

AQUISIÇÃO AUTOMÁTICA DE DADOS EM ENSAIOS DE MATERIAIS DE BARREIRA TÉRMICA REALIZADOS EM TÚNEL DE PLASMA SUPERSÔNICO

João Paulo de Andrade Dantas

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA
Rua H8A – APT 113 – Campus do CTA – 12228-460
São José dos Campos – SP – Brasil
Bolsista PIBIC-CNPq
Correio eletrônico: jpdantas@gmail.com

Prof. Gilberto Petraconi Filho

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA
Divisão de Ensino Fundamental – Laboratório de Plasma e Processos (LPP)
Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12228-900
São José dos Campos – SP – Brasil
Correio eletrônico: petra@ita.br

Resumo. Estruturas de espaçonaves em órbitas terrestres baixas encontram um problema de degradação causada pelo impacto de espécies reativas, tais como o oxigênio atômico e nitrogênio atômico, geradas por dissociação em ondas de choque formadas à frente das áreas de estagnação de fluxo. Em longas missões os materiais estruturais de veículos espaciais, especificamente materiais orgânicos podem sofrer sérias avarias por corrosão (oxidação) causada pelo impacto de oxigênio atômico com velocidades relativas da ordem de 8 km/s ou com energias cinéticas da ordem de 5 eV. Simulações experimentais deste ambiente reativo têm sido realizadas em câmaras de vácuo utilizando várias técnicas de aceleração do fluxo de oxigênio atômico investigando-se principalmente a taxa de produção de espécies volatilizadas no processo de interação de materiais carbonosos com estrutura amorfa e cristalina com o oxigênio atômico sob o ponto de vista da energia de impacto destas espécies em condições ablativas, enfatizando os efeitos de perda de massa, propriedades tribológicas da superfície tratada, emissividade, condutividade térmica e propriedades óticas. Neste trabalho, devido à interdependência dos vários parâmetros de operação da tocha de plasma com os parâmetros do processo de tratamento, propõem-se o desenvolvimento de um sistema automático de aquisição de dados na plataforma Labview no sentido de monitorar os parâmetros de operação de uma tocha de plasma supersônica durante os testes de ablação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica de dispositivos aeroespaciais. A tocha opera em uma câmara de vácuo de grande porte (3m³) instalada no Laboratório de Plasma e Processos do ITA em condições de pressão e fluxo de gases, restritas as condições operacionais do sistema de vácuo disponível. Este sistema é conhecido como Túnel de Plasma.

Palavras chave: túnel de plasma, sistemas de proteção térmica, tocha de plasma, compósitos.

1. Introdução

1.1. Sistemas de Proteção Térmica

Existem diversos tipos de Sistemas de Proteção Térmica (TPS) utilizados no setor aeroespacial. Todos têm por finalidade evitar que o calor gere prejuízos a equipamentos, estruturas e pessoas. No entanto, o desempenho de cada um desses sistemas depende tanto das condições de contorno ambientais, intensidade do fluxo térmico, espécies químicas envolvidas, gradiente de temperatura, como dos requisitos do projeto, capacidade de reutilização, eficiência, confiabilidade, etc. Portanto, cada caso específico requer determinadas características especiais para o TPS.

Sofisticados compósitos refratários, com alta emissividade térmica, proporcionam “resfriamento por radiação”, refletindo o fluxo de calor de volta ao espaço. Esse tipo de sistema de proteção é empregado nos ônibus espaciais.

Já os compósitos poliméricos ablativos possibilitaram o desenvolvimento de sistemas extremamente confiáveis para veículos de reentrada, sendo utilizados inclusive nas naves tripuladas *Soyuz* e *Apollo*. Desde então vêm desempenhando cada vez mais funções na tecnologia aeroespacial, protegendo a carga útil da degradação causada devido às altíssimas temperaturas e fluxos de calor, tanto na fase de lançamento, como também durante a etapa de reentrada atmosférica da espaçonave.

1.2. Processos de Ablação

Ablação significa remoção de material de uma superfície por vaporização, raspagem ou qualquer outro processo erosivo. No setor aeroespacial, particularmente, refere-se à remoção de material devido à incidência de intenso fluxo térmico, semelhante ao fluxo gerado durante a reentrada atmosférica de um veículo espacial. Referindo-se especificamente aos materiais utilizados em sistemas de proteção térmica, pode-se definir ablação como um processo de

transferência de calor e de massa, que é balanceado pelo fluxo de calor incidente, bloqueado com o desgaste do material sacrificado.

Os processos de ablação podem ser superficiais ou volumétricos. Nos processos de ablação superficial há remoção de massa apenas da camada externa, sem alteração da massa específica do material. Já nos processos de ablação volumétrica, há redução da massa específica devido a transformações físico-químicas internas, sem significativa alteração do volume inicial.

1.3. Propriedades térmicas de compósitos termoestruturais

Estas propriedades são muito importantes nos projetos de sistemas termoestruturais sujeitos a altas cargas térmicas, como os sistemas de proteção térmica utilizados no setor aeroespacial, que envolvem, por exemplo, cargas térmicas da ordem de 2 MW/m^2 , que necessitam ser transportadas ou dissipadas em curtos intervalos de tempo. As propriedades térmicas de maior interesse para aplicação em projetos termoestruturais geralmente são: calor de ablação, condutividade e difusividade térmica, calor específico, coeficiente de expansão térmica e resistência ao choque térmico.

Porém, neste trabalho será avaliado somente a difusividade térmica, o calor específico e consequentemente a condutividade térmica para efeito de simulação da espessura mínima necessária para compor o revestimento do sistema de blindagem térmica.

1.4. Materiais utilizados em sistemas de proteção térmica ablativos

Desenvolver e qualificar materiais compósitos utilizados em revestimentos ablativos de proteção termoestruturais para motores foguete, plataformas de lançamento e veículos de reentrada atmosférica, é um desafio constante para atender as necessidades do Programa Espacial Brasileiro, encarado desde os tempos dos primeiros motores-foguete até os dias de hoje, com o desenvolvimento dos motores-foguete do Veículo Lançador de Satélite (VLS).

Por se tratar de um setor estratégico, procurou-se desenvolver componentes e sistemas com tecnologia e matérias-primas nacionais. Atualmente, os tecidos pré - impregnados de resina e as peças de proteção térmica dos motores-foguete do IAE são produzidos pela empresa *Plastflow Ltda*, Curitiba, PR. O bom desempenho e o sucesso dos foguetes VS-30 e VSB-30 utilizados em sondagens e experimentos de micro-gravidade confirmam a qualidade dos compósitos ablativos que são produzidos atualmente no país.

Hoje em dia, não só os propelentes mais energéticos que estão sendo produzidos, como também veículos de reentrada atmosférica, como exemplo o SARA, deverão suportar as severas condições encontradas durante a reentrada atmosférica. Portanto, cada vez mais, torna-se necessário aprimorar a capacidade de qualificar e desenvolver materiais para aplicações termoestruturais do setor aeroespacial, pois, a fabricação, qualificação e certificação de compósitos com alto desempenho é uma área estratégica, onde o acesso a informações confiáveis é muito difícil e restrito.

Existem diversos tipos de materiais ablativos utilizados em sistemas de proteção térmica na indústria aeroespacial. Cada material possui determinadas vantagens e desvantagens em função de suas propriedades (massa específica, resistência mecânica, temperatura de fusão, etc.), das condições ambientais que serão submetidos (fluxo térmico, temperatura, esforço mecânico, etc.), e dos requisitos para execução do projeto (domínio de tecnologia, disponibilidade de obtenção, compatibilidade eletromagnética, etc.).

1.5. Aspectos de reentrada atmosférica

Um ponto crítico relevante em termos de análise térmica é o aquecimento provocado pelo intenso fluxo térmico gerado pelo atrito com a atmosfera. Logo, trabalhos que simulem essas severas condições encontradas durante a reentrada devem ser desenvolvidos para garantir que o veículo as transponha com segurança.

Modelo da Atmosfera

Na tentativa de simular as condições de reentrada, o primeiro passo é representar a atmosfera terrestre através de um modelo. Esse modelo deve ser capaz de representar a variação das propriedades fundamentais em função da altitude. Porém, como neste trabalho será reproduzida apenas variação de pressão em função da altitude, o modelo escolhido não requer complexidade. Considerou-se então o modelo *Atmosfera Exponencial*.

Ambiente de reentrada atmosférica de um veículo espacial

Manter a integridade das pessoas, instrumentos e experimentos que são levados a bordo de veículos ou satélites orbitais recuperáveis é um dos principais temas associados à fase da reentrada atmosférica, devido ao fenômeno conhecido por aquecimento cinético ou dinâmico causado pelo atrito entre a superfície externa do objeto e a atmosfera, em que ocorre transformação de parte da energia cinética em energia térmica. Nem toda energia desprendida durante o

processo de reentrada atmosférica é convertida na forma de calor de aquecimento do veículo, devido à formação de ondas de choque e o desenvolvimento da camada limite do escoamento, que influenciam nos processos de troca de calor. A prova disso são os meteoritos que suportam as severas condições e atingem o solo.

Evita-se o superaquecimento do veículo orbital, ou através do efeito de uma forte onda de choque, ou se dissipa o calor absorvido pela radiação emitida através de superfícies quentes do veículo.

Quanto maior a intensidade da onda de choque, menor é o atrito entre o veículo e a atmosfera, e consequentemente, menor seu aquecimento. Por isso o perfil clássico utilizado nos veículos de reentrada apresenta um perfil obtuso, como mostra esquematicamente a Figura 1 a seguir.

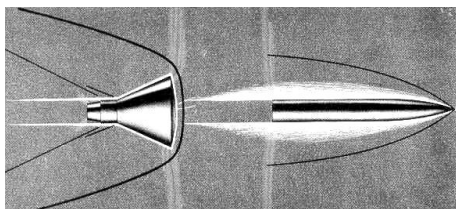


Figura 1. Onda de choque em negrito e atrito representado pela região branco.

Normalmente, o sistema de proteção é constituído por um ou mais dos seguintes métodos. No primeiro, o corpo pode ser simplesmente envolvido numa espessa couraça, com grande capacidade térmica, capaz de suportar o intenso fluxo de calor emanado do mergulho na atmosfera, sem atingir a temperatura limite permissível de degradação deste material. O segundo método consiste em usar uma superfície com grande capacidade de irradiação de calor. E o terceiro método consiste em usar uma proteção térmica feita com camadas isolantes de compósitos avançados, cuja superfície exterior, sob intenso aquecimento, sofre desgaste por ablação, num processo que consome em si mesmo boa parte do calor. Os materiais ablativos representam uma das formas de solução mais leve e simples para o problema da proteção térmica de reentrada.

2. Aparato Experimental

Visto que o desempenho de uma espaçonave recuperável depende, principalmente, de um sistema de proteção térmica eficiente frente ao severo ambiente aerotermodinâmico da reentrada atmosférica, necessita-se realizar ensaios em túneis de plasma com o intuito de qualificar os materiais que serão empregados nesses sistemas de proteção térmica.

Os experimentos serão realizados na câmara de vácuo do Laboratório de Plasmas e Processos do ITA. A tocha de plasma térmico é acoplada a um bocal de saída convergente-divergente (*Bocal de Laval*) para produzir escoamento supersônico dentro da câmara de vácuo ($3,2 \text{ m}^3$). O ambiente simulado corresponde a uma altitude de 40 km (pressão interna na câmara de 2,3 torr), entalpia de 14 MJ/kg, fluxo térmico de $2,2 \text{ MW/m}^2$. O diâmetro da seção de teste é 16 mm e a velocidade de escoamento atingida chega a Mach 3,8

Esse ambiente simulado na câmara procura se aproximar da condição crítica prevista para o SARA sub-orbital durante sua reentrada.

2.1. Túnel de Plasma

Túneis de plasma têm sido utilizados para simulação de voo hipersônico, produção de escoamentos com elevada entalpia, ensaios de qualificação de materiais para sistemas de proteção térmica e também para validação de modelos numéricos da reentrada atmosférica.



Figura 2. Câmara de Vácuo do Laboratório de Plasmas e Processos do ITA.

A vantagem de se operar um túnel de pequeno porte como o do ITA, apresentado na Figura 1, é o baixo custo envolvido. No entanto, os ambientes simulados se tornam limitados e o tamanho da seção de teste restringe alguns resultados.

Um túnel de plasma, consiste basicamente dos seguintes componentes: (i) câmara de vácuo para expansão do jato, onde os experimentos são realizados; (ii) sistema de vácuo, que cria o ambiente de baixa pressão necessário para simulação da reentrada; (iii) gerador do jato de plasma, que gera o fluxo de plasma de alta entalpia; (iv) fonte, que fornece potência elétrica ao gerador de plasma; (v) equipamentos de medida, de controle e de aquisição dos dados experimentais.

2.2. Sistema de Aquisição de dados

O sistema de aquisição de dados constitui-se parte conjunta ao controle e monitoramento sistema experimental como um todo. A sua importância para a operação resume-se como uma das principais ferramentas exploratórias dos parâmetros dos processos investigados. No entanto a sua implementação a partir de dispositivos eletrônicos comerciais diretamente a sistemas que operam a elevadas tensões e/ou com subsistemas munidos de aparatos com grande potência de indução eletromagnética, revela-se um problema técnico pernicioso. No presente caso, a necessidade de aferição simultânea de valores de temperaturas pelo uso de termopares com baixo nível de sinal (da ordem de mV), em diversos pontos dos sistemas gerador de vapor e da tocha de plasma, propicia uma condição de utilização inadequada as especificações limites de operação de placas eletrônicas comerciais para aquisição de dados. O empecilho ocorre quando existem elevadas diferenças de potenciais entre as diversas partes de todo o sistema, como em nosso caso, podendo atingir até algumas centenas de volts. Comumente placas eletrônicas para aquisição de temperatura via termopares comerciais não suportam diferenças de potenciais entre canais paralelos maiores que 60 V. Não obstante, a obtenção de circuitos eletrônicos de aquisição de dados com limites operacionais desejáveis e ainda munidos de diversos dispositivos de segurança, estão disponíveis no mercado brasileiro, porém de elevado custo. Este problema foi resolvido pela montagem de um dispositivo opto-acoplador, baseado em um circuito integrado comercial de baixo custo e a pela adequação de um procedimento especial de operação. O sistema de aquisição é iniciado somente após a ignição e transição para a operação normal (regime estável) com vapor de água em vez de ar. Nas Figura 3 é mostrado o diagrama esquemático do circuito opto-acoplador. Este dispositivo constitui-se principalmente de dois tipos de circuitos integrados, IL 300 e OP 07. A sua resposta no canal de saída é linear ao sinal de entrada garantindo precisão das medidas, e despolarizada em relação ao ponto de medição com elevada tensão. O condicionamento do sinal neste caso propicia a adequada operação normal de utilização de placas eletrônicas para a leitura de temperaturas a partir de termopares. O funcionamento básico desta construção consiste no desacoplamento do sinal de termopar polarizado em sua origem, via fotodiodos emissores incorporados ao integrado IL 300, cujo sinal em sua entrada é modulado pelo circuito OP 07 neste mesmo canal. A sequência realiza-se com a amplificação do sinal gerado por um foto sensor (receptor) de saída no IL 300, eletricamente isolado da entrada do sistema, por outro circuito OP 07.

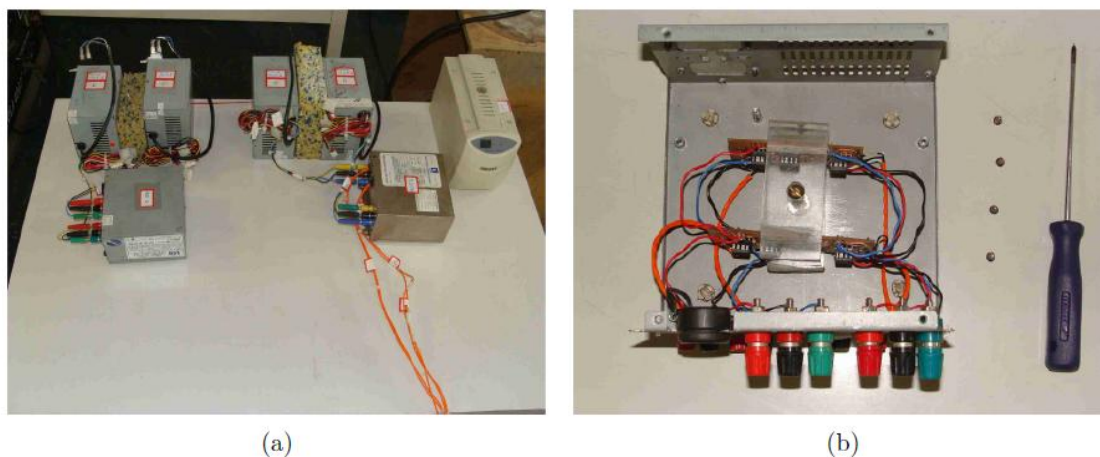


Figura 3. Montagem do circuito opto-acoplador para a aquisição de dados.

O sinal resultante é então conduzido às placas de aquisição e as medidas são registradas em um computador em função do tempo. O conjunto reúne dois módulos NI9211 e seu portador NI USB-91161 para termopares, e outros dois, NI USB-6008 e 6009, para aquisição de valores de tensão e corrente na tocha e no gerador de vapor. As placas são operadas pela automação em linguagem LabView e todas são fabricadas pela companhia National Instruments.

2.3. Tocha de Plasma de Arco Não Transferido

A tocha de plasma utilizada é do tipo tornado com vórtice de fluxo reverso e tem anodo em degrau para fixar o arco no bocal de saída do jato de plasma. O catodo consiste de uma inserção termiônica constituída por um pino de háfnio do tipo utilizado no catodo de tochas de plasma para corte de metais. Em condições otimizadas de operação esta tocha possui elevada eficiência na transformação de energia elétrica em energia térmica (eficiência térmica), atingindo valores da ordem de 80%. A Figura 4 mostra um diagrama esquemático da tocha de plasma e foto da versão final da tocha utilizada em operação.

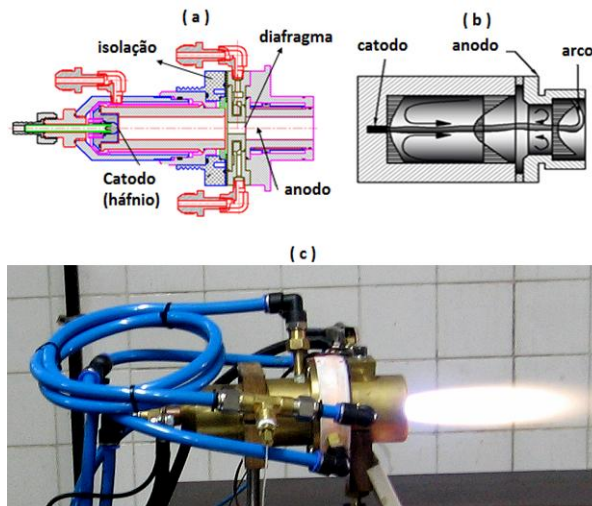


Figura 4. a) Diagrama esquemático da Tocha de plasma tornado de vórtice reverso e de anodo com degrau utilizada, b) Esquema ilustrando o sentido do fluxo de gás e gradientes de pressão nas regiões de catodo e anodo da tocha de plasma, c) Tocha de plasma operando em pressão atmosférica.

Nesta tocha de plasma, o diafragma foi encurtado tanto quanto possível e serve principalmente para geração do fluxo reverso do vórtice na região do catodo, mas não para restrição do comprimento do arco. O ânodo também foi encurtado ao máximo, considerando que haverá uma maior geração de potência na região do catodo. A inserção termiônica de háfnio foi fixada na parede do fundo do cátodo fechado. Nesta parede, existe um intenso fluxo radial de gás da periferia para a saída do eixo central. Este fluxo é favorável para a efetiva estabilização do spot da descarga na inserção de Háfnio. O efeito da saída assimétrica do fluxo da câmara de vórtice é atualmente denominado “Efeito Tornado”.

Fluxo Térmico do Jato de Plasma

Para uma pluma de plasma estável e definida foram realizadas medições do fluxo térmico ao longo da linha axial do jato em diversas distâncias medidas a partir do bocal da tocha de plasma. O objetivo deste levantamento é o de determinar a que distância do bocal se obtém um fluxo térmico de 2.2 MW/m².

Modelagem do Fluxo Térmico

Para a medição do fluxo térmico, foi utilizado o modelo do calorímetro com disco de cobre, onde um fluxo térmico constante incide em um lado do disco e o calor percorre a espessura δ até o lado oposto, gerando perfis de temperatura T1 e T2 respectivamente nestas superfícies. Somente a superfície de incidência do disco é exposta ao fluxo térmico, o restante do disco é protegido por um isolante térmico de modo que somente o fluxo incidente leve calor ao disco. Medindo-se o perfil de temperatura T2 na superfície oposta ao de incidência quando após um tempo de estabilização, o crescimento da temperatura se torna linear e a diferença de temperatura entre as superfícies do disco é constante. Então o fluxo térmico será dado por:

$$q = \frac{\lambda \delta}{\alpha} \frac{dT}{dt} \quad (1)$$

Onde, λ é a condutividade térmica e α é a difusividade térmica do cobre.

2.4. Preparação dos Corpos de Prova

Neste trabalho foram testadas amostras de um material a ser utilizado como revestimento de proteção térmica em aplicações do setor aeroespacial, fornecidas pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço. O trabalho foi focado na caracterização dos compósitos C/C-SiC desenvolvidos pela empresa PLASTFLOW.



Figura 5. Placa de C/C-SiC fornecida para ensaios de ablação.

Os corpos de prova foram conformados usinados da placa mostrada na Figura 5 para discos de 10 mm de diâmetro por 4,2 mm de espessura.

Conformação do material

O material pré-impregnado foi obtido utilizando uma resina fenólica com viscosidade de 320 cps, em temperatura ambiente. As placas de compósitos foram processadas sob pressão a quente (150 bar / 185 °C) durante 180 minutos. Depois disso, dois ciclos de carbonização e infiltração foram realizados. A massa específica final do material após as duas impregnações era de 1,575 g/cm³.

3. Resultados Obtidos

3.1. Ensaios de aquecimentos térmicos de amostras de C/C-SiC em Túnel de Plasma

Amostras de Carbono - Carbetto de Silício foram expostas a um jato de plasma de fluxo térmico de 2,2 MW/m², ilustrado na Figura 6. Os tempos de exposição ao jato de plasma foram de 60, 120, 180 e 240 segundos, em função dos quais foram monitoradas as temperaturas tanto da superfície exposta ao jato de plasma quanto a superfície oposta a 2mm da superfície. Um ensaio a parte também foi realizado com o intuito de se determinar a verdadeira emissividade do material.

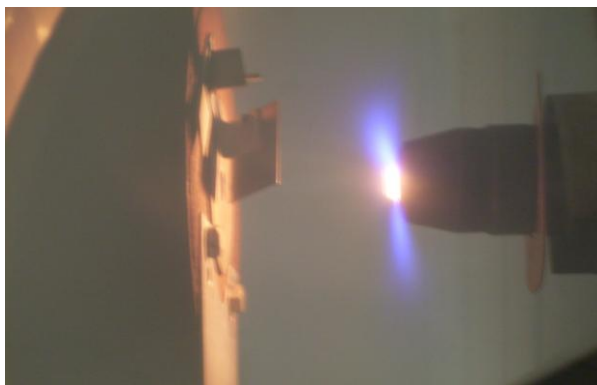


Figura 6. Amostra de C-SiC exposta ao jato de plasma.

Temperatura da superfície

Ao medirmos a temperatura das amostras, embora o pirômetro infravermelho utilizado nos ensaios possua ajuste de emissividade, por não se conhecer a verdadeira emissividade do material, considerou-se igual a 0,99, máxima

entrada permitida pelo instrumento. No entanto, após a realização de ensaios característicos para determinação da emissividade, ajustes nas temperaturas se tornaram necessários. A temperatura ajustada pode ser facilmente encontrada conforme a seguinte expressão:

$$T_c = \frac{(T_a + 273)}{\sqrt[4]{\epsilon_T}} - 273$$

Onde T_a é a temperatura antes do ajuste e T_c é a temperatura já corrigida em °C.

O perfil de temperatura observado nas amostras de C – SiC é apresentado na Figura 7 que se segue:

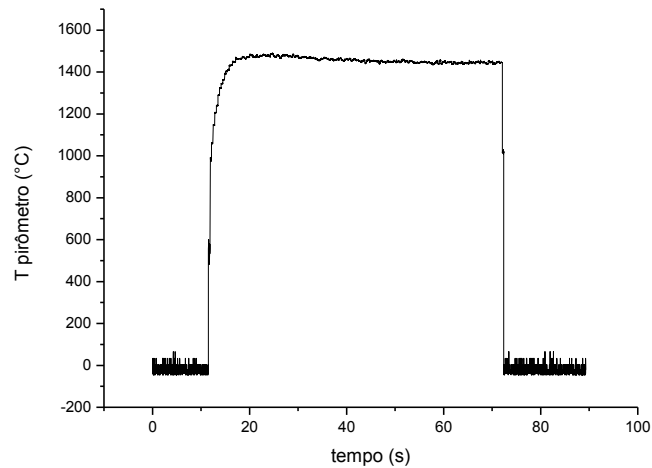


Figura 7. Perfil de temperatura observado para amostras de C – SiC.

Esse perfil mostra um crescimento de temperatura exponencial até atingir um regime de temperatura praticamente constante. O perfil mostrado na Figura 7 refere-se a um ensaio de 60s de exposição ao jato de plasma.

A amostra foi submetida ao jato de plasma no instante $t = 11s$, quando se inicia o aquecimento e sua temperatura cresce exponencialmente até aproximadamente $1500^{\circ}C$, a uma taxa de aproximadamente $200^{\circ}C/s$. No intervalo de tempo $20 < t < 70s$, a temperatura permanece praticamente constante em $1450^{\circ}C$, e no instante $t = 70s$ a tocha é desligada e a amostra inicia o seu resfriamento.

3.2. Medição da emissividade da amostra de C – SiC

Uma amostra do material estudado foi submetida ao fluxo térmico de uma tocha de plasma operando em pressão ambiente com o objetivo de se coletar a sua emissividade em função do tempo, utilizando – se um medidor de emissividade modelo Pyrofiber® PFL 950 E10, S/N PF-544. Junto da emissividade, também foram coletadas as temperaturas da superfície da amostra.

O instrumento emite um sinal de laser pulsado e capta o sinal refletido, calculando-se a razão entre ambas as potências, obtendo-se o coeficiente de refletividade (r). Assumindo que o material seja opaco, ou seja, não exista parte da energia incidente sendo transmitida, apenas absorvida ou refletida, é calculado a absorvidade (α) do material. Como absorvidade e emissividade são quantidades idênticas, diferem apenas com relação ao sentido, obtém-se a emissividade do material.

$$\alpha + r + \tau = 1 \xrightarrow{\tau=0} \alpha = 1 - r = \epsilon \tag{2}$$

Na seqüência, encontram-se os perfis de temperatura e emissividade:

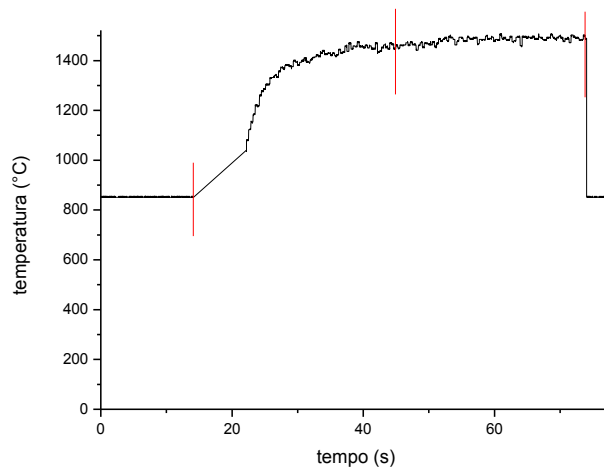


Figura 8. Perfil de temperatura.

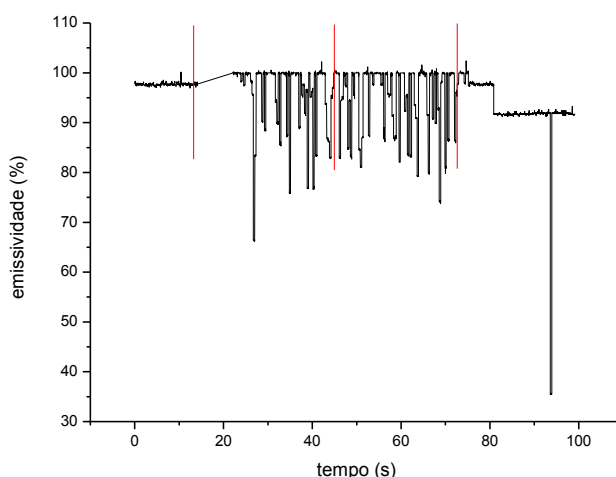


Figura 9. Perfil de emissividade.

Observam-se algumas regiões definidas no gráfico. A primeira, para tempos inferiores a 14s, refere-se à temperatura do jato de plasma, já que a amostra não se encontra posicionada. Ao posicionar a amostra no jato, inicia-se um crescimento exponencial da temperatura (região 2) que perdura até 44s, quando se atinge um valor praticamente constante da temperatura (região 3) permanecendo assim até 73s, quando se retira a amostra do jato.

A interação do plasma com a superfície do material altera suas características físicas e químicas. Assim, a emissividade do material varia conforme sua estrutura se modifica. Portanto, de maneira análoga, obtém-se um perfil para a emissividade e as mesmas regiões distintas são traçadas.

No intervalo de tempo inferior a 14s, o valor médio de emissividade medido de 97% corresponde unicamente ao sinal proveniente do jato de plasma, pois a amostra nem se encontra posicionada. Ao se posicionar a amostra, percebem-se variações bruscas nos valores de emissividade coletados. Possivelmente essas variações sejam decorrentes das transformações que ocorrem na superfície do material, provenientes da interação plasma - material. Nesse intervalo, a emissividade média obtida é de 92%.

3.3. Avaliação da difusividade térmica da amostra

Dois amostras foram ensaiadas exclusivamente para se determinar a difusividade térmica do material. Para se determinar a difusividade do material, basta monitorar a temperatura da superfície exposta ao jato e a temperatura da superfície oposta a 2 mm da superfície exposta ao jato de plasma.

Os ensaios mostram que estas temperaturas variam conforme Figura 10, onde se observa que a temperatura T_s na superfície exposta ao jato de plasma apresenta um crescimento exponencial até atingir um valor aproximadamente constante T_f e a temperatura do termopar T_{TH} cresce não tão rápido.

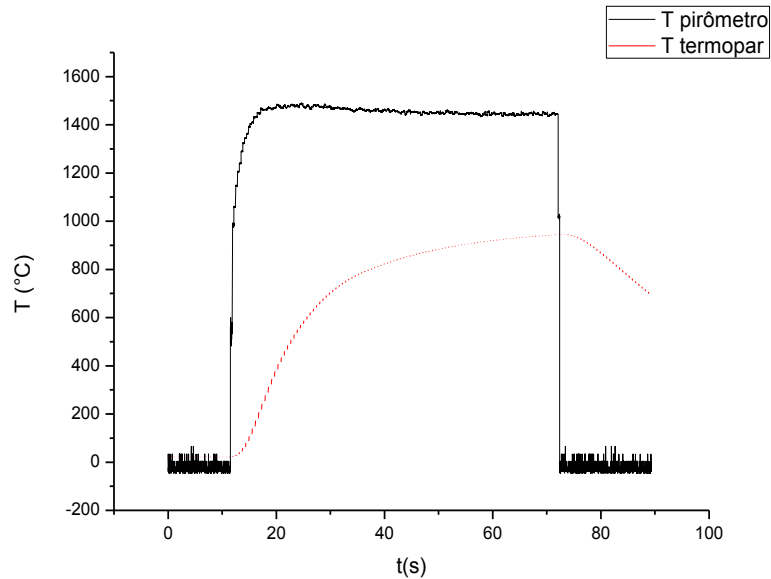


Figura 10. Variação da temperatura com o tempo de exposição da tocha de plasma. A temperatura da superfície foi determinada utilizando-se um pirômetro óptico e da superfície oposta um termopar.

3.4. Metodologia

Devido à impossibilidade de uma solução analítica é necessário utilizar recursos de cálculos numéricos ou programas computacionais para a avaliação da difusividade térmica.

Para o caso em que a superfície frontal demonstra um aquecimento exponencial e a superfície oposta se encontra termicamente isolada, pode-se descrever o comportamento do material segundo a função exponencial do tipo:

$$T = T_f \cdot (1 - \exp(-\beta \cdot t)) \tag{3}$$

Em que T_f é a temperatura praticamente constante que a amostra atingiu depois de um certo tempo de exposição ao jato de plasma, e β é um parâmetro da função exponencial.

A obtenção da difusividade (a_T) para esse caso é dado pela seguinte expressão:

$$T_{TH} = T_f - T_f \cdot \frac{e^{-\beta t}}{\cos \left[L \left(\frac{\beta}{a_T} \right)^{0.5} \right]} - \left[\frac{16 \beta T_s L^2}{\pi} \right] \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(-1)^n \exp \left[-\frac{a_T (2n+1)^2 \pi^2 t}{4 L^2} \right]}{(2n+1) \left[4 \beta L^2 - a_T \pi^2 (2n+1)^2 \right]} \tag{4}$$

Aqui, L é a espessura da amostra (posição do termopar).

Esta equação é resolvida numericamente utilizando-se o programa *Mathematica* para cada T_{TH} e t tomados do experimento, obtendo assim a variação da difusividade em função do tempo.

A partir do perfil de temperatura obtido, faz-se um *fitting* nos dados de temperatura da superfície exposta ao jato de plasma para obter os parâmetros T_f e β . A Figura 11 e Figura 12 mostram a função exponencial que mais se aproxima do perfil obtido.

Assim, para instantes de tempos em que T_f é superior a 850°C, obtemos os valores de difusividade do material. Os resultados encontram-se disponíveis nas Tabelas 1 e 2 a seguir.

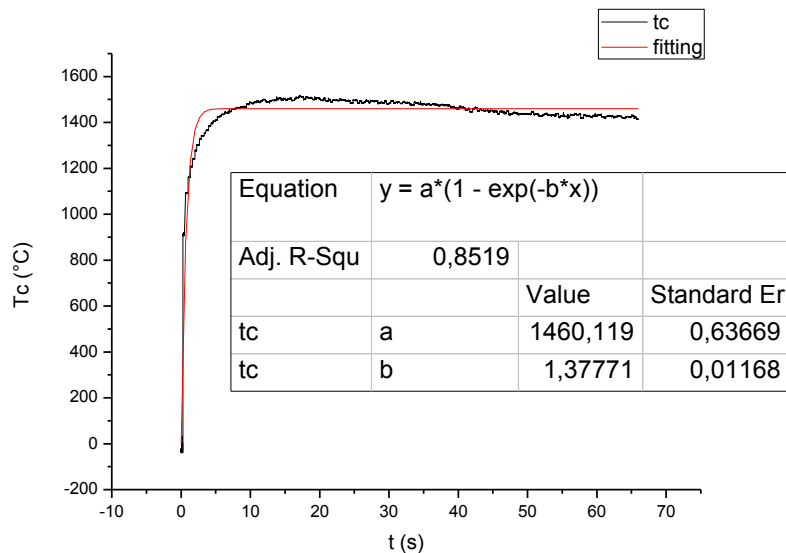


Figura 11. Parâmetros obtidos pelo *fitting* exponencial aplicado nos dados da amostra 51.

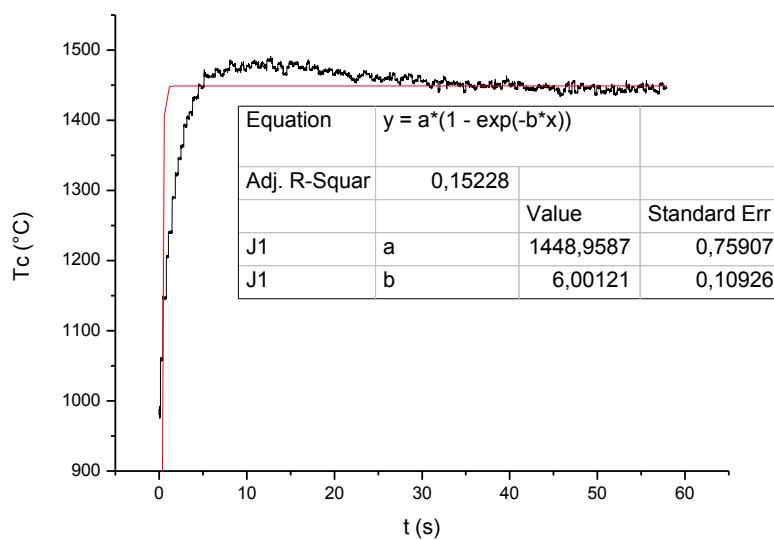


Figura 12. Parâmetros obtidos pelo *fitting* exponencial aplicado nos dados da amostra 52.

Tabela 1. Dados obtidos para a amostra 51.

Ensaio 51 N230 70s Air				
Ts	T _{TH}	T _M	aT (m ² /s)	t (s)
1163.8813	49.42455	606.652925	1.56E-06	0.98
1302.62466	99.31011	700.967385	7.60E-07	2.15
1341.09532	151.24239	746.168855	6.64E-07	2.79
1387.71443	204.12146	795.917945	5.10E-07	3.93
1419.36638	297.92568	858.64603	4.61E-07	5.14
1448.89299	405.57204	927.232515	3.96E-07	7.02
1469.43733	505.04870	987.243015	3.68E-07	8.71
1489.98477	601.75939	1045.87208	3.49E-07	10.52
1496.40644	699.88013	1098.143285	3.24E-07	12.93

1500.25958	800.59932	1150.42945	2.70E-07	17.67
1495.12208	850.27512	1172.698600	2.05E-07	24.74
1484.84763	870.19175	1177.519690	1.83E-07	28.36
1484.84763	890.07118	1187.459405	1.58E-07	33.68
1469.43733	910.24445	1189.840890	1.40E-07	39.07
1446.32518	930.07912	1188.202150	1.44E-07	46.19
1430.91941	941.21290	1186.066155	1.11E-07	51.54
1434.77067	950.01855	1192.394610	1.22E-07	56.35
1420.65000	966.03919	1193.344595	9.06E-08	65.28

Tabela 2. Dados obtidos para a amostra 52.

Ensaio 52 N231 60s Air				
T _s	T _{TH}	T _M	aT (m ² /s)	t (s)
1289.80454	50.10596	669.95525	4.09E-07	2.23
1393.69720	99.33870	746.51795	3.26E-07	3.45
1430.91941	148.81894	789.86918	2.85E-07	4.61
1448.89299	202.77511	825.83405	2.88E-07	5.24
1473.28974	302.82317	888.05646	2.66E-07	7.03
1483.56337	402.82071	943.19204	2.54E-07	8.82
1482.27913	501.20256	991.74085	2.35E-07	11.18
1480.99489	599.62913	1,040.31201	2.16E-07	14.17
1478.42646	700.01309	1,089.21978	1.93E-07	18.33
1455.31275	800.34127	1,127.82701	1.57E-07	26.05
1442.47252	850.44252	1146.457520	1.35E-07	32.59
1454.02877	870.15390	1162.091335	1.27E-07	35.6
1454.02877	890.11468	1172.071725	1.17E-07	39.77
1443.75742	910.01486	1176.886140	1.07E-07	45.13
1443.75742	930.12426	1186.940840	9.37E-08	52.87
1443.75742	941.13344	1192.445430	8.65E-08	58.27

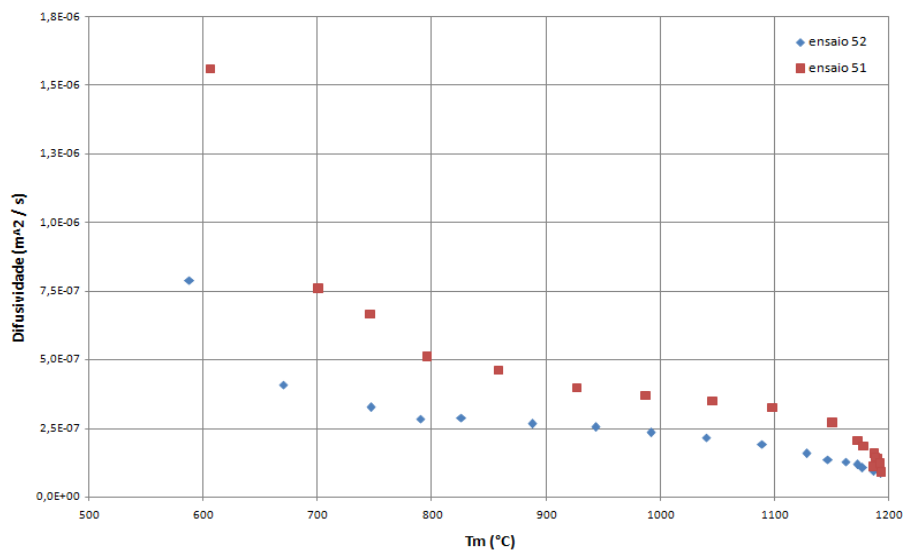


Figura 13. Difusividade térmica do material em função da temperatura média.

Com o aumento de temperatura, observa-se uma queda da difusividade. Essa queda é mais brusca para temperaturas mais elevadas. Isso se deve a formação de uma camada de sílica na superfície do material que impede a propagação do calor.

Valores baixos de difusividade representam baixa condutividade (material mal condutor) e alto calor específico (necessidade de grande quantidade de energia para elevar a temperatura do material). Características importantes no projeto de materiais utilizados como revestimento térmico em sistemas de proteção térmica.

4. Conclusões

A partir dessa pesquisa teórica concluímos que, após o entendimento de todo o apanhado teórico relativo a um sistema automático de monitoramento, aquisição e tratamento de dados obtidos em ensaios de materiais de proteção térmica realizados em túnel de plasma supersônico, é possível investigar as propriedades térmicas de materiais utilizados com escudo de proteção térmica sob condições ablativas geradas nesse túnel de plasma. Vemos também que viável caracterizar e aperfeiçoar os parâmetros de operação de uma tocha de plasma para operar em ambiente de plasma reativo e baixa pressão que simule o ambiente escoamento alto supersônico bem como a realização de testes de ablação de materiais compósitos termoestruturais em túnel de plasma.

5. Agradecimentos

Agradeço ao CNPq, Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, por apoiar o desenvolvimento da atividade científica e pela oportunidade de ter uma experiência remunerada por meio do Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica – PIBIC. Ao meu professor orientador, Gilberto Petraconi Filho, que foi essencial para o desenvolvimento desse trabalho.

6. Referências

- [1] BARROS, Edson de Aquino. Câmara de plasma reativo para ensaio de materiais de sistema de proteção térmica em ambiente de reentrada. 2002. 163p. Tese de mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Área de Física de Plasmas. Curso de Física, 2002. Orientador: Homero Santiago Maciel; co-orientador: Gilberto Petraconi Filho. São José dos Campos, 2002.
- [2] BARROS, Edson de Aquino. Plasma térmico para ablação de materiais utilizados como escudo de proteção térmica em sistemas aeroespaciais. 2008. 168p. Tese de doutorado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Área de Física de Plasmas. Curso de Física, 2008. Orientador: Gilberto Petraconi Filho. São José dos Campos, 2008.
- [3] CALLISTER JR., W.D.; Ciência e engenharia de materiais - Uma introdução. Tradução de S.M.S. Soares. 5.ed. Rio de Janeiro, RJ: LTC, 2002. ISBN 85-216-1288-5.
- [4] HARPER, C.A. (Ed.); Handbook of plastics, elastomers, and composites. 3 ed. New York, NY: McGraw-Hill, 1996. (Chemical engineering). ISBN 0-07-026693-X.
- [5] HOLLAWAY, L. (Ed.); Handbook of polymer composites for engineers. Cambridge: Woodhead Publ., 1994. 338 p. ISBN 1-85573-129-0.
- [6] THORNTON, E.A. (Ed.); Thermal structures and materials for high-speed flight - Edição de Washington, DC: AIAA, 1992. (Progress in Astronautics and Aeronautics; v. 140). ISBN 1-56347-017-9.
- [7] LOH, W. H. T.; Re-entry and planetary entry physics and technology. New York, NY: Spring-Verlang, 1968.
- [8] REGAN, F.J.; ANANDAKRISHNAN, S.M. Dynamics of atmospheric re-entry. Washington, DC: AIAA, 1993. (AIAA education series). ISBN 1 56347 048 9.
- [9] MACIEL, H. S.; LOURES DA COSTA, L. E. V. ; MORAES JR., P. . Concept of a Small Plasma Tunnel for Characterization of Heat Shield Materials. In: CONEM 2002 - II Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 2002, João Pessoa - PB, 2002.
- [10] SIKHARULIDZE, Y. G. Aspects of the re-entry dynamics of space vehicles. São José dos Campos: CTA/IAE, 1999. (Publicação interna).
- [11] AUWETER-KURTZ, M. Plasma source development for the qualification of thermal protection materials for atmospheric entry vehicles at IRS, Vacuum, Volume 65, Issues 3-4, 27 May 2002, Pages 247-261.
- [12] HANDBOOK of composites / Edição de S.T. Peters . S. Peters. 2. ed. London: Chapman and Hall, 1998. 1118 p. ISBN 0 412 54020 7.
- [13] ABLATIVE PLASTICS / Edição de G. F. D'Alelio and John A. Parker, Marcel Dekker, New York, NY, 1971. ISBN 0-8247-1120-3
- [14] AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS (ASTM). E 458-72 (Reapproved 2002). Standard test method for heat of ablation. Philadelphia, PA, 2007.