,376 MW/m²

As Figuras 47 e 48 apresentam os valores de temperaturas incidentes e na superfície oposta respectivamente, obtidos nos ensaios a este fluxo. Nota-se que os valores máximos de temperaturas atingidas na incidência estão acima da faixa obtida nos fluxos anteriores, entre 1.800°C a 2.000°C. A curva em C3 não foi registrada, provavelmente por problema de alinhamento com o pirômetro. Nas curvas de temperaturas registradas na face oposta, observa-se que a rampa de

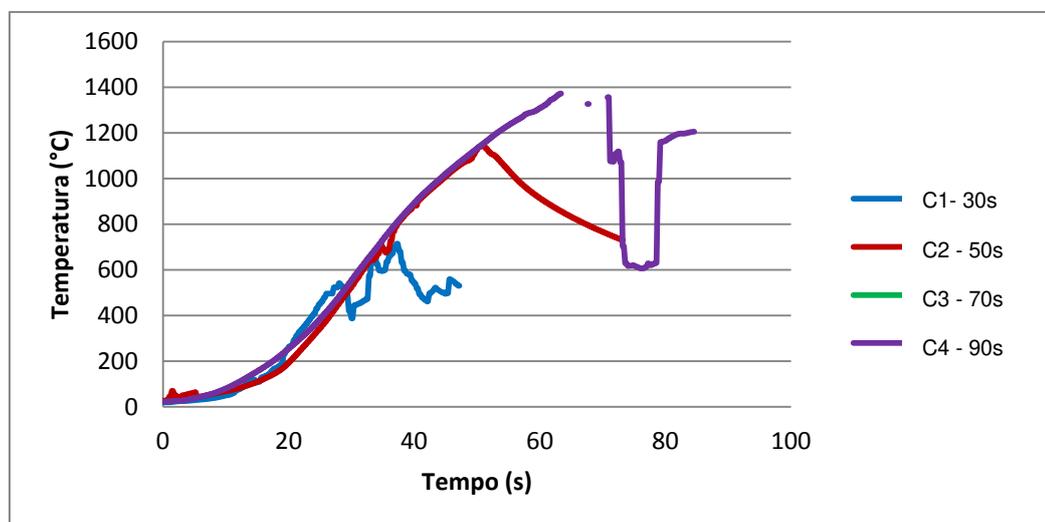
subida até 40 s permanecem próximas, com pouca dispersão em C1. Os valores máximos estão coerentes com o tempo de exposição. Na amostra C4, após 70 s, apresentou um registro queda de temperatura. Na amostra C3, a curva também não foi registrada, por um problema de contato elétrico do termopar com o módulo registrador. Comparando-se os valores máximos de temperatura obtidos e apresentado nas duas figuras, evidencia-se também para este fluxo, a excelência deste material funcionando como barreira térmica a um tempo de exposição de 20 s ao jato de plasma.

Figura 47 - Temperaturas medidas na superfície de incidência em função do tempo de exposição ao jato de plasma



Fonte Produzido pelo próprio autor

Figura 48 - Curvas de temperatura na superfície oposta.

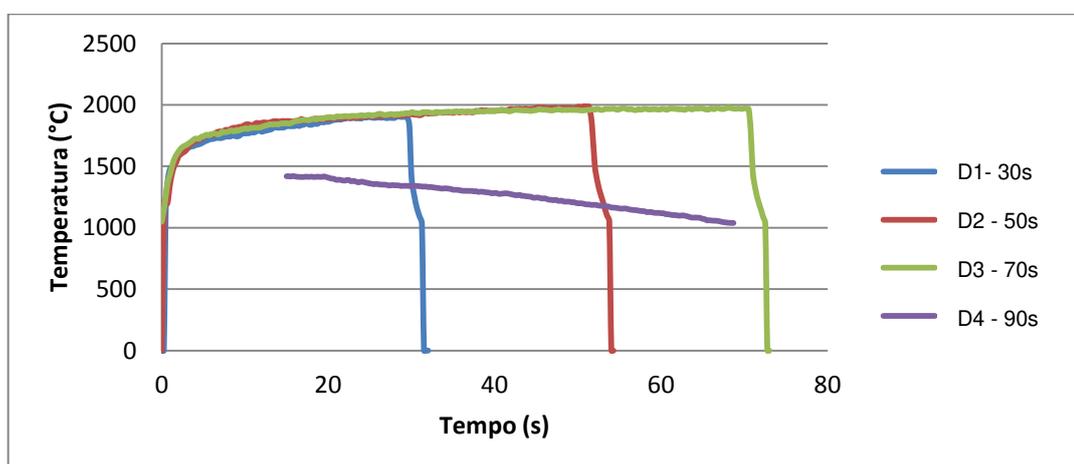


Fonte Produzido pelo próprio autor

4.3.4 Curvas de temperaturas obtidas no fluxo 1,725 MW/m²

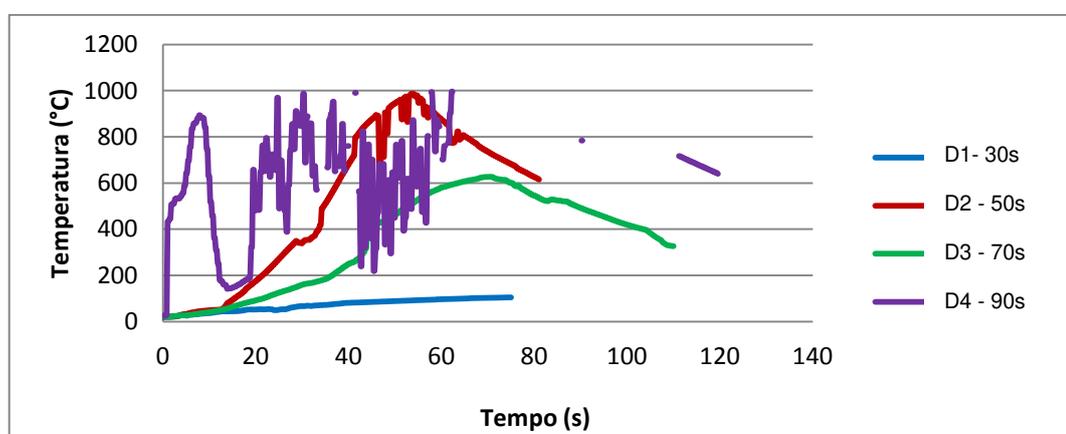
Da mesma maneira, a Figura 49 apresenta as curvas de temperaturas obtidas na superfície incidente e a Figura 50 mostra as curvas obtidas na superfície oposta das amostras para o fluxo em questão. O comportamento da amostra D4 observado na Figura 50, mostra que houve problemas no alinhamento com o pirômetro ótico. As demais curvas estão praticamente agrupadas dentro da faixa de 1.800°C a 2.000°C. Já na Figura 50, observa-se que houve saturação no termopar que registrou a curva da amostra D4 devido a problemas no sistema de aquisição de dados.

Figura 49 - Curva de temperaturas registradas na superfície incidente em função do tempo de exposição ao jato de plasma



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Figura 50 - Curvas de temperaturas registradas na face oposta.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Os valores de temperatura máxima obtidos na superfície de incidência ao jato de plasma nos ensaios executados na faixa de fluxo térmico investigada e nos

tempos de exposição empregados variaram na faixa de 1.500°C a 2.000°C e na superfície oposta, dentro de um tempo de exposição na faixa de 20 s a 30 s, ficaram abaixo de 300°C. Conclui-se que os compósitos carbono-fenólica bobinados estão adequados quando utilizados nos sistemas de proteção térmica de reentrada considerando as condições de ensaio estabelecidas.

Encerrada cada etapa de ensaio, os porta-amostras foram desmontados um a um da estrutura giratória. A Figura 51 registra a condição destes porta-amostras após desmontagem da estrutura.

Figura 51 - (a) conjunto de porta-amostras; (b) detalhe do desgaste após ensaio.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

4.3.5 Taxas de perda de massa das amostras

A Tabela 11 apresenta os valores de massa medidos antes e após o processo de ablação a plasma.

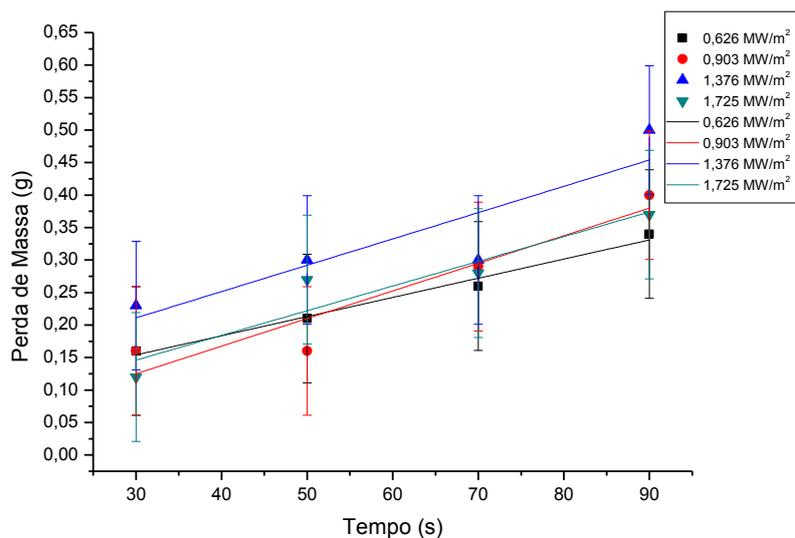
Tabela 11 - Valores de massa das amostras antes e depois dos ensaios.

	MASSA INICIAL (g)	MASSA FINAL (g)		MASSA INICIAL (g)	MASSA FINAL (g)		MASSA INICIAL (g)	MASSA FINAL (g)		MASSA INICIAL (g)	MASSA FINAL (g)
A1	0,690	0,536	B1	0,720	0,560	C1	0,724	0,545	D1	0,683	0,566
A2	0,730	0,525	B2	0,736	0,572	C2	0,720	0,433	D2	0,735	0,463
A3	0,733	0,470	B3	0,732	0,446	C3	0,722	0,382	D3	0,737	0,450
A4	0,721	0,384	B4	0,735	0,336	C4	0,724	0,290	D4	0,732	0,364

Fonte: Produzido pelo próprio autor

A figura 52 mostra o gráfico da perda de massa das amostras em função do tempo de exposição. Nota-se uma perda de massa crescente linear em função do tempo de exposição. Destaca-se a perda de massa no fluxo de $1,376 \text{ MW/m}^2$, acima das perdas verificadas em outros fluxos.

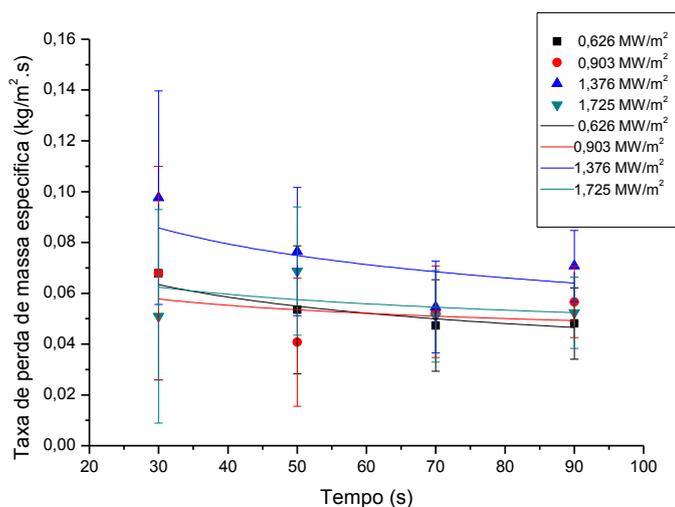
Figura 52 - Perda de massa em função do tempo de exposição.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

A Figura 53 apresenta a taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição nos quatro fluxos térmicos ensaiados. Observa-se em geral uma queda na taxa de perda de massa específica em função do tempo de exposição. Este comportamento é natural nos compósitos ablativos devido ao processo endotérmico da degradação da resina fenólica. O aumento de temperatura provocado pela penetração do fluxo de calor pela superfície do material virgem inicia um processo de degradação térmica da matriz fenólica, resultando em pirólise dos componentes orgânicos deste compósito transformando em uma camada carbonizada com propriedades termofísicas diferentes do material original. Durante processo de pirólise formam-se também diversos gases, que escoam através dos vazios das camadas superiores. Esses fenômenos combinados criam uma barreira protetiva, gerando efeito de isolamento térmico entre a superfície externa e o material virgem.

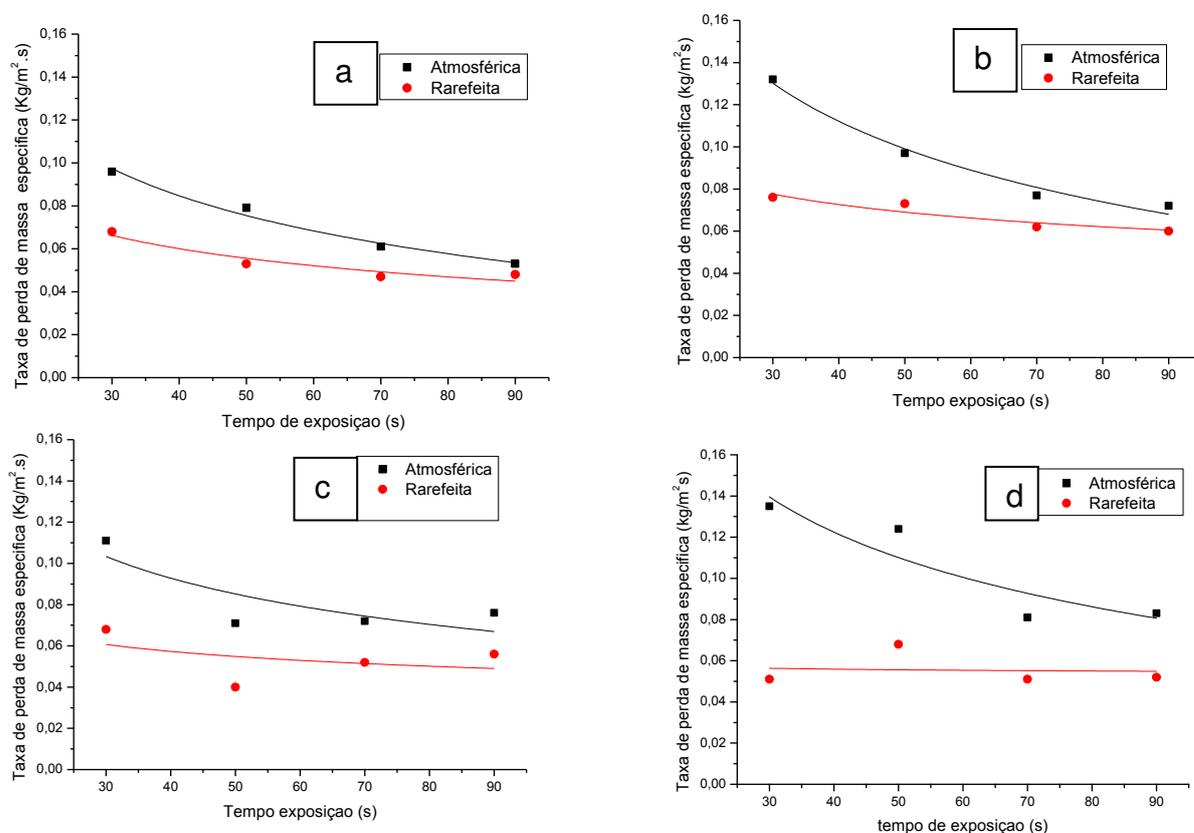
Figura 53 - Taxa de perda de massa em função do tempo de exposição.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

As Figuras 54a, b, c e d, apresentam os gráficos de taxa de perda de massa específica obtida em pressão atmosférica, extraída da referência (SILVA, S., 2015), juntamente com as taxas obtidas neste trabalho. Observa-se que as taxas são menores para os ensaios realizados em pressão rarefeita, mas a diferenças destas taxas diminuem conforme aumenta o tempo de exposição. Este comportamento é explicado em função da baixa pressão do ambiente rarefeito e sua menor concentração de oxigênio. Conforme a correção qualitativa proposta para o modelo físico, as reações entre os gases resultantes da pirólise e o oxigênio da atmosfera geram um acréscimo ao fluxo de calor imposto sobre a superfície externa. A menor concentração de oxigênio implica em taxas de reação mais baixas e conseqüentemente decréscimo de calor ao sistema, propiciando uma diminuição da velocidade do processo de pirólise e na conseqüente formação do *char*. Esta tendência de convergência entre as curvas conforme aumenta o tempo de exposição indicam que as taxas de perda de massa podem se equiparar em tempos superiores a 90 s. Este comportamento pode ser atribuído ao fenômeno de craqueamento termoquímico que é a redução dos gases provenientes da pirólise em outros de massa molecular mais baixa. Neste fenômeno ocorre a deposição pirolítica de carbono nas paredes dos poros na região carbonizada gerando densificação da estrutura carbonizada e a conseqüente melhora nas características de proteção térmica. À baixa pressão, esta densificação, embora mais lenta, com o aumento do tempo de exposição tende a se equilibrar com a densificação da estrutura em pressão atmosférica, equiparando-se as propriedades termofísicas e seus efeitos.

Figura 54 - Taxa de perda de massa versus tempo de exposição aos fluxos: a) $0,626 \text{ MW/m}^2$; b) $0,903 \text{ MW/m}^2$; c) $1,376 \text{ MW/m}^2$; d) $1,725 \text{ MW/m}^2$.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

4.4 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

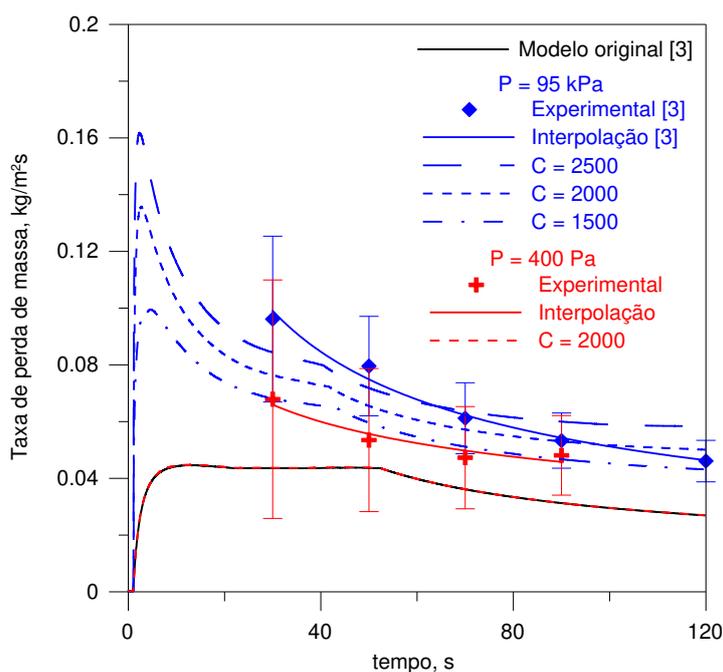
Um modelo computacional foi usado para simular um processo unidimensional de ablação. Este modelo agora foi corrigido considerando a influência da pressão atmosférica conforme mostrado no item 2.8.3 e seus resultados comparados com os dados obtidos experimentalmente.

Para este modelo, os dados utilizados na simulação foram apresentados na Tabela 7, no item 3.7.

As figuras 55, 56, 57 e 58, mostram as curvas de taxas de perdas de massa em função do tempo de exposição para os fluxos térmicos analisados. Devido aos diversos processos que ocorrem na superfície externa exposta à tocha de plasma, não foi possível reproduzir as temperaturas medidas nos experimentos. No entanto, esse não é um parâmetro de interesse para o modelo e sim as temperaturas da superfície interna e a taxa de perda de massa, que efetivamente informam sobre o desempenho do material como proteção térmica.

Inicialmente, os dados experimentais obtidos na referência (SILVA, S.,2015) foram inseridos considerando a pressão atmosférica média da cidade de São José dos Campos, 95 kPa identificada em azul nos gráficos. A constante C foi obtida por tentativa e erro no caso de menor fluxo de calor. Foi testado um valor mínimo, médio e máximo de 1.500, 2.000 e 2.500, respectivamente. De acordo com a Figura 55, onde são apresentados os resultados para a taxa de perda de massa, o melhor resultado foi obtido para o valor médio de 2.000 por sua curva estar coerente com os valores físicos corrigidos dentro da barra de erro, sendo este então assumido para os outros casos, mostrado nas Figuras 56, 57 e 58. Os dados experimentais, em meio rarefeito, estão identificados em vermelho. Observa-se que a curva corrigida para esta pressão de 400 Pa, também envolve os pontos experimentais dentro das respectivas barras de erro. É possível observar a coerência física do modelo modificado, que embora não obtenha uma concordância perfeita, reproduz o comportamento dos dados experimentais. Deve-se considerar que as propriedades usadas na simulação foram extraídas de fontes da literatura para compósitos carbono-fenólico genéricos e não medidas a partir do compósito usado nos experimentos.

Figura 55 - Curvas da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 0,626 \text{ MW/m}^2$.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Figura 56 - Curvas da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 0,903 \text{ MW/m}^2$.

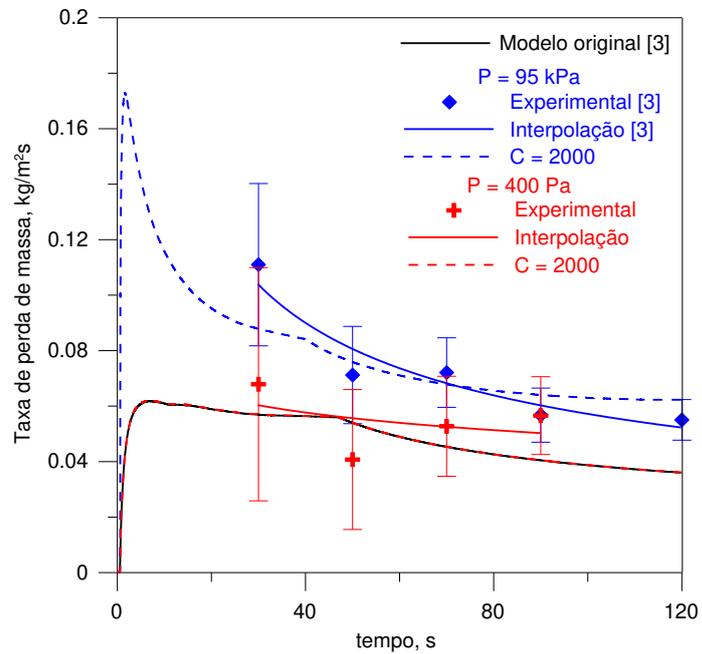


Figura 57 - Curvas da taxa de perda de massa com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 1,376 \text{ MW/m}^2$.

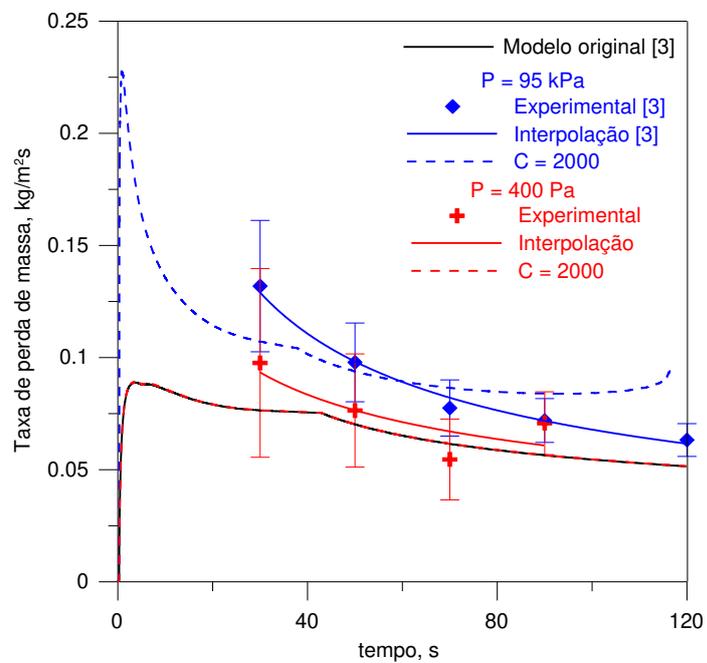
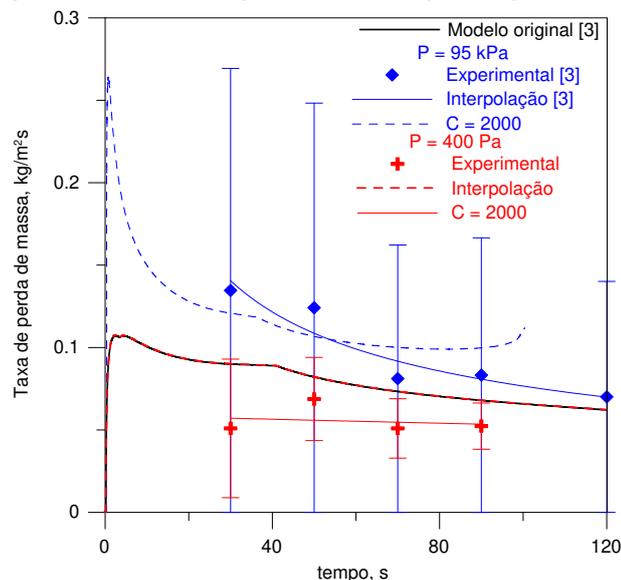
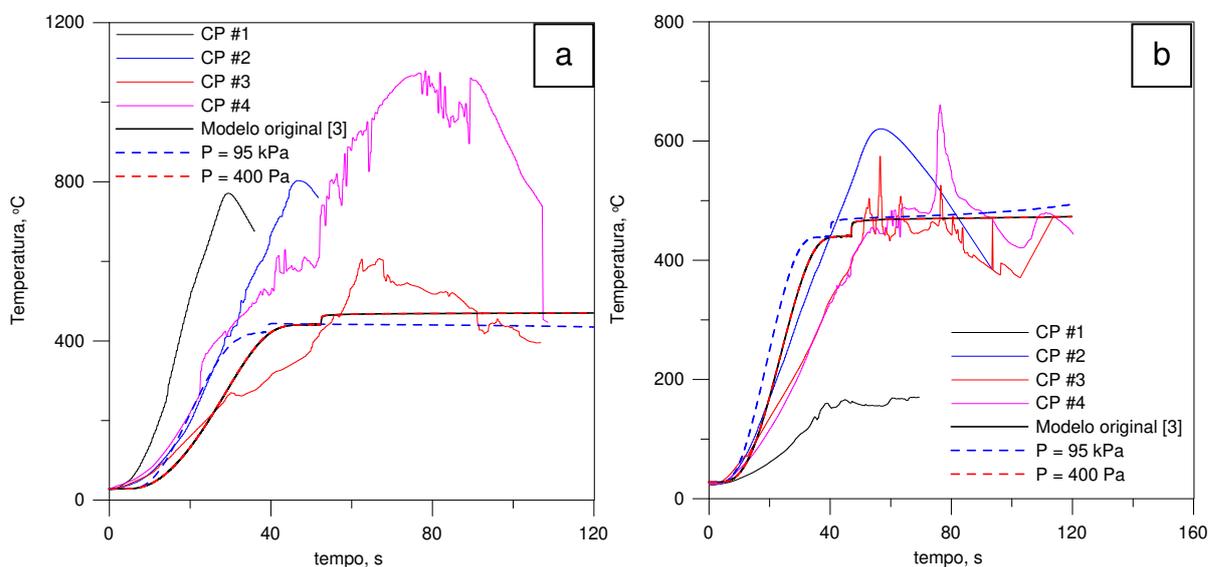


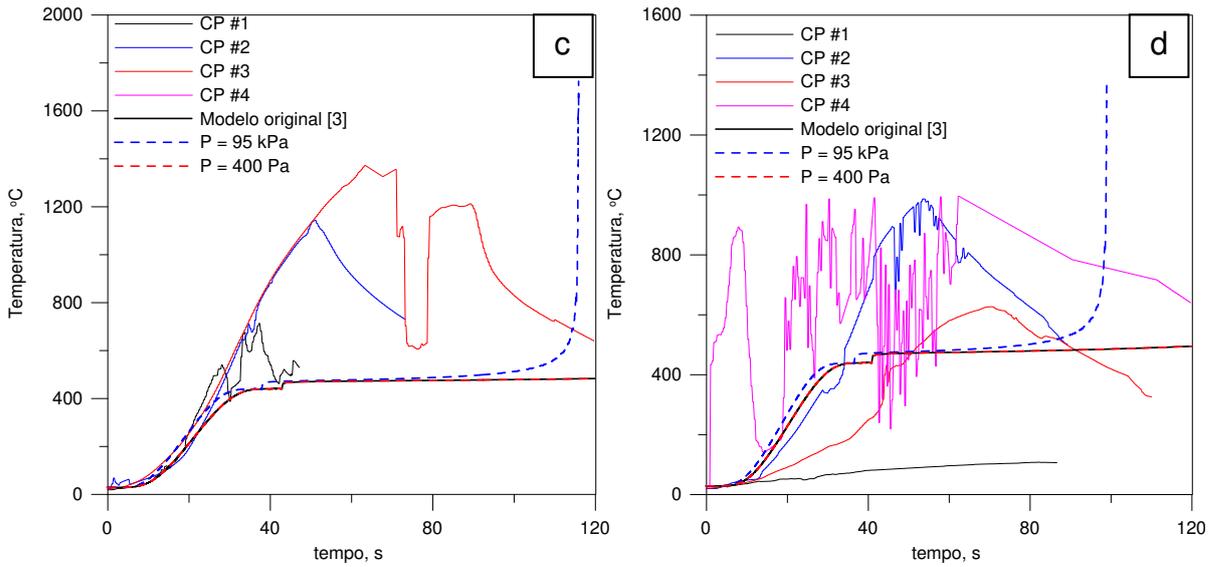
Figura 58 - Curva da taxa de perda de massa específica com o tempo entre as simulações e dados experimentais, para $q = 1,725 \text{ MW/m}^2$.



Na Figura 59, é apresentada as curvas de temperatura medida na face oposta a incidência em função do tempo de exposição, dos quatro fluxos ensaiados. É possível observar que também neste caso o modelo matemático apresenta uma concordância e coerência física com os dados experimentais. O comportamento turbulento registrado no CP # 4 e observado em todos os fluxos, é devido a problemas no termopar usado neste porta-amostra ou no seu canal específico para aquisição dos dados.

Figura 59 - Curvas da simulação numérica e experimental da temperatura da superfície oposta à incidência dos 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) $1,725 \text{ MW/m}^2$.

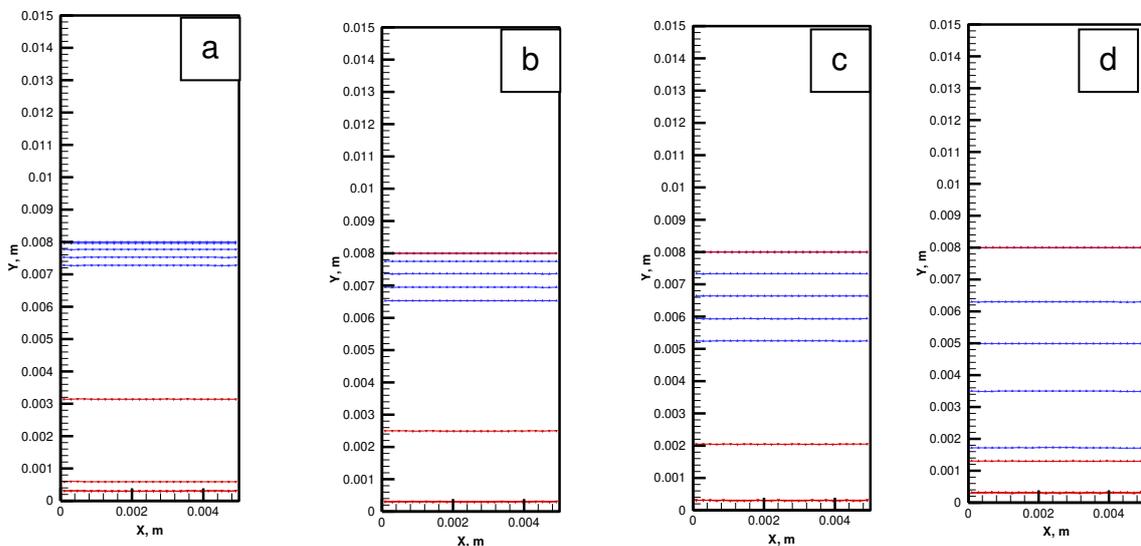




Fonte: Produzido pelo próprio autor

A evolução das interfaces de pirólise e ablação externa nos fluxos ensaiados, obtidas pela simulação considerando a pressão de ensaio 400 Pa, é apresentada na Figura 60. Observa-se que a frente de ablação (azul) evolui progressivamente com o aumento do tempo de exposição e do aumento do fluxo térmico ao longo da espessura da amostra. Já a linha de frente de pirólise (vermelho), no fluxo de $0,626 \text{ MW/m}^2$, não é observada para o tempo de exposição a 90 s. A partir do fluxo de $0,903 \text{ MW/m}^2$, as linhas de 70 s e 90 s também não estão visíveis, mostrando que as amostras foram totalmente pirolisadas nestas situações.

Figura 60 - Evolução das frentes de pirólise (vermelho) e ablação externa (azul), para: (a) $0,626 \text{ MW/m}^2$; (b) $0,903 \text{ MW/m}^2$; (c) $1,379 \text{ MW/m}^2$; (d) $1,725 \text{ MW/m}^2$ e Pressão 400 Pa (modelo modificado) em 0, 30, 50, 70 e 90 s.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Na Tabela 12, estão apresentados os valores de *rms* para o modelo original e o modelo modificado (levando em conta a pressão ambiente) em comparação com resultados experimentais para a taxa média de perda de massa.

Tabela 12 - Comparação do *rms* entre os valores experimentais e teóricos.

Fluxo de calor	<i>Modelo original</i>		<i>Modelo modificado</i>	
	<i>400 Pa</i>	<i>95 kPa</i>	<i>400 Pa</i>	<i>95 kPa</i>
Fluxo 0,626 MW/m ²	29,54 %	45,37 %	29,39 %	17,01 %
Fluxo 0,903 MW/m ²	24,23 %	35,91 %	24,19 %	12,96 %
Fluxo 1,379 MW/m ²	16,78 %	27,84 %	16,69 %	13,87 %
Fluxo 1,725 MW/m ²	47,15 %	23,93 %	47,26 %	17,59 %
Total parcial (por pressão)	31,48 %	34,26 %	31,47 %	14,65 %
Total geral	33,05 %		24,34 %	

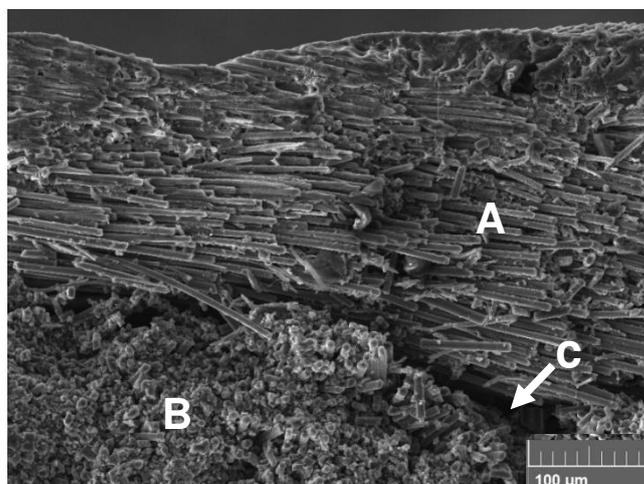
Fonte: Produzido pelo próprio autor

Observou-se uma queda de 26,35 % no *rms* geral e de 53,5 % no caso de 95 kPa, para o modelo modificado em relação ao modelo original. Além disso, o modelo modificado reproduz o comportamento (forma) das curvas de maneira coerente para as duas pressões testadas.

4.5 AVALIAÇÃO DAS PROPRIEDADES MICROESTRUTURAIS POR MEV

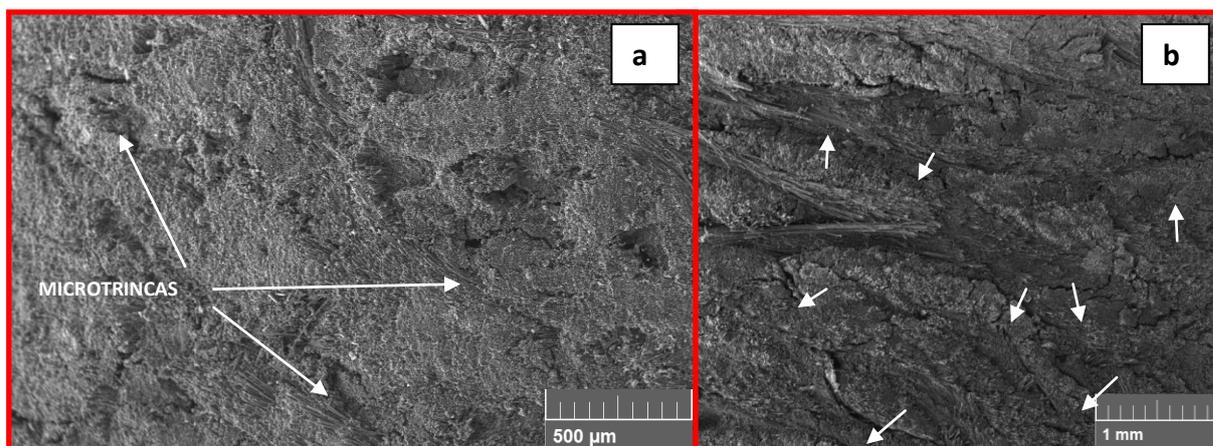
Com a técnica da microscopia eletrônica de varredura (MEV) possibilitou-se observar características da superfície as propriedades microestruturais das amostras ensaiadas a plasma térmico. A Figura 61 apresenta o detalhe da superfície lateral da amostra ensaiada a um fluxo de 1,725 MW/m² a um tempo de exposição de 90 s. Percebe-se a aleatoriedade da orientação das fibras (regiões A e B) observando-se a presença de vazios devido a heterogeneidade típica deste tipo de compósito ou poros provocado pelo processo da pirólise da matriz fenólica (posição C). Nas Figuras 62a , verifica-se a presença de poucas microtrincas na amostra ensaiada no fluxo de 0,603 MW/m² a 90s se comparadas a Figura 62b ensaiada a um fluxo de 1,725 MW/m² no mesmo tempo de exposição, decorrente de contrações térmicas provadas pela maior intensidade do fluxo de calor. A exposição das fibras nas micrografias mostra que estas sofrem menor degradação se comparada à região da matriz (resina fenólica).

Figura 61 - Fotomicrografia da amostra ensaiada a $1,725 \text{ MW/m}^2$ aproximação 500x



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Figura 62 - Fotomicrografia (a) fluxo de $0,603 \text{ MW/m}^2$ aproximação 100x e (b) fluxo de $1,725 \text{ MW/m}^2$ aproximação 50x.

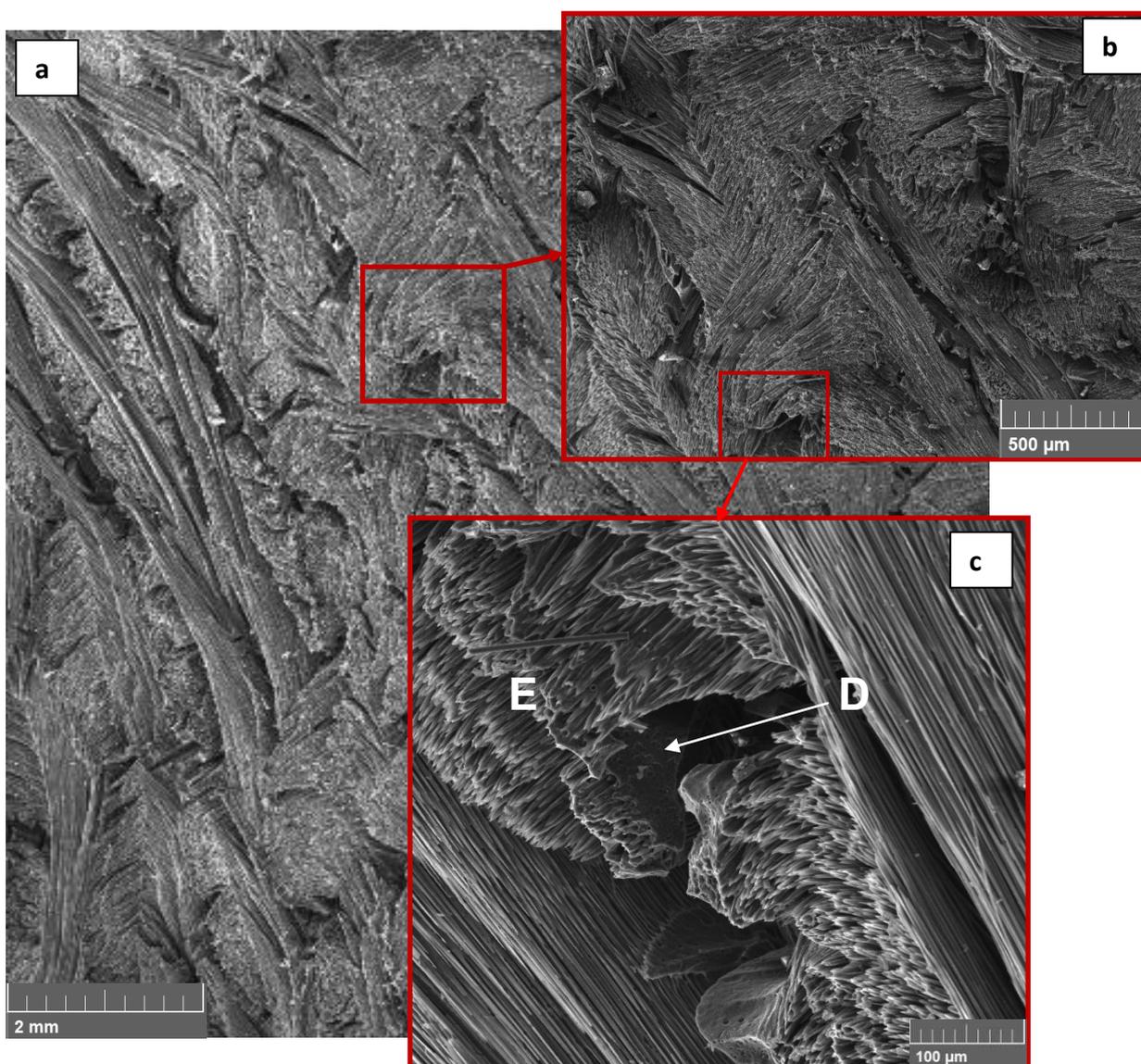


Fonte: Produzido pelo próprio autor

A Figura 63 apresenta imagens da superfície de topo de amostra ensaiada no fluxo de $1,725 \text{ MW/m}^2$ a 90 s de exposição. Nas Figuras 63a e 63b nota-se além da aleatoriedade das fibras, a presença de vazios e poros com mais intensidade resultante do processo de decomposição química da resina fenólica durante o processo de pirólise. Já na Figura 63c nota-se que ainda existem resíduos de matriz de fenólica ainda não pirolizadas em torno da parede de um poro (região D), apesar do fluxo intenso e do tempo de exposição a que foi submetido. Na região E, observa-se o efeito da corrosão anisotrópica sobre o reforço de fibra de carbono em função da direção do jato de plasma em relação ao eixo da fibra. Se o jato de plasma é direcionado paralelo ao eixo da fibra, devido à condição de que todos os

átomos de carbono posicionados no topo da fibra apresentam quase as mesmas características, a taxa de perda de massa destes é quase a mesma. Esta é provavelmente a razão para formar uma superfície relativamente homogênea e planar na região da fibra. Por outro lado, se o jato de plasma é dirigido perpendicularmente ao eixo da fibra, como mostrado na figura, a corrosão ocorre sempre da extremidade para o centro da fibra, tornando-as na forma de agulha. Estes resultados mostram que o uso de fibras com eixos dirigidos perpendicularmente ao fluxo de um jato de plasma reativo é mais resistente a corrosão do que fibras posicionadas em outras direções (PETRACONI, G.et al., 2010).

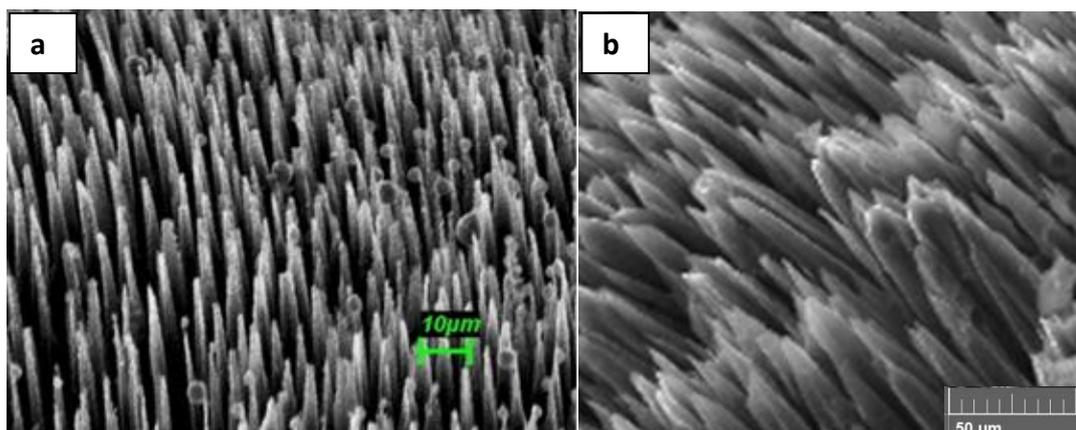
Figura 63 - Observações por MEV: (a) Fluxo de 1,725 MW/m² aproximação 37x ;(b) aproximação 100x; (c) aproximação 481x.



Fonte: Produzido pelo próprio autor

Na Figura 64, comparou-se imagens entre amostra ensaiada a pressão atmosférica e retirada da referência (SILVA, S., 2015) e mostrada na Figura 64a com imagem de amostra ensaiada a pressão rarefeita obtida nesta Tese (Figura 64b). Nota-se que com os fluxos térmicos próximos (0,5 - 0,6 MW/m²), mesmo tempo de exposição (30s) e amplitudes de observação parecidas (1120x – 1000x), a presença de resíduos de matriz fenólica em torno da fibra a serem pirolizadas é maior que a amostra testada a pressão atmosférica, onde percebe-se a presença de mais vazios entre as fibras. Isto mostra que a taxa de perda de massa a pressão rarefeita foi menor que a pressão atmosférica devido a baixa concentração de oxigênio na atmosfera produzindo baixas reações químicas de pirólise e consequentemente baixos desgastes ablativos.

Figura 64 - Fotomicrografia (a) 0,5 MW/m²; 30s; aprox. 1120x; pressão atmosférica e (b) 0,603 MW/m²; 30 s; aprox. 1000x; pressão rarefeita.



Fonte: (a) Adaptada de Silva,S. (2015); (b) Produzido pelo próprio autor

5 CONCLUSÕES

Sobre os efeitos da atmosfera na ablação de compósitos de carbono/fenólica bobinados, chegamos as seguintes conclusões:

- ✓ 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 compósito, decorrente da pirólise da matriz fenólica, que resulta em diversos processos termofísicos que, associados à injeção de gases na camada limite externa, produz um efeito de bloqueio fluxo de calor.
- ✓ As taxas de perda de massa em função do tempo de exposição registradas neste trabalho são menores que as obtidas a pressão atmosférica densa, mas a diferenças destas taxas diminuem conforme aumenta o tempo de exposição. Este comportamento é explicado em função da baixa pressão do ambiente rarefeito e sua menor concentração de oxigênio. Conforme a correção qualitativa proposta para o modelo físico, as reações entre os gases resultantes da pirólise e o oxigênio da atmosfera geram um acréscimo ao fluxo de calor imposto sobre a superfície externa. A menor concentração de oxigênio implica em taxas de reação mais baixas e conseqüentemente decréscimo de calor ao sistema, propiciando uma diminuição da velocidade do processo de pirólise e na conseqüente formação do *char*. A diminuição da diferença entre as taxas de perda de massa conforme aumenta o tempo de exposição pode ser atribuída ao fenômeno de craqueamento termoquímico que é a redução dos gases provenientes da pirólise em outros de massa molecular mais baixa. Neste fenômeno ocorre a deposição pirolítica de carbono nas paredes dos poros na região carbonizada gerando densificação da estrutura carbonizada e a conseqüente melhora nas características de proteção térmica. À baixa pressão, esta densificação, embora mais lenta, com o aumento do tempo de exposição tende a se equilibrar com a densificação da estrutura em pressão atmosférica, equiparando-se as propriedades termofísicas e seus efeitos.
- ✓ A simulação numérica computacional foi validada no tocante a sua modificação considerando a baixa pressão de ensaio quando utilizado em compósitos

carbono/fenólica. Ao simular a taxa de perda de massa, os resultados foram próximos aos obtidos experimentalmente, de maneira que as barras de erro dos resultados cruzassem a curva da simulação. Qualitativamente, a queda do *rms* em 53,5% entre o modelo original e o modificado mostra na alta pressão mostra que a premissa aplicada ao desenvolvimento do modelo foi correta, em função do efeito da variação da pressão atmosférica sobre a ablação.

- ✓ A diferença entre os resultados numéricos e experimentais apresenta ordem de magnitude e comportamento evolutivo dos parâmetros investigados coerentes, considerando os limites do modelo teórico proposto, devido à simplificação dos processos físicos e químicos envolvidos no processo de ablação.
- ✓ As análises de micrografia eletrônica de varredura indicam que a região de fibras das amostras sofre um processo de erosão menos intenso que a região de matriz. A exposição ao fluxo térmico gera vazios, poros e trincas no material como consequência da pirólise da matriz. Após a ablação, foram observados resíduos da matriz ainda não pirolizadas aderidas às fibras. Estes resíduos diminuem com o aumento do fluxo térmico e do tempo de exposição. Outro fato observado é o desgaste por corrosão anisotrópica das fibras de carbono deixando-as em formato de “agulhas”. Comparando-se estas imagens com as das amostras testadas a pressão atmosférica, constatou-se maior presença de resíduos de matriz ainda a serem pirolizadas indicando menor desgaste ablativo devido a baixa concentração de oxigênio na pressão rarefeita.
- ✓ As melhorias introduzidas para este trabalho no Túnel de Plasma do laboratório de física do ITA permitiram o levantamento de curva de fluxo térmico em função da distância da tocha e implementaram mecanismos que viabilizaram ensaios em lotes de amostras, onde eram medidas as temperaturas da superfície de incidência e da superfície oposta à incidência. Estas melhorias darão apoio para o desenvolvimento de novas ferramentas de qualificação e certificação de materiais de proteção térmica para o setor aeroespacial.
- ✓ O processo de fabricação por bobinagem inclinada desenvolvida na tese de referência Silva, S.(2015), mostrou-se ser reprodutível para a confecção das

amostras agora para este trabalho, atendendo aos requisitos de confiabilidade aplicáveis a indústria aeroespacial.

- ✓ Os resultados obtidos neste trabalho, certificam que o material utilizado e seu processo de fabricação está adequado para aplicação em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais e suborbitais em desenvolvimento no IAE, quando submetido à baixa pressão atmosférica.

5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- Estender este estudo sobre efeito da atmosfera em desgaste de outros tipos de materiais termoestruturais tais como: sílica-fenólica, cerâmicos, etc., bem como compósitos carbono-fenólica obtidos por outros processos de fabricação.
- O modelo matemático apresentado pode ser estendido para mais regiões do veículo, incorporando mais frentes móveis. Um modelo mais complexo de ablação para material composto pode ser empregado, incluindo os efeitos do campo de escoamento, injeção de massa, retirada mecânica da camada carbonizada, entre outros. Incluir a dependência da pirólise com a temperatura, adicionando a equação de Arrhenius na determinação da taxa de reação.
- Pesquisa na qualidade da interface fibras de carbono e resinas fenólicas, focando a importância do tratamento superficial das fibras na qualidade da adesão fibra/resina.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALFANO, D. et al. Emissivity and catalycity measurements on SiC-coated carbon fibre reinforced silicon carbide composite. **Journal of the European Ceramic Society**, v. 29, n. 10, p. 2045-2051, [S.d.], 2009.

ALMEIDA, L. E. N. “**Obtenção e Caracterização de Compósitos Ablativos de Matrizes Fenólica e Fenólica modificada com Epóxi, com reforço de Fibra de Carbono picada**”, Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica-DCTA/ITA, São José dos Campos, 2007.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS (ASTM). E 458-72 (Reapproved 2002). **Standard test method for heat of ablation**. Philadelphia, PA, 2007.

ANDERSON, JOHN D., JR. **Hypersonic and High Temperatures Gas Dynamics**, New York: McGraw-Hill Book Co., 1989. 702p.

AUWETER-KURTZ, M. Plasma source development for the qualification of thermal protection materials for atmospheric entry vehicles at IRS, **Vacuum**, Volume 65, Issues 3-4, 27 May 2002, Pages 247-261.

BACON R., Carbon fibers from Rayon precursors, in **Chemistry and Physics of Carbon**, vol. 9, ed. by P.L. Walker Jr, P.A. Thrower (Marcel Dekker, New York, 1973), pp. 1–102

BARBOSA, C.A.L., “**Obtenção e Caracterização de Materiais Ablativos a Base de Compósitos de Fibra de Carbono/Resina Fenólica**”. Dissertação de Mestrado – DCTA/ ITA - São José dos Campos, 2004. 142 110.

BARROS, E. A. “**Câmara de plasma reativo para ensaio de materiais de sistema de proteção térmica em ambiente de reentrada**” . Tese de mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. São José dos Campos, 2002.

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

BOULOS, M.I. **Thermal Plasma: Fundamentals and Applications**. Plenum Press, New York, NY, 1994. ISBN 0-306-44607-3.

BERTIN, J. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 39, n. 6-7, p. 511-536, 2003. doi:10.1016/S0376-0421(03)00079-4.

BUCKLEY, J. D. Carbon-Carbon an Overview, **Ceramic Bulletin**, n.2, V. 67, p. 364-368, 1988, Fiber and Wisker Reinforced

BRUNNER P.H., ROBERTS P.V.; **Carbon 18**, 217 (1980)

CALLISTER JR., W.D.; **Ciência e engenharia de materiais - Uma introdução**. Tradução de S.M.S. Soares. 5.ed. Rio de Janeiro, RJ: LTC, 2002. ISBN 85-216-1288-5.

CASSU, S. N., **Análise Térmica (TGA)** Resina Fenólica Tipo Resol (Rin 173) / “Prepreg” Fibra de Carbono (Tecido Russo – Cod. Ural T22p) e Resina Fenólica Rin 173, REAT/TGA-S13/14.

CHARAKHOVSKI, L. et al. Hypersonic and Subsonic Plasma Setups for Testing Heat Shielding Materials. In: **BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL ENGINEERING AND SCIENCES**, 12, 2008,

CLEMENTS, H. R., WARD, G. T. “Fabrication of Ablative Liners for Large Solid Booster Nozzles”, **J. Spacecraft**, v 3, n 4, p. 483. Apr. 1966.

DA SILVA, R. J., **“Plasma Térmico para Ablação de Materiais Utilizados como Escudo de Proteção Térmica em Sistemas Aeroespaciais”**. Tese de Mestrado em Física e Química dos Materiais Aeroespaciais – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.

DIAS, F. M. C. **“Desenvolvimento de Processos de Fabricação de Estruturas em Material Compósito Ablativo para Tubeiras de Foguetes”**, Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica-DCTA-ITA, São José dos Campos, 2001.

DELMONT, J.; **Technology of Carbon and Graphite Fiber Composites**, Malabar, Robert E. Krieger Publishing Co., p. 452, 1987.

FRIDMAN, A. **Plasma Chemistry**. New York: Cambridge University, 2008.p.1022.

GONÇALVES,A.; DOLINSKY, M. M.; FAZOLI, S..“O Veículo Lançador de Satélites”- **Seminário preparatório - 3ª CNCTI-Brasília-2005**.

GONÇALVES, A. **“Caracterização de Materiais Termoestruturais a base de Compósitos reforçados com Fibras de Carbono (CRFC) e Carbono Reforçado com Fibras de Silício (SiC)”**, Tese de Doutorado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica- DCTA-ITA, São José dos Campos, 2008.

GUEDES, U. T. V.; SOUZA, M. L. O.; KUGA, H. K.; **“A Conquista do Espaço: do Sputnik à Missão Centenário”** 2007. Edição: Cap. 8 – Título – Reentrada atmosférica. – Editora Livraria da Física, São Paulo. ISBN978-85-88325-89-0.

HALD, H. Operational limits for reusable space transportation systems due to physical boundaries of C/SiC materials. **Aerospace Science and Technology**, v. 7, n. 7, p. 551-559, 2003. doi:10.1016/S1270-9638(03)00054-3.

HERDRICH, G. et al. IRS Ground-testing facilities: thermal protection system development , code validation and flight experiment development. In: **AERODYNAMIC MEASUREMENT TECHNOLOGY AND GROUND TESTING CONFERENCE**, 24., 2004, Portland, **Anais...** Washington, DC: 2004. (AIAA-2004-2596).

HUANG, X.; **Materials** 2, 2369 (2009)

KELLY, A., WALBRAN W. A., VELEYE B., BICKERTON, S., KELLY, P. A. Prediction and Experimental Verification of Normal Stress Distributions on Mould Tools during Liquid Composite Moulding, **Composites**, 43 p.138-149, 2012.

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

KOVALEV, V. L. e KOLESNIKOV, A. F. Experimental and theoretical simulation of heterogeneous catalysis in aerothermochemistry (a Review). **Fluid Dynamics**, v. 40, n. 5, p. 669-693, 2005. doi:10.1007/s10697-005-0106-4.

KUO,K.K.; **“Principles of Combustion”**, John Wiley & Sons, 1986.

LEITE, R. M. G.; **“Cálculo de Ablação com uma Abordagem Entálpica para a Mudança de Fase”**, Tese de Doutorado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica – ITA-DCTA, São José dos Campos, 1999.

LUBIN, G., **“Handbook of Composites”**, Society of Plastics Engineers – SPE, Van Nostrand Reinhold Company, 1982.

MACIEL, H. S.; LOURES DA COSTA, L. E. V. ; MORAES JR., P. . Concept of a Small Plasma Tunnel for Characterization of Heat Shield Materials. In: **CONEM 2002 - II Congresso Nacional de Engenharia Mecânica**, 2002, João Pessoa - PB, 2002.

MACHADO, H. A. e Pessoa-Filho, J. B.,2007.a , “Aerodynamic Heating at Hypersonic Speeds”, **COBEM 2007**, Brasília.

MACHADO, H. A. e Pessoa-Filho, J. B., 2007.b , “Aerodynamic Heating on VSB-30”, **ESA Symposium**, Visby, Suécia.

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 -USA.

MACHADO, H. A; ORLANDE, H. R. B. Avaliação de Propriedades Ablativas em Compósitos Através de Inferência. In: **CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA**, 2016,

MACHADO, H.A., “Simulação Computacional do Processo Ablativo na Proteção Térmica de Veículos Espaciais e Sub-Orbitais” - **Relatório Técnico** - Divisão de Sistemas Espaciais – IAE/CTA - São José dos Campos – 2009.

MANO, E. B.; **Introdução a Polímeros**. São Paulo: Editora Edgard Blucher Ltda., 1985.

MARINUCCI, G., NISHITSUJI, D. A., EVORA, M. C., SILVA, G. A. **Cationic Concentration Effects on Eletron Beam cured of Carbon Epoxy Composites**, Institute of Advanced Studies-DCTA-IEAv, V.79, Issue 3, p. 306-309, 2010.

MARTINS, F. R. **“Caracterização do Fresamento de Chapas de Compósito Polímero Reforçado com Fibras de Carbono (PRFC)”**, Tese de Doutorado, Universidade Estadual de Campinas-UNICAMP,Campinas,2014.

MILES, D. C., BRISTON, J. H.; **Polymer Technology Chemical Publishing Co., Inc.** New York, 1979.

MORAES JUNIOR, P. "**SARA: um veículo orbital recuperável para experimentação em microgravidade.**", Plataformas para Experimentação em Ambiente de Microgravidade. São José dos Campos, 1999.

NASA. **U. S. Standard Atmosphere**, 1976, U. S. Government Printing Office, Washington, 1976. (TM-X-74335)

NATALI, M.; PURI I.; RALLINI, M.; KENNY, J.; TORRE, L. et al; "Ablation modeling of state of the art EPDM based elastomeric heat shielding materials for solid rocket motors", **Computational Materials Science** 111 (2016) 460–480.

PALMÉRIO, A.F., "**Introdução a Tecnologia de Foguetes**". Sindct - 1^a edição, 2016

PARDINI, L. C., NETO, F. L.; **Compósitos Estruturais, Ciência e Tecnologia**, São Paulo: Edgar Blücher, p. 312, 2006.

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

PESCI, P.G.S.; "**Avaliação do desempenho de compósitos ablativos em sistemas de proteção térmica**"- Dissertação de Mestrado-Universidade Estadual Paulista -UNESP-Guaratinguetá, 2017

PETRACONI, G et al. **Degradation of carbon-based materials under ablative conditions produced by a high enthalpy plasma jet**, Journal of Aerospace Technology and Management, v.2, n.1, p. 33-40, 2010.

RAWLINGS, R. D., ATIQ, S., BOCCACCINI A.R. Behavior of a Commercial Wired Glass under low Energy Ballistic Impact, **Glass Science Technol.** V.77, p. 31-35, 2004.

RITA, C.C.P.; "**Síntese de Camadas de Passivação sobre Materiais Compósitos Termoestruturais ensaiados em Túnel de Plasma Supersônico**". Qualificação de Doutorado-Instituto Tecnológico da Aeronáutica – ITA, São José dos Campos, 2016.

SAVAGE, G.; **Carbon /carbon Composites**. London. Chapman & Hall, 1993

SILVA, H. P., "**Caracterização mecânica por cisalhamento em materiais compósitos de carbono/fenólica submetidos à altas temperaturas para aplicação aeroespacial**". Dissertação de Mestrado-Universidade Estadual de Campinas-UNICAMP, Campinas, 2015.

SILVA, S.F.C. e ; "**Tecnologia de Plasma para Estudo das Propriedades Ablativas em Compósitos obtidos por Bobinagem para uso Aeroespacial**", Tese de Doutorado, Universidade Estadual de Campinas-UNICAMP, Campinas, 2015.

SILVA, W. G. Da. “**Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais**”. Tese de Mestrado em Física dos Plasmas - Instituto Tecnológico de Aeronáutica - São Jose dos Campos, 2009

SUTTON, K.; **Nasa Technical Note**, nasa tn d-5930, 19960610 093 , An experimental study of a carbon-phenolic ablation material- Langley Research Center Hampton, Va. 23365- National Aeronautics and Space Administration- Washington, D. C.- September 1970.

SYKES JR., G. F.; **Nasa Technical Note**, NASA tn d-3810, Decomposition characteristics of a char-forming phenolic polymer used for ablative composites- Langley Research Center Langley Station, Hampton, Va.19960503 090 - National Aeronautics and Space Administration - Washington, D. C.- February 1967.

TICK, S. J., Husson, G. R, Griese, R. “Designing of Ablative Thrust Chambers and Their Materials”, **J. Spacecraft**, v 2, n 3, p. 325, May/June 1965.

THIMOTEO, H.P.C., “**Estudo do Comportamento Ablativo de Composições Fenólicas com Carga**”, Tese de Mestrado, IMA, UFRJ, Rio de Janeiro, 1986.

THOMAS, C. R., **Essentials of Carbon-Carbon Composites**, The Royal Society of Chemistry, 1993

THORNTON, E.A. (Ed.); Thermal structures and materials for high-speed flight - Edição de Washington, DC: **AIAA**, 1992. (Progress in Astronautics and Aeronautics; v. 140). ISBN 1-56347-017-9.

WILLIAMS, S.D.; CURRY, D.M.; Thermal protection materials—thermophysical property data. **NASA Reference Publication** 1289, Houston, Texas-1992

ZHUKOV, M. F.; **Thermal Plasma Torches**, Cambridge Interscience Publishing, Cambridge, UK, 2007. ISBN 978-1-904602-02-6.

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