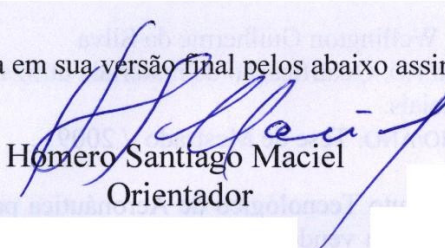


Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Física, Física de Plasmas.

Wellington Guilherme da Silva

**QUALIFICAÇÃO DE MATERIAIS UTILIZADOS EM
SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA PARA VEÍCULOS
ESPACIAIS**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Homero Santiago Maciel
Orientador

Celso Massaki Hirata
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil
2009

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Da Silva, Wellington Guilherme

Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais / Wellington Guilherme da Silva.

São José dos Campos, 2009.

112f.

Tese de Mestrado - Curso Física, Área de Física do Plasma. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009. Orientador: Prof. Dr. Homero Santiago Maciel.

1. Materiais. 2. Proteção Térmica. 3. Túnel de Plasma. I. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Ciências Fundamentais. II. Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

DA SILVA, Wellington Guilherme. **Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais**. 2009. 112f. Tese de Mestrado - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Wellington Guilherme da Silva

TÍTULO DO TRABALHO: Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Tese de Mestrado / 2009

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta tese e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta Tese pode ser reproduzida sem a sua autorização (do autor).

Wellington Guilherme da Silva – wellington-silva@uol.com.br

Departamento de Física – IEFF – Instituto Tecnológico de Aeronáutica

CEP: 12.228-900 – São José dos Campos – SP

QUALIFICAÇÃO DE MATERIAIS UTILIZADOS EM SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA PARA VEÍCULOS ESPACIAIS

Wellington Guilherme da Silva

Composição da Banca Examinadora:

Prof^a. Marisa Roberto
Prof. Homero Santiago Maciel
Prof. Gilberto Petraconi Filho
Dr^a. Maria Luisa Gregori

Presidente - ITA
Orientador - ITA
Membro Interno - ITA
Membro Externo - IAE

ITA

Ao Deus Pai e ao seu Filho Jesus
Cristo pelo dom da vida.

À minha esposa Aldinéa e ao meu
filho Gabriel, pelo incentivo e
paciência durante mais esta fase
em minha vida.

Agradecimentos

É necessário ressaltar a importância do trabalho em equipe e da cooperação mútua, base do trabalho do Laboratório de Plasma e Processos do ITA. Agradeço ao meu orientador Professor Dr. Homero Santiago Maciel pela orientação, incentivo e cursos ministrados. Ao Professor Dr. Leonid Charakhovski, abnegado, insistente e dedicado pesquisador, pela paciência em ensinar, sempre solícito em passar os conhecimentos, sem o seu apoio este trabalho não seria realizado. Aos Professores: Gilberto Petraconi, Jayr de Amorim, Inácio Regiani, Marisa Roberto, Cristiane Martins e Alexei Essiptchouk pelos cursos ministrados. Aos professores Argemiro Soares e Marcos Massi pelo apoio em diversas atividades de laboratório. Ao pesquisador Dr. Edson de Aquino Barros pelos trabalhos desenvolvidos anteriormente que foi a semente deste e ao apoio prestado. Aos amigos do Laboratório de Guerra Eletrônica pela boa convivência e apoio, em especial aos amigos Magalhães e Nohra pelo apoio na realização da disciplina de Mecânica Quântica. Aos amigos do Laboratório de Plasma e Processos: Leandro, Shirley, Diego, Rodrigo, Mauro, Júlio, Sara, Sérgio Parada, Roberson, Aleandro, Jossano e Thomas, pela convivência amigável e apoio no projeto. À Zenaide pelo apoio de secretaria. Aos Técnicos da oficina mecânica: Donizete, Garufe e Roberto pelo apoio na confecção de diversos componentes utilizados nos experimentos. As pesquisadoras Sônia Costa e Maria Luisa Gregory do IAE pelo fornecimento das amostras de materiais. Aos técnicos Duque, Ronaldo e João Batista, da AMR, pelo apoio nas realizações das análises por Difração de Raios X, MEV e EDX. Ao Dr Luiz Cláudio Pardini, da AMR, e ao Prof Choyu Otani pelo apoio na interpretação das análises de MEV e Difração de Raios X. A Agência Espacial Brasileira pelo apoio por meio do Programa Uniespaço, em especial ao Dr José Bezerra Pessoa Filho do IAE. Ao Comandante do CPOR o Maj Inf Alexandre Okada pelo apoio administrativo em diversas situações. Ao Prof. Dr. José Edimar Barbosa de Oliveira e ao Ten Cel Av Fábio Durante, coordenadores do PPGA0 no período deste trabalho, pela orientação e incentivo. E ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica pela oportunidade de realizar este trabalho nesta conceituada Instituição.

A todos muito obrigado!

“E, demais disto, filho meu, atenta: não há limite para fazer livros, e o muito estudar enfado é da carne. De tudo que se tem ouvido o fim é: Teme a Deus e guarda os seus mandamentos; porque este é o dever de todo homem”.
Bíblia Sagrada – Livro de Eclesiastes 12:12-13.

Resumo

Materiais empregados em veículos espaciais estão sujeitos a um ambiente térmico agressivo. Estes materiais são empregados principalmente em tubeiras de exaustão dos gases de motor foguete e nas superfícies expostas ao severo ambiente da reentrada atmosférica. O ensaio em laboratório é fundamental para a qualificação dos materiais empregados em sistemas de proteção térmica de veículos espaciais. Este trabalho apresenta os resultados de pesquisas experimentais realizadas no Laboratório de Plasmas e Processos do ITA, cujo objetivo principal foi qualificar materiais utilizados em sistemas de proteção térmica de veículos espaciais. Um túnel de plasma foi concebido utilizando-se a infra-estrutura laboratorial existente, cujos principais componentes foram: uma câmara de processos de $3,2 \text{ m}^3$, um sistema de vácuo com capacidade de bombeamento de $500 \text{ m}^3/\text{h}$, e uma tocha de plasma alimentada por uma fonte de energia elétrica de corrente contínua de 50 kW . Os parâmetros de operação do túnel de plasma foram otimizados para reproduzirem condições próximas do ponto crítico de reentrada do SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) um veículo espacial em desenvolvimento pelo IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) com o objetivo de realizar experimentos científicos de micro gravidade. Foram gerados jatos de plasmas de ar e nitrogênio. O ambiente reproduzido apresentou um fluxo térmico de $2,2 \text{ MW/m}^2$, número de Mach de 4.1, entalpia de $6,7 \text{ MJ/kg}$ e uma altitude simulada próxima de 40 km . Foi realizada a caracterização do jato de plasma e das amostras de materiais compósitos de quartzo-fenólico, carbono-fenólico, carbono-carbono e carbono-carbeto de silício. Algumas propriedades ablativas (perda de massa e calor de ablação) e térmicas (difusividade térmica e emissividade) das amostras foram verificadas. Os efeitos da interação do plasma com os materiais foram analisados por MEV (Microscopia de Varredura Eletrônica), EDX (Energia Dispersiva de Raios X) e Difração de Raios X. Os resultados alcançados possibilitam o desenvolvimento de uma metodologia para a qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica em ambiente de reentrada atmosférica utilizando um túnel de plasma, bem como apresentam as principais propriedades de alguns materiais largamente empregados em sistemas de proteção térmica. Os dados obtidos foram muito importantes para o cálculo das dimensões dos sistemas de proteção térmica necessários aos veículos espaciais em desenvolvimento no Brasil na concepção da Missão Espacial Completa Brasileira.

Abstract

Materials used in space vehicles are submitted to an aggressive thermal environment. These materials are mainly used in gas exhaust nozzles of rocket motor and in the surfaces exposed to the severe environment of atmospheric reentry. Tests in laboratory are crucial for the qualification of the materials used in thermal protection systems of space vehicles. This work presents the results of the experimental researches carried out in the Laboratory of Plasma Processes of the ITA, whose main objective was to qualify materials used in thermal protection systems of space vehicles. A plasma wind tunnel was designed using the laboratory infrastructure, whose main parts were: a 3.2 m³ vacuum chamber, a vacuum system capable of pumping 500 m³/h and a plasma torch powered by a 50 kW direct current power supply. Operating parameters of the plasma wind tunnel were optimized to reproduce conditions close to the critical point of reentry of the SARA (Satellite Atmospheric Reentry), under development by IAE (Institute of Aeronautics and Space) in order to carry out scientific experiments in micro gravity. Plasma jet was generated using air and nitrogen gas. The characteristics of the reproduced environment were: heat flux of 2.2 MW/m², Mach number of 4.1, enthalpy of 6.7 MJ/kg and a simulated altitude close to 40 km. The plasma jet was characterized and samples of quartz-phenolic, carbon-phenolic, carbon-carbon and carbon-silicon carbide composites were investigated. Were investigated: ablative properties (specific mass loss and heat of ablation) and thermal properties (thermal diffusivity and emissivity) of the samples were obtained. The effects of the plasma interaction with the materials were analyzed by SEM (Scanning Electronic Microscopy), EDX (Energy Dispersive X-ray) and X-ray diffraction. The results obtained enable the development of a methodology for the qualification of materials used in thermal protection systems in an atmospheric re-entry environment by using a plasma wind tunnel. The data obtained were very important for the calculation of the thermal protection system dimensions necessary to protect the space vehicles in development at Brazil in order to achieve Entire Brazilian Space Mission.

Lista de Ilustrações

<i>Figura 2.1 - Variação da densidade do ar atmosférico em função da altitude [9].</i>	22
<i>Figura 2.2 - Variação da pressão atmosférica em função da altitude.</i>	23
<i>Figura 2.3 - Variação da velocidade de reentrada em função da altitude do SARA e da Gemini.</i>	24
<i>Figura 2.4 – Fluxos térmicos previstos para o SARA em função do tempo [14].</i>	25
<i>Figura 2.5 - Esquema básico de um túnel de plasma com seus diversos componentes.</i>	27
<i>Figura 2.6 – Vista aérea do túnel de plasma SCIROCCO [5].</i>	29
<i>Figura 2.7 – Temperatura dos elétrons (T_e) e das partículas pesadas (T_g) em função da pressão [24].</i>	31
<i>Figura 2.8 – Esquemas de tochas de plasma com arco elétrico não-transferido (a) e transferido (b).</i>	33
<i>Figura 2.9 – Tocha de plasma com arco elétrico auto-estabilizado, reproduzido de [18].</i>	34
<i>Figura 2.10 - Tocha de plasma com arco elétrico fixado por degrau (a) e por arco-elétrico segmentado (b).</i>	35
<i>Figura 2.11 – Vista da Tocha de Plasma do túnel de plasma GHIBLI, reproduzido de [4].</i>	35
<i>Figura 2.12 – Distribuição da condutividade (1) e da temperatura (2), segundo o modelo do canal [18].</i>	36
<i>Figura 2.13 - Curva característica Tensão x Corrente de uma tocha de plasma linear.</i>	39
<i>Figura 3.1 – Recuperação da espaçonave Soyuz TMA-7, reproduzido de [31].</i>	41
<i>Figura 3.2 – Mecanismos de ablação de compósito ablativo, reproduzido de [13].</i>	41
<i>Figura 3.3 - Gradiente de temperatura em função das camadas de um TPS ablativo, adaptado de [34].</i>	42
<i>Figura 3.4 - Materiais utilizados no TPS do ônibus espacial Columbia [37].</i>	43
<i>Figura 3.5 – Desenho de tela do tecido tipo plano [39].</i>	48
<i>Figura 3.6 – Exemplo de preforma multidirecional 4D [30].</i>	48
<i>Figura 4.1 – Estrutura do túnel de plasma experimental.</i>	53
<i>Figura 4.2 –Tocha de Plasma.</i>	54
<i>Figura 4.3 – Fonte de potência de corrente contínua.</i>	55
<i>Figura 4.4 – Vista do Painel de controle (1) ao lado da câmara de vácuo (2) e das bombas de vácuo (3).</i>	56
<i>Figura 4.5 – Esquema da amostra no suporte refrigerado a água.</i>	58
<i>Figura 4.6 – Suporte de amostras.</i>	58
<i>Figura 4.7 – Esquema de emprego de cunha aerodinâmica.</i>	62
<i>Figura 4.8 – Vista superior do esquema para medição das temperaturas nas superfícies das amostras.</i>	63
<i>Figura 4.9 – Curva de calibração do termômetro infravermelho.</i>	64
<i>Figura 4.10 – Modelamento das temperaturas para o caso do corpo semi-infinito.</i>	68
<i>Figura 5.1 – Efeito diamante em um jato de plasma [51].</i>	73
<i>Figura 5.2 – Efeito diamante com sucessivas expansões e compressões do jato de plasma.</i>	73
<i>Figura 5.3 - Placas de fibra de vidro expostas ao jato de plasma na posição a) 65 mm e b) 75mm.</i>	74
<i>Figura 5.4 – Esquema de calorímetro exponencial com disco de cobre.</i>	75
<i>Figura 5.5 – Exemplo de medição de temperatura no termopar do calorímetro.</i>	76
<i>Figura 5.6 – Imagem de amostras dos materiais ensaiados, abaixo amostras antes dos ensaios e acima amostras após ensaios.</i>	77
<i>Figura 5.7 – Perda de massa em função do tempo de experimento.</i>	79
<i>Figura 5.8 – Exemplo de variação de temperatura para o compósito quartzo-fenólico.</i>	81
<i>Figura 5.9 - Exemplo de variação de temperatura para o compósito carbono-fenólico.</i>	82

<i>Figura 5.10 - Exemplo de variação de temperatura para o compósito CRFC.....</i>	<i>83</i>
<i>Figura 5.11 - Exemplo de variação de temperatura para o compósito C-C/SiC.....</i>	<i>84</i>
<i>Figura 5.12 – Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio para os compósitos de quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina fenólica.</i>	<i>85</i>
<i>Figura 5.13 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra para os compósitos de quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina fenólica.</i>	<i>86</i>
<i>Figura 5.14 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do compósito de carbono-fenólico.....</i>	<i>87</i>
<i>Figura 5.15 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do compósito de carbono-fenólico.</i>	<i>87</i>
<i>Figura 5.16 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do compósito de CRFC.....</i>	<i>88</i>
<i>Figura 5.17 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do compósito CRFC.....</i>	<i>88</i>
<i>Figura 5.18 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do compósito C-C/SiC.</i>	<i>89</i>
<i>Figura 5.19 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do compósito de carbono-fenólico.</i>	<i>89</i>
<i>Figura 5.20 - Imagem de MEV do compósito quartzo-fenólico antes do ensaio.....</i>	<i>91</i>
<i>Figura 5.21 – Imagem de MEV do compósito quartzo-fenólico após ensaio.....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 5.22 – Detalhe da região com fibras fundidas – região char.....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 5.23 - Imagem de MEV do compósito carbono-fenólico antes do ensaio.....</i>	<i>93</i>
<i>Figura 5.24 - Imagem de MEV do compósito carbono-fenólico após ensaio.</i>	<i>94</i>
<i>Figura 5.25 - Imagem de MEV do compósito CRFC após ensaio.....</i>	<i>95</i>
<i>Figura 5.26 - Imagem de MEV do compósito C-C/SiC antes do ensaio.</i>	<i>95</i>
<i>Figura 5.27 – Imagem da superfície do compósito C-C/SiC após ensaio.....</i>	<i>96</i>
<i>Figura 5.28 – Análise de EDX da resina fenólica de uma amostra de quartzo-fenólico.</i>	<i>97</i>
<i>Figura 5.29 - Análise de EDX da fibra de quartzo de uma amostra de quartzo-fenólico.....</i>	<i>97</i>
<i>Figura 5.30 - Análise de EDX da resina fenólica de uma amostra de carbono-fenólico.....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 5.31 - Análise de EDX da matriz de uma amostra de CRFC.....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 5.32 - Análise de EDX das fibras de uma amostra de C-C/SiC.....</i>	<i>99</i>
<i>Figura 5.33 - Análise de EDX da matriz de uma amostra de C-C/SiC.</i>	<i>99</i>
<i>Figura 5.34 - Análise de EDX das fibras na superfície de uma amostra de C-C/SiC.....</i>	<i>100</i>
<i>Figura 5.35 – Difractograma do compósito de quartzo-fenólico.....</i>	<i>100</i>
<i>Figura 5.36 - Difractograma do compósito de carbono-fenólico.</i>	<i>101</i>
<i>Figura 5.37 - Difractograma do compósito de CRFC.</i>	<i>102</i>
<i>Figura 5.38 - Difractograma do compósito de C-C/SiC.....</i>	<i>102</i>

Lista de Tabelas

<i>Tabela 1 – Composição de fibras de vidro utilizadas na manufatura de compósitos.</i>	<i>47</i>
<i>Tabela 2 - Valores da constante K para $\theta_\delta=0.05$ [50].</i>	<i>67</i>
<i>Tabela 3 – Medidas médias iniciais das amostras utilizadas nos ensaios.</i>	<i>77</i>
<i>Tabela 4 – Perda de Massa Específica das Amostras </i>	<i>78</i>
<i>Tabela 5 - Valores da Emissividade dos materiais ensaiados.....</i>	<i>80</i>
<i>Tabela 6 – Calor de Ablação Termoquímico.</i>	<i>84</i>
<i>Tabela 7 – Quadro resumo das propriedades investigadas dos materiais analisados.....</i>	<i>104</i>

Lista de Abreviaturas e Siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira.
AFRSI	<i>Advance Flexible Reusable Surface Insulation.</i>
AMR	Divisão de Materiais do IAE.
ASTM	<i>American Society for Testing of Materials.</i>
CAPES	Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior.
C-C/SiC	Compósito de Carbono modificado com SiC reforçado com Fibras de Carbono.
CIRA	<i>Centro Italiano Ricerche Aerospaziali.</i>
CRFC	Compósito de Carbono reforçado com Fibras de Carbono.
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica.
EDX	Energia Dispersiva de Raios X.
FRCI	<i>Fibrous Refractory Composite Insulation.</i>
FRSI	<i>Felt Reusable Surface Insulation.</i>
HRSI	<i>High-temperature Reusable Surface Insulation.</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço.
IEFF	Divisão da Física do Departamento de Ensino Fundamental do ITA.
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
LHMTI	<i>Luikov Heat and Mass Transfer Institute.</i>
LRSI	<i>Low-temperature Reusable Surface Insulation.</i>
MEV	Microscopia de Varredura Eletrônica.
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration.</i>
PPGAO	Programa de Pós-Graduação em Aplicações Operacionais.
PWT	<i>Plasma Wind Tunnel.</i>
RCC	<i>Reinforced Carbon-Carbon.</i>
RLV	<i>Reusable Launch Vehicles.</i>
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica.
TPS	<i>Thermal Protection System.</i>
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina.

Lista de Símbolos

A	Área (m ²)
a	Difusividade térmica (m ² /s)
c ₀	Velocidade da luz (2.997 x 10 ⁸ m/s)
c _p	Calor específico a pressão constante (J/kgK)
c _v	Calor específico a volume constante (J/kgK)
d	Diâmetro da amostra (mm)
G	Fluxo de gás na tocha de plasma (kg/s)
h	Entalpia em (MJ/kg), Altitude (km), constante de Planck (1,662 x 10 ⁻³⁸ Js)
H	Altura da escala atmosférica (km)
ħ	Constante de Planck reduzida ($\hbar=h/2\pi=1.055 \times 10^{-34}$ Js)
I	Intensidade radiante (W/m ² sr), intensidade de corrente elétrica (A)
K	Constante em função do regime de aquecimento (u.a.)
k _B	Constante de Boltzmann (1.381 x 10 ⁻²³ J/K)
k _T	Coefficiente de condutividade térmica (W/mK)
l	Comprimento do canal da tocha de plasma
M	Número de Mach (u.a.) ou Emitância Radiante Espectral (W/m ²)
m	Massa (kg)
\dot{m}	Perda de massa específica (kg/m ² s)
m _f	Massa após experimento (kg)
m _i	Massa antes do experimento (kg)
p ₀	Pressão estática (Pa)
p ₁	Pressão de estagnação (Pa)
q	Fluxo térmico (MW/m ²)
Q _{abl}	Calor de ablação (J/kg)
q _i	Fluxo térmico irradiado (W/m ²)
T	Temperatura absoluta (K)
t	Tempo (s)
T _δ	Temperatura da isotérmica na profundidade δ
T _a	Temperatura aparente (°C)
T _c	Temperatura corrigida (°C)
T _f	Temperatura final (°C)
T _i	Temperatura inicial (°C)

T_p	Temperatura do Jato de Plasma ($^{\circ}\text{C}$)
T_s	Temperatura na superfície exposta ao jato de plasma ($^{\circ}\text{C}$)
V	Volume (m^3)
v_s	Velocidade do som (m/s)
v_v	Velocidade do veículo espacial
λ	Comprimento de onda (m), constante adiabática (u.a.)
α	Coefficiente de absorção (u.a.)
τ	Coefficiente de transmissão (u.a.)
ρ	Coefficiente de reflexão (u.a), massa específica (kg/m^3)
σ_D	Parâmetro balístico de um veículo espacial (u.a.)
σ_{SB}	Constante de Stefan-Boltzmann ($5.670 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$)
ε_T	Emissividade (u.a.)
δ	Espessura da amostra (mm)
θ	Temperatura adimensional (u.a), ângulo de refração de raios X

Nota:

u.a. (unidade adimensional)

Sumário

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	CONSIDERAÇÕES INICIAIS	15
1.2	PLANEJAMENTO DO TRABALHO	16
1.3	OBJETIVOS DO TRABALHO	18
1.4	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	18
2	SIMULAÇÃO DO AMBIENTE DE REENTRADA ATMOSFÉRICA	20
2.1	O AMBIENTE DE REENTRADA ATMOSFÉRICA	20
2.1.1	ALTITUDE E PRESSÃO.....	21
2.1.2	VELOCIDADE E NÚMERO DE MACH	24
2.1.3	FLUXO TÉRMICO	25
2.2	TÚNEIS DE PLASMA	26
2.2.1	ESTRUTURA DE UM TÚNEL DE PLASMA	26
2.3	FÍSICA DE PLASMAS TÉRMICOS	30
2.3.1	CLASSIFICAÇÃO DOS PLASMAS	30
2.3.2	TOCHAS DE PLASMAS	32
2.3.2.1	TIPOS DE TOCHAS DE PLASMAS.....	32
2.3.2.2	O MODELO DO CANAL	35
2.3.2.3	PARÂMETROS OPERACIONAIS E CONSTRUTIVOS DE UMA TOCHA DE PLASMA.....	36
2.3.2.4	MODELAMENTO DE UMA TOCHA DE PLASMA PELA TEORIA DA SIMILARIDADE.....	37
3	SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA.....	40
3.1	MATERIAIS UTILIZADOS EM SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA	40
3.1.1	MATERIAIS ABLATIVOS.....	40
3.1.2	MATERIAIS REIRRADIANTES	42
3.1.3	ESTADO DA ARTE E NOVAS TENDÊNCIAS PARA MATERIAIS.....	43
3.2	MATERIAIS COMPÓSITOS	44
3.2.1	MATRIZES	45
3.2.1.1	MATRIZES DE RESINA FENÓLICA.....	45
3.2.1.2	MATRIZES DE CARBONO	45
3.2.1.3	MATRIZES DE CARBETO DE SILÍCIO.....	45
3.2.1.4	MATRIZES HÍBRIDAS DE CARBONO E CARBETO DE SILÍCIO C/SiC	46
3.2.2	REFORÇOS	46
3.2.2.1	REFORÇOS DE FIBRAS DE VIDRO	46
3.2.2.2	REFORÇOS DE FIBRA DE CARBONO	47
3.2.2.3	REFORÇOS DE FIBRA DE CARBETO DE SILÍCIO.....	47
3.2.3	TECIDOS DE PREFORMAS.....	47
3.3	PROPRIEDADES TÉRMICAS DOS MATERIAIS UTILIZADOS EM TPS	48
3.3.1	CONDUTIVIDADE TÉRMICA	49
3.3.2	CAPACIDADE CALORÍFICA E CALOR ESPECÍFICO.....	49
3.3.3	DIFUSIVIDADE TÉRMICA	50
3.3.4	CALOR DE ABLAÇÃO	51
3.3.5	EMISSIVIDADE.....	52
4	SISTEMA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA.....	53
4.1	SISTEMA EXPERIMENTAL.....	53
4.1.1	TOCHA DE PLASMA	54
4.1.2	FORNECEDOR DE POTÊNCIA	55
4.1.3	CÂMARA DE VÁCUO.....	55
4.1.4	SISTEMA DE VÁCUO	56
4.1.5	SISTEMA DE GASES	57
4.1.6	SISTEMA DE AQUISIÇÃO DE DADOS.....	57
4.1.7	SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO	57
4.1.8	SUORTE DE AMOSTRAS.....	58
4.2	MATERIAIS ENSAIADOS	59
4.2.1	COMPÓSITO QUARTZO-FENÓLICO	59
4.2.2	COMPÓSITO CARBONO-FENÓLICO	59

4.2.3	COMPÓSITO CRFC	60
4.2.4	COMPÓSITO C-C/SiC.....	60
4.3	METODOLOGIA PARA CARACTERIZAÇÃO DO JATO DE PLASMA	60
4.3.1	DETERMINAÇÃO DA ALTITUDE	60
4.3.2	DETERMINAÇÃO DO FLUXO TÉRMICO	61
4.3.3	DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE.....	61
4.3.3.1	MÉTODO DA CUNHA AERODINÂMICA	61
4.3.3.2	MÉTODO DO TUBO DE PITOT	62
4.4	METODOLOGIA PARA CARACTERIZAÇÃO DAS AMOSTRAS	62
4.4.1	MEDIDAS DE TEMPERATURA	63
4.4.2	DETERMINAÇÃO DA PERDA DE MASSA ESPECÍFICA	64
4.4.3	DETERMINAÇÃO DA EMISSIVIDADE.....	65
4.4.4	DETERMINAÇÃO DO CALOR DE ABLAÇÃO.....	65
4.4.5	DETERMINAÇÃO DA DIFUSIVIDADE TÉRMICA	66
4.4.5.1	MODELO DO CORPO SEMI-INFINITO	66
4.4.5.2	MODELO DA PLACA DE ESPESSURA FINITA	69
4.4.6	ANÁLISE DA MICROESTRUTURA E COMPOSIÇÃO DOS MATERIAIS	69
4.4.6.1	MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA	70
4.4.6.2	ESPECTROMETRIA DE ENERGIA DISPERSIVA DE RAIOS X.....	70
4.4.6.3	DIFRATOMETRIA DE RAIOS X.....	71
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	72
5.1	CARACTERIZAÇÃO DO JATO DE PLASMA	72
5.1.1	DEFINIÇÃO DO PONTO DE OPERAÇÃO DA TOCHA DE PLASMA.....	72
5.1.2	FLUXO TÉRMICO NO JATO DE PLASMA	75
5.1.3	NÚMERO DE MACH DO JATO DE PLASMA	76
5.2	CARACTERIZAÇÃO DAS AMOSTRAS.....	77
5.2.1	DETERMINAÇÃO DA PERDA DE MASSA ESPECÍFICA	78
5.2.2	DETERMINAÇÃO DA EMISSIVIDADE.....	79
5.2.3	VARIAÇÃO DAS TEMPERATURAS NAS SUPERFÍCIES DAS AMOSTRAS	80
5.2.3.1	VARIAÇÃO DAS TEMPERATURAS NAS SUPERFÍCIES DO COMPÓSITO QUARTZO-FENÓLICO.....	81
5.2.3.2	VARIAÇÃO DAS TEMPERATURAS NAS SUPERFÍCIES DO COMPÓSITO CARBONO-FENÓLICO.....	81
5.2.3.3	VARIAÇÃO DAS TEMPERATURAS NAS SUPERFÍCIES DO COMPÓSITO CRFC	82
5.2.3.4	VARIAÇÃO DAS TEMPERATURAS NAS SUPERFÍCIES DO COMPÓSITO C-C/SiC	83
5.2.4	DETERMINAÇÃO DO CALOR DE ABLAÇÃO.....	84
5.2.5	DETERMINAÇÃO DA DIFUSIVIDADE TÉRMICA	85
5.2.5.1	DIFUSIVIDADE TÉRMICA DO COMPÓSITO QUARTZO-FENÓLICO.....	85
5.2.5.2	DIFUSIVIDADE TÉRMICA DO COMPÓSITO CARBONO-FENÓLICO	86
5.2.5.3	DIFUSIVIDADE TÉRMICA DO COMPÓSITO CRFC	87
5.2.5.4	DIFUSIVIDADE TÉRMICA DO COMPÓSITO C-C/SiC.....	88
5.2.5.5	ERROS NA MEDIDA DA DIFUSIVIDADE TÉRMICA	89
5.2.6	ANÁLISE DA MICROESTRUTURA E COMPOSIÇÃO DAS AMOSTRAS	90
5.2.6.1	ANÁLISE DA MICROESTRUTURA POR MEV	90
5.2.6.2	ESPECTROMETRIA DE ENERGIA DISPERSIVA DE RAIOS X.....	96
5.2.6.3	ANÁLISE POR DIFRAÇÃO DE RAIOS X.....	100
	CONCLUSÕES	103
	REFERÊNCIAS	106

1 INTRODUÇÃO

1.1 Considerações Iniciais

O domínio das tecnologias do setor aeroespacial leva as nações a adquirirem excelência em diversos outros setores (telecomunicações, alimentação, têxtil, entretenimento, automotivo, bélico...) resultando em uma indústria nacional de produtos com alto valor agregado e conseqüentes benefícios para a sociedade. Além disto, as tecnologias do setor aeroespacial levam a um fortalecimento do poder aeroespacial que representa o vetor mais privilegiado de projeção das Forças Armadas de uma nação, garantindo os interesses político-estratégicos de uma nação [1] (André, 2006). Entretanto, a tecnologia aeroespacial é de domínio de um seleto e pequeno grupo de nações que, normalmente, não compartilham este conhecimento. Desta forma, o desenvolvimento de trabalhos que objetivem a independência tecnológica do setor aeroespacial é fundamental para uma nação que busca o bem estar de seu povo e a soberania nacional.

Um veículo espacial, em especial durante a reentrada atmosférica, está sujeito a um severo ambiente aerotermodinâmico [2] [3]. Assim, dentre as diversas tecnologias necessárias a um projeto aeroespacial está o desenvolvimento de materiais para utilização em sistemas de proteção térmica. Estes sistemas são normalmente designados por *Thermal Protection System* (TPS), sendo este o termo adotado neste trabalho. Este trabalho apresenta uma metodologia para qualificar materiais a serem utilizados em TPS utilizado a estrutura de túnel de plasma ou *Plasma Wind Tunnel* (PWT). Jatos de plasma térmico são freqüentemente utilizados para simular ambientes aerotermodinâmicos de reentrada atmosférica [3] [4] [5]. Portanto, uma tocha de plasma de arco elétrico de corrente contínua será utilizada neste trabalho em uma câmara de vácuo em pressões compatíveis a da reentrada atmosférica do satélite brasileiro SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica).

1.2 Planejamento do Trabalho

Este trabalho foi planejado utilizando a ferramenta de gestão 5W2H (*what, why, where, who, when, how e how much*) que estrutura um projeto por meio de respostas a cinco perguntas: O quê? Por quê? Onde? Quem? Quando? Como? E Quanto? Esta metodologia é largamente empregada em projetos de gestão empresarial e gestão de projetos, sendo adaptada para este projeto de pesquisa científica [6].

O objetivo geral do trabalho é a qualificação de materiais utilizados em sistema de proteção térmica para veículos espaciais, e os objetivos específicos são: a) Caracterizar a tocha de plasma que será utilizada para produzir o jato de plasma; b) Caracterizar o jato de plasma; c) Analisar as interações entre o jato de plasma e alguns materiais utilizados em TPS; d) Determinar características térmicas e ablativas dos materiais ensaiados.

Este trabalho é justificado pela importância dos Sistemas de proteção térmica em veículos espaciais. Projetos espaciais são dispendiosos e uma falha nestes sistemas pode provocar perdas de recursos materiais e humanos.

Qualificação de materiais pode ser realizada por três metodologias complementares: Simulação computacional; simulação em laboratório; e ensaios em vôo [7]. Simulações computacionais são importantes, mas requerem validação experimental. Testes de ensaios em vôo com missões reais são muito dispendiosos. Desta forma, a simulação das condições em laboratório é uma metodologia adequada para qualificação de materiais utilizados em TPS, sendo indicados como uma fase anterior ao ensaio em vôo, diminuindo os custos operacionais pela redução de número de lançamentos necessários nas campanhas de ensaio. O trabalho está focado no emprego de um túnel de plasma de pequenas dimensões que reproduzirá parcialmente os parâmetros da reentrada atmosférica do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA).

Os experimentos foram realizados utilizando a infra-estrutura previamente desenvolvida [7] acrescida de alguns melhoramentos com o objetivo de aproximar o ambiente simulado às condições reais do SARA.

O trabalho foi desenvolvido em um programa de mestrado com suporte dos recursos e da equipe do Laboratório de Plasma e Processos do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Também foram utilizados os recursos disponíveis no Campus do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), destacando a Divisão de Materiais (AMR) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O trabalho é voltado para atender às necessidades da Agência Espacial Brasileira (AEB) na concepção da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB).

O trabalho foi desenvolvido em um período de dois anos letivos, incluindo: realização das disciplinas que forneceram os conceitos teóricos que fundamentam o trabalho; pesquisa de revisão bibliográfica; desenvolvimento de práticas de laboratório; participação em congressos; produção de artigos científicos; desenvolvimento e produção de artefatos para o arranjo experimental; realização de experimentos; análises dos resultados; e redação da Tese.

Os recursos necessários foram parcialmente atendidos pelo Projeto Uniespaço 2007-2009 conforme Anúncio de Oportunidade AO 01-2006 da AEB que disponibilizou R\$ 90.000.00 que foram empregados em material permanente, material de consumo e serviços terceirizados. O PVE (Programa Visitante Estrangeiro) da CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior) viabilizou a participação do Professor Dr. Leonid Charakhovski do *Luikov Heat and Mass Transfer Institute* (HMTI), Minsk, Bielo Rússia. Houve o apoio do Programa de Pós-Graduação em Aplicações Operacionais (PPGAO) com diárias de pessoal para a participação em eventos como o Mini-curso *Heat Transfer Physics*, ministrado na Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) pelo Professor Ph.D. Massoud Kaviany da *University of Michigan*, Michigan, Estados Unidos.

Outros custos indiretos são de difícil mensuração, como os custos de equipamentos e pessoal da AMR e os recursos da Oficina Mecânica da Divisão da Física do Departamento de Ensino Fundamental do ITA (IEFF).

1.3 Objetivos do Trabalho

Objetivo Geral: Desenvolver e utilizar uma estrutura de túnel de plasma, que reproduza as características de reentrada atmosférica do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), para a caracterização de materiais a serem utilizados em sistemas de proteção térmica dos veículos espaciais brasileiros.

Objetivos específicos são:

- a) Caracterizar a tocha de plasma que será utilizada para produzir o jato de plasma para obter a máxima eficiência;
- b) Caracterizar o jato de plasma, determinando parâmetros como: número de Mach, fluxo térmico, pressão de estagnação e entalpia;
- c) Analisar as interações entre o jato de plasma e alguns materiais utilizados em TPS;
- e) Determinar características térmicas (difusividade térmica) e ablativas (perda de massa) dos materiais ensaiados.

1.4 Organização do Trabalho

Este trabalho está organizado em cinco capítulos. Este primeiro capítulo apresenta os objetivos do trabalho, sua justificativa, seu planejamento e sua organização.

Os capítulos 2 e 3 apresentam a revisão bibliográfica que é o suporte teórico necessário para a compreensão, preparação e execução dos experimentos, bem como análise dos resultados. Tendo em vista a diversidade e complexidade dos fenômenos envolvidos, são necessários conhecimentos multidisciplinares para o desenvolvimento dos experimentos.

Assim, são abordados os principais conceitos sobre: reentrada atmosférica; túneis de plasmas; física de plasmas térmicos; e sistemas de proteção térmica. Estes tópicos não são aprofundados, pois seria necessário um longo e exaustivo texto para abordar estes assuntos com profundidade; entretanto, informações adicionais podem ser obtidas nas referências.

A descrição do aparato experimental e das metodologias aplicadas para a obtenção dos resultados é realizada no capítulo 4 e está dividido em três partes: a caracterização da tocha; a caracterização do jato; e a caracterização das amostras.

O capítulo 5 faz a apresentação e discussão dos resultados obtidos. Este capítulo aborda três classes de resultados: caracterização da tocha; caracterização do jato; e caracterização das amostras.

Por fim, o capítulo 6 apresenta as conclusões do trabalho e propõe novos estudos.

2 SIMULAÇÃO DO AMBIENTE DE REENTRADA ATMOSFÉRICA

Para a compreensão dos experimentos e interpretação dos resultados é necessária uma revisão bibliográfica onde são apresentados os conceitos básicos que envolvem o ambiente de reentrada atmosférica e sua simulação. Considerando o caráter multidisciplinar da pesquisa (física de plasmas, engenharia de materiais, transferência de calor, dinâmica orbital...) os conceitos são abordados superficialmente, pois um estudo aprofundado seria extenso fugindo ao objetivo de uma Tese de mestrado, entretanto as referências bibliográficas complementam cada tópico abordado.

Inicialmente é realizada uma apresentação dos parâmetros do ambiente de reentrada atmosférica que deverão ser parcialmente reproduzidos por um túnel de plasma. Os parâmetros da reentrada atmosférica de alguns veículos espaciais, em especial o satélite brasileiro SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) são apresentados. Em seguida é descrita a estrutura básica de um túnel de plasma. Considerando que a tocha de plasma é o principal componente de um túnel de plasma, é feita uma revisão sobre física de plasmas térmicos, com ênfase aos fenômenos que ocorrem em uma tocha de arco elétrico não transferido operando em corrente contínua.

2.1 O Ambiente de Reentrada Atmosférica

Durante a reentrada na atmosfera da Terra, ou de outro planeta, um veículo espacial em velocidade hipersônica experimenta um severo ambiente aerotermodinâmico [8]. O atrito da superfície do veículo espacial com as partículas que compõem a atmosfera desacelera o veículo, uma grande quantidade de energia cinética é convertida em energia térmica e a superfície do veículo é exposta a fluxos térmicos extremos [3]. Conhecer os parâmetros que caracterizam este ambiente é fundamental para o desenvolvimento de experimentos que reproduzam tais condições aerotermodinâmicas [7].

O ambiente de reentrada atmosférica é complexo, envolvendo diversos parâmetros que dependem das características de cada projeto [7]. O projetista de um sistema de proteção térmica deve considerar, entre outros, parâmetros tais como coeficiente balístico, coeficiente de arrasto, velocidade, altitude, número de Mach, número de Reynolds, fator de carga, ângulo de reentrada, pressão de estagnação e fluxo térmico [8].

Para que o ambiente de reentrada atmosférica seja parcial e adequadamente reproduzido em um túnel de plasma, neste trabalho, será suficiente apresentar os parâmetros velocidade e fluxo térmico em função da altitude do veículo.

Os parâmetros do satélite brasileiro SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica), que está em desenvolvimento no IAE, serão utilizados como referência. Assim, os parâmetros a serem reproduzidos na parte experimental deste trabalho serão, ou aproximar-se-ão, das condições de reentrada do SARA.

2.1.1 Altitude e Pressão

No início da chamada corrida espacial, anos 50, pesquisadores americanos reconheceram a necessidade de obter informações sobre as camadas mais altas da atmosfera. Os dados obtidos foram publicados em 1958 como “*U. S. Extension to the ICAO Standard Atmosphere*”. Atualmente, 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 1000 km [9] (NASA, 1976).

A densidade do ar atmosférico decai exponencialmente, conforme Figura 2.1, de forma que uma porção considerável de massa de ar encontra-se abaixo de 40 km de altitude.

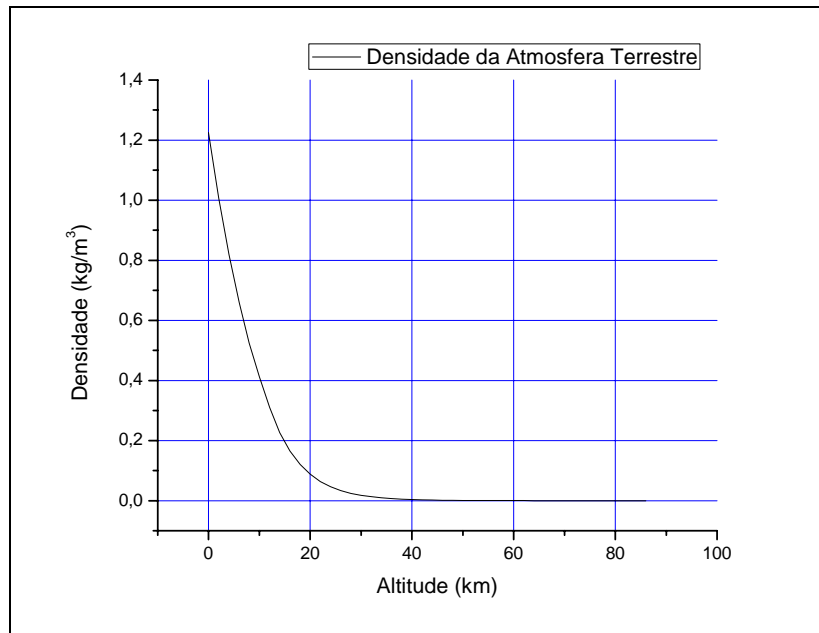


Figura 2.1 - Variação da densidade do ar atmosférico em função da altitude [9].

Considerando que a densidade das partículas da atmosfera, e conseqüentemente a pressão, decai exponencialmente com a altitude, modelos analíticos exponenciais são frequentemente utilizados para representar a variação da pressão com a altitude. Estes modelos fazem as seguintes considerações: 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. A Equação (2.1) expressa a relação exponencial entre a massa específica (ρ) em uma dada altitude (h) em função da massa específica do ar ao nível do mar (ρ_0) e do coeficiente (H) denominado altura da escala atmosférica [7].

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \quad (2.1)$$

Entretanto, como a atmosfera não é isotérmica, os coeficientes ρ_0 e H devem ser adequadamente ajustados para as faixas de altitude desejadas e assim obter valores de massa específica próximos da realidade [7]. 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 (2.2). 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.

$$P = 1,20528 \times 10^5 \exp\left(-\frac{h}{6,456}\right) + 16,45 \quad (2.2)$$

A Figura 2.2 apresenta a variação da pressão atmosférica segundo o modelo exponencial proposto na Equação (2.2) em comparação com o modelo da Atmosfera Padrão de 1976, em função da altitude.

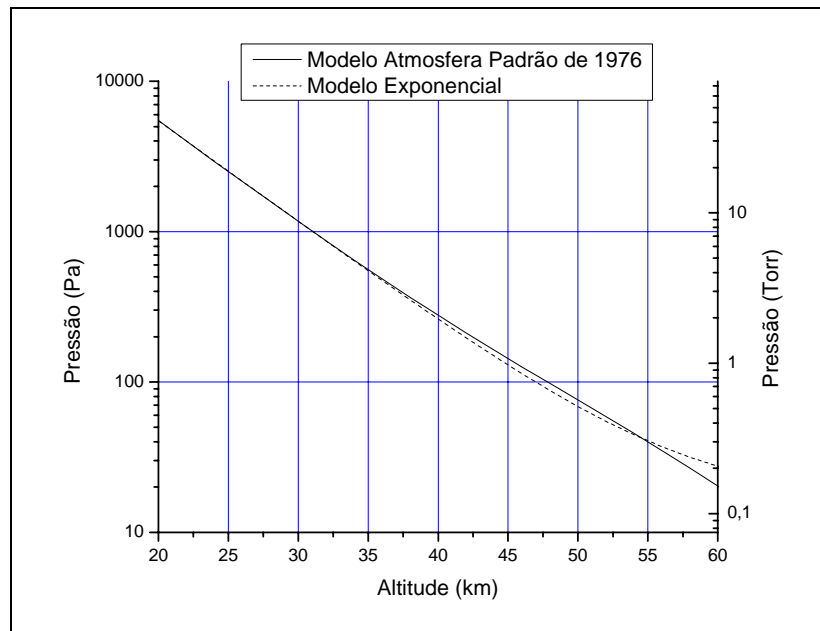


Figura 2.2 - Variação da pressão atmosférica em função da altitude.

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 [7].

2.1.2 Velocidade e Número de Mach

A velocidade de um veículo espacial reentrando a atmosfera terrestre varia em função do projeto. Para o caso do SARA a velocidade, em uma altitude próxima de 120 km, é de aproximadamente 7500 m/s [11], valor muito próximo ao caso das espaçonaves da série Gemini [10], conforme apresentado na Figura 2.3.

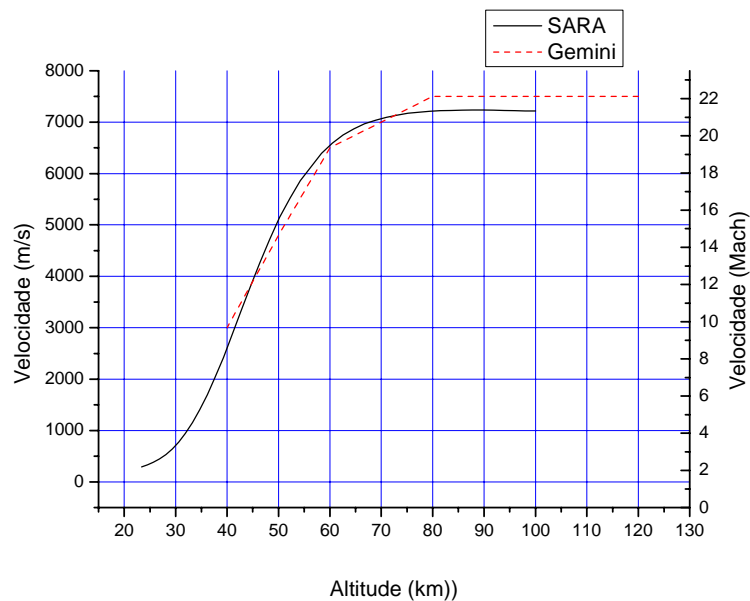


Figura 2.3 - Variação da velocidade de reentrada em função da altitude do SARA e da Gemini.

Para os casos apresentados na Figura 2.3, a variação da velocidade é pequena até a altitude de 70 km quando o arrasto torna-se considerável e a velocidade atinge aproximadamente 50% do valor inicial na altitude de 45 km.

Normalmente a velocidade de reentrada é expressa em termos de número de Mach (M) que é a velocidade normalizada do veículo (v_v) em relação a velocidade do som (v_s), Equação (2.3). Entretanto, a velocidade do som não é uma constante, mas varia em função da temperatura.

$$M = \frac{V_v}{V_s} \quad (2.3)$$

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:

$M < 1$	subsônicos
$0,8 < M < 1,2$	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 [12].

2.1.3 Fluxo Térmico

Uma espaçonave durante a reentrada atmosférica está sujeita a um severo fluxo térmico que depende do seu coeficiente de arrasto e do ângulo de reentrada. A Figura 2.4 apresenta a variação do fluxo térmico em função do ângulo de reentrada e do coeficiente de arrasto para o SARA [14].

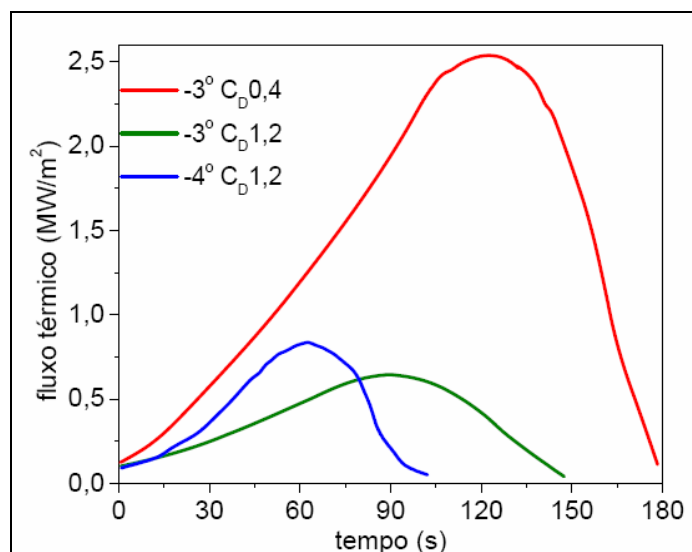


Figura 2.4 – Fluxos térmicos previstos para o SARA em função do tempo [14].

2.2 Túneis de Plasma

Aspectos aerodinâmicos de um voo hipersônico podem ser simulados em túneis de choque pulsados, onde modelos de escala reduzida são submetidos a fluxos hipersônicos durante um experimento de curta duração, alguns milissegundos [15]. Entretanto, a qualificação de materiais usados em Sistemas de Proteção Térmica (TPS) requer instalações capazes de reproduzir o severo ambiente aerotermodinâmico durante períodos de tempo o suficiente para avaliar as propriedades termofísicas destes materiais. Este ambiente não pode ser reproduzido em túneis de vento convencionais ou túneis de choque. Sendo necessário utilizar geração de plasmas térmicos em fluxos de alta velocidade (supersônico ou hipersônico) [12]. Com este propósito há diversas instalações no mundo (Estados Unidos, Japão, Rússia, Alemanha e Itália) que utilizam túneis de plasma [3] [16]. Os primeiros túneis de plasma surgiram nos Estados Unidos e na extinta União Soviética, durante a corrida espacial, ainda nos anos cinquenta [17] [18].

Os túneis de plasma ou PWT (*Plasma Wind Tunnel*) existentes utilizam geradores de plasmas térmicos que vão desde alguns kW [16] até dezenas de MW de potência [4] [5]. Túneis de plasma de grandes potência são capazes de produzir jatos de plasmas térmicos de diâmetro da ordem de metros e qualificar aspectos aerotermodinâmicos de modelos de veículos espaciais [5]. Entretanto, túneis de plasma com potência da ordem de algumas dezenas de kW são capazes de realizar qualificação de pequenas amostras de materiais para TPS [16] [3].

2.2.1 Estrutura de um Túnel de Plasma

A estrutura básica de um túnel de plasma é apresentada na Figura 2.5 onde é possível identificar os seus diversos componentes. Não é possível afirmar qual é o componente principal de um túnel de plasma, porque a operação inadequada de qualquer componente

compromete toda a simulação. Entretanto, o gerador do jato de plasma térmico é um componente crítico que determinará os principais parâmetros a serem simulados.

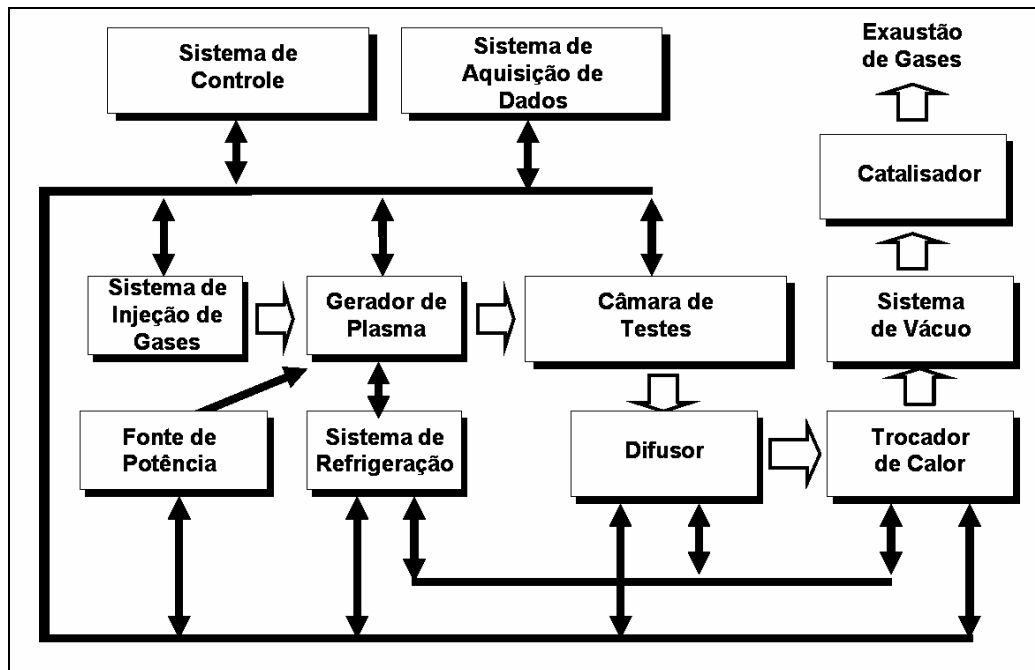


Figura 2.5 - Esquema básico de um túnel de plasma com seus diversos componentes.

O gerador de plasma é, usualmente, uma tocha de plasma que converte energia elétrica em energia térmica produzindo um jato de plasma térmico a temperatura de alguns milhares de Kelvin, este componente é descrito com mais detalhes na seção 2.3. A fonte de potência está diretamente relacionada ao projeto do gerador de plasma, podendo ser uma fonte de corrente contínua (DC), corrente alternada (AC), radiofrequência (RF) ou microondas (MO) [18].

A câmara de testes confina o ambiente garantindo as condições de baixa pressão e conseqüentemente a altitude simulada. Neste ambiente hermético é posicionado o suporte de amostras, sondas e sensores. As câmaras, normalmente, possuem forma cilíndrica com janelas que incorporaram os sensores e sondas para realização dos diagnósticos. São construídas em aço seguindo as técnicas usuais de tecnologia para câmaras de vácuo [19][20].

O sistema de vácuo é constituído de uma ou várias bombas de vácuo que devem garantir que a câmara de teste permaneça no nível adequado de pressão, ou seja, altitude simulada, diante das vazões de gases fornecidas pela tocha de plasma [20].

O difusor é um longo duto de forma afunilada que reduz a velocidade dos fluxos de gases, aumentando a pressão na entrada do trocador de calor. Por sua vez, o trocador de calor resfria os gases provenientes do difusor para evitar danos ao sistema de bombeamento. A ação combinada do difusor e do trocador de calor melhoram a eficiência do sistema de bombeamento [22].

A saída do sistema de bombeamento é interligada a um catalisador para neutralizar algumas espécies de gases nocivos à saúde e ao meio ambiente, tais como NO_x [5].

Um sistema de injeção de gases normalmente utilizado é o ar fornecido por compressores de ar, mas outros gases podem ser utilizados para simular uma atmosfera específica como o caso da simulação da atmosfera de Marte que é rica em CO_2 [23].

Tendo em vista o aquecimento nas paredes da tocha de plasma e no suporte de amostras, é necessário que o túnel de plasma tenha um sistema de refrigeração. Este sistema é usualmente um circuito fechado onde o fluido refrigerante, normalmente água, utilizado retorna a um reservatório. Bombas de água e linhas hidráulicas devem prover vazão e volume em quantidades adequadas a cada componente do túnel de plasma. As linhas hidráulicas são dotadas de válvulas, rotâmetros e manômetros para o controle da vazão e pressão na linha de cada dispositivo. O sistema de refrigeração também pode atender ao trocador de calor [20].

Dependendo do nível de automação, um túnel de plasma pode possuir um barramento de dados que envie e receba sinais de controle e de dados. Os sinais de controle acionam as válvulas pneumáticas que controlam as linhas de gases e outros dispositivos como bombas de vácuo, bombas de água, motor do compressor de ar. O sistema de aquisição de dados

monitora e registra os dados provenientes dos diversos componentes do túnel de plasma, tais como sensores, sondas e equipamentos.

A Figura 2.6 apresenta uma vista aérea do maior túnel de plasma do mundo, denominado SCIROCCO instalado no CIRA (*Centro Italiano de Ricerche Aerospaziali*), localizado na cidade de Cápua, Itália. Este túnel possui uma tocha de plasma em arco segmentado que é alimentada por uma fonte de potência de 70 MW. O jato de plasma possui entalpia de até 45 MJ/Kg, temperatura de até 10000 K e uma vazão de 3,5 kg/s. O difusor deste PWT possui 50 m de comprimento e diâmetro médio de 3 m, sua câmara de testes possui volume de 20 m³. Este túnel de plasma é capaz de operar por 30 minutos realizando testes em modelos de até 800 mm de diâmetro o que representa escala de 1:1 para algumas superfícies aerodinâmicas a serem ensaiadas [5].



Figura 2.6 – Vista aérea do túnel de plasma SCIROCCO [5].

2.3 Física de Plasmas Térmicos

As tecnologias que empregam plasmas térmicos têm crescido nas últimas décadas criando uma ciência interdisciplinar com atratividade crescente. As principais aplicações destas tecnologias são processamento de materiais, corte, solda, tratamento de resíduos e síntese de cerâmicas avançadas [24].

Entretanto, plasmas térmicos são utilizados desde a década de 50 para simular as condições de voo na reentrada atmosférica [18], porque as técnicas que produzem energia térmica a partir da combustão não atingem os fluxos térmicos do ambiente de reentrada atmosférica [13].

2.3.1 Classificação dos Plasmas

O termo plasma tem sua origem no grego e significa algo moldável. Lewi Tonks e Irving Langmuir, em 1920, foram os primeiros a utilizarem este termo para designar uma descarga elétrica luminescente [25].

Inicialmente, o plasma pode ser definido como um gás total ou parcialmente ionizado, ou seja, por algum processo de ionização transfere-se energia às partículas neutras que se tornam ionizadas. Assim o plasma é composto por partículas neutras, íons e elétrons. Uma importante propriedade do plasma é a sua quase neutralidade, ou seja, o número de partículas carregadas positivas e negativas estão em equilíbrio [26].

O principal processo de ionização é a colisão de elétrons com partículas neutras resultando em um íon e dois elétrons. Sucessivas colisões levam a um efeito de avalanche que culmina na ruptura elétrica do gás que se torna um meio condutor [27].

Com relação ao processo de formação os plasmas podem ser classificados em naturais e artificiais. Exemplos de plasmas naturais são a aurora boreal e os relâmpagos. Plasmas artificiais estão presentes em várias aplicações, desde tecnologias simples, como lâmpadas

fluorescentes, até as tecnologias complexas e ainda não dominadas como a fusão termonuclear controlada [24].

Outra classificação para plasmas considera a relação entre a temperatura de suas partículas pesadas (íons, átomos e moléculas) e a temperatura dos elétrons. Assim, plasmas não-térmicos possuem temperatura de elétrons (T_e) muito acima da temperatura das partículas pesadas (T_g). Enquanto que plasmas térmicos possuem temperatura de elétrons e de partículas pesadas muito próximas, veja Figura 2.7.

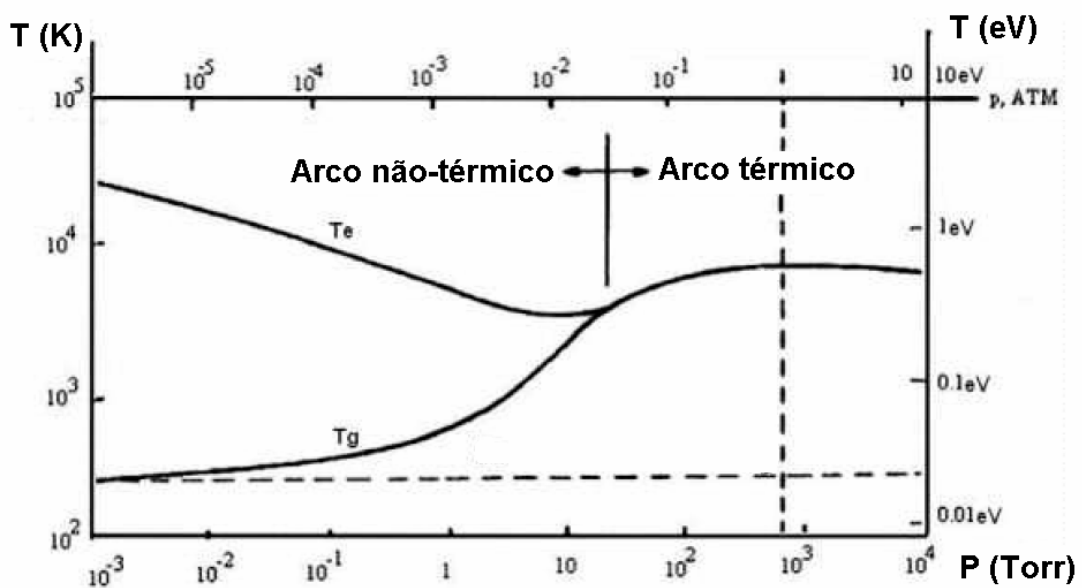


Figura 2.7 – Temperatura dos elétrons (T_e) e das partículas pesadas (T_g) em função da pressão [24].

A pressão do gás tem papel importante no equilíbrio termodinâmico de um plasma, conforme apresentado na Figura 2.7, em que se observa que o equilíbrio térmico ocorre para pressões relativamente altas. Para pressões baixas, regimes de não-equilíbrio são favorecidos, como em descargas luminescentes (*glow*). Uma discussão mais aprofundada é necessária para apresentação dos conceitos de equilíbrio termodinâmico, fugindo do objetivo deste trabalho. Entretanto, Boulos et al apresentam uma revisão sobre este tópico [24].

2.3.2 Tochas de Plasmas

Tochas de plasma ou “*plasmatróns*” são dispositivos que convertem energia elétrica em 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. Estes dispositivos são interessantes porque apresentam alta concentração de energia por unidade de volume, resultando em fluxos de alta entalpia. Os gases podem alcançar temperaturas na ordem de 3 a 50×10^3 K com eficiência térmica entre 70% e 90% [18].

Apesar da ordem de grandeza das temperaturas dos gases em uma tocha de plasma, estes dispositivos são considerados pela literatura, em especial a russa, como sendo dispositivos de baixa temperatura, o que é justificado quando se compara com a temperatura do plasma da fusão nuclear que chega a alguns milhões de Kelvin, o que é da mesma categoria de plasma quente das estrelas [24].

Assim, os plasmas gerados nos túneis de plasma são classificados como sendo artificiais, frios e térmicos.

2.3.2.1 Tipos de Tochas de Plasmas

Tochas de plasmas podem ser classificadas em função do tipo da fonte de potência; posição dos eletrodos; método de estabilização do arco elétrico; e tipo de catodo [18].

Fonte de Potência: Com relação à fonte de potência as tochas de plasma podem ser classificadas em: a) corrente contínua (DC); b) corrente alternada (AC); radiofrequência (RF); ou microondas (MO). Sendo corrente alternada a fonte de potência com frequência de alguns hertz (valor típico de 60 Hz); enquanto que as fontes de RF possuem frequências entre 10^3 e 10^6 Hz; e as fontes de MO apresentam frequências de alguns gigahertz (10^9 Hz).

Posição dos Eletrodos: Usualmente, as tochas possuem dois eletrodos: o eletrodo interno e o de saída. Conforme as posições destes eletrodos, pode-se classificar as tochas em

tochas de arco transferido, ou direto, e tochas de arco não-transferido, ou indireto. A Figura 2.8 apresenta o esquema de uma tocha de arco elétrico não-transferido (a) e arco elétrico transferido (b). A fonte de força (1) é conectada ao catodo (2) e ânodo (3), o fluxo de gás (4) é então aquecido pelo arco elétrico (5) devido ao efeito Joule e surge o jato de plasma (6), no caso da tocha de arco elétrico transferido é necessário um ânodo auxiliar (7), ou piloto, para iniciar o arco elétrico.

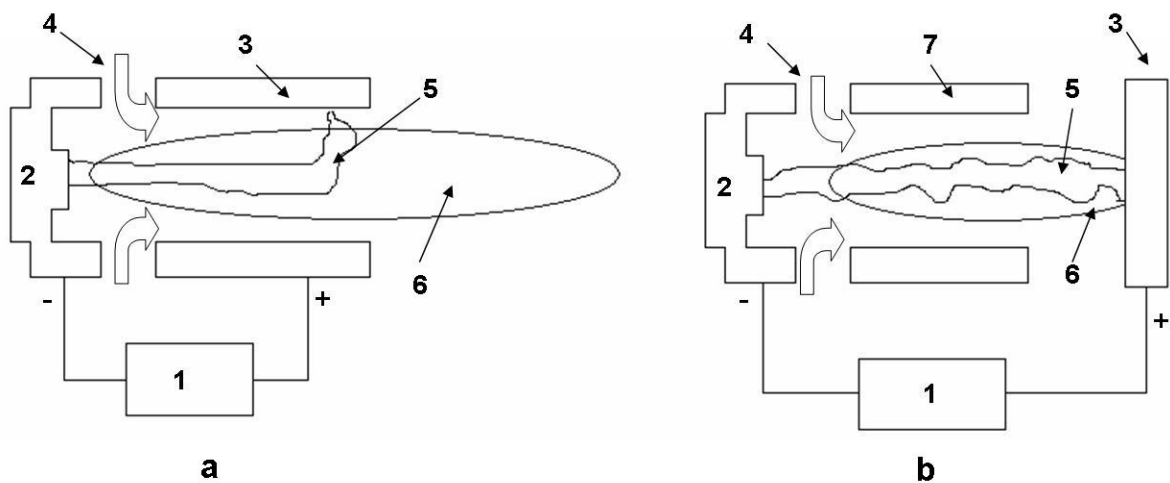


Figura 2.8 – Esquemas de tochas de plasma com arco elétrico não-transferido (a) e transferido (b).

Tochas de arco elétrico transferido são utilizadas quando há um material condutor a ser processado e que possa ser utilizado como ânodo, como é o caso de corte e solda de metais e tratamento de resíduos. Túneis de plasma utilizam tochas de plasma com arco não transferido.

Método de Estabilização: O Arco elétrico possui comportamento complexo, regido pelas leis da termodinâmica, eletrodinâmica e mecânica dos fluídos. Assim, um dos principais desafios para o projetista de tochas de plasma é a estabilização do arco elétrico, que é garantir que a tocha tenha comportamento previsível, estável e reproduzível. O método de estabilização deve considerar também a vida útil dos eletrodos e a eficiência na conversão de energia elétrica em térmica. Há diversos métodos de estabilização, o método mais simples é o da tocha de plasma linear com uma câmara e arco elétrico de comprimento auto-estabilizado, conforme Figura 2.9. Tochas lineares são aquelas que possuem eletrodos e fluxo de gás em

alinhamento. Outros métodos, derivados deste são o arco estabilizado por degrau e por inserção de um eletrodo intermediário [18].

A tocha de plasma da Figura 2.9 possui dois eletrodos e uma câmara de gás. Um dos eletrodos é o eletrodo interno (1) e o outro é um eletrodo cilíndrico de saída (2), chamados, respectivamente, de catodo e ânodo quando se tratar de uma tocha de corrente contínua. A câmara de gás (3) é constituída de material isolante e possui duas funções: isolar os eletrodos e introduzir o gás no canal da tocha. O fluxo de gás (G) é introduzido em vórtice o que facilita a estabilização do arco elétrico (4) no centro do canal o que também aumenta a eficiência do sistema [18].

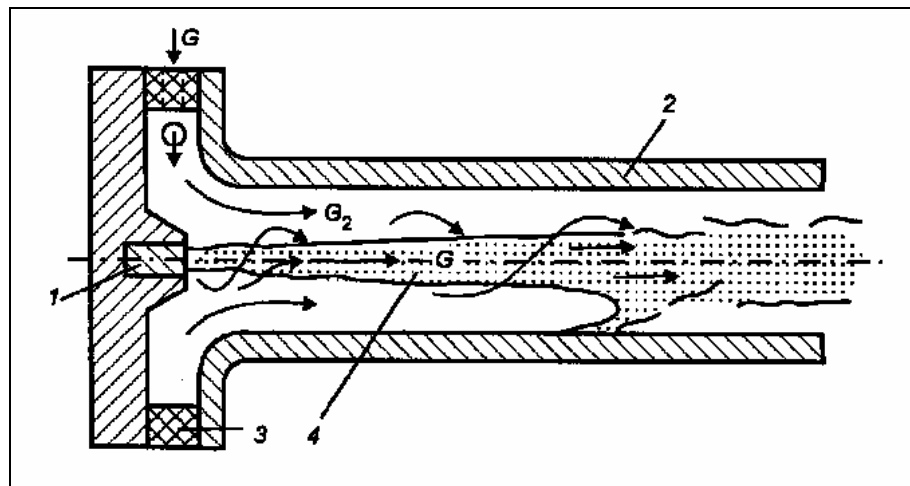


Figura 2.9 – Tocha de plasma com arco elétrico auto-estabilizado, reproduzido de [18].

O comprimento do arco elétrico pode ser fixado introduzindo algumas modificações no esquema de construção da tocha de arco auto-estabilizado, o que pode resultar em arcos elétricos mais longos e conseqüentemente tochas de maior potência, conforme Figura 2.10. Um destes métodos é o uso de um degrau que causa uma turbulência no fluxo de gás favorecendo a estabilização do arco elétrico logo após esta turbulência. Tochas de plasma com maior potência, centenas de kW ou alguns MW, podem ser obtidas com a inserção de eletrodos intermediários, estas tochas são chamadas de tochas de arco elétrico segmentado. O

túnel de plasma GHIBLI, instalado no CIRA (*Centro Italiano de Ricerche Aerospaziali*), utiliza uma tocha de plasma de arco segmentado de 2MW, Figura 2.11 [4].

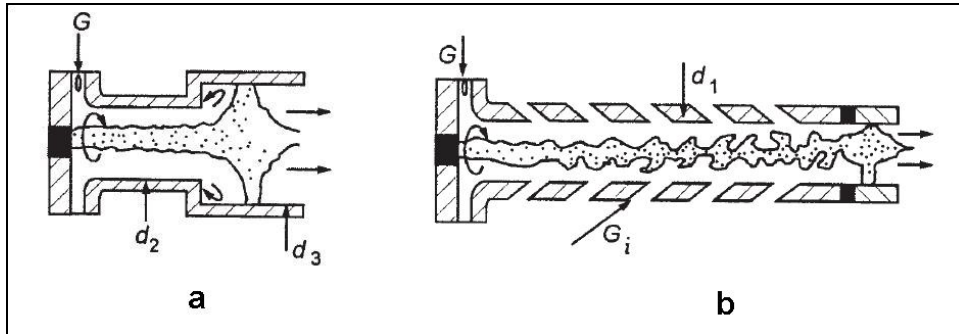


Figura 2.10 - Tocha de plasma com arco elétrico fixado por degrau (a) e por arco-elétrico segmentado (b).

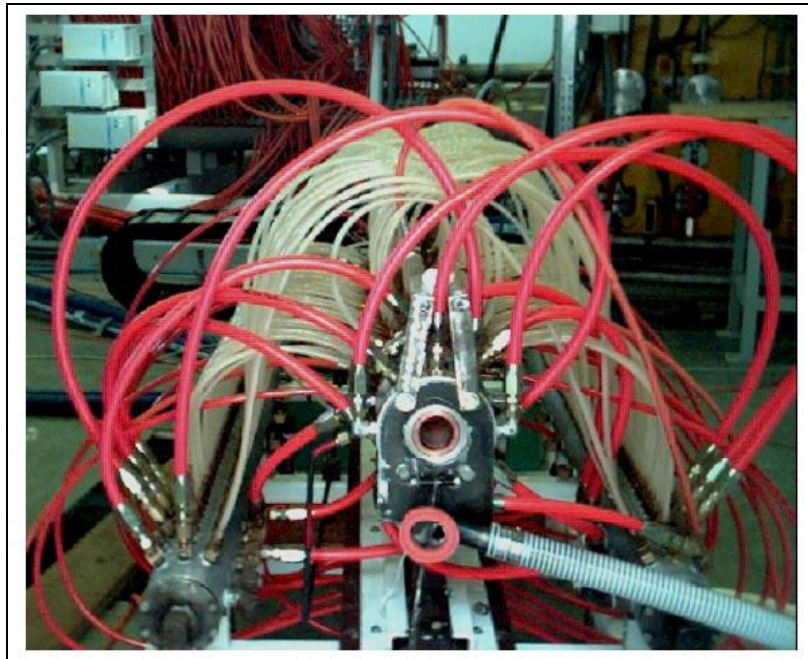


Figura 2.11 – Vista da Tocha de Plasma do túnel de plasma GHIBLI, reproduzido de [4].

2.3.2.2 O modelo do Canal

Para um adequado projeto de tocha de plasma é necessário conhecer o comportamento da temperatura e da condutividade elétrica no interior do canal que confina o arco elétrico. O modelo do canal, baseado em investigações experimentais, apresenta a condutividade em função das altas temperaturas no centro do canal, considerando um eficiente resfriamento das paredes que confinam o arco elétrico. A Figura 2.12 apresenta o perfil radial de distribuição

da condutividade e da temperatura, segundo este modelo. A temperatura é da ordem de 10 a 20×10^3 K no eixo longitudinal do canal e decai rapidamente como uma função de segunda ordem, enquanto que a condutividade, que determina a intensidade do campo elétrico, decai ainda mais rápido devido à sua relação exponencial com a temperatura [18].

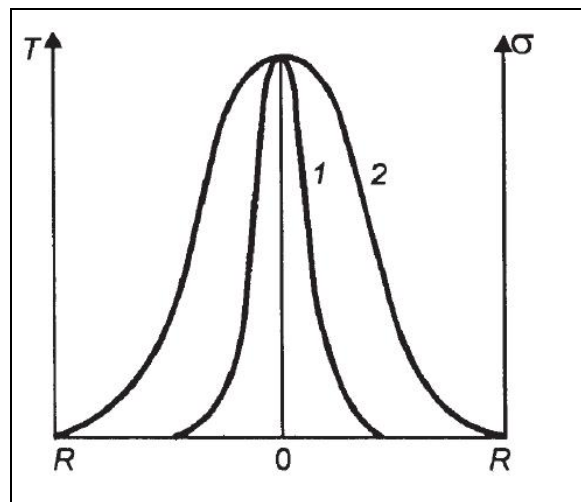


Figura 2.12 – Distribuição da condutividade (1) e da temperatura (2), segundo o modelo do canal [18].

2.3.2.3 Parâmetros Operacionais e Construtivos de uma Tocha de Plasma

Para uma adequada estabilização do arco elétrico no interior do canal, os parâmetros construtivos diâmetro (d) e comprimento (l) do canal devem ser adequadamente relacionados com os parâmetros operacionais: fluxo de gás (G); pressão no interior da câmara (p); temperatura do jato de plasma (T); tensão (V) e corrente (I) do arco elétrico; entalpia (h) do jato de plasma; e eficiência (η) da tocha [18].

Os próximos parágrafos determinam como os parâmetros construtivos e operacionais podem ser relacionados. Tomando como exemplo uma tocha de plasma de arco elétrico auto-estabilizado utilizando uma única câmara de vórtice. Como parâmetros construtivos apresenta-se o diâmetro e o comprimento do canal, enquanto que parâmetros operacionais podem ser considerados o fluxo de gás (G), a temperatura do gás (T), a eficiência de conversão de energia elétrica em térmica (η) e a potência da tocha de plasma (UI).

O diâmetro (d) do eletrodo de saída deve ser maior do que diâmetro crítico (d_{cr}) no qual ocorre o bloqueio térmico. O bloqueio térmico ocorre quando a velocidade do gás no eletrodo de saída atinge a velocidade de som (a). Supondo $d=1.3d_{cr}$, e como $G=\rho v\pi d^2/4$ o diâmetro pode ser determinado pela Equação (2.4) [28].

$$d = 1.3 \sqrt{\frac{4G}{\pi\rho a}} \quad (2.4)$$

Onde a densidade do gás (ρ) e a velocidade do som (a) são dependentes da temperatura e seus valores estão tabelados [29].

Os experimentos mostram que o arco elétrico irá se fixar em um ponto próximo a quinze vezes o diâmetro, usualmente é utilizado um valor de comprimento (L) de vinte vezes o diâmetro [28].

A temperatura do jato de plasma (T) é relacionada com a entalpia (h) por valores tabelados em função da pressão no interior da tocha. A entalpia por sua vez é função da eficiência (η), da potência elétrica (UI) entregue à tocha de plasma e do fluxo de gás (G), conforme Equação (2.5) [18].

$$h = \frac{\eta VI}{G} \quad (2.5)$$

Entretanto, são necessárias outras equações para determinar todos os parâmetros construtivos e operacionais de uma tocha. Estas equações serão obtidas da teoria da similaridade, conforme texto na seção seguinte.

2.3.2.4 Modelamento de uma Tocha de Plasma pela Teoria da Similaridade

Considerando que a teoria do arco elétrico, devido à complexidade dos fenômenos, não é capaz de prover uma solução analítica adequada ao projeto de uma tocha de plasma, a teoria da similaridade apresenta-se como uma solução para o projeto destes dispositivos.

A teoria da similaridade é um método de modelamento inicialmente empregado na hidrodinâmica e transferência de calor, sendo nas últimas décadas utilizada na dinâmica de plasma. O modelamento é baseado em extensivos experimentos e considerações dos fenômenos físicos com o objetivo de prever valores em novas situações inclusive com ordens de grandeza diferente daquelas dos experimentos. Assim, é possível realizar experimentos de menor magnitude, mais baratos, e prever o comportamento de experimentos semelhantes envolvendo ordens de grandezas diferentes. A teoria da similaridade é sustentada pelo Teorema Pi de Buckingham o qual afirma que se um sistema é determinado por n variáveis dimensionais, com k quantidades físicas independentes fundamentais é possível agrupar p , onde $p=n-k$, critérios adimensionais derivados das quantidades fundamentais. Estes critérios adimensionais são utilizados para modelar os dados experimentais em função dos parâmetros operacionais: fluxo de gás (G), corrente (I), diâmetro do canal (d), comprimento do canal (l) e pressão na câmara de vórtice (p).

Para o caso específico de tochas de plasma lineares operando com corrente contínua, arco auto-estabilizado e câmara simples, a eficiência térmica (η) e a tensão do arco elétrico (U) são apresentadas, respectivamente, pelas Equações (2.6) e (2.7) seguindo o modelamento pela teoria da similaridade de diversos experimentos semelhantes [18].

$$\tilde{\eta} = \frac{1-\eta}{\eta} = 6.54 \times 10^{-8} \left(\frac{I}{G} \right)^{0.4} (pd)^{0.98} \left(\frac{l}{d} \right)^{1.38} \quad (2.6)$$

$$U = 1290 \left(\frac{I^2}{Gd} \right)^{-0.15} \left(\frac{G}{d} \right)^{0.30} (pd)^{0.25} \quad (2.7)$$

A Figura 2.13 apresenta a curva Tensão x Corrente de uma tocha de plasma com arco elétrico auto-estabilizado e canal de diâmetro $d=15$ mm e comprimento $l=300$ mm operando com uma pressão de 10^5 Pa e fluxo de ar de 7,6 g/s, segundo a Equação (2.7). O ponto de

estabilidade dependerá da curva característica da fonte de tensão e a eficiência é próxima de 70% [18].

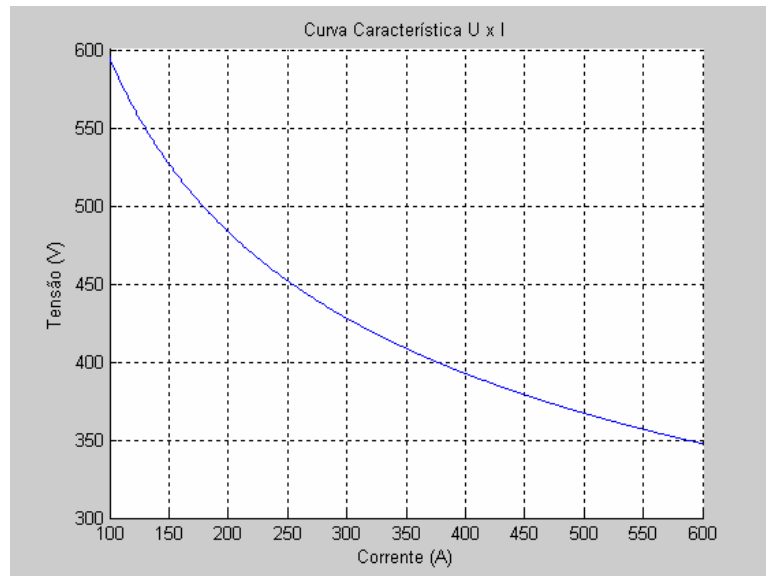


Figura 2.13 - Curva característica Tensão x Corrente de uma tocha de plasma linear.

3 SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA

3.1 Materiais Utilizados em Sistemas de Proteção Térmica

O ambiente aerotermodinâmico de um veículo espacial durante a reentrada atmosférica é extremamente severo requerendo Sistemas de Proteção Térmica ou TPS (*Thermal Protection System*) para manter a temperatura no interior do veículo em níveis adequados [8]. Considerando os altos fluxos térmicos deste ambiente, da ordem de alguns MW/m^2 , os materiais que compõem estes sistemas devem possuir características singulares. Com este propósito os TPS empregam materiais diversos e em especial materiais compósitos. Estes materiais podem ser classificados, conforme o mecanismo predominante de proteção térmica, em: ablativos ou reirradiantes [13].

3.1.1 Materiais Ablativos

Os materiais ablativos possuem eficácia comprovada por estarem em uso desde a corrida espacial até os nossos dias [30]. Este tipo de proteção térmica foi utilizado na década de 60 pelas missões Vostok e Apollo que levaram, respectivamente, o primeiro homem ao espaço e à lua. Material ablativo também foi utilizado na missão russa Soyuz TMA-7, que em 08 de abril de 2006 trouxe o primeiro astronauta brasileiro, Marcos Pontes, de volta do espaço, Figura 3.1, [31].

O processo de ablação envolve transferência de massa e calor, consumindo energia térmica pela perda de massa da superfície do material. O calor incidente na superfície do compósito é absorvido, dissipado e bloqueado. Os fenômenos que ocorrem no processo de ablação são caracterizados por processos endotérmicos, como: fusão, sublimação, vaporização, transformações químicas e decomposição do material [32].



Figura 3.1 – Recuperação da espaçonave Soyuz TMA-7, reproduzido de [31].

Um material ablativo resiste a altas temperaturas, tem baixa condutividade térmica, calor específico elevado, resiste à erosão, dissipa energia térmica enquanto se degrada, resiste ao choque térmico e tem alta resistência ao impacto [33]. Os materiais ablativos são caracterizados pela destruição parcial e gradativa do material devido aos intensos fluxos térmicos conforme Figura 3.2, onde é apresentado um exemplo de ablação de um compósito de matriz de resina fenólica reforçada com fibras de quartzo [13].

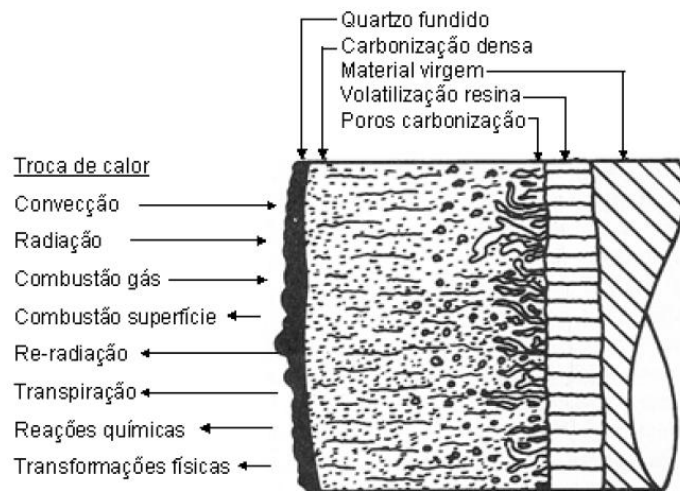


Figura 3.2 – Mecanismos de ablação de compósito ablativo, reproduzido de [13].

Os mecanismos de ablação resultam em um eficiente isolamento térmico, mantendo o interior do veículo espacial em uma temperatura conveniente, conforme gradiente de temperatura apresentado na Figura 3.3.

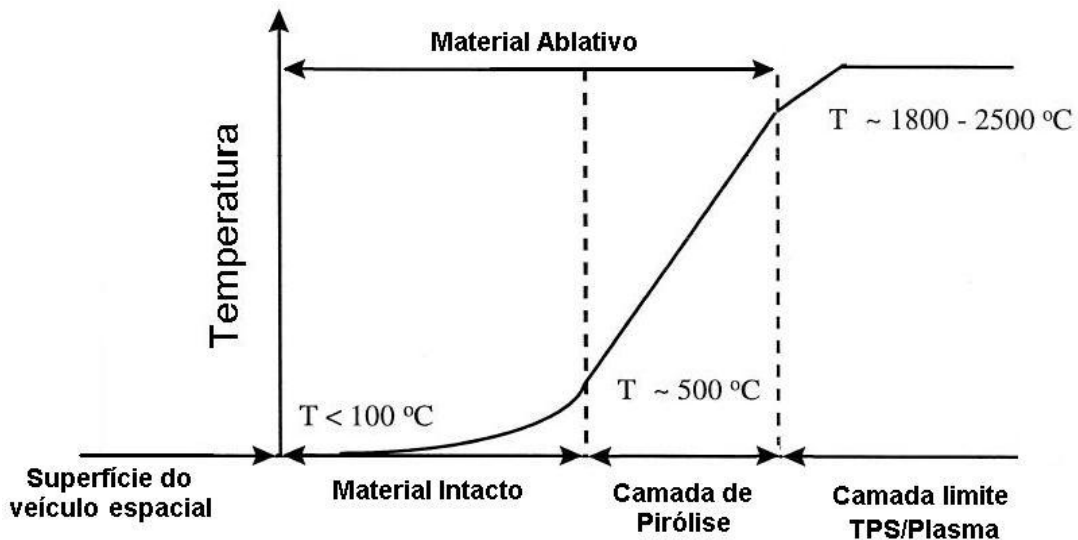


Figura 3.3 - Gradiente de temperatura em função das camadas de um TPS ablativo, adaptado de [34].

3.1.2 Materiais Reirradiantes

Quando uma energia eletromagnética incide na superfície de um material três processos podem ocorrer: parte desta energia pode ser absorvida; parte pode ser refletida; e parte pode ser transmitida. Assim, a cada material estão associadas propriedades conhecidas pelos coeficientes absorção (α), reflexão (ρ) e transmissão (τ). Pela Lei da Conservação da Energia, a soma destes coeficientes é a unidade [35].

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (3.1)$$

Estes coeficientes variam em função do comprimento de onda da radiação incidente e do tipo do material. A energia absorvida aquece o material irradiando energia eletromagnética regida pela lei de Planck, que uma vez integrada para todo o espectro irá resultar na Lei de Stefan-Boltzmann, Equação (3.2), que descreve a emitância radiante (M) do material, em função de sua temperatura absoluta (T) e emissividade (ϵ_T), tendo como unidade W/m^2 .

$$M(T) = \varepsilon_T \sigma_{SB} T^4 \quad (3.2)$$

Onde σ_{SB} é a constante de Stefan-Boltzmann, igual a $5.670 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$, esta é derivada de outras constantes fundamentais em função do comportamento quântico da matéria [36].

Materiais utilizados em TPS reirradiantes devem apresentar resistência à ablação e alta emissividade ($\varepsilon_T > 0,8$). Materiais compósitos com matriz de carbono reforçados com fibras de carbono (CRFC), matriz de carbono/carbeto de silício (C/SiC) e os de matriz e fibras de carbeto de silício (CSiC/CSiC) são exemplos destes materiais [30].

3.1.3 Estado da Arte e Novas Tendências para Materiais

As mais recentes tecnologias de TPS estão presentes nos ônibus espaciais da NASA. Cada região da estrutura de um ônibus espacial possui condições específicas de trabalho e, portanto, estes projetos combinam diversos materiais com características adequadas. Os materiais são predominantemente reirradiantes, devido a característica de estes veículos serem reutilizáveis, Figura 3.4 [37].

A Figura 3.4 apresenta os materiais utilizados no ônibus espacial Columbia, as siglas são as adotadas pela NASA para designar os materiais classificados como *Reusable Surface Insulation* (RSI).

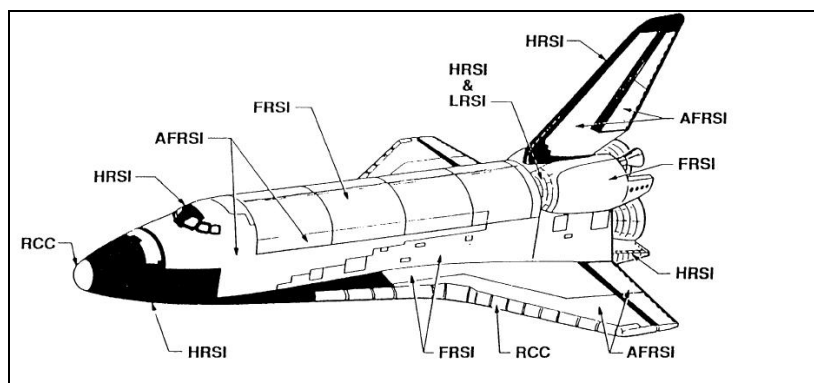


Figura 3.4 - Materiais utilizados no TPS do ônibus espacial Columbia [37].

Os seguintes materiais RSI são utilizados no TPS de um ônibus espacial como o Columbia: *Reinforced Carbon-Carbon* (RCC) – Utilizados nos bordos de ataque das asas e no nariz do veículo, suportam o mais alto fluxo térmico da estrutura onde as temperaturas são superiores a 1230 °C. *High-temperature Reusable Surface Insulation* (HRSI) – Material composto por fibras de sílica amorfa com 25 µm de diâmetro e baixa densidade devido a sua alta porosidade. O material é aplicado em blocos pretos de 6 x 6 polegadas espessura entre 1 e 5 polegadas. Suportam temperaturas abaixo de 1230 °C e são revestidos por uma camada de Nomex® DuPont. *Low-temperature Reusable Surface Insulation* (LRSI) – Semelhante ao HRSI, porém de revestimento especial branco com propriedades ópticas e espessura menor, entre 0,2 e 1,4 polegadas e dimensões 8 x 8 polegadas. *Fibrous Refractory Composite Insulation* (FRCI) – Compósito à base de sílica (20%) e da fibra Nextel®3M (80%). Este compósito é utilizado em estruturas que requerem resistência a grande esforço mecânico. *Advance Flexible Reusable Surface Insulation* (AFRSI) – Compósito de fibras de sílica, entretanto com um processo de fabricação que emprega a cerâmica coloidal C-9 que melhora a resistência mecânica. *Felt Reusable Surface Insulation* (FRSI) – Compósito que utiliza o Nomex®, produto da DuPont, formando folhas com espessura de 0.16 a 0.40 polegadas (4 a 10 mm) com 3 a 4 pés quadrados (0,28 a 0,37 m²) possui emissividade de 80%, sendo utilizado para revestir aproximadamente 50% da superfície superior do ônibus espacial, região com temperatura abaixo de 370 °C [38].

3.2 Materiais Compósitos

De forma ampla, os compósitos podem ser classificados em naturais e sintéticos, sendo estes últimos do interesse deste trabalho. A principal característica dos materiais compósitos é combinar a nível macroscópico, pelo menos, duas fases distintas denominadas matriz e reforço. Em decorrência das inúmeras possibilidades de combinação de matrizes e reforços,

os compósitos apresentam um grau de complexidade significativamente maior, em relação aos materiais tradicionais [39].

3.2.1 Matrizes

As matrizes podem ser classificadas em: a) Polimérica; b) Cerâmicas; e c) Metálicas [39].

Para este estudo o foco será dado para as matrizes de carbono, resina fenólica e carbeto de silício (SiC) que foram analisadas neste trabalho e concentram a maior parte do interesse em pesquisa e desenvolvimento de TPS [13][30].

3.2.1.1 Matrizes de Resina Fenólica

A resina fenólica é formada pela mistura de formaldeído e fenol e é classificada em dois tipos: novalacas e resóis. As resinas novalacas se diferenciam das resóis pelo emprego de catalisadores no processo de cura. As matrizes de resina fenólica são poliméricas e termorrígidas usadas normalmente com reforço de fibras como de vidro e carbono. Estas resinas também são utilizadas como matrizes precursoras para matrizes de carbono [39].

3.2.1.2 Matrizes de Carbono

Materiais à base de carbono são de extremo interesse para os TPS, porque são os únicos materiais que mantêm a resistência mecânica inalterada a temperaturas superiores a 1500 °C em atmosfera não oxidante. As matrizes de carbono são do tipo cerâmica e podem ser obtidas a partir de precursores do tipo polímero termorrígido ou piches termoplásticos [39].

3.2.1.3 Matrizes de Carbeto de Silício

Compósitos com matriz cerâmica de carbeto de silício (SiC) podem ser obtidos por três processos: prensagem e sinterização; infiltração química em fase gasosa; e pirólise polimérica de organossilanos. O SiC possui alto grau de covalência em suas ligações químicas entre átomos de Si e C o que dificulta o processo de sinterização de compactados de pó de

SiC [39]. Estas matrizes formam uma nova classe de compósitos que desperta interesse na indústria bélica, aeroespacial e automobilística por incorporar ao compósito propriedades como baixo coeficiente de expansão térmica e bom comportamento tribológico [40].

3.2.1.4 Matrizes Híbridas de Carbono e Carbetto de Silício C/SiC

Diferentes polímeros de silício, carbetto de silício (pó) e grafite (pó) podem ser utilizados como precursores de matrizes cerâmicas para a obtenção de compósitos com matriz híbrida C-SiC [30]. Estes compósitos apresentam propriedades especiais devido à presença do carbono (como alta resistência ao choque térmico, resistência mecânica) aliadas à do carbetto de silício (resistência à oxidação). Estas características tornam estes compósitos interessantes como materiais de sistemas de proteção térmica para veículos espaciais reutilizáveis ou *Reusable Launch Vehicles* (RLV) [2][41].

3.2.2 Reforços

Os reforços para compósitos apresentam-se na forma de fibras contínuas, picadas e na forma de partículas. As fibras são responsáveis por suportar o carregamento mecânico, entretanto não possuem utilidade estrutural se não forem aglutinadas por uma matriz [39].

3.2.2.1 Reforços de Fibras de Vidro

Os reforços de fibra de vidro são os mais utilizados em matrizes poliméricas, devido ao seu baixo custo, alta resistência à tração e grande inércia química. Fibras de vidro utilizadas em compósitos possuem composição conforme Tabela 1. A composição irá influenciar nas propriedades da fibra como massa específica, módulo de elasticidade, resistência à tração. A adesão das fibras de vidro às matrizes poliméricas é obtida por meio de promotores de ligação do tipo organossilanos cuja estrutura deve possuir afinidade ao tipo de matriz [39].

Tabela 1 – Composição de fibras de vidro utilizadas na manufatura de compósitos.

Constituintes	SiO ₂	Al ₂ O ₃	B ₂ O ₃	MgO	CaO	Na ₂ O
Vidro E	55.2	14.8	7.3	3.3	18.7	-
Vidro C	65	4	5	3	14	8.5
Vidro S	65	25	-	10	-	-

Fonte: [39].

3.2.2.2 Reforços de Fibra de Carbono

Fibras de carbono são manufaturadas a partir da pirólise controlada de precursores orgânicos em forma de fibras e são utilizadas desde a década de 60 pela indústria aeroespacial em estruturas de baixo peso e alta resistência. A temperatura do tratamento térmico final no processo de fabricação de fibras de carbono está entre 1000 e 2000 °C, esta temperatura determinará a resistência à tração e o módulo de Young do material [39].

3.2.2.3 Reforços de Fibra de Carbetto de Silício

São fibras cerâmicas para aplicações em altas temperaturas (acima de 1000 oC) que podem ser obtidas por deposição química ou fiação polimérica. O carbetto de silício (SiC) apresenta boas propriedades termomecânicas. As fibras de SiC podem ser modificadas superficialmente com recobrimento de carbono para melhor adesão à matriz ou recobrimento de TiB₂ para atuar como barreira de difusão com matrizes de Ti ou Ti-Al. Recobrimentos de WC, TiN, B₄C, Al-Ni e Fe também são utilizados [39].

3.2.3 Tecidos de Preformas

As fibras de reforços são trabalhadas com tecnologia de tecelagem dando origem aos tecidos que podem ser do tipo plano, tipo cetim e tipo diagonal. Os primeiros compósitos surgiram na década de 40 e utilizavam reforços em forma de tecidos unidirecionais em camadas superpostas, conforme [39].

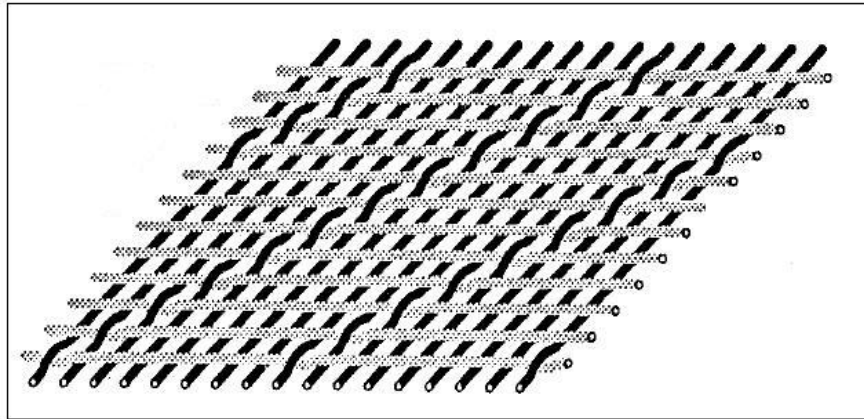


Figura 3.5 – Desenho de tela do tecido tipo plano [39].

Entretanto o método de produzir compósitos por camadas somente de tecidos apresentou limitações como o surgimento de fraturas por delaminação. Entretanto, o emprego desta técnica não é inviabilizada. O emprego dos reforços formando estruturas de fibras multidirecionais, as preformas [39]. A disposição das fibras, veja Figura 3.6, determina o grau de isotropia do compósito e, conseqüentemente, suas propriedades térmicas e mecânicas, que são importantes propriedades para os materiais utilizados em sistema de proteção térmica (TPS) [30].

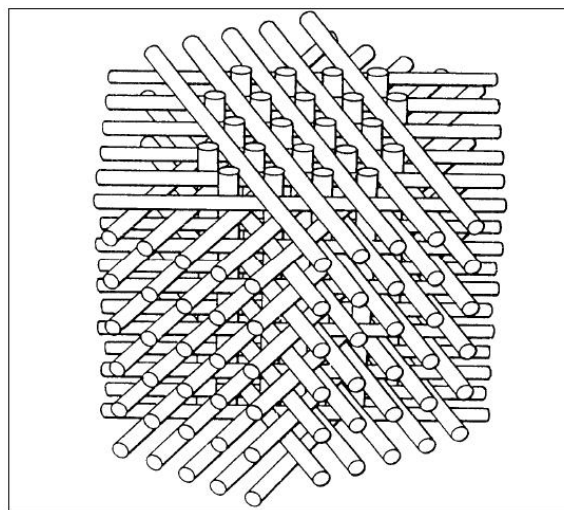


Figura 3.6 – Exemplo de preforma multidirecional 4D [30].

3.3 Propriedades Térmicas dos Materiais Utilizados em TPS

As propriedades térmicas e mecânicas de um material compósito determinam sua qualidade e a possibilidade de sua aplicação em um sistema de proteção térmica. Estas

propriedades dependem da qualidade da matéria prima e do processo de fabricação [39]. Assim, cada compósito possui características próprias, ou seja, o compósito de carbono reforçado com fibra de carbono (CRFC) de um determinado fabricante poderá ter propriedades diferentes de um CRFC de outro fabricante.

Neste trabalho a atenção está nas propriedades térmicas que são as respostas de um material quando submetidos a um esforço térmico. Estas propriedades são: condutividade térmica, calor específico, difusividade térmica, capacidade calorífica, calor de ablação, emissividade, expansão térmica, tensões térmicas e resistência ao choque térmico[13]. Sendo que a condutividade térmica, difusividade térmica, o calor específico e o calor de ablação são as propriedades mais importantes para resolver problemas de transferência de calor [42].

3.3.1 Condutividade Térmica

Condutividade térmica (k) é uma propriedade que determina o gradiente de temperatura de um material, sendo um importante parâmetro em problemas de transferência de calor em estado permanente [42]. Esta propriedade é definida pela Lei de Fourier, Equação (3.3) onde q é a taxa e transferência de calor dQ/dt , sua unidade é W/mK [35].

$$q = k\nabla T \quad (3.3)$$

A condutividade térmica não é constante, mas é função da temperatura do material, materiais porosos possuem menor condutividade porque os poros contem ar estagnado que possui baixa condutividade térmica ([13]).

3.3.2 Capacidade Calorífica e Calor Específico

A capacidade calorífica ou capacidade térmica (C) é uma propriedade termodinâmica que determina a quantidade de energia necessária para alterar a temperatura de um corpo.

$$C = \frac{dQ}{dT} \quad (3.4)$$

A capacidade calorífica pode ser determinada em duas condições: a pressão constante (C_p) e a volume constante (C_v). Esta não é uma propriedade da matéria, mas de um corpo em particular, pois depende da massa do corpo. A propriedade da matéria relacionada com a capacidade calorífica é o calor específico.

O calor específico é uma propriedade termodinâmica que determina a quantidade de energia necessária para elevar em um grau a temperatura de uma unidade de massa de certo material, portanto está associado com o consumo de energia do processo [42]. Semelhante à capacidade calorífica, o calor específico pode ser determinado a volume constante (c_v) ou pressão constante (c_p) e sua unidade é J/kgK.

3.3.3 Difusividade Térmica

A difusividade térmica (a) é uma medida de quão rápido o calor se difunde no material. Assim, materiais de alta difusividade térmica atingem o equilíbrio térmico mais rapidamente. Esta é uma importante propriedade para o estudo da transferência de calor em sistemas de estado transitório, ou seja, fora do equilíbrio térmico [42]. A difusividade é uma combinação de outras propriedades, sendo a relação entre a condutividade térmica (k) e a capacidade térmica volumétrica (ρc_p) que é a capacidade de um material armazenar energia térmica, onde ρ é a densidade de massa (kg/m^3) e c_p o calor específico a pressão constante [35].

$$a = \frac{k}{\rho c_p} \quad (3.5)$$

A difusividade térmica é representada pela letra “a”, mas são também utilizados outros símbolos (α , D e k) e surge da solução da equação da diferencial de segundo ordem conhecida como equação do calor, Equação (3.6), que pode ser deduzida a partir da Lei de Fourier da condução de calor [35].

$$\frac{dT}{dt} = a\nabla^2 T \quad (3.6)$$

Esta equação diferencial terá solução determinada pelas condições de contorno que pode ser não trivial [43].

3.3.4 Calor de Ablação

É a capacidade de um material proporcionar proteção contra o calor pelo mecanismo de ablação. Sendo definido como o calor incidente dissipado por unidade de massa removida do material ablativo. Um bom material para ser ablativo deve possuir alto calor de ablação, ou seja, dissipa grandes quantidades de calor com baixa perda de massa. Há três formas de considerar o calor de ablação: a) calor de ablação de parede fria; b) calor de ablação efetivo; e c) calor de ablação termoquímico. O calor de ablação é medido em J/Kg [13]. O calor de ablação de parede fria considera que o mecanismo de ablação é o único processo que reduz o fluxo térmico pelo material, sendo calculado pela Equação (3.7), onde q é a densidade de fluxo térmico incidente na superfície do material e \dot{m} é a perda de massa específica.

$$Q_{abl} = \frac{q}{\dot{m}} \quad (3.7)$$

Para os casos em que a temperatura da superfície do material está abaixo de 1000 K a parcela de energia térmica reirradiada será desprezível e o método do calor de ablação de parede fria é apropriado.

O calor de ablação efetivo, determinado pela Equação (3.8), leva em consideração que parte da densidade de fluxo térmico incidente será reirradiado conforme a Lei de Stefan Boltzmann, Equação (3.9), este método deve ser adotado quando a temperatura da superfície do material estiver acima de 1000 K.

$$Q_{abl} = \frac{q - q_i}{\dot{m}} \quad (3.8)$$

O calor de ablação termoquímico leva em consideração outros mecanismos que ocorrem na superfície do material. Muitos destes mecanismos podem ser desprezíveis e/ou de difícil mensuração.

3.3.5 Emissividade

A emissividade é uma propriedade que relaciona a energia irradiada por um corpo qualquer em relação ao corpo negro que é uma idealização de um material que converte toda a sua energia térmica em radiação eletromagnética. Conhecendo a emissividade de um material e a sua temperatura é possível calcular a emitância (M) que é o fluxo térmico irradiado (q_i) pela Lei de Stefan-Boltzmann [36].

$$M = q_i = \varepsilon_T \sigma_{SB} T^4 \quad (3.9)$$

Onde, T é a temperatura absoluta, em Kelvin, e σ_{SB} é a constante de Stefan-Boltzmann, igual a $5.670 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$, que é derivada de outras constantes fundamentais em função do comportamento quântico da matéria [36].

A emissividade dos materiais compósitos utilizados em sistemas de proteção térmica é a característica que irá diferenciar materiais reirradiantes dos ablativos. Assim, um material para ser utilizado como TPS reirradiante deve possuir, além de outras propriedades, uma emissividade elevada, usualmente acima de 80% [44].

4 SISTEMA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA

Para realizar os experimentos de simulação parcial do ambiente de reentrada atmosférica foram utilizados recursos já existentes no LPP (Laboratório de Plasma e Processos) do Departamento de Física do ITA (Instituto Tecnológico da Aeronáutica) e foram implementados alguns dispositivos como: suporte refrigerado para amostras; calorímetro de parede fria; tubo de Pitot e um sistema de aquisição de dados. O conjunto destes recursos possibilitou montar um túnel de plasma de pequena potência para estudos conceituais do ambiente de reentrada atmosférica. Este túnel de plasma foi utilizado para ensaiar amostras de quatro tipos de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica (quartzo-fenólico, carbono-fenólico, carbono-carbono e carbono-carbeto de silício).

4.1 SISTEMA EXPERIMENTAL

A estrutura do sistema experimental do túnel de plasma utilizado e seus principais componentes são apresentados na Figura 4.1.

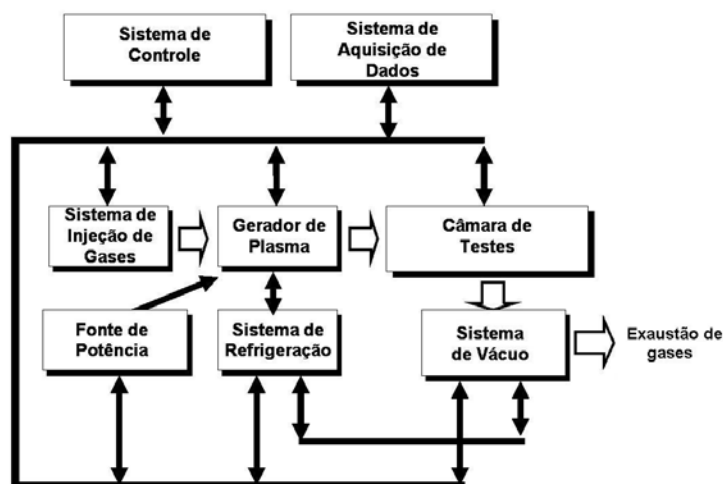


Figura 4.1 – Estrutura do túnel de plasma experimental.

4.1.1 Tocha de Plasma

A tocha de plasma é um dos principais componentes de um túnel de plasma. Neste trabalho foi utilizada uma tocha de plasma linear com arco elétrico auto-estabilizado com catodo termiônico de háfnio. Esta tocha foi projetada e desenvolvida pelo Dr. Leonid Charakhovski, do *Luikov Heat and Mass Transfer Institute* (LHMTI), que realizou o seu programa de professor visitante estrangeiro (PVE) no Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA) [45].

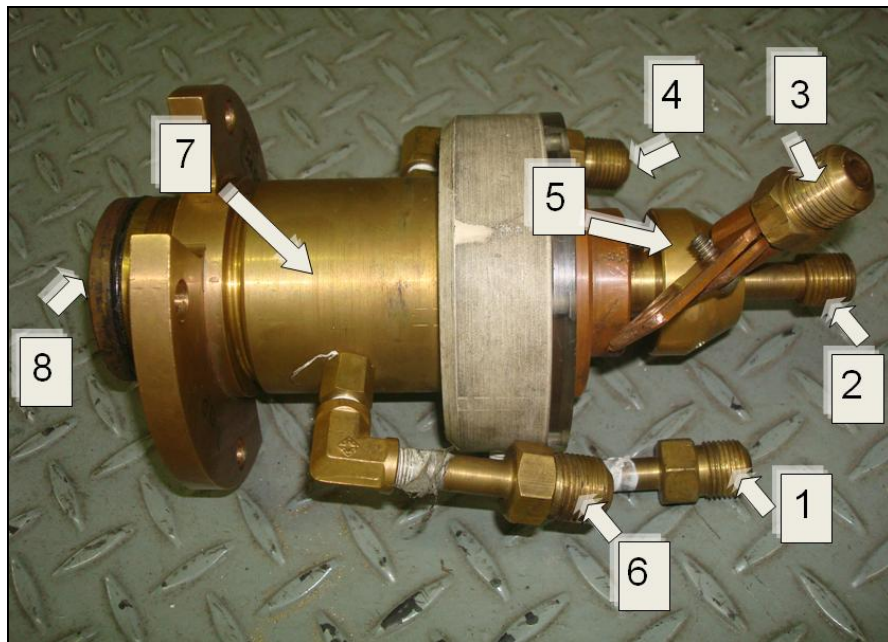


Figura 4.2 –Tocha de Plasma.

Os detalhes da Figura 4.2, são: (1) entrada de gás para a câmara de vórtice; (2) entrada da água para refrigerar o catodo; (3) saída da água do catodo; (4) entrada da água para refrigerar o anodo; (5) catodo; (6) saída da água do anodo; (7) anodo; e (8) saída do jato de plasma. A tocha é acoplada a um bocal De Laval utilizado para acelerar o jato de plasma. Dois bocais foram disponibilizados, um supersônico e outro hipersônico com gargantas, respectivamente, de 3,0 e 1,8 mm. A tocha foi acoplada à câmara de vácuo por uma adaptação em uma das janelas de inspeção da porta traseira da câmara.

4.1.2 Fonte de Potência

A fonte de potência, que fornece corrente contínua para a tocha de plasma, foi projetada e construída pelo Dr. Edson de Aquino Barros para seu estudo de materiais ablativos para sistemas de proteção térmica e foi aproveitada neste trabalho. Utilizando componentes do sistema de solda manual Superbantam® 225 fabricados pela empresa ESAB, a fonte é composta por uma associação de seis transformadores e uma unidade retificadora que utiliza diodos de potência. A tensão de saída com circuito em aberto é de 700 V_{DC} a corrente é ajustável entre 25 e 120 A [13].



Figura 4.3 – Fonte de potência de corrente contínua.

4.1.3 Câmara de Vácuo

A câmara de vácuo, já existente na infra-estrutura do LPP (Laboratório de Plasma e Processos do ITA), com volume de 3,2 m³ foi construída em aço de 15 mm, possui forma cilíndrica com diâmetro de 1,5 m e comprimento de 1,8 m. Duas portas do tipo calota possibilitam acessar o interior da câmara e acompanhar os experimentos pelas janelas de inspeção. A superfície lateral da câmara possui flanges para inserção de acessórios tais como

sensores de pressão, passadores de fluídos (água para refrigeração do suporte) e passadores de fios (sinais elétricos do sistema de aquisição de dados).

4.1.4 Sistema de Vácuo

Composto por um conjunto de bombas de vácuo, sensores de pressão e válvulas pneumáticas o sistema de vácuo garante a baixa pressão necessária na simulação do ambiente de reentrada atmosférica.

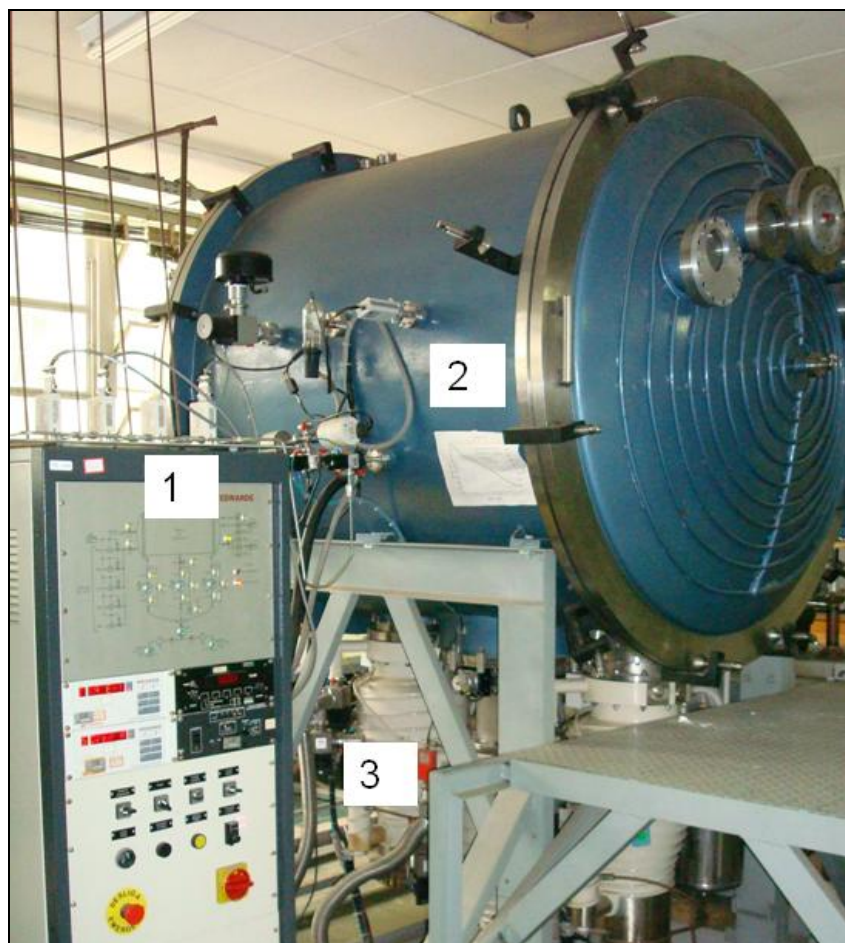


Figura 4.4 – Vista do Painel de controle (1) ao lado da câmara de vácuo (2) e das bombas de vácuo (3).

O conjunto de bombas de vácuo é composto por seis bombas. Três bombas difusoras CR2000 com vazão de 2000 l/h, mas que não foram utilizadas neste trabalho tendo em vista que as condições de reentrada não apresenta parâmetros compatíveis com os parâmetros de pressão e vazão destas bombas. Uma bomba mecânica EH-500 com vazão de 500 m³/h que é a bomba responsável por manter a pressão da câmara nos níveis desejados diante das vazões

de ar da tocha de plasma. Duas bombas mecânicas E2M80, cada uma com capacidade para 80 m³/h, que realizam o pré-vácuo necessário à partida da bomba EH-500.

O sistema é operado por um painel de controle que utiliza um controlador lógico programável (CLP) que garante que as válvulas pneumáticas sejam acionadas somente quando os níveis de pressão são adequados, protegendo sensores de pressão e as bombas de vácuo de uma operação inadequada.

4.1.5 Sistema de Gases

Um compressor de ar modelo SCL40BR do fabricante Schulz, com capacidade de 1132 l/min, reservatório de 250 litros e capaz de fornecer pressões de até 12 kg/cm² foi utilizado para gerar plasma de ar. Um cilindro de gás nitrogênio com pureza de 99.99% também foi utilizado para gerar plasma não oxidante. O plasma de nitrogênio possui propriedades semelhantes ao do ar, portanto as diferenças observadas nos ensaios com plasma de nitrogênio e oxigênio podem ser atribuídas ao efeito oxidante do oxigênio.

4.1.6 Sistema de Aquisição de Dados

Placas de aquisição de dados conectadas a um computador portátil foram utilizadas para monitorar sinais elétricos de termopares, termômetro infravermelho e o sensor de posicionamento do suporte de amostras. O programa de computador LabView® foi utilizado para adquirir e tratar os dados.

4.1.7 Sistema de Refrigeração

Um circuito fechado de água composto por um reservatório de 4000 litros e uma bomba de água foi 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.

4.1.8 Suporte de Amostras

Um suporte de amostras refrigerado à água foi projetado e construído. Este suporte possui uma pinça cônica com diâmetro variável para segurar a amostra e um êmbolo de Teflon® que comprime um termopar tipo K na parte posterior da amostra.

Amostras de formato cilíndrico, com espessura δ (mm) e diâmetro d (mm), foram acomodadas em um suporte refrigerado à água e expostas a um jato de plasma térmico com fluxo térmico q (MW/m^2), conforme esquema apresentado na Figura 4.5, onde, o jato de plasma (1) aquece a superfície da amostra (2) que está isolada termicamente (3) do suporte (4) refrigerado a água. O êmbolo de Teflon® (5) pressiona o termopar (6) contra a amostra para garantir bom contato térmico.

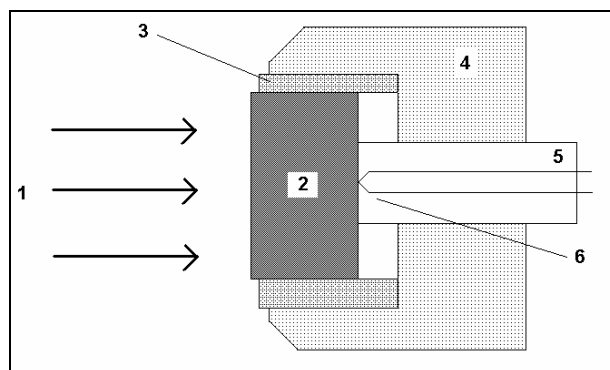


Figura 4.5 – Esquema da amostra no suporte refrigerado a água.



Figura 4.6 – Suporte de amostras.

Quando a amostra é posicionada diante do jato de plasma um sinal elétrico é enviado por um sensor óptico de posição ao sistema de aquisição de dados para registra o exato instante do início do experimento.

4.2 MATERIAIS ENSAIADOS

Amostras de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica foram fornecidas pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). As amostras foram preparadas em corpos de prova na forma de discos com diâmetros adequados ao suporte de amostras e à área útil do jato de plasma conforme foi observado durante a caracterização do jato. Foram ensaiadas amostras de material compósito de matriz de resina fenólica reforçado com fibras de carbono (carbono-fenólico), matriz de resina fenólica reforçado com fibras de quartzo (quartzo-fenólico), matriz de carbono reforçado com fibra de carbono (CRFC) e matriz de carbono modificado com carbetto de silício reforçado com fibras de carbono (C-C/SiC).

4.2.1 Compósito Quartzo-fenólico

Material compósito com matriz de resina fenólica reforçado com fibras de quartzo. Foi desenvolvido pela empresa Plastflow para atender aos interesses do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Foram ensaiados compósitos com concentração de 34% e 43% de matriz de resina fenólica.

4.2.2 Compósito Carbono-fenólico

Material compósito fornecido pelo IAE com matriz de resina fenólica reforçado com tecido de fibras de carbono. Material de propriedades ablativas usualmente empregados em tubeiras de motor foguete.

4.2.3 Compósito CRFC

Material compósito fornecido pelo IAE com matriz de carbono reforçado com preforma de fibras de carbono (CRFC).

4.2.4 Compósito C-C/SiC

Este é um compósito de matriz híbrida de carbono modificado por carbeto de silício reforçado com fibras de carbono (C-C/SiC). Este compósito é formado a partir do CRFC onde polímeros de silicón são infiltrados e sofrem carbonização formando o C-C/SiC. O material foi processado com tecnologia nacional com o objetivo de obter um compósito com propriedades mecânicas adequadas e resistência à oxidação.

4.3 METODOLOGIA PARA CARACTERIZAÇÃO DO JATO DE PLASMA

Antes dos materiais serem submetidos aos ensaios em túnel de plasma é necessário realizar a caracterização do ambiente simulado para verificar se a simulação reproduz o ambiente real adequadamente. Como não é possível simular todos os parâmetros simultaneamente em um túnel de plasma, este trabalho terá o foco em verificar se a altitude, velocidade e fluxo térmico simulados são adequados para os materiais candidatos ao sistema de proteção térmica do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA).

4.3.1 Determinação da Altitude

A altitude simulada será verificada por um sensor de pressão da câmara, com a tocha de plasma operando nas condições de ensaio. Esta altitude será determinada pelo fluxo de gases da tocha de plasma que é limitado pela capacidade do sistema de vácuo.

4.3.2 Determinação do Fluxo Térmico

Um dispositivo de parede fria possui temperatura relativamente baixa tornando desprezível a perda de calor por irradiação, conforme Lei de Stefan-Boltzmann. Assim, um calorímetro foi construído, usando um disco de cobre, para verificar o fluxo térmico no jato de plasma. O disco de cobre de espessura δ é exposto ao jato de plasma, um termopar tipo K mede a temperatura na superfície oposta e o fluxo térmico é determinado pela Equação (4.1).

$$q = \frac{k\delta}{a} \frac{dT}{dt} \quad (4.1)$$

Onde, k é a condutividade térmica e a é a difusividade térmica.

4.3.3 Determinação da Velocidade

Há vários métodos para se determinar a velocidade de um fluxo de gás. Neste trabalho foram realizados experimentos utilizando o método da cunha aerodinâmica e o método do tubo de Pitot.

4.3.3.1 Método da Cunha Aerodinâmica

Quando um objeto é introduzido em um fluxo supersônico ou hipersônico, surge uma onda de choque em função da perturbação causada. No caso do objeto ser do formato de uma cunha, o ângulo que a onda de choque forma com a superfície da cunha, veja Figura 4.7, determinará o número de Mach (M) daquele fluxo conforme Equação (4.2).

Onde γ é o coeficiente adiabático que é a relação entre o calor específico a pressão constante e o calor específico a volume constante ($\gamma=c_p/c_v$). É necessário considerar as propriedades termodinâmicas do plasma que está em elevada temperatura [46].

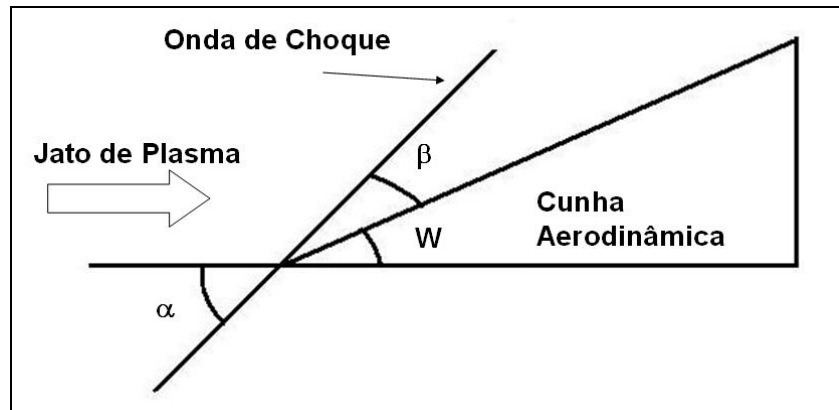


Figura 4.7 – Esquema de emprego de cunha aerodinâmica.

$$\tan(\beta) = \tan(\alpha) \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 (\sin(\alpha))^2}{\frac{\gamma+1}{2} M^2 (\sin(\alpha))^2} \quad (4.2)$$

4.3.3.2 Método do Tubo de Pitot

O tubo de Pitot é uma sonda aerodinâmica que mede a pressão de estagnação devido ao movimento relativo entre a sonda e o fluxo de gás. Semelhante ao caso da cunha aerodinâmica surgirá uma onda de choque a frente do tubo de Pitot, a relação entre a pressão de estagnação e a pressão estática, que não leva em consideração o movimento relativo, determinará o número de Mach do fluxo de gás.

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)} \left(\frac{2}{\gamma-1} \right)^{\left(\frac{1}{\gamma-1} \right)} \frac{M^{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right)}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} M^2 - 1 \right)^{\left(\frac{1}{\gamma-1} \right)}} \quad (4.3)$$

Onde, P_1 é pressão total medida pelo tubo de Pitot e P_0 é a pressão estática no jato de plasma [46].

4.4 METODOLOGIA PARA CARACTERIZAÇÃO DAS AMOSTRAS

Dentre as propriedades dos materiais utilizados em sistemas de proteção térmica, este trabalho determinou a perda de massa específica, o calor de ablação, a emissividade e a

difusividade térmica dos materiais. Análises da microestrutura e da composição dos materiais também foram realizadas.

4.4.1 Medidas de Temperatura

As temperaturas nas superfícies das amostras expostas ao jato de plasma foram medidas utilizando um termômetro infravermelho modelo Pyrofiber® PFL II 905 e um termopar, respectivamente, para a temperatura na superfície exposta ao jato de plasma e para a superfície oposta. O termômetro infravermelho opera na faixa de temperatura entre 850 e 3000 °C. A Figura 4.8 apresenta o esquema utilizado nos experimentos.

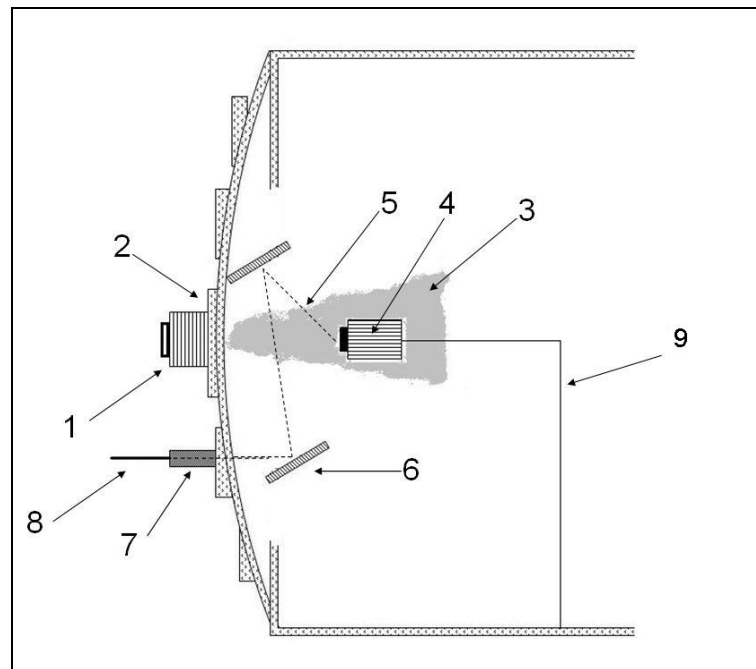


Figura 4.8 – Vista superior do esquema para medição das temperaturas nas superfícies das amostras.

Conforme esquema da Figura 4.8, 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 termômetro infravermelho por um cabo de fibra óptica (8). A

tensão elétrica produzida pelo termopar é conduzida por fios de extensão especiais para termopares (9) até o sistema de aquisição de dados onde é convertida em temperatura.

Tendo em vista que as medidas do termômetro infravermelho foram realizadas através de uma janela de vidro e reflexões em espelhos, foi necessária uma calibração do sistema para compensar estas perdas na intensidade da energia irradiada pela superfície da amostra. A calibração consistiu em realizar medições da temperatura do filamento de uma lâmpada halogênia na ausência de obstáculos e depois repetir as medidas com a lâmpada no interior da câmara de vácuo na mesma posição das amostras. Uma fonte de tensão variável foi utilizada para variar a intensidade da temperatura do filamento. A Figura 4.9 apresenta a comparação entre as duas leituras o que possibilitou aplicar um fator de correção para os valores de temperatura indicados pelo equipamento nos experimentos na câmara de vácuo.

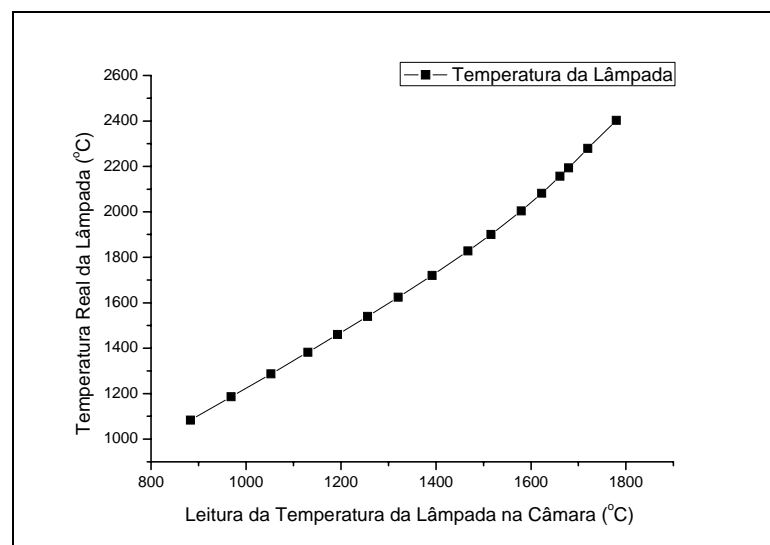


Figura 4.9 – Curva de calibração do termômetro infravermelho.

4.4.2 Determinação da Perda de Massa Específica

A perda de massa específica leva em consideração a área da amostra e o tempo de exposição ao jato de plasma, conforme Equação (4.4).

$$\dot{m} = \frac{m_i - m_f}{\pi r^2 \Delta t} \quad (4.4)$$

As amostras foram pesadas antes e depois de cada experimento em uma balança Marca Toledo modelo AB204, com resolução de 0,1 mg e incerteza de 0,05 mg. O diâmetro das amostras foi medido com um paquímetro de incerteza 0,05 mm, o tempo de exposição foi medido pela base de tempo do sistema de aquisição de dados.

4.4.3 Determinação da Emissividade

Amostras dos materiais foram submetidas ao fluxo térmico da tocha de plasma e tiveram a temperatura e a emissividade monitoradas, respectivamente, por um termômetro infravermelho modelo Pyrofiber® PFL II 905, que opera na faixa de 850 a 3000 °C, e por um medidor de emissividade modelo Pyrofiber® PFL 950 E10. Para evitar os problemas de atenuação na faixa do infravermelho que ocorrem nos vidros das janelas de inspeção, foi montado um experimento com tocha de plasma operando em ambiente aberto (fora da câmara de vácuo). Assim os sensores de infravermelho que mediram a temperatura e a emissividade das superfícies das amostras estavam em linha de visada direta com o material.

4.4.4 Determinação do Calor de Ablação

Considerando que os materiais ensaiados foram submetidos a temperaturas superiores a 1000 °C e que nesta faixa de temperatura o fluxo térmico irradiado não é desprezível, será realizado o cálculo do calor de ablação termoquímico.

O calor de ablação foi calculado conforme Equação (4.5)4.5), onde q é o fluxo térmico incidente medido pelo calorímetro exponencial e q_i é o fluxo térmico reirradiado calculado pela Lei de Stefan-Boltzmann, utilizando os valores de emissividade de temperatura determinados experimentalmente. Este método considera os efeitos do calor reirradiado, mas despreza outros fenômenos como a perda de massa por ação mecânica.

$$Q_{abl} = \frac{q - q_i}{\dot{m}} \quad (4.5)$$

4.4.5 Determinação da Difusividade Térmica

Uma metodologia para determinar a difusividade de materiais sólidos é a norma ASTM E1461-92, *Standard Test Method for Thermal Difussivity of Solids by Flash Method*, [47]. Entretanto, este método foi desenvolvido para condições invariáveis, que não é o caso em estudo onde o material da amostra sofre alterações estruturais, físicas e químicas.

Utilizando os dados de temperatura e as condições de contorno do problema, é possível determinar a difusividade do material por duas metodologias, o método do corpo semi-infinito e o método da placa de espessura finita [48]. Neste trabalho optou-se pelo método da placa de espessura finita, pois este método considera condições de contorno adequadas aos perfis de temperaturas observadas nas superfícies dos quatro materiais ensaiados.

4.4.5.1 Modelo do Corpo Semi-infinito

O modelo do corpo semi-infinito é uma idealização de um sólido que é ilimitado em todas as direções exceto uma. Este modelo é uma abordagem útil na solução de muitos problemas práticos [35]. Assumindo que inicialmente a amostra se encontre na temperatura inicial T_i e que a superfície do material esteja exposta a um meio de temperatura T_p (temperatura do jato de plasma), sendo $T_p \gg T_i$, surgirá um fluxo térmico q na amostra.

Na amostra surgirão isotérmicas que podem ser associadas a uma temperatura adimensional θ_δ , conforme Equação (4.6) [49].

$$\theta_\delta = \frac{T_\delta - T_i}{T_s - T_i} \quad (4.6)$$

Onde, T_s é a temperatura na superfície exposta à fonte de calor, T_i a temperatura inicial da amostra e T_δ é a temperatura da isotérmica a uma profundidade δ em relação à superfície

exposta ao jato de plasma. Normalmente é assumido $\theta_\delta=0,05$ o que é razoável para garantir que as situações práticas não se desviem do modelo do corpo semi-infinito.

A complexidade do cálculo da difusividade dependerá do regime de aquecimento que determinará as condições de contorno para a solução da equação da difusão do calor, Equação (12). O método mais simples de solução é dado pela Equação (4.7), [49].

$$\delta = K\sqrt{at} \quad (4.7)$$

O valor do coeficiente K depende das condições de contorno do problema. Para $\theta_\delta=0,05$, os valores de K são apresentados na Tabela 2 [50], para algumas condições de contorno, onde c é uma constante e t o tempo.

Tabela 2 - Valores da constante K para $\theta_\delta=0.05$ [50].

Taxa de aquecimento de T_s	K
$T_s=c$	2,77181
$T_s=ct$	2,07143
$T_s=ct^2$	1,71240
$T_s=ct^3$	1,48957

Entretanto, os regimes de aquecimento apresentam condições mais complexas, como o exemplo apresentado na Figura 4.10 que pode ser dividido em dois regimes, o primeiro aproximado para um regime de crescimento linear $T_s=c_1t$ e o segundo de valor constante $T_s=c_2$. A interseção entre as duas retas define o instante t_1 , limite entre os dois regimes. O instante t_2 é definido em função da temperatura T_δ para θ_δ igual a 0,05. Com esta abordagem é possível utilizar dois métodos para os cálculos da difusividade, o método da solução empírica [43] e o método da solução analítica [50].

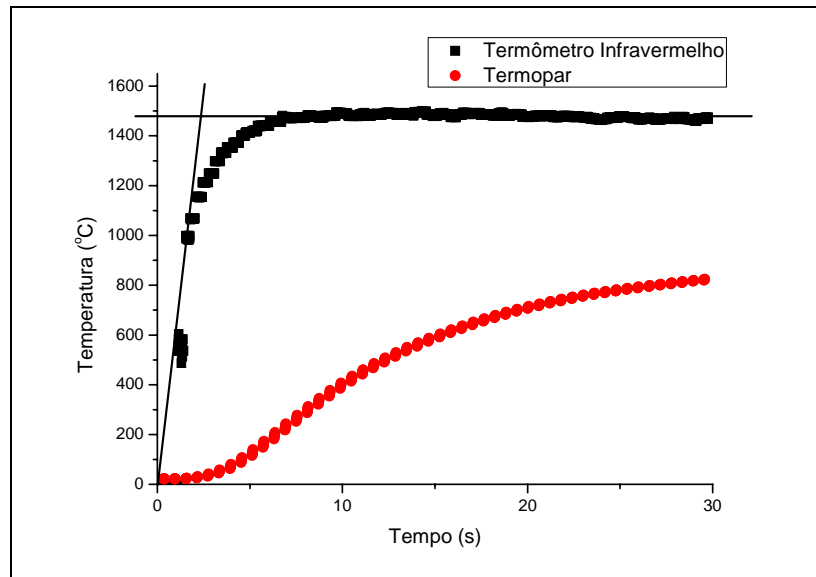


Figura 4.10 – Modelamento das temperaturas para o caso do corpo semi-infinito.

O método da solução empírica se resume em utilizar o coeficiente $K_{1,2}$ na solução da Equação (4.7), onde $K_{1,2}$ foi introduzido para levar em conta o peso de cada regime de aquecimento e em [43] foi mostrado que este pode ser aproximado com pequeno erro através da função linear em função da relação t_1/t_2 .

$$K_{1,2} = K_1 - \frac{(K_1 - K_2)t_1}{t_2} \quad (4.8)$$

Este método é extremamente simples, não apresenta dificuldades de cálculo e está de acordo com o método analítico com um erro menor que 1% [43].

A solução analítica considera a influência dos dois regimes, de δ , de t_1 e de t_2 , conforme Equação (4.9) [50].

$$T(x,t) = T^{(1)}(x,t) + T^{(2)}(x,t) \quad (4.9)$$

Onde $T^{(1)}(x,t)$ e $T^{(2)}(x,t)$ são, respectivamente, as contribuições do regime de aquecimento linear e de temperatura constante, cujas soluções são apresentadas, respectivamente, nas Equações (4.10) (4.11) [50].

$$T^{(1)}(\delta, t_2) = \frac{1}{2\sqrt{\pi a(t_2 - t_1)}} \int_0^\infty T(x, t_1) \left\{ \exp\left[-\frac{(\delta - x)^2}{4a(t_2 - t_1)}\right] - \exp\left[-\frac{(\delta + x)^2}{4a(t_2 - t_1)}\right] \right\} dx \quad (4.10)$$

$$T^{(2)}(\delta, t_2) = T_f \operatorname{Erfc} \left(\frac{\delta}{2\sqrt{a_T(t_2 - t_1)}} \right) \quad (4.11)$$

Onde a expressão $T(x, t_1)$ é a distribuição de temperatura para $t=t_1$.

$$T(x, t_1) = ct_1 \left\{ \left(1 + \frac{x^2}{2at_1} \right) \operatorname{Erfc} \left(\frac{x}{2\sqrt{at_1}} \right) - \frac{x}{\sqrt{\pi a_T t_1}} \exp \left(-\frac{x^2}{4at_1} \right) \right\} \quad (4.12)$$

Para simplificar a resolução, essas equações foram obtidas para $T_i=0$.

4.4.5.2 Modelo da Placa de Espessura Finita

Este modelo considera que a temperatura T_s na superfície da amostra pode ser aproximada por uma função exponencial. Assim, os dados experimentais de T_s devem ser ajustados a uma equação com o perfil da Equação (4.13), onde o coeficiente β é denominado de constante de tempo térmica e T_f é a temperatura do regime constante.

$$T_s = T_f (1 - \exp(-\beta t)) \quad (4.13)$$

Para esta condição de contorno, a solução da equação de difusão de calor é dada por uma série infinita, conforme apresentada na equação (4.14) [50].

$$Tt = T_s - T_s \frac{\exp(\beta t)}{\cos \left(\delta \left(\frac{\beta}{a} \right)^{0.5} \right)} - \left(\frac{16\beta T_s \delta^2}{\pi} \right) \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(-1)^n \exp \left(-\frac{a(2n+1)^2 \pi^2 t}{4\delta} \right)}{(2n+1)(4\beta \delta^2 - a\pi^2(2n+1)^2)} \quad (4.14)$$

4.4.6 Análise da Microestrutura e Composição dos Materiais

Informações sobre a microestrutura e a composição química dos materiais complementam os ensaios realizados no túnel de plasma e contribuem para a compreensão das propriedades investigadas. Neste estudo a microscopia eletrônica de varredura (MEV) foi utilizada para a análise microestrutural. A difratometria de raios X forneceu informações

sobre o arranjo dos átomos e moléculas revelando se o material possui características cristalinas ou amorfas. A composição química dos materiais foi analisada pelas técnicas de espectrometria de energia dispersiva de raios X (EDX).

4.4.6.1 Microscopia Eletrônica de Varredura

Os aspectos mais relevantes da microestrutura dos materiais são: a orientação das fibras; a porosidade do material; e a existência de falhas estruturais. Neste trabalho foi utilizado o MEV da Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (AMR-IAE), marca LEO modelo 435VPi Zeiss. Este equipamento também realiza análises de espectroscopia energia dispersiva de raios X (EDX) para determinar a composição do material. O microscópio eletrônico de varredura (MEV) produz imagens de alta ampliação e resolução. As imagens de MEV são virtuais, pois o que é visualizado é uma interpretação da energia emitida pelos elétrons, ao contrário da radiação de luz das imagens ópticas habituais.

4.4.6.2 Espectrometria de Energia Dispersiva de Raios X

O MEV utilizado neste trabalho dispõe de um detector para realizar espectrometria de energia dispersiva de raios X (EDX) o que possibilita determinar a distribuição espacial de elementos químicos. Como o detector utilizado é de berílio (número atômico $Z=3$), todos os elementos químicos com massa atômica superior a deste elemento, e que estejam presentes em concentração superior a 1%, podem ser identificados.

Quando o feixe de elétrons incide sobre um material, os elétrons mais externos dos átomos e os íons constituintes são excitados, mudando de níveis energéticos. Ao retornarem para sua posição inicial, liberam a energia adquirida a qual é emitida em comprimento de onda no espectro de raios X. O detector instalado na câmara de vácuo do MEV mede a energia associada a esse elétron. Como os elétrons de um determinado átomo possuem

energias distintas, é possível, no ponto de incidência do feixe, determinar quais elementos químicos estão presentes naquele local.

4.4.6.3 Difratomia de Raios X

A difratometria de raios X (DRX) revela se um material possui alguma periodicidade na sua estrutura molecular, ou seja, revela se é amorfo ou cristalino. Como cada substância possui um determinado padrão de difratometria, assim é possível identificar quais elementos estão presentes na substância. Foi utilizado o difratômetro de raios X da marca Philips modelo Analytical X'pert PRO MPD 3060 (45kV x 40mA = 1.8kW), da Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (AMR-IAE), que utiliza a irradiação $K\alpha$ de uma fonte de cobre ($\lambda=1,5402 \times 10^{-10}$ m).

5 Resultados e Discussões

5.1 Caracterização do Jato de Plasma

5.1.1 Definição do Ponto de Operação da Tocha de Plasma

Ensaio preliminares foram realizados para determinar o melhor ponto de operação da tocha. Nestes ensaios o arco elétrico apresentou-se estável para uma vazão de 12000 l/h de ar, equivalente a um fluxo de 3 g/s considerando a temperatura ambiente e pressão de 1,2 atm, nestas condições a pressão no interior da tocha de plasma manteve-se em 1,4 atm. A tensão do arco (U) foi de 260 V e a corrente (I) de 110 A, potência de 28,6 kW. Considerando a limitação do sistema de vácuo, se todo o fluxo de 12000 l/h, necessário para a estabilização do arco elétrico, fosse inserido na câmara de vácuo, a pressão ficaria elevada não simulando as condições de altitude desejada. Assim, um dispositivo de controle de fluxo foi inserido entre a tocha de plasma e o bocal De Laval. Este dispositivo drena parte do fluxo de gás da tocha de plasma evitando o excesso de pressão na câmara de vácuo. Não causando perda significativa de entalpia porque o gás drenado é da porção distante do centro do canal do arco elétrico, veja seção 2.3.2.2. Nestas condições de operação a câmara de vácuo manteve-se na pressão de 2,35 Torr o que corresponde a uma altitude de 40 km, segundo o modelo padrão de atmosfera de 1976 [9].

Durante os ensaios preliminares para ajuste dos parâmetros da tocha de plasma, foram observadas sucessivas expansões e compressões do jato de plasma até que o equilíbrio com a pressão da câmara fosse atingido. Este fenômeno é conhecido por efeito diamante e é devido ao fluxo supersônico, produzido pelo bocal De Laval, e à diferença de pressão entre a tocha de plasma e a câmara de vácuo, Figura 5.1 [51]. Este efeito pode ser evitado utilizando seções do jato de plasma distantes da saída do bocal onde o equilíbrio foi atingido, entretanto, nestas regiões a entalpia é pequena e não reproduz as condições desejadas de reentrada atmosférica.

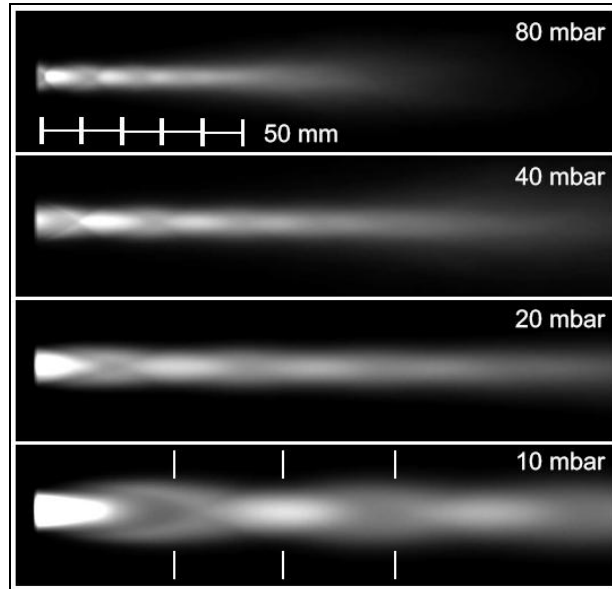


Figura 5.1 – Efeito diamante em um jato de plasma [51].

A Figura 5.2 apresenta o efeito diamante verificado no jato de plasma. Como foi utilizada uma câmara fotográfica digital comum, os contornos do jato foram realçados por edição gráfica.

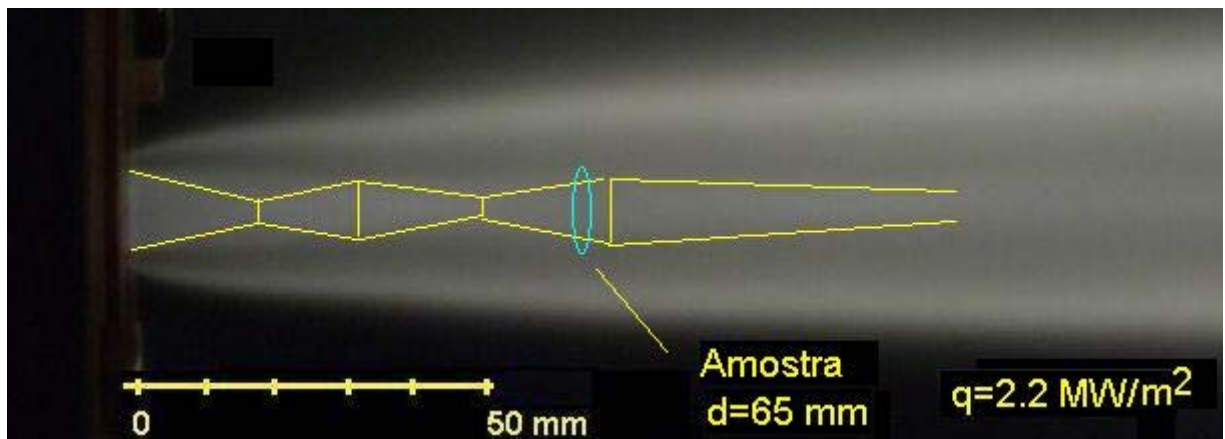


Figura 5.2 – Efeito diamante com sucessivas expansões e compressões do jato de plasma.

Este fenômeno resulta em uma distribuição de fluxo térmico radial irregular ao longo da expansão do jato de plasma. Entretanto, é possível encontrar posições ao longo do eixo longitudinal do jato de plasma que tenha uma distribuição regular de fluxo térmico. Placas de fibra de vidro foram posicionadas ao longo do eixo longitudinal do jato para verificar uma posição adequada para realização dos ensaios, onde a distribuição do fluxo térmica fosse

uniforme. Conforme Figura 5.3, a posição de 65 mm distante do bocal da tocha apresentou um efeito de ablação muito regular. Este experimento também possibilitou definir o diâmetro máximo das amostras em 15 mm, uma vez que os discos observados nas placas de fibra de vidro apresentaram diâmetro de 16 mm. Assim, as amostras e as sondas de diagnóstico foram colocadas 65 mm distantes da saída do bocal e foram preparadas com diâmetros de aproximadamente 14.5 mm.

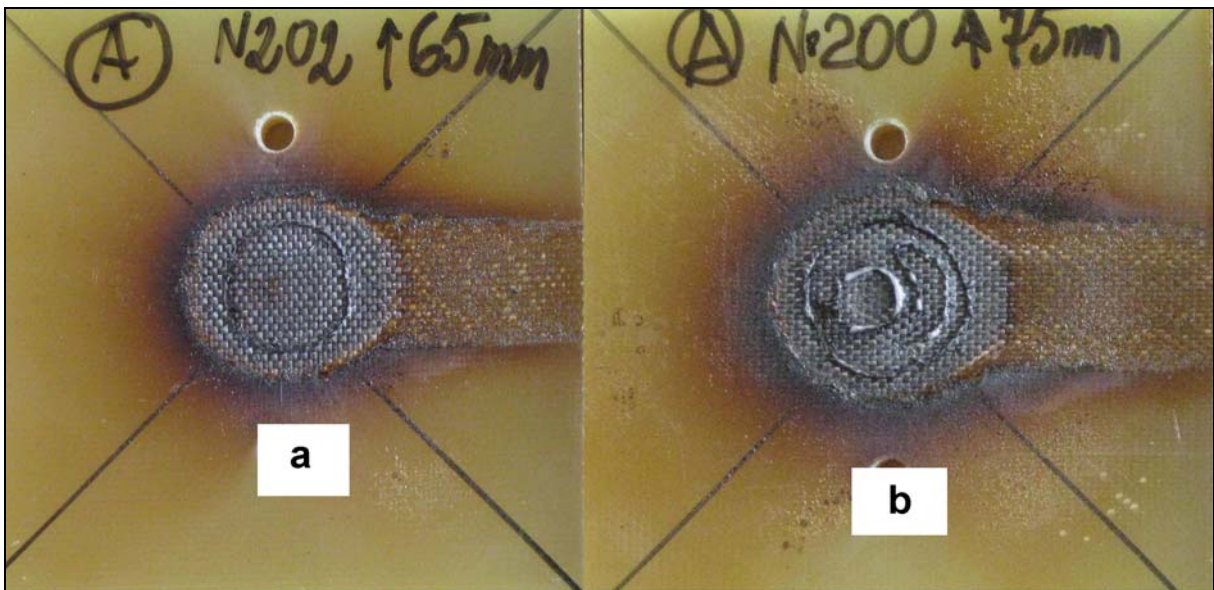


Figura 5.3 - Placas de fibra de vidro expostas ao jato de plasma na posição a) 65 mm e b) 75mm.

A perturbação causada no jato de plasma pelo efeito diamante impede que as amostras sejam expostas a fluxos térmicos diferentes pela variação da posição das amostras ao longo do eixo longitudinal, como foi realizado em outros trabalhos [13].

Para este ponto de operação ($U=260$ V e $I=110$ A) o rendimento térmico da tocha foi determinado verificando a diferença de temperatura na água que refrigera a tocha. Sendo a variação de 12 °C, para um fluxo de água de 600 l/h. Assim a eficiência da tocha é determinada pela Equação (5.1) [18].

$$\eta = \frac{UI - mc\Delta T}{UI} = \frac{260 \times 110 - 600 \times 4180 \times 12 / 3600}{260 \times 110} = 0,708 \quad (5.1)$$

A entalpia do jato de plasma é determinada pela Equação (5.2), onde G é o fluxo de ar em kg/s, [18].

$$h = \frac{UI\eta}{G} = \frac{260 \times 110 \times 0,708}{0,003} = 6,75 \frac{MJ}{kg} \quad (5.2)$$

Este valor de entalpia implica, conforme dados tabelados [24], em uma temperatura do jato de plasma próximo de 3800 K.

5.1.2 Fluxo Térmico no Jato de Plasma

Um calorímetro exponencial com um disco de cobre foi utilizado para determinar o fluxo térmico, conforme Figura 5.4. Onde, o disco de cobre (1) tem a temperatura monitorada por um termopar (2), o disco é isolado termicamente (3) do suporte (4). O suporte é posicionado por uma haste (5).

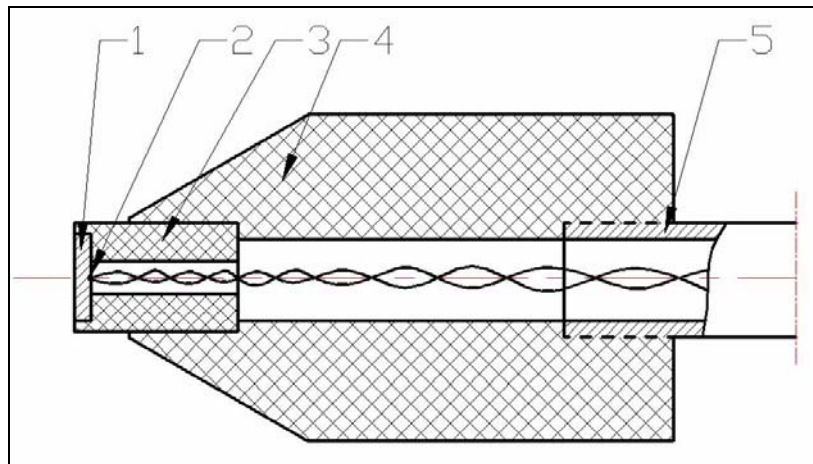


Figura 5.4 – Esquema de calorímetro exponencial com disco de cobre.

Utilizando a Equação (4.1) e considerando: $k = 377 \text{ W/mK}$, $a = 1,0 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$ e $\delta = 5,3 \times 10^{-3} \text{ m}$ o fluxo térmico foi calculado em $2,1 \pm 0,1 \text{ MW/m}^2$. O valor de dT/dt é obtido pelo gráfico da temperatura do termopar em função do tempo, conforme exemplo na Figura 5.5. O fluxo térmico para jato de plasma de nitrogênio, nas mesmas condições anteriores, foi de $2,5 \pm 0,1 \text{ MW/m}^2$.

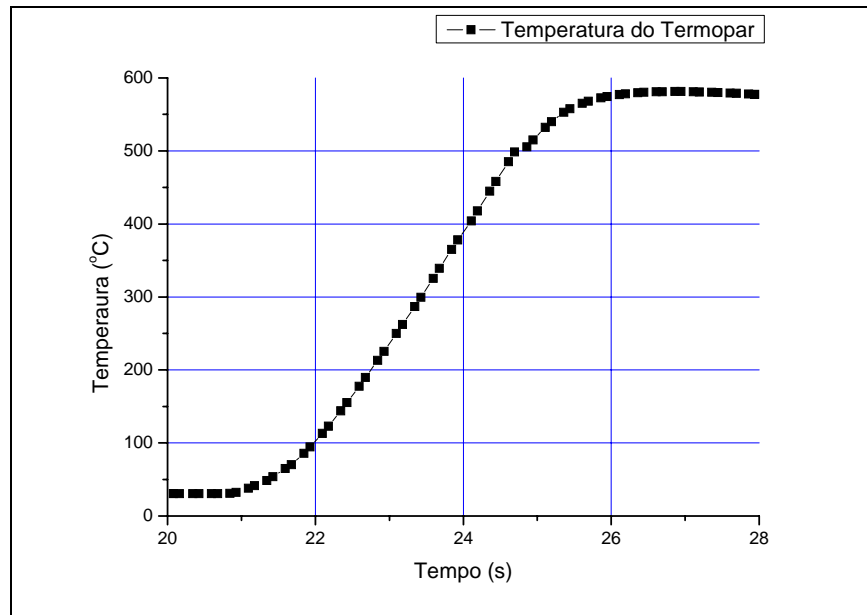


Figura 5.5 – Exemplo de medição de temperatura no termopar do calorímetro.

5.1.3 Número de Mach do Jato de Plasma

Utilizando uma cunha aerodinâmica de grafite, para suportar o severo ambiente térmico, com ângulo w de 20° , foi observado, por imagem fotográfica, uma onda de choque oblíqua com ângulo α de 33° . Pela Equação 15, estes ângulos resultam em número de Mach de 4,2. Entretanto, a qualidade da imagem não possibilita uma medida precisa dos ângulos e variações de 1° na leitura do ângulo resultam em erros de 0,3 no número de Mach.

Um tubo de Pitot foi construído com um tubo de metal e uma ponteira de grafite com orifício para medição da pressão de estagnação que foi medida por um transdutor de pressão. A relação entre pressão de estagnação e pressão estática foi determinada em 17,51, o que resulta em um número de Mach de 3,8. Foi utilizado o valor de 1,194 para o coeficiente adiabático do plasma de ar, considerando valores tabelados para pressão de 1,5 atm e temperatura de 4000 K [52].

Desta forma, o jato de plasma, na posição $d=65$ mm, apresentou número de Mach de 4,2 e 3,8 utilizando, respectivamente, uma cunha aerodinâmica e um tubo de Pitot. Este valor de número de Mach não é próximo ao valor de Mach 7 esperado para o SARA (Satélite de

Reentrada Atmosférica) para altitude próxima de 45 km, entretanto esta será uma limitação deste túnel de plasma. Um aumento no número de Mach poderia ser obtido com o aumento do fluxo G, entretanto isto levaria a uma redução da entalpia e aumento da pressão na câmara de vácuo o que resultaria em valores de fluxo térmico e de altitude não adequados para a simulação, assim optou-se por obter valores adequados de fluxo térmico e altitude.

5.2 Caracterização das Amostras

Foram utilizadas nos ensaios amostras de compósitos com as características médias apresentadas na Tabela 3.

Tabela 3 – Medidas médias iniciais das amostras utilizadas nos ensaios.

Compósito	Diâmetro (mm)		Espessura (mm)		Massa (g)		Número de amostras
	Média	Desvio Padrão	Média	Desvio Padrão	Média	Desvio Padrão	
Quartzo-fenólico 43%	14,66	0,08	8,93	0,09	2,3233	0,0350	13
Quartzo-fenólico 34%	14,51	0,13	10,35	0,08	2,7005	0,0505	16
Carbono-fenólico	14,62	0,12	10,04	0,17	2,2306	0,0525	9
CRFC	14,64	0,05	14,01	1,05	4,2172	0,2961	9
C-C/SiC	14,04	0,05	3,19	0,07	0,6925	0,0216	9

A Figura 5.6 apresenta amostras de materiais submetidos aos ensaios, da esquerda para a direita: quartzo-fenólico, carbono-fenólico, CRFC e C-C/SiC.



Figura 5.6 – Imagem de amostras dos materiais ensaiados, abaixo amostras antes dos ensaios e acima amostras após ensaios.

5.2.1 Determinação da Perda de Massa Específica

Utilizando a metodologia descrita na seção 4.4.1, as perdas de massa específicas dos materiais ensaiados, em jato de plasma de ar e nitrogênio, foram determinadas e seus valores médios e erros experimentais são apresentados na Tabela 4. As densidades dos fluxos térmicos dos jatos de plasma de ar e nitrogênio foram, respectivamente, 2,1 e 2,5 MW/m².

As perdas de massa específicas para o compósito quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina estão próximas, com variação dentro da margem de erro. Entretanto, é esperado que as amostras com maior concentração de resina apresentem maior perda de massa. A perda de massa específica é maior nos instantes iniciais e reduz com o tempo de experimento devido à formação de uma camada de fibras de quartzo pirolisadas que protege o material nas camadas inferiores do processo de ablação, conforme Figura 5.7.

Tabela 4 – Perda de Massa Específica das Amostras

Material	Perda de Massa (kg/m ² s)		Variação (%)
	Plasma de	Plasma de	
	Ar	N ₂	
Quartzo-fenólico 43%	0,0238	0.0266	+12
Quartzo-fenólico 34%	0,0193	0.0305	+58
Carbono-fenólico	0,0818	0.0451	-81%
CRFC	0,0233	0.0036	-45%
C-C/SiC	0,0064	0.0043	-33%

O compósito carbono-fenólico apresentou a maior perda de massa porque a sua matriz é facilmente volatilizada e as fibras de carbono reagem com o oxigênio liberando monóxido de carbono (CO). No experimento em plasma de nitrogênio, a perda de massa reduziu para 0,0451 kg/m²s, redução de 45% em relação ao ensaio com plasma de ar. Assim, as reações químicas de oxidação do carbono exercem contribuição significativa na perda de massa deste compósito.

O CRFC apresentou perda de massa compatível com a do quartzo-fenólico. A perda de massa neste compósito é associada principalmente às reações químicas do oxigênio. Em

um experimento com jato de plasma de nitrogênio a perda de massa específica foi de $0,0036 \text{ kg/m}^2\text{s}$, ou seja, houve uma redução de 84%.

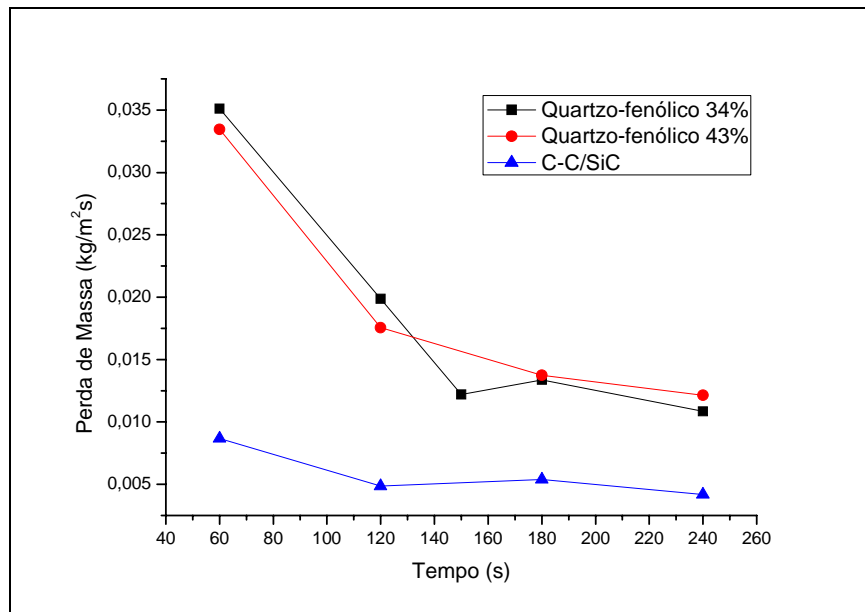


Figura 5.7 – Perda de massa em função do tempo de experimento.

O C-C/SiC apresentou a mais baixa perda de massa específica e permaneceu relativamente estável para experimentos com duração entre 60 e 240 segundos. Com plasma de nitrogênio a perda de massa específica foi de $0,0043 \text{ kg/m}^2\text{s}$, ou seja, houve uma redução de 33% na perda de massa em relação ao plasma de ar. Esta redução é pequena quando comparada com a redução obtida nos experimentos de CRFC em plasma de nitrogênio. Isto significa que a impregnação de SiC na matriz de carbono promoveu uma melhora na resistência à oxidação. Entretanto a perda de massa do compósito C-C/SiC indica que a matriz de carbono não foi totalmente impregnada pelo SiC presente na resina de silicóna utilizada no processo de fabricação do compósito.

5.2.2 Determinação da Emissividade

Seguindo a metodologia proposta, as emissividades dos materiais analisados foram determinadas, conforme dados da Tabela 5. Uma amostra de grafite também foi analisada, considerando que este material possui dados tabelados para comparação. Os dados de

temperatura radiométrica (T_R) foram lidos no termômetro infravermelho configurado para emissividade de 100% e, uma vez determinada a emissividade, esta temperatura foi corrigida (T_C) utilizando a Lei de Stefan-Boltzmann. Os valores da emissividade variam conforme o material e temperatura.

Tabela 5 - Valores da Emissividade dos materiais ensaiados.

Material	Faixa de Temperatura Radiométrica (°C)	Faixa de Emissividade (%)	Faixa de Temperatura Corrigida (°C)
Grafite	850-1240	96-94	860-1260
Quartzo-fenólico (virgem)	850-1400	90-75	880-1525
Quartzo-fenólico (pirolisado)	850-1400	70	955-1554
Carbono-fenólico (virgem)	870-1647	98	876-1657
Carbono-fenólico (pirolisado)	850-1180	97	858-1190
CRFC (virgem)	900-1475	65-92	1033-1512
CRFC (pirolisado)	900-1475	95	915-1497
C-SiC	930-1160	92	955-1190

O termo “virgem” utilizado significa que a emissividade foi verificada nos primeiros instantes do ensaio, quando a superfície ainda não havia sofrido efeitos significativos do alto fluxo térmico. O compósito C-C/SiC não apresentou variações na emissividade, pois o processamento do material já envolve efeitos de alta temperatura durante a carbonização da sílica que foi impregnada na matriz de carbono. Para efeito dos cálculos de calor reirradiado e calor de ablação termoquímico foram utilizados os valores de material pirolisado. Os valores obtidos estão na faixa indicada na literatura [13].

5.2.3 Variação das Temperaturas nas Superfícies das Amostras

As temperaturas nas superfícies das amostras expostas ao jato plasma foram monitoradas durante os experimentos pelo termômetro infravermelho enquanto que um termopar tipo K verificava a temperatura na superfície oposta. Em todas as análises o tempo $t=0$ corresponde ao início do experimento, entretanto a temperatura do termômetro infravermelho só é válida após 1000 °C. Isto ocorre porque o equipamento inicia as medições em 850 °C e é necessário compensar as perdas do vidro da janela de inspeção. As temperaturas medidas pelo termômetro infravermelho foram corrigidas pela Lei de Stefan-

Boltzmann usando os seguintes valores de emissividade: 0,7 (quartzo-fenólico); 0,97 (carbono-fenólico); 0,95 (CRFC); e 0,92 (C-C/SiC).

5.2.3.1 Variação das Temperaturas nas Superfícies do Compósito Quartzo-Fenólico

A Figura 5.8 apresenta a variação de temperatura em uma amostra de quartzo-fenólico com 43% de concentração de resina fenólica durante um experimento de aproximadamente 33 segundos. A temperatura na superfície exposta ao jato aumenta rapidamente e se estabiliza em 1690 °C, que é a temperatura de fusão das fibras de quartzo. A temperatura do termopar aumenta discreta e linearmente desde 26,2 °C, no início do experimento, até atingir o valor máximo de 51,5 °C. A linearidade da temperatura no termopar é função da temperatura constante na superfície da amostra e a discreta variação é devido à espessura do material ($9,00 \pm 0,05$ mm) e à baixa difusividade térmica.

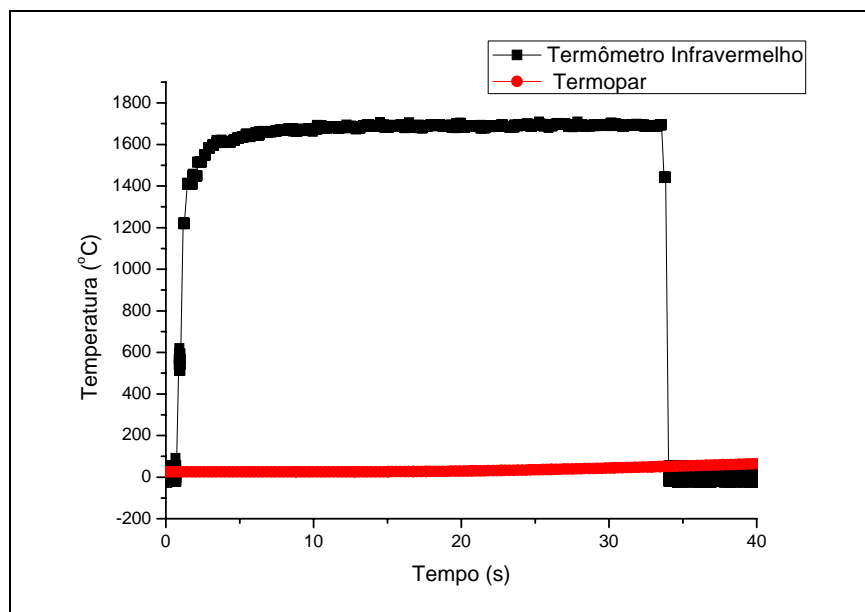


Figura 5.8 – Exemplo de variação de temperatura para o compósito quartzo-fenólico.

5.2.3.2 Variação das Temperaturas nas Superfícies do Compósito Carbono-Fenólico

O comportamento das temperaturas no compósito carbono-fenólico é ligeiramente diferente daquele observado no quartzo-fenólico. A temperatura na superfície da amostra de

carbono-fenólico não sobe tão rapidamente como no caso do quartzo-fenólico, isto se justifica pela alta condutividade térmica do material em relação ao isolamento térmico utilizado. A deficiência neste isolamento térmico permite que haja um fluxo térmico entre a amostra e o suporte, que é refrigerado, retardando o aumento da temperatura. A temperatura no termopar apresenta um crescimento não linear até o valor de 730 °C. A não linearidade é função do regime de aquecimento na superfície da amostra e o valor alto da temperatura é um indicativo de alta difusividade térmica.

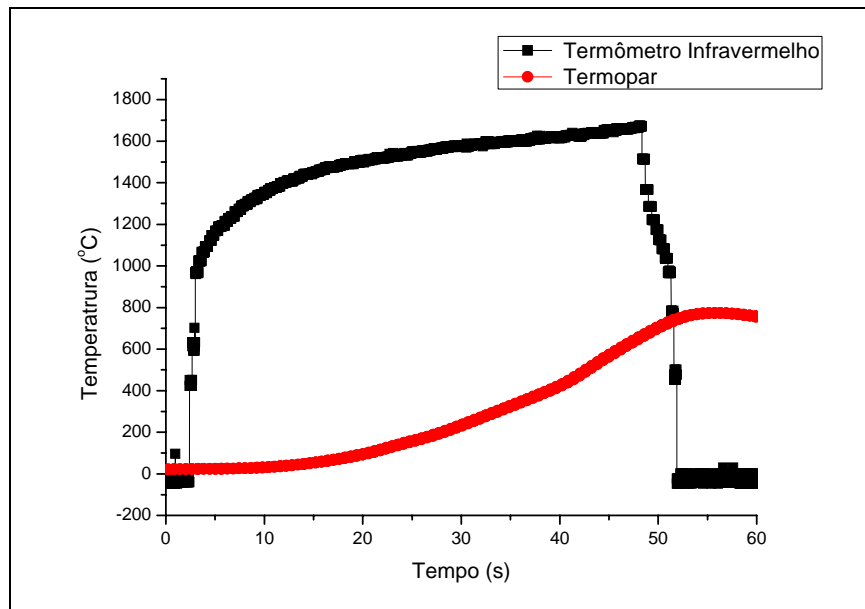


Figura 5.9 - Exemplo de variação de temperatura para o compósito carbono-fenólico.

5.2.3.3 Variação das Temperaturas nas Superfícies do Compósito CRFC

O CRFC apresentou alta difusividade, a temperatura do termopar atingiu 1030 °C em 44 segundos, para o exemplo da Figura 5.11, e o experimento foi interrompido para evitar danos ao termopar tipo K que possui limitação de temperatura de 1300 °C.

A temperatura do termopar apresenta um crescimento aproximadamente linear com diminuição em sua inclinação quando a temperatura da superfície ultrapassa 1000 °C, isto é

devido à contribuição do fluxo irradiado que passa a ser significativo a partir desta temperatura.

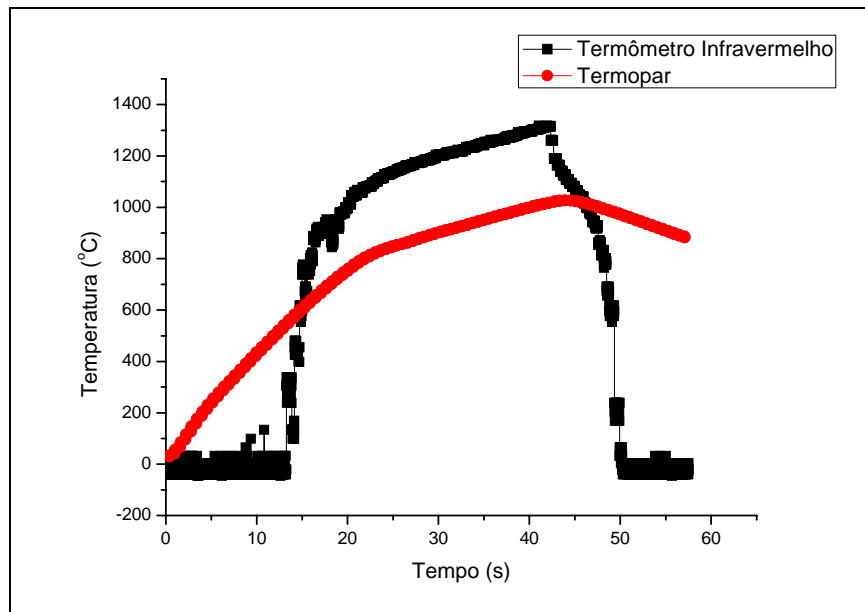


Figura 5.10 - Exemplo de variação de temperatura para o compósito CRFC.

5.2.3.4 Variação das Temperaturas nas Superfícies do Compósito C-C/SiC

O compósito C-C/SiC apresentou boas propriedades térmicas, pois apesar da pequena espessura da amostra, em média 3,19 mm, a temperatura do termopar não ultrapassou 1000 °C em experimentos de 60 segundos, como no exemplo apresentado na Figura 5.11. A temperatura na superfície exposta ao jato de plasma se estabilizou em 1450 °C em função do equilíbrio dos fluxos térmicos incidentes provenientes do jato de plasma subtraído do fluxo térmico irradiado, devido a alta emissividade do material, e do fluxo térmico entre a amostra e o suporte devido a ineficiência do isolamento térmico.

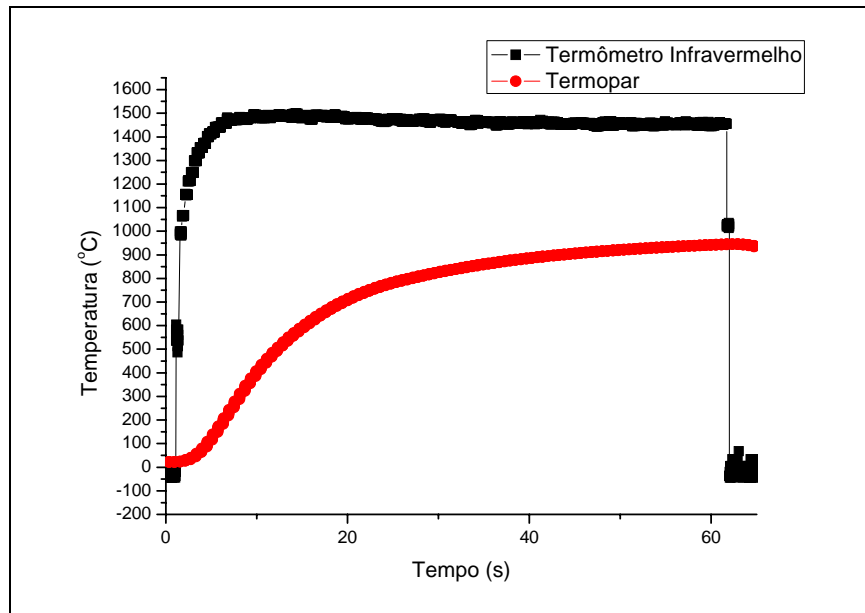


Figura 5.11 - Exemplo de variação de temperatura para o composto C-C/SiC.

5.2.4 Determinação do Calor de Ablação

Utilizando a metodologia descrita na seção 4.4.2, o calor de ablação efetivo dos materiais ensaiados, em jato de plasma de ar, foi determinado e seus valores médios são apresentados na Tabela 6. A densidade de fluxo térmico irradiado (q_i) foi calculado em função da emissividade e da temperatura das superfícies das amostras pela Lei de Stefan-Boltzmann. Os efeitos de remoção de massa por causas mecânicas, entre outros, foram desconsiderados, bem como o fluxo térmico entre a amostra e o suporte pelo isolante térmico.

Tabela 6 – Calor de Ablação Termoquímico.

Material	Temperatura da Superfície (K)	Emissividade da Superfície (u.a.)	Energia Reirradiada (MW/m^2)	Calor de Ablação (MJ/kg)
Quartzo-fenólico 34%	1960	0,70	0,60	88
Quartzo-fenólico 43%	1900	0,70	0,53	74
Carbono-fenólico	1820	0,97	0,61	18
CRFC	1470	0,95	0,26	77
C-C/SiC	1720	0,92	0,46	250

A temperatura da superfície foi considerada constante para os compósitos de quartzo-fenólico e C-C/SiC, pois estes permaneceram estáveis durante o experimento. Entretanto, no caso do carbono-fenólico e do CRFC foram utilizados valores médios. Não foi possível

determinar a incerteza nos valores do calor de ablação devido aos efeitos que não foram considerados no processo, como o fluxo de calor entre a amostra e o suporte.

5.2.5 Determinação da Difusividade Térmica

Utilizando os dados de temperatura, as difusividades térmicas das amostras ensaiadas foram determinadas pelo método da placa de espessura finita. Variações da difusividade em função do tempo do ensaio da temperatura média são apresentadas. A temperatura média da amostra foi determinada pela expressão $T_m=(T_s+T_\delta)/2$.

5.2.5.1 Difusividade Térmica do Compósito Quartzo-fenólico

A Figura 5.12 apresenta a difusividade térmica das amostras de quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina em função do tempo.

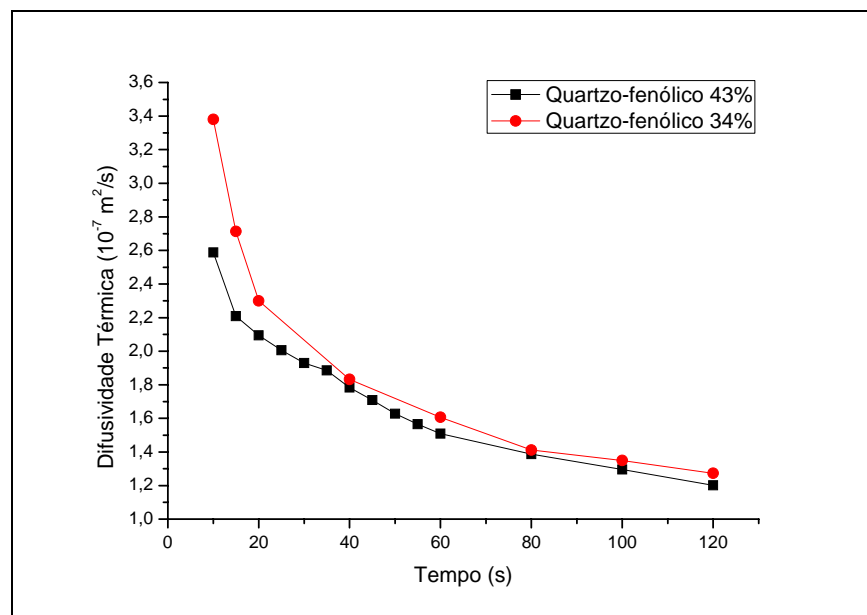


Figura 5.12 – Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio para os compósitos de quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina fenólica.

A difusividade térmica do compósito com 43% de resina apresenta inicialmente valores menores em relação ao outro compósito, isto se deve a maior taxa de ablação nos primeiros instantes para o compósito com maior concentração de resina. Entretanto, após 30 segundos os valores são iguais considerando a margem do erro experimental da medida que é

de $\pm 10\%$. A difusividade nos dois compósitos decai com o tempo do experimento, enquanto que a temperatura média da amostra aumenta conforme Figura 5.13. A diminuição da difusividade é função da temperatura, da formação da camada de fibras que se fundiram na superfície da amostra, reirradiando energia e diminuindo o fluxo térmico interno, e do surgimento de poros devido ao processo de ablação da matriz.

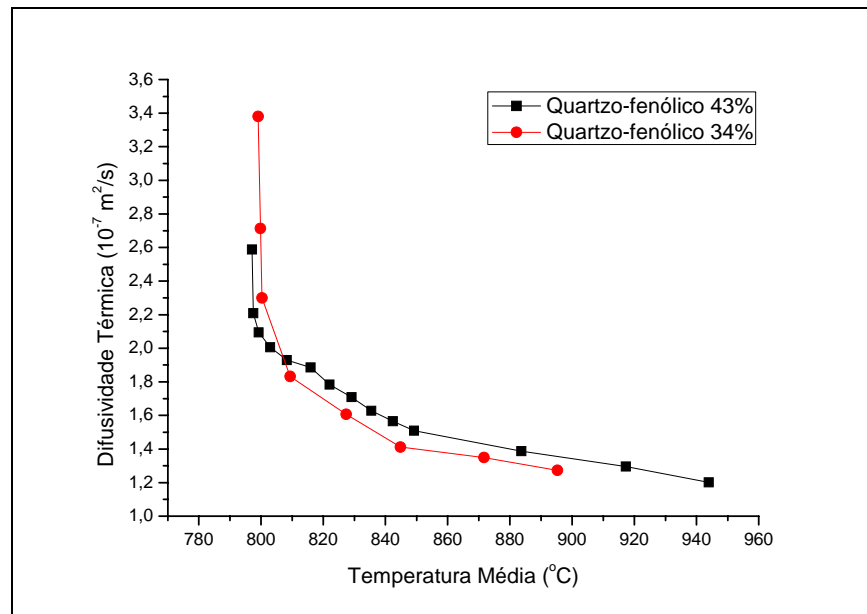


Figura 5.13 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra para os compósitos de quartzo-fenólico com 34% e 43% de concentração de resina fenólica.

Comparando os valores da difusividade térmica encontrados com valores determinados pelo método do laser pulsado em outro trabalho [13] que apresentou valor de $4,5 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ ($T=1000 \text{ }^\circ\text{C}$), valor da mesma ordem de grandeza encontrado neste estudo.

5.2.5.2 Difusividade Térmica do Compósito Carbono-fenólico

O compósito carbono-fenólico apresenta uma difusividade térmica maior em relação ao compósito quartzo-fenólico porque as fibras de carbono possuem condutividade de 15 W/mK , uma ordem de grandeza maior em relação às fibras de quartzo ($1,4 \text{ W/mK}$), enquanto que a resina fenólica possui condutividade térmica de $0,15 \text{ W/mK}$. Foram determinados valores de difusividade térmica entre 20 e $6,0 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$, valores próximos aos valores encontrados pelo método do laser pulsado $6,0 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ ($T=300 \text{ }^\circ\text{C}$) [13].

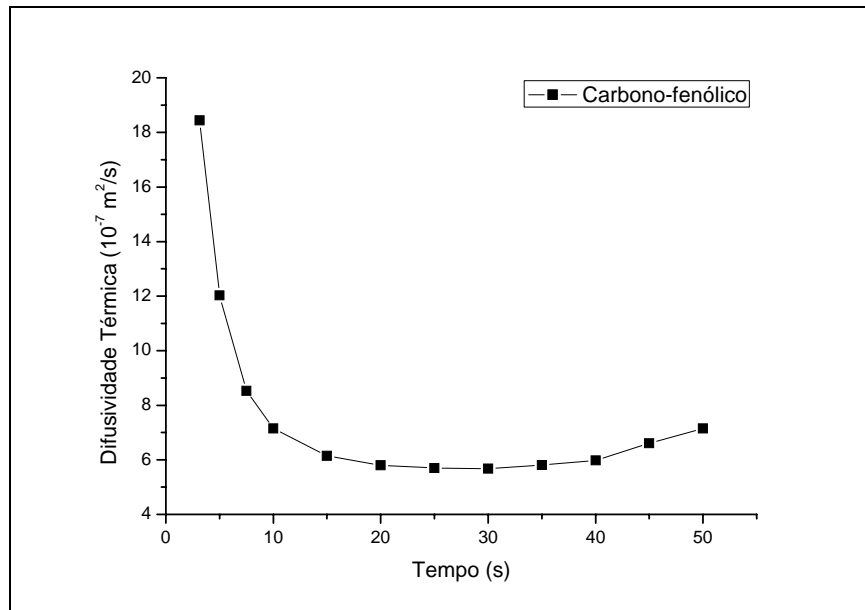


Figura 5.14 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do composto de carbono-fenólico.

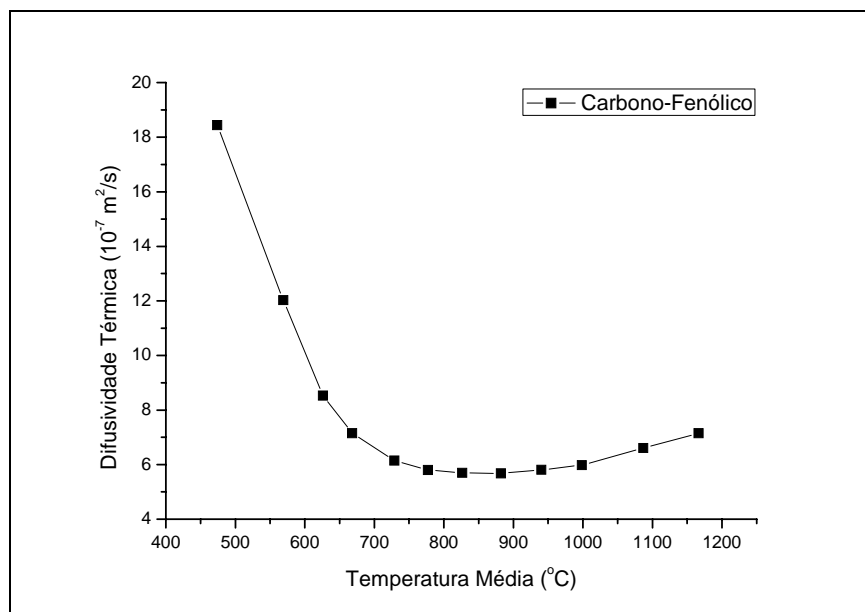


Figura 5.15 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do composto de carbono-fenólico.

5.2.5.3 Difusividade Térmica do Compósito CRFC

O compósito CRFC possui a mais alta difusividade térmica dos materiais ensaiados, fato esperado pela presença de carbono tanto nas fibras como na matriz. A existência de fibras com orientação no mesmo sentido do fluxo térmico contribui para aumentar ainda mais a difusividade térmica.

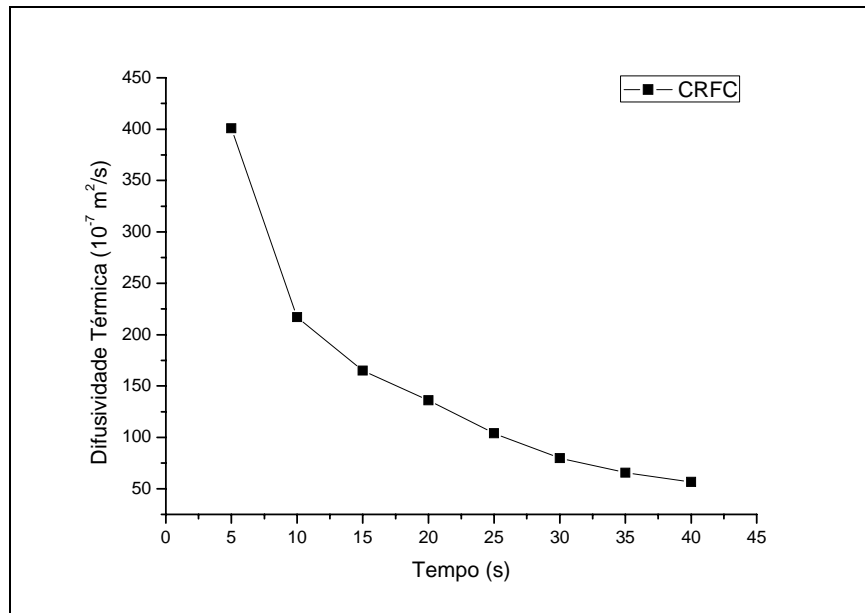


Figura 5.16 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do compósito de CRFC.

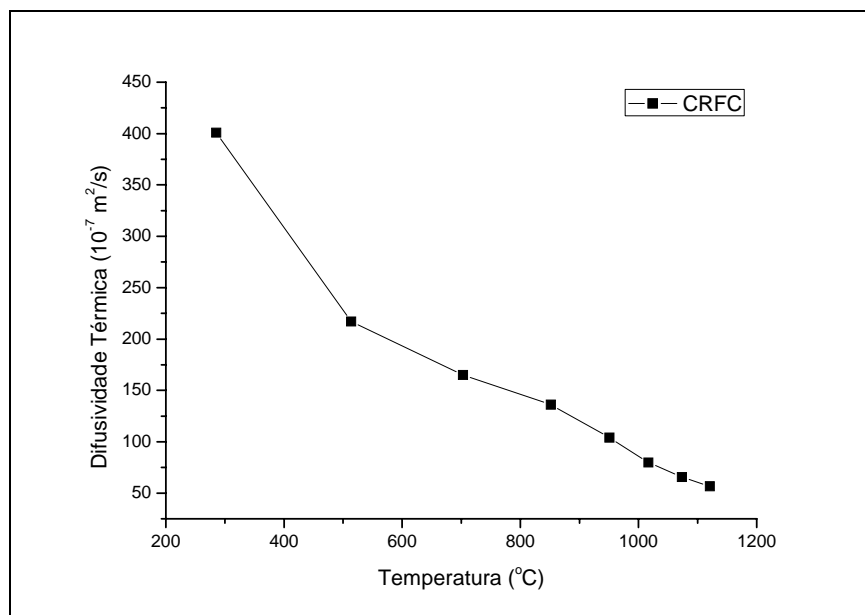


Figura 5.17 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do compósito CRFC.

5.2.5.4 Difusividade Térmica do Compósito C-C/SiC

A difusividade do C-C/SiC decai ao longo do experimento à medida que a temperatura média da amostra aumenta. A taxa de redução da difusividade aumenta quando a temperatura da superfície ultrapassa 900 °C pois a partir desta temperatura a fração de energia térmica

reirradiada torna-se maior uma vez que é proporcional a quarta potência da temperatura segunda a Lei de Stefan-Boltzmann, isto também ocorre nos demais materiais.

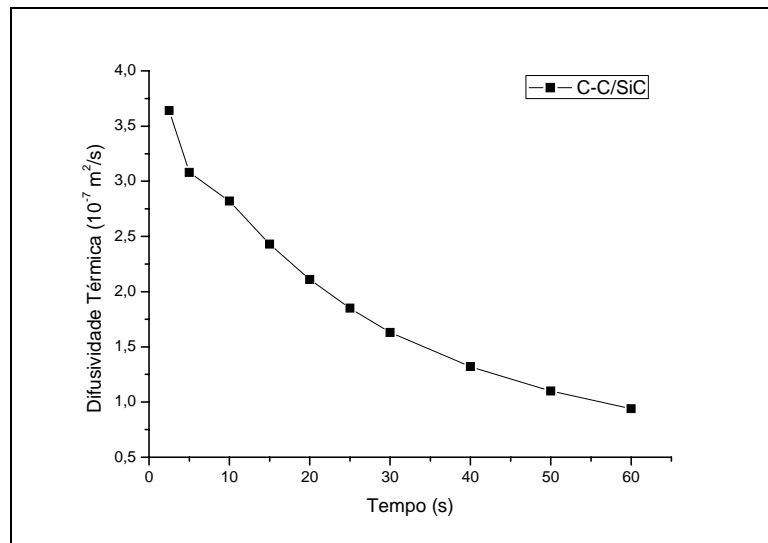


Figura 5.18 - Variação da difusividade térmica em função do tempo de ensaio do composto C-C/SiC.

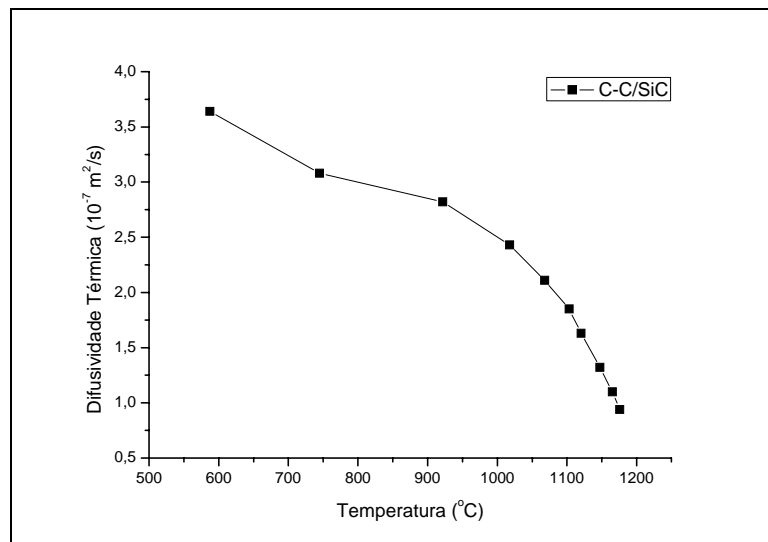


Figura 5.19 - Variação da difusividade térmica em função da temperatura média da amostra do composto de carbono-fenólico.

5.2.5.5 Erros na Medida da Difusividade Térmica

Dentre os fatores que contribuem para o erro experimental nos valores da difusividade térmica podem ser citadas as incertezas na medidas da espessura e da temperatura, bem como a variação da espessura do material devido aos processos de ablação, além dos erros inerentes

ao método para cálculo da difusividade. Nem todos estes erros podem ser determinados, mas é possível realizar algumas estimativas.

As medidas de espessura foram realizadas com paquímetro de precisão de 0.05mm, considerando uma espessura média de 10.00 mm há uma incerteza de 0.5%. Simulações matemáticas demonstraram que incerteza nas medidas de espessura levam ao dobro no erro na determinação da difusividade pelo método da placa de espessura finita. Considerando que as espessuras das amostras variaram durante o experimento, devido ao processo de ablação, e que esta variação está entre 1.1% a 4.5 %, dependendo do material, então é possível estimar que os erros experimentais, devido à medida da espessura, são menores que 10% na determinação da difusividade térmica pelo método da placa de espessura finita. Considerar a variação da espessura durante o ensaio é uma técnica para reduzir este erro.

As medidas de temperatura possuem incerteza de 0,2% para termopares e de 3% para o termômetro infravermelho.

5.2.6 Análise da Microestrutura e Composição das Amostras

As amostras foram submetidas às análises de microscopia eletrônica de varredura (MEV), espectrometria de energia dispersiva de raios X (EDX) e difratometria de raios X (DRX) antes e após os ensaios para determinar as transformações físicas e químicas produzidas durante os experimentos. As amostras foram embutidas em resinas de poliéster e cortadas transversalmente por discos de diamante.

5.2.6.1 Análise da Microestrutura por MEV

a) Microscopia eletrônica de varredura do compósito quartzo-fenólico – A Figura 5.20, apresenta uma imagem de MEV do compósito quartzo-fenólico antes do experimento onde é possível notar a existência de fibras de quartzo envolvidas por uma matriz de resina

fenólica. As fibras apresentam configuração planar e estão paralelas à superfície, há discreta presença de poros observáveis somente em imagens de maior ampliação.

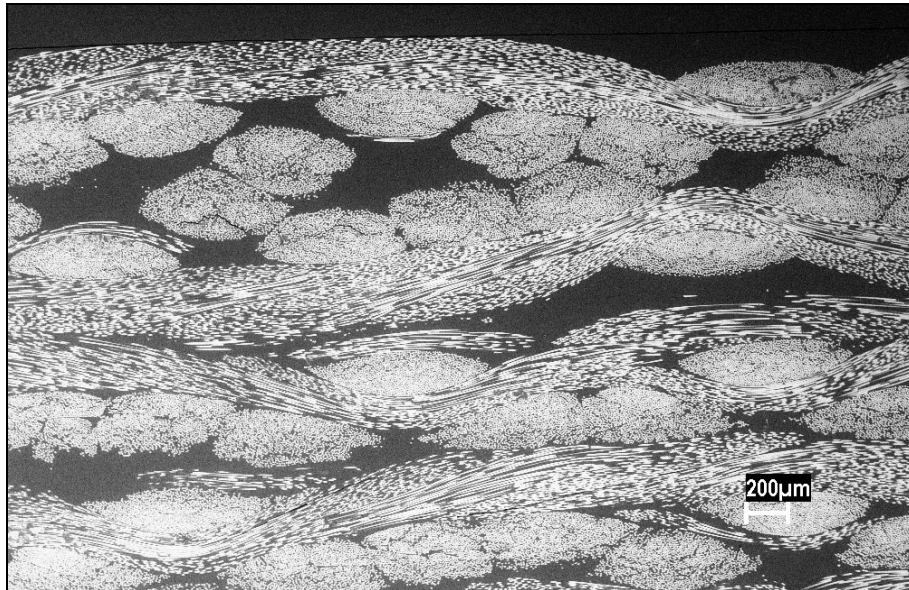


Figura 5.20 - Imagem de MEV do compósito quartzo-fenólico antes do ensaio.

Após o experimento observa-se a formação de uma camada de fibras de quartzo que sofreram fusão conforme Figura 5.21. Esta camada é denominada pela literatura de *char*. Esta camada de fibras fundidas possui emissividade de 70%, conforme verificado na seção 5.2.2, reduzindo a difusividade térmica do material pela reirradiação de calor. A Figura 5.21 apresenta presença mais notória de poros o que também contribui para a redução da difusividade térmica. Estes poros surgiram da evaporação da resina fenólica presente na matriz.

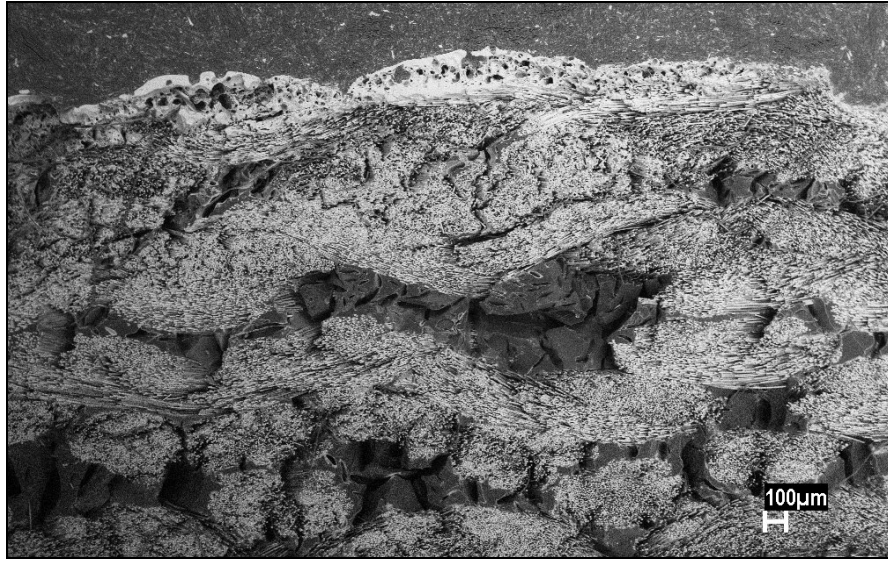


Figura 5.21 – Imagem de MEV do compósito quartzo-fenólico após ensaio.

Uma imagem em detalhes da região de fibras fundidas é a apresentada na Figura 5.22, onde é possível visualizar que as fibras logo abaixo da camada *char* apresentam o seu núcleo oco.

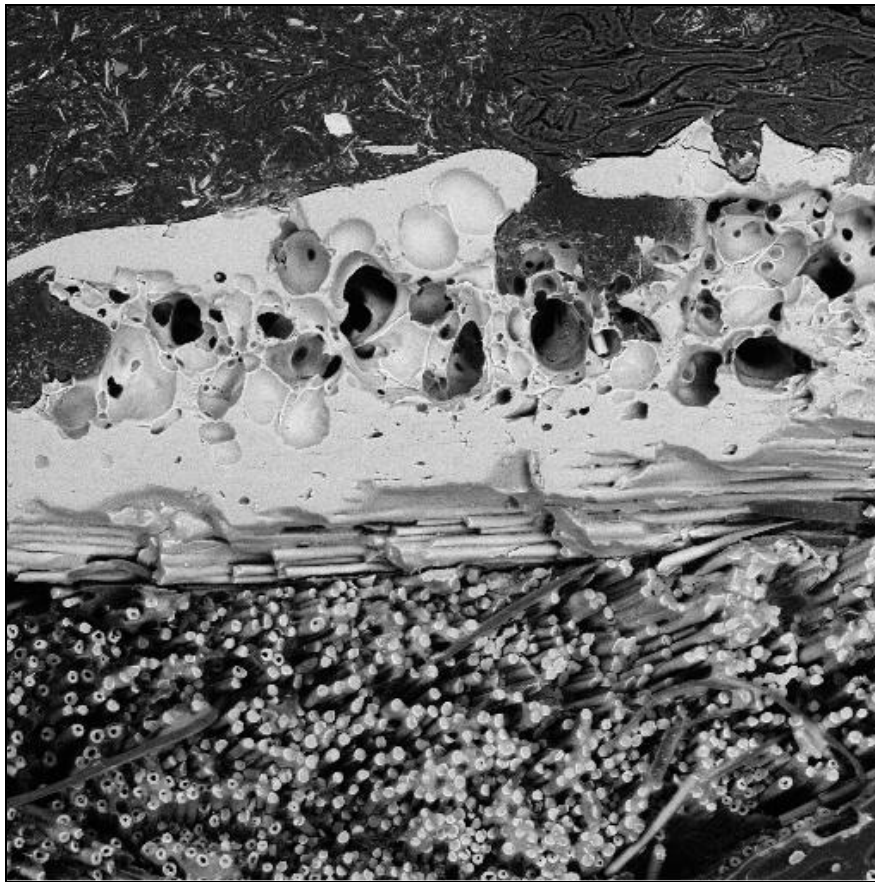


Figura 5.22 – Detalhe da região com fibras fundidas – região *char*.

Na literatura não foram encontradas citações sobre este fenômeno do surgimento de fibras ocas, aparentemente é devido às altas temperaturas na superfície do material sendo um estado que antecede a fusão das fibras.

b) Microscopia eletrônica de varredura do compósito carbono-fenólico – Como a resina fenólica é rica em carbono, o mesmo material das fibras, as imagens MEV do compósito carbono-fenólico antes do ensaio revelaram poucos detalhes devido à falta de contraste entre a matriz e o reforço. Entretanto, foi possível observar poucos poros como o apresentado na Figura 5.23 onde é possível verificar as fibras de carbono envolvidas em resina fenólica.

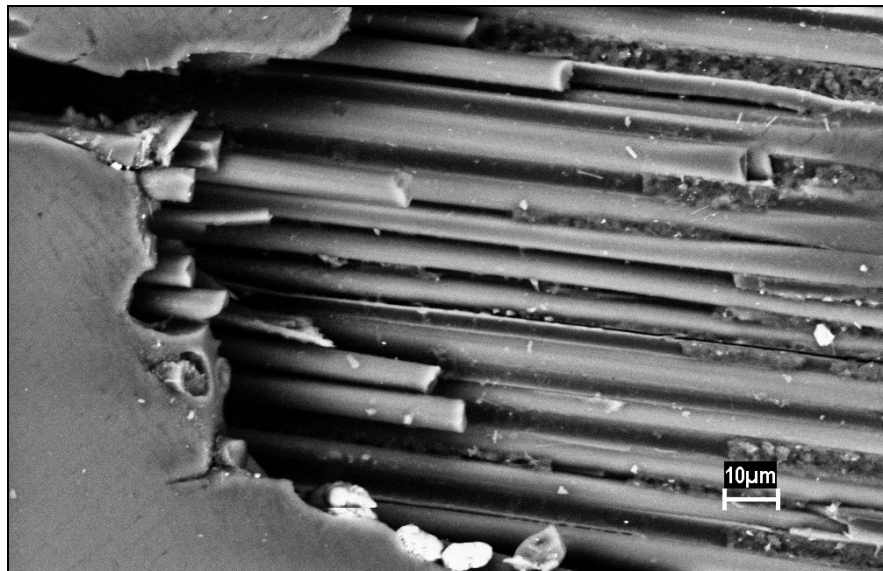


Figura 5.23 - Imagem de MEV do compósito carbono-fenólico antes do ensaio.

Após o ensaio as imagens MEV apresentaram significativo aumento da porosidade do material, devido à evaporação da resina fenólica, conforme mostra a Figura 5.24. As fibras não apresentaram transformações no seu aspecto após o ensaio, como no caso das fibras de quartzo, isto se justifica porque as fibras de carbono não alcançaram o seu ponto de fusão. A redução da matriz expôs as fibras possibilitando observar que estas apresentam-se tanto no sentido longitudinal como no sentido transversal, sendo estas últimas responsáveis por uma maior difusividade do compósito.

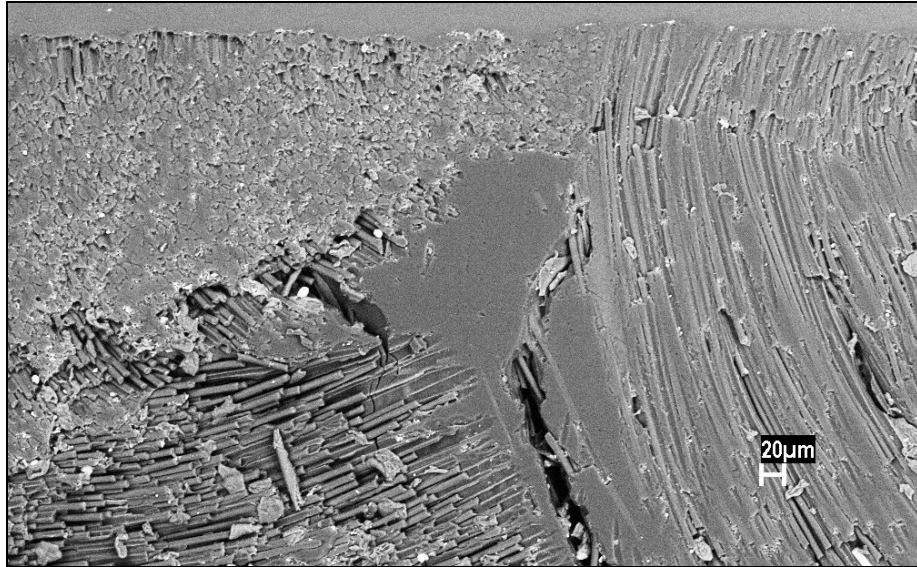


Figura 5.24 - Imagem de MEV do compósito carbono-fenólico após ensaio.

c) Microscopia eletrônica de varredura do compósito CRFC – Como no caso do compósito carbono-fenólico, as imagens de MEV das amostras do compósito CRFC não apresentaram contraste entre a matriz e as fibras de reforço, dificultando algum esclarecimento. Imagens de MEV antes e depois do experimento não apresentaram diferenças significativas. A Figura 5.25 apresenta o CRFC, após ensaio de dois minutos em túnel de plasma, onde é possível observar uma fase distinta na parte superior da imagem que é a resina de poliéster utilizada no embutimento da amostra. A porosidade do material é discreta, antes e após experimento, e a perda de massa se justifica somente pela ação do oxigênio, enquanto que a variação da difusividade é em função da mudança de temperatura do material.

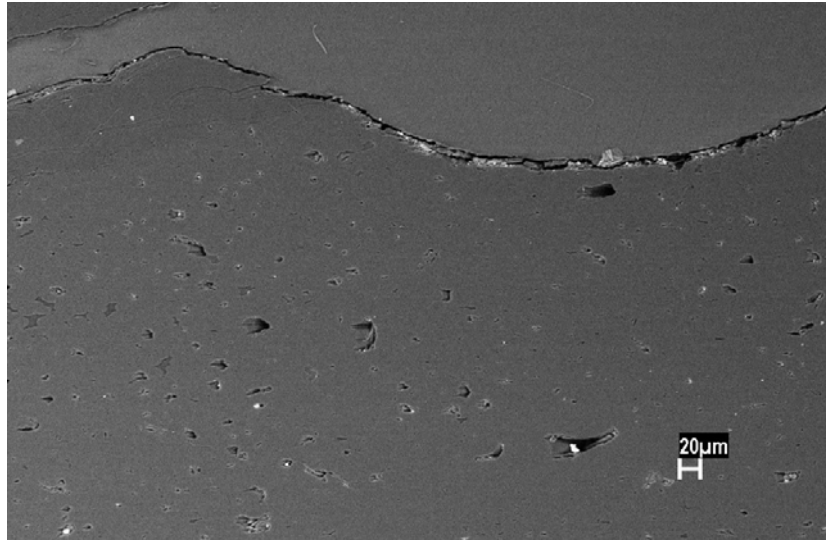


Figura 5.25 - Imagem de MEV do compósito CRFC após ensaio.

d) Microscopia eletrônica de varredura do compósito C-C/SiC – As imagens de MEV do compósito C-C/SiC antes do ensaio revelaram fibras somente no sentido longitudinal, caracterizando superposições de tecidos de fibras e matrizes, conforme apresentado na Figura 5.26. Este arranjo diminui a difusividade térmica, mas prejudica a resistência mecânica o que é observado pela existência de falhas características de delaminação.

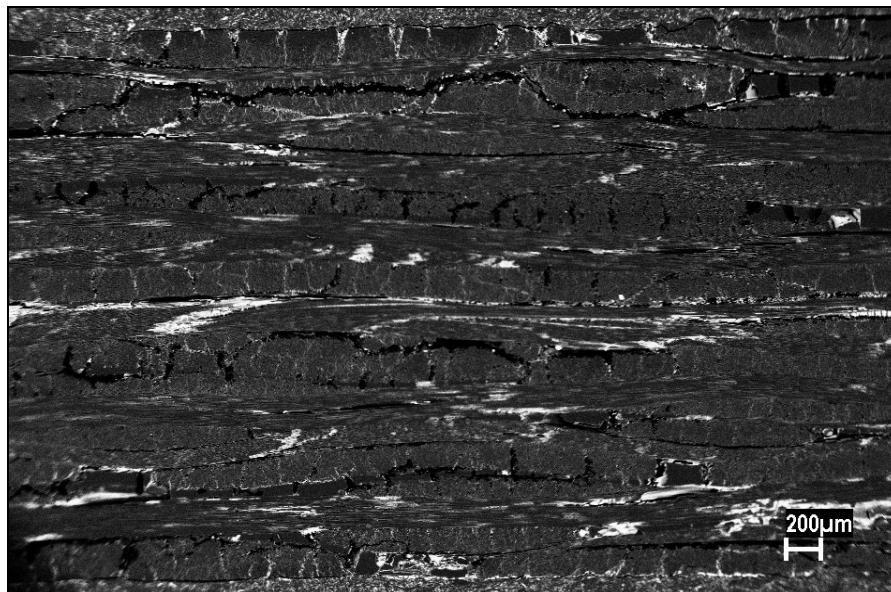


Figura 5.26 - Imagem de MEV do compósito C-C/SiC antes do ensaio.

Não houve variações perceptíveis nas imagens transversais das amostras de C-C/SiC após o ensaio, a não ser pelo aumento das falhas de delaminação. Estas delaminações levaram a um aumento na espessura das amostras de aproximadamente 3,5 %. Na superfície exposta ao jato de plasma formou-se uma camada de cor branca característica da presença de silício, provavelmente é carbeto de silício (SiC) ou sílica (SiO₂). Imagens de MEV da superfície, Figura 5.27, apresentam fibras de carbono revestidas de sílica, conforme análise EDX, e ausência da matriz de carbono com impregnações de sílica. Isto significa que o oxigênio do plasma reagiu e consumiu o carbono na superfície da amostra, permanecendo apenas as fibras que foram revestidas por SiC ou mais provavelmente SiC_xO_y.

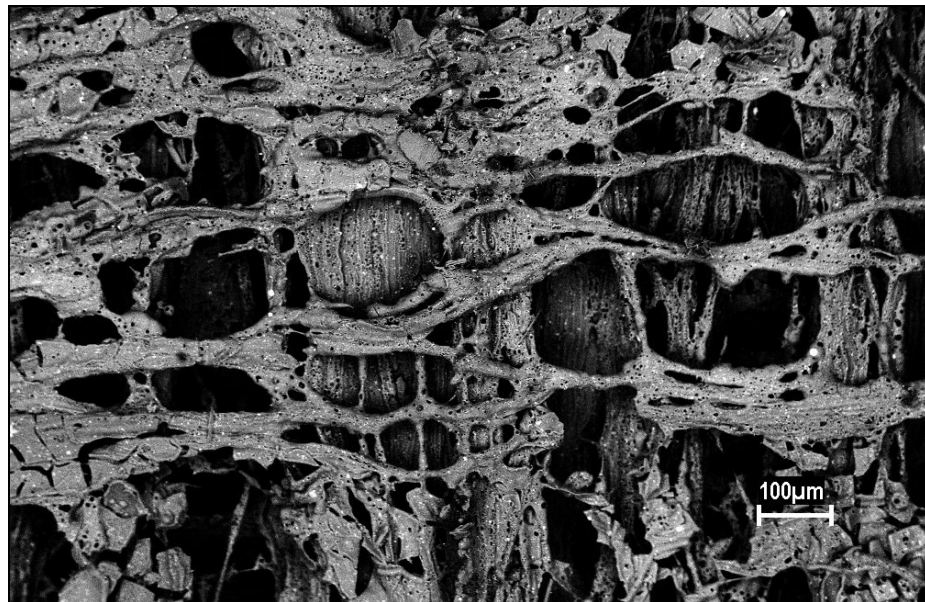


Figura 5.27 – Imagem da superfície do compósito C-C/SiC após ensaio.

A superfície do compósito C-C/SiC apresentou emissividade de 95% antes do ensaio e 92% após o ensaio. Esta redução da emissividade é devido à formação de sílica (SiO₂) na superfície exposta ao jato de plasma.

5.2.6.2 Espectrometria de Energia Dispersiva de Raios X

Paralelamente às imagens de MEV, foram realizadas análises pontuais da composição química das amostras ensaiadas por espectrometria de energia dispersiva de raios X (EDX).

A resina fenólica utilizada no compósito quartzo-fenólico apresentou, conforme Figura 5.28, alta concentração de carbono seguido por oxigênio e silício. O carbono e o oxigênio são componentes esperados, além do hidrogênio que não pode ser identificado pelo detector de berílio utilizado. A presença do silício é uma possível contaminação do processo de fabricação.

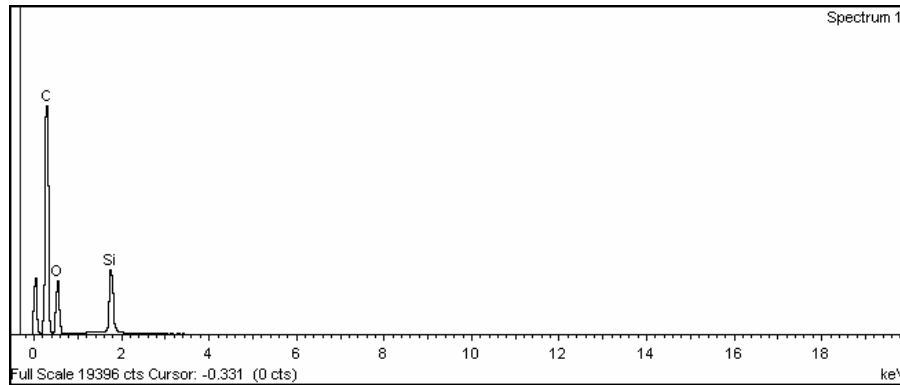


Figura 5.28 – Análise de EDX da resina fenólica de uma amostra de quartzo-fenólico.

As fibras de quartzo são compostas por silício e oxigênio, provavelmente na forma de sílica (SiO_2), conforme Figura 5.29. Esta mesma composição foi encontrada na região de fibras fundidas, *char*, assim esta região é provavelmente sílica fundida (SiO_2) e não carbeto de silício (SiC) pela maior proporção de oxigênio em relação ao carbono. Se houve formação de SiC , este deve ter se oxidado durante o resfriamento da amostra. Outros elementos também foram encontrados como Al, Mg, Ca e Na, porém em proporções menores e foram omitidos nos resultados. Estes elementos são utilizados na fabricação de fibras de quartzo.

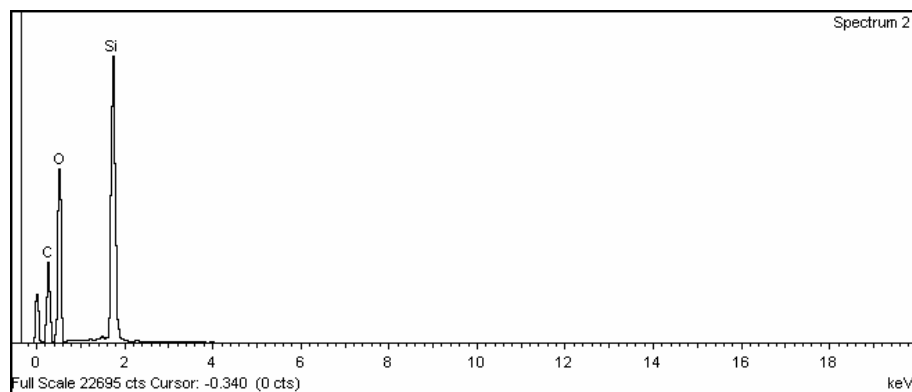


Figura 5.29 - Análise de EDX da fibra de quartzo de uma amostra de quartzo-fenólico.

A resina fenólica utilizada no compósito carbono-fenólico apresentou alta concentração de carbono e desprezível concentração de oxigênio e silício em comparação com a composição da resina utilizada no compósito quartzo-fenólico, Figura 5.30. As fibras de carbono do compósito carbono-fenólico apresentaram análise de EDX semelhante ao do CRFC, Figura 5.31.

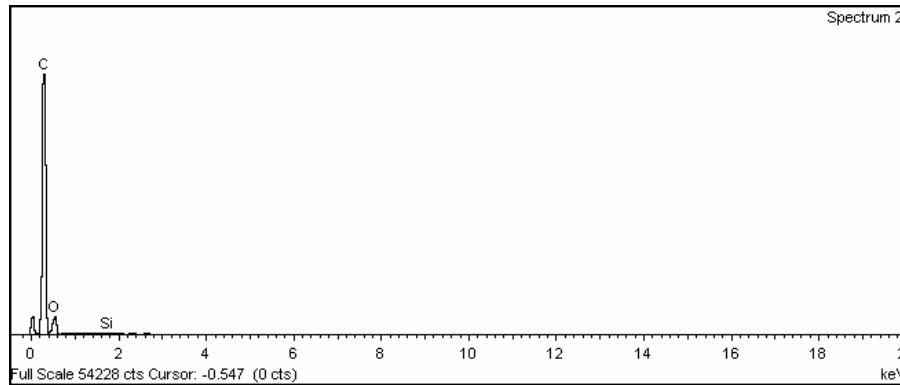


Figura 5.30 - Análise de EDX da resina fenólica de uma amostra de carbono-fenólico.

As análises de EDX do compósito CRFC apresentaram apenas picos de carbono tanto na matriz como nas fibras, conforme Figura 5.31. Isto explica a severa perda de massa apresentada pelo compósito quando exposto ao jato de plasma devido às reações químicas com o oxigênio. Esta hipótese é reforçada pela sensível redução na perda de massa quando o compósito foi exposto ao jato de nitrogênio.

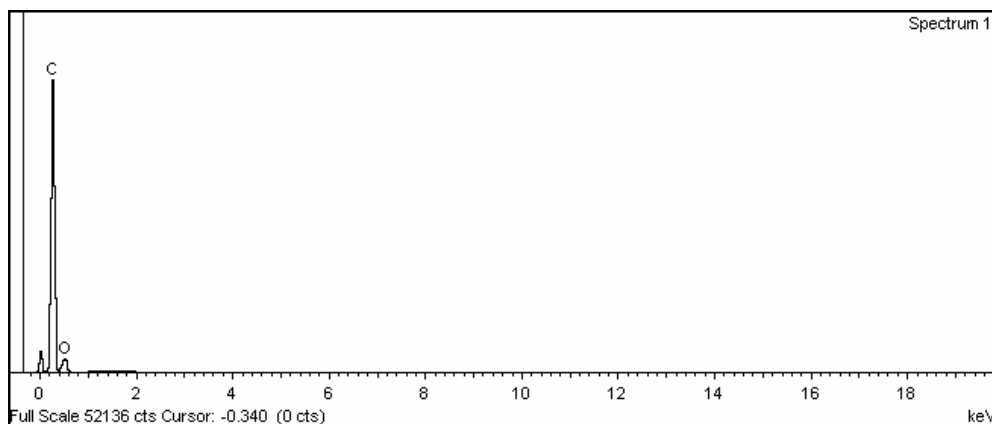


Figura 5.31 - Análise de EDX da matriz de uma amostra de CRFC.

Os compósitos C-C/SiC apresentaram, na análise de EDX, a presença de carbono, silício e oxigênio. No interior da amostra, onde não houve interação com o jato de plasma, a concentração de oxigênio foi menor, havendo predominância de SiC, Figura 5.32.

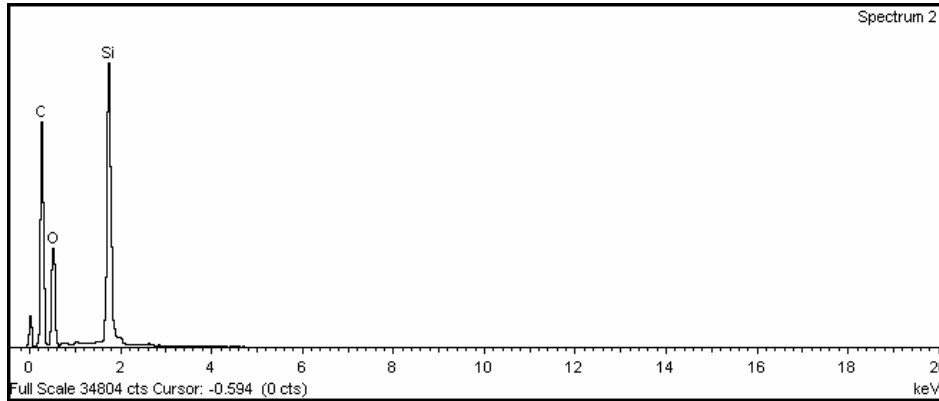


Figura 5.32 - Análise de EDX das fibras de uma amostra de C-C/SiC.

A matriz do compósito C-C/SiC apresentou o carbono em maior abundância, Figura 5.33. Este carbono é proveniente da matriz de carbono que não foi totalmente impregnada pela sílica no processo de fabricação do compósito.

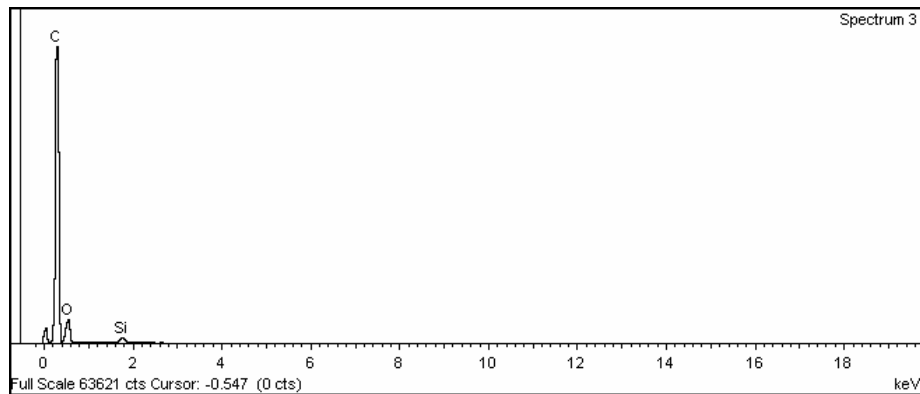


Figura 5.33 - Análise de EDX da matriz de uma amostra de C-C/SiC.

Na superfície da amostra de C-C/SiC que foi exposta ao jato de plasma, as fibras apresentaram oxigênio em proporção maior do que o encontrado nas fibras em regiões internas à amostra, Figura 5.34. Isto evidencia a formação de SiC_xO_y em vez de SiC o que significa que a inserção de SiC pelo processo de impregnação de sílica não foi efetiva.

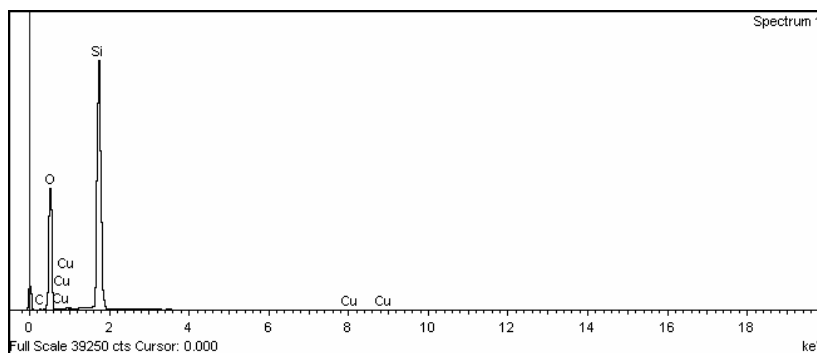


Figura 5.34 - Análise de EDX das fibras na superfície de uma amostra de C-C/SiC.

5.2.6.3 Análise por Difração de Raios X

O método de difração por raios X não é pontual, mas analisa uma determinada região do material e como os materiais compósitos apresentam pelo menos duas fases distintas, matriz e reforço, o resultado da análise considera a contribuição dos elementos presentes nas duas fases.

O compósito quartzo-fenólico apresentou características de material amorfo, conforme difratograma apresentado na Figura 5.35. É possível observar um pico no ângulo 2θ próximo de 22° característico da sílica (SiO_2), componente em maior abundância nas fibras de quartzo. Este pico apresenta uma largura considerável, o que significa que a distância interplanar não é constante, quanto mais largo o pico menos cristalino é o material.

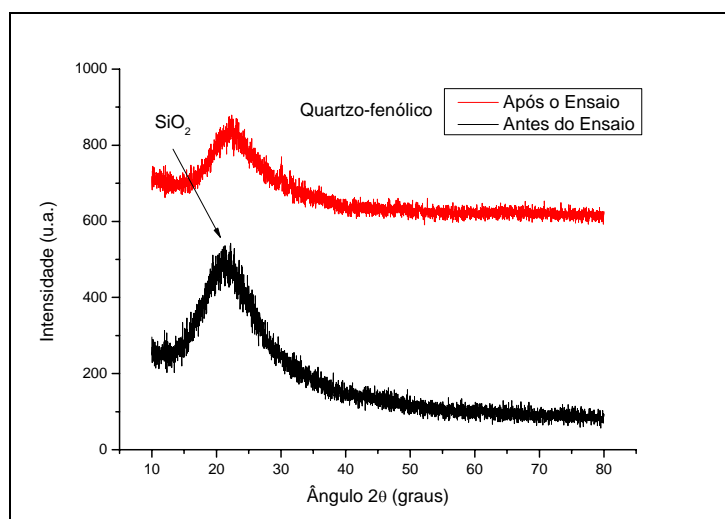


Figura 5.35 – Difratograma do compósito de quartzo-fenólico.

Analisando o difratograma do compósito carbono-fenólico, Figura 5.36, nota-se a presença de picos para ângulos 2θ de 26° , 43° e 52° para o material antes do ensaio, estes correspondem aos ângulos de difração dos planos basais do grafite. Estes planos são definidos respectivamente pelos índices de Miller (h,k,l): (0,0,2), (0,0,1) e (0,0,4), a resina fenólica contribui para o alargamento dos picos. Após o ensaio, a estrutura do material foi modificada e os picos de grafite não são tão evidentes como antes.

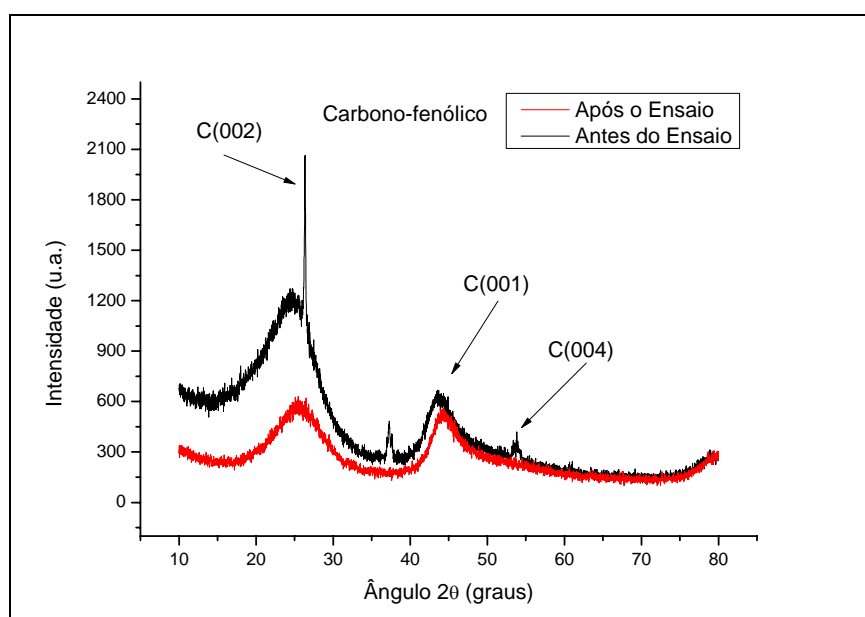


Figura 5.36 - Difratograma do compósito de carbono-fenólico.

O compósito CRFC apresentou o difratograma da Figura 5.37, onde os picos característicos do grafite são evidentes e bem estreitos indicando um material com rede cristalina. Há predominância de um pico em 26° é característico do carbono na fase $\beta_4\text{C}$.

O difratograma do compósito C-C/SiC, Figura 5.38, não apresentou picos característicos do SiC ou SiO_2 , houve predominância dos picos largos nos ângulos característicos dos planos basais (002), (001) e (004) do grafite.

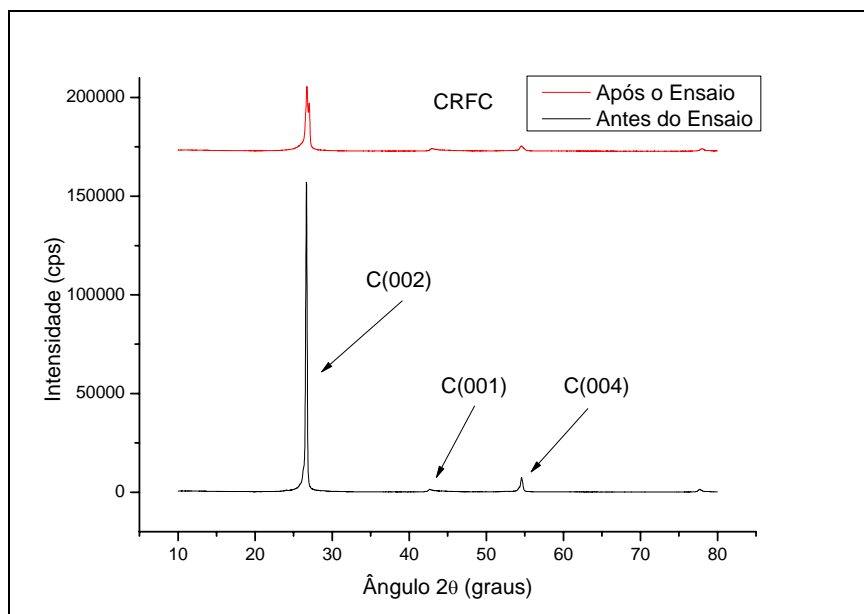


Figura 5.37 - Difratoograma do compósito de CRFC.

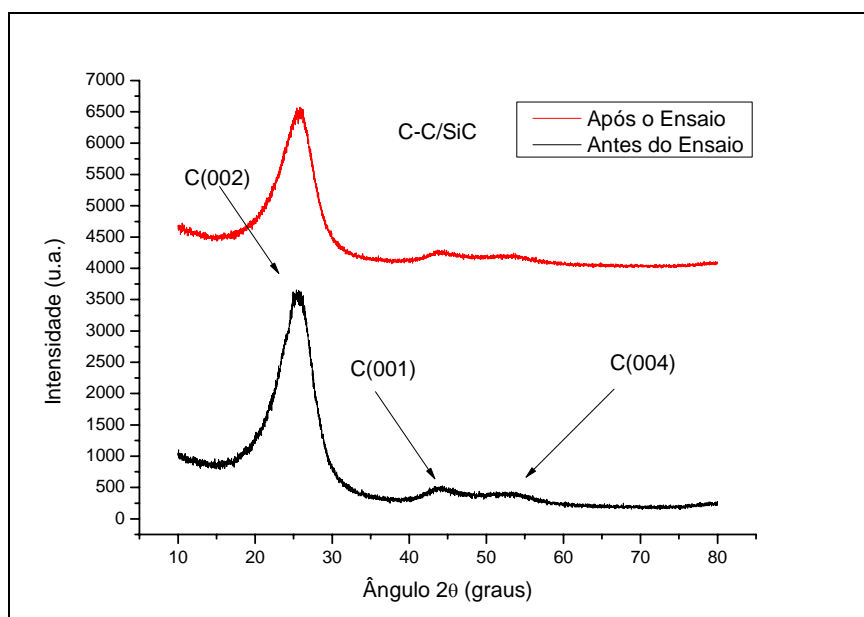


Figura 5.38 - Difratoograma do compósito de C-C/SiC.

Assim, o compósito C-C/SiC é predominantemente amorfo e não foi possível confirmar a formação de SiC ou SiC_xO_y devido a reduzida quantidade de SiC sendo o carbono o elemento mais abundante. A realização de espectroscopia de Raman, capaz de analisar pequenas regiões do material, é indicada para detectar a presença de SiC ou SiC_xO_y em regiões específicas das amostras.

CONCLUSÕES

Este trabalho realizou uma pesquisa experimental para a qualificação de materiais utilizados em sistema de proteção térmica para veículos espaciais utilizando um túnel de plasma supersônico experimental. O objetivo principal foi verificar algumas propriedades dos materiais utilizados em sistemas de proteção térmica (TPS – *Thermal Protection System*) em um ambiente de reentrada atmosférica. Sendo este um estudo que contribui para a melhor compreensão das características de materiais críticos em sistemas espaciais, possibilitando aperfeiçoar os materiais desenvolvidos e a serem desenvolvidos com tecnologia nacional e assim conduzir o Brasil para a independência tecnológica neste segmento que é fundamental para a soberania nacional.

Foram realizadas as caracterizações do ambiente simulado e das amostras de materiais compósitos de quartzo-fenólico, carbono-fenólico, carbono reforçado com fibras de carbono (CRFC) e compósito de matriz híbrida de carbono modificada com carbetto de silício (SiC) reforçada com fibras de carbono.

Na caracterização do jato de plasma a ênfase foi determinar os principais parâmetros do ambiente de reentrada atmosférica com o objetivo de ajustar estes parâmetros para o caso da reentrada atmosférica do projeto brasileiro SARA - Satélite de Reentrada Atmosférica. Os experimentos revelaram que o ambiente reproduzido pelo jato de plasma apresentou número de Mach de $4,0 \pm 0,2$; fluxo térmico de $2,1 \pm 0,2 \text{ MW/m}^2$; com pressão estática equivalente a altitude de $40 \pm 2 \text{ km}$ e pressão de estagnação de $2,3 \pm 0,2 \text{ MPa}$. A tocha de plasma apresentou uma eficiência de 70% na conversão de energia elétrica em térmica, produzindo um jato de plasma com entalpia de $6,7 \pm 0,5 \text{ MJ/kg}$ o que implica em uma temperatura, para o jato de plasma, próxima de 3800 K. Foi observado o efeito de sucessivas expansões e compressões do jato de plasma, efeito diamante, o que determinou a necessidade de encontrar uma posição, ao longo do jato de plasma, em que a intensidade de velocidade, pressão de

estagnação e fluxo térmico fossem radialmente uniformes. A posição escolhida foi a 65 mm da saída do bocal da tocha de plasma.

As amostras foram qualificadas pela determinação da perda de massa específica, da emissividade, do calor de ablação e da difusividade térmica, além das análises da microestrutura e da composição dos materiais. A Tabela 7 apresenta um resumo das propriedades investigadas dos diversos materiais compósitos analisados.

Tabela 7 – Quadro resumo das propriedades investigadas dos materiais analisados.

Material	Temperatura Média (°C)	Difusividade Térmica ($10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$)	Emissividade (%)	Calor de Ablação (MJ/kg)	Perda de Massa Específica ($\text{kg}/\text{m}^2/\text{s}$)
Quartzo-fenólico 34%	800 - 900	3,6 - 1,2	70	88	0,0193
Quartzo-fenólico 43%	800 - 950	2,6 - 1,2	70	74	0,0238
Carbono-fenólico	500 - 1100	18 - 6	97	18	0,0818
CRFC	400 - 1100	400 - 55	95	77	0,0233
C-C/SiC	600 - 1200	3,5 - 1,0	92	250	0,0064

O quartzo-fenólico apresentou boas propriedades para ser utilizado como material ablativo: baixa perda de massa específica e baixa difusividade. Foi observada a formação de uma camada de sílica fundida, conhecida como *char*, esta camada produz dois fenômenos: protege o material da ablação, reduzindo a perda de massa; e irradia calor reduzindo o fluxo térmico para o material. Foram analisadas amostras com duas concentrações de resina fenólica e os resultados não apresentaram divergências significativas, exceto nos instantes iniciais dos experimentos onde o material de maior concentração de resina apresentou menor difusividade térmica e maior perda de massa específica.

O compósito de carbono-fenólico apresentou elevada perda de massa devido às características ablativas da matriz de resina fenólica e as reações do oxigênio presente no jato de plasma de ar consumindo carbono na forma de liberação de monóxido de carbono (CO). Em ambiente inerte, plasma de nitrogênio, a perda de massa caiu para $0,0451 \text{ kg}/\text{m}^2/\text{s}$, comprovando a influência do oxigênio no processo de ablação. A difusividade térmica deste compósito foi alta em relação ao quartzo-fenólico.

Semelhante ao compósito de carbono-fenólico, o CRFC apresentou redução em sua perda de massa em plasma de nitrogênio. A perda de massa reduziu para $0,0036 \text{ kg/m}^2\text{s}$, ou seja, 85% de redução. A difusividade térmica deste compósito foi extremamente elevada devido à presença das fibras de carbono na mesma direção do fluxo térmico.

O compósito de matriz híbrida C/SiC reforçado com fibras de carbono apresentou excelentes propriedades com baixa perda de massa específica e baixa difusividade térmica. A baixa perda de massa ocorre devido a formação de uma camada de SiC_xO_y que protege as fibras de carbono contra a ação do oxigênio. Entretanto, esta camada de SiC_xO_y possui uma emissividade de 92% que poderia ser de 96% se houvesse formação de SiC em vez de SiC_xO_y . O compósito C-C/SiC apresenta fibras somente no sentido longitudinal o que reduz a difusividade térmica, mas prejudica as propriedades mecânicas. Micrografias de MEV revelaram trincas na estrutura do material, estas trincas dão origem às delaminações que são indesejáveis e tornam o material com propriedades mecânicas não adequadas. O processo de fabricação pode ser aperfeiçoado resultando em um material com notáveis propriedades térmicas e mecânicas para ser utilizado em sistemas de proteção térmica de artefatos reutilizáveis.

Como sugestão de trabalhos futuros pode-se citar: estudos sobre o escoamento hipersônico do jato de plasma com uso de ferramentas computacionais para simulação de escoamentos (CFD – *Computational Fluid Dynamics*); aperfeiçoamento do suporte de amostra para uma melhor isolamento térmica; e o desenvolvimento de uma tocha de plasma com maior potência capaz de fornecer jatos com área útil maior o que irá possibilitar ensaios de amostras maiores e reduzir as incertezas das medidas.

REFERÊNCIAS

- [1] ALMEIDA, A. L. DE. **A Evolução do Poder Aeroespacial Brasileiro**. 121f. 2006. Dissertação (Mestrado em Geografia Política) - Universidade de São Paulo, São Paulo.
- [2] HALD, Herman. Operational Limits for Reusable Space Transportation Systems due to Physical Boundaries of C/SiC Materials; **Aerospace Science and Technology**; v.7, p.551–559, 2003.
- [3] AUWETER-KURTZ, Monika. Plasma Source Development for the Qualification of Thermal Protection Materials for Atmospheric Entry Vehicles at IRS; **Vacuum**, v.65, p.247–261, 2002.
- [4] PURPURA, C. et al. The GHIBLI plasma wind tunnel: Description of the new CIRA-PWT facility. **ACTA Astronautica**, v.61, p.-331-340, mar., 2007.
- [5] PURPURA, C. et al. Experimental Characterization of the CIRA Plasma Wind Tunnel SCIROCCO Test Section; **ACTA Astronautica**, v.62, p.-410-421, Jan., 2008.
- [6] SILVA, C. R. DE O. **Metodologia e Organização do Projeto de Pesquisa: Guia Prático**. Centro Federal de Educação Tecnológica do Ceará. Fortaleza, 2004.
- [7] BARROS, E. A. **Câmara de Plasma Reativo para Ensaios de Materiais de Sistema de Proteção Térmica em Ambiente de Reentrada**. 178f. 2002. Dissertação (Mestrado em Física de Plasma) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [8] JOHN J. BERTIN, RUSSELL M. CUMMINGS; Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. **Progress in Aerospace Sciences**. v.39, p.511-536, 2003.
- [9] NASA. **U. S. Standard Atmosphere**, 1976, U. S. Government Printing Office, Washington, 1976. (TM-X-74335)
- [10] HUBER, P.W. **Deduction of Reentry Plasma Properties About Manned Orbital Spacecraft From Radio Signal Attenuation Data**, Washington, DC, NASA, 1967. (TN D-4118)
- [11] MORAES JUNIOR, P. SARA: um veículo orbital recuperável para experimentação em microgravidade. **In: Plataformas para Experimentação em Ambiente de Microgravidade**. São José dos Campos, 1999.
- [12] ANDERSON, JOHN D., JR. **Hypersonic and High Temperatures Gas Dynamics**, New York: McGraw-Hill Book Co., 1989. 702p.

- [13] BARROS, E. A. **Plasma Térmico para Ablação de Materiais Utilizados como Escudo de Proteção Térmica em Sistemas Aeroespaciais**. 170f. 2008. Tese (Doutorado em Física de Plasma) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [14] SIKHARULIDZE, Y. G. Aspects of the re-entry dynamics of space vehicles. . **In: Plataformas para Experimentação em Ambiente de Microgravidade**. São José dos Campos, 1999.
- [15] Dos Santos, A. M. A Pesquisa e Desenvolvimento em Hipersônica no IEAv. **Revista Brasileira de Aplicações a Vácuo**, v. 27, n.1, p.5-10, 2008.
- [16] AUWETER-KURTZ, M. Plasma Generators for Re-Reentry Simulation. **Journal of Propulsion and Power**. v. 12, n.6, p.1053-1061, 1996.
- [17] RAGSDALE, R. G., LANZO, C. D. **Reentry Heating Experiments Using an Induction Heated Plasma**, Washington, DC: NASA, 1970. (TM X-1978)
- [18] M. F. ZHUKOV, I. M. ZASYPKIN, **Thermal Plasma Torches: Designs, Characteristics and Applications**, London: Cambridge International Science Publishing, 2007, 610 p.
- [19] DOROTHY M. HOFFMANN, BAWA SIGH, JONH H. THOMAS III. **Handbook of vacuum science and technology**. San Diego: Academic Press, 1997.
- [20] A. ROTH. **Vacuum sealing techniques**. USA: American vacuum society, 1993.
- [21] DA SILVA, W. G. et al, Experimental Plasma Wind Tunnel For Hypersonic Flight Simulating. **In: X SIGE – Simpósio de Aplicações Operacionais em Áreas de Defesa**, São José dos Campos, 24 a 26 de setembro de 2008.
- [22] MONTI, R. et al, Low-Reynolds Number Supersonic Diffuser For a Plasma-heated Wind Tunnel, **International Journal of Thermal Sciences**. n. 40, p.804-815, 2001.
- [23] BARONETS, P. N., BYKOVA, N. G., GORDEEV, A. N., Experimental Characterization of Induction Plasmatron for Simulation of Entry Into Martian Atmosphere. **In: Third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles**, 24th - 26th November 1998, p. 421-427.
- [24] BOULOS, M. I; FAUCHAIS, P.; PFENDER, E.; **Thermal Plasmas: Fundamentals and Applications**, New York: Plenum Press, 1994.

- [25] BITTENCOURT, J. A.; **Fundamentals of Plasma Physics**. 3 ed. Oxford: Pergamon Press, 1987.
- [26] CHAPMAN, B; **Glow Discharge Process**; New York: John Wiley, 1980.
- [27] NASSER, E.; **Fundamentals of Gaseous Ionization and Plasma Electronics**; New York: John Wiley, 1970.
- [28] ESSIPTCHOUK, A. M., Física de Plasmas Térmicos - Notas de Aula, Departamento de Física, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009.
- [29] PREDVODITELEV A.S., et al; **The Tables of Thermodynamic Properties of Air**; USSR Comp. Center, Moscow, USSR, 1962.
- [30] GONÇALVES, A. **Caracterização de Materiais Termoestruturais a Base de Compósitos Carbono Reforçado com Fibras de Carbono (CRFC) e Carbono Modificados com Carbetto de Silício**. 227f. 2002. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [31] BECKER, J. W. J.; JANSSEN, H. H. **Resident Crews of the International Space Station (ISS)**. Space Facts. Disponível em: http://www.spacefacts.de/iss/english/exp_12.htm. Acesso em: 19 nov. 2009.
- [32] PONTAROLLI, M. L. **Compósitos Ablativos Carbono-Fenólicos Aditivados com Nanopartículas de Carbono**. 197f. 2006. Tese (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [33] BARBOSA, C. A. L. **Obtenção e caracterização de materiais ablativos a base de fibras de carbono/resina fenólica**. 143f. 2004. Tese (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [34] VAIA, A. R. et al, Polymer layered silicate nanocomposites as high performance ablative materials, **Applied Clay Science**, n.15, p.67-92, 1999.
- [35] INCROPERA, F. P. et al. **Fundamentals of Heat Transfer and Mass**, 6 ed. New York: John Wiley, 2006. 998p.
- [36] KAVIANY, M. **Heat Transfers Physics**. New York: Cambridge University Press, 2008. 660p.

- [37] CURRY, D. M. **Thermal protection systems manned spacecraft flight experiences**. In: Current technology for thermal protection system. Washington, DC: NASA 1992. (NASA CP 3157)
- [38] DUMOULIN J. Thermal Protection Systems: In Space Shuttle Orbiter. Disponível em: <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/sts_sys.html#sts-tps> Acesso em: 20 nov. 2009.
- [39] LEVY, F., PARDINI, L. C. **Compósitos Estruturais: Ciência e Tecnologia**, São Paulo: Edgar Blücher, 2006.
- [40] KRENKEL, W. Carbon Fibre Reinforced Silicon Carbide Composites (C/SiC, C/C-SiC). In: BANSAL, P. N. **Handbook of Ceramic Composites**. Springer US, 2006. Cap. 6, p117-148.
- [41] KNOCHE, R. et al. Life Cycle Performance of a Thermal Protection System C/SiC with a Multi-Layer Surface Protection Coating for Reusable Launch Vehicles. In: European Congress on Advanced Materials and Process, 2005, Prague, CZ. **Poster Session**. Disponível em: <<http://www.extremat.org/ib/site/publication/downloads/Paper%20Knoche2.pdf>>. Acesso em 22 nov. 2009.
- [42] FLORIAN, M. et al. Thermal diffusivity and thermal conductivity of SiC/SiC composite. In: Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciências dos Materiais, 2006, Foz do Iguaçu. **Proceedings**, p.2775-2789.
- [43] ESSIPTCHOUK, A. M. et al. Empirical Expression for Estimation of Thermal Characteristics of Material Used for Thermal Protection. In: 5th International Conference on Diffusion in Solids and Liquids – Mass Transfer, Heat Transfer and Microstructure and Properties. **Proceedings**, Rome, 2009. p.39.
- [44] ALFANO, Davide et al. Emissivity and catalycity measurements on SiC-coated carbon fiber reinforced silicon carbide composite. **Journal of the European Ceramic Society**, n.29. p.2045-2051. 2009.
- [45] CHARAKHOVSKI, L. et al. Hypersonic and subsonic plasma setups for testing heat shielding materials. In: 12th Brazilian Congress of Thermal Engineering and Sciences. **Proceedings**, Belo Horizonte, 2008.
- [46] ABRAMOVICH, G. N.; **Applied Gas Dynamics** (in:Russian). 3 rd. Moscow: Nauka, 1969.

- [47] AMERICAN SOCIETY FOR TESTING OF MATERIALS. **ASTM E 1461-92**: Standard test method for thermal diffusivity of solids by the flash method. Conshohocken, PA, USA, 1992.
- [48] SILVA, W. G. et al. Testing setup and study of thermal protection materials. In: 6th International Conference on Plasma Physics and Plasma Technology. **Proceedings**, Minsk, 2009.
- [49] Polezhaev, Ju. V. and SHISHKOV, A. A. **Gas-dynamic testing of heat shield** (in: Russian). Moscow: Promedek, 1992. 248p.
- [50] CARSLAW, H. S., JAEGER J. C. **Conduction of heat in solids**. London: Oxford University Press, 1959. 488p.
- [51] GINDRAT, M. et al. Characterization of supersonic low pressure plasma jets with electrostatic probes. **Plasma Source Sci. Technol.** n.13, p.484-4, p.484-492, jan., 2004.
- [52] PREDVODITELEV, A.S. et al; **The Tables of Thermodynamic Properties of Air**; USSR Computing Center, Moscow, USSR, 1962. 155p.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO <p align="center">DM</p>	2. DATA <p align="center">17 de dezembro de 2009</p>	3. REGISTRO Nº <p align="center">CTA/ITA/DM-108/2009</p>	3. Nº DE PÁGINAS <p align="center">112</p>
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais			
6. AUTOR: Wellington Guilherme da Silva			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Sistemas de Proteção Térmica, Túneis de Plasma, Reentrada Atmosférica, Física de Plasma, Engenharia de Materiais.			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Proteção térmica; Reentrada atmosférica; Jatos de plasma; Tratamento de superfícies; Ensaaios de materiais; Física de plasmas; Engenharia de materiais			
10. APRESENTAÇÃO: <p align="center">X Nacional Internacional</p> ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Física, Área de Física de Plasma. Orientador: Homero Santiago Maciel. Defesa em 17/12/2009. Publicada em 2009.			
11. RESUMO: <p>Materiais empregados em veículos espaciais estão sujeitos a um ambiente térmico agressivo. Estes materiais são empregados principalmente em tubeiras de exaustão dos gases de motor foguete e nas superfícies expostas ao severo ambiente da reentrada atmosférica. O ensaio em laboratório é fundamental para a qualificação dos materiais empregados em sistemas de proteção térmica de veículos espaciais. Este trabalho apresenta os resultados de pesquisas experimentais realizadas no Laboratório de Plasmas e Processos do ITA, cujo objetivo principal foi qualificar materiais utilizados em sistemas de proteção térmica de veículos espaciais. Um túnel de plasma foi concebido utilizando-se a infra-estrutura laboratorial existente, cujos principais componentes foram: uma câmara de processos de 3,2 m³, um sistema de vácuo com capacidade de bombeamento de 500 m³/h, e uma tocha de plasma alimentada por uma fonte de energia elétrica de corrente contínua de 50 kW. Os parâmetros de operação do túnel de plasma foram otimizados para reproduzirem condições próximas do ponto crítico de reentrada do SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) um veículo espacial em desenvolvimento pelo IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) com o objetivo de realizar experimentos científicos de micro gravidade. Foram gerados jatos de plasmas de ar e nitrogênio. O ambiente reproduzido apresentou um fluxo térmico de 2,2 MW/m², número de Mach de 4.1, entalpia de 6,7 MJ/kg e uma altitude simulada próxima de 40 km. Foi realizada a caracterização do jato de plasma e das amostras de materiais compósitos de quartzo-fenólico, carbono-fenólico, carbono-carbono e carbono-carbeto de silício. Algumas propriedades ablativas (perda de massa e calor de ablação) e térmicas (difusividade térmica e emissividade) das amostras foram verificadas. Os efeitos da interação do plasma com os materiais foram analisados por MEV (Microscopia de Varredura Eletrônica), EDX (Energia Dispersiva de Raios X) e Difração de Raios X. Os resultados alcançados possibilitam o desenvolvimento de uma metodologia para a qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica em ambiente de reentrada atmosférica utilizando um túnel de plasma, bem como apresentam as principais propriedades de alguns materiais largamente empregados em sistemas de proteção térmica.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)