Proteção Térmica

NASA

USA

João Paulo de Andrade Dantas / Prof. Gilberto Petraconi Filho



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



- Estruturas de espaçonaves O e N Oxidação
- 8 km/s e 5 eV
- Câmaras de Vácuo para simulação
- Emissividade, difusividade, calor específico, condutividade e propriedades óticas
- Sistema de aquisição automática de dados na plataforma LabView
- Monitorar parâmetros de operação da tocha de plasma



- Caracterizar e otimizar 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;
- Realizar testes de ablação de materiais compósitos termoestruturais em túnel de plasma;
- Investigar as propriedades térmicas de materiais utilizados com escudo de proteção térmica sob condições ablativas geradas em túnel de plasma.

- Sistemas de Proteção Térmica (TPS);
- Condições de contorno ambientais, intensidade do fluxo térmico, espécies químicas envolvidas, gradiente de temperatura, eficiência, confiabilidade, etc;
- Compósitos refratários: alta emissividade térmica; resfriamento por radiação; reflexão do fluxo de calor de volta ao espaço;
- Compósitos poliméricos ablativos: sistemas confiáveis para veículos de reentrada; proteção da carga útil da degradação (lançamento e reentrada)
 - Soyuz e Projeto Apollo



Processos de Ablação

- Vaporização, raspagem ou qualquer outro processo erosivo;
- Setor Aeroespacial: Intenso fluxo térmico;
- Processo de transferência de calor e de massa
- Superficiais: camada externa
- Volumétricos:

redução da massa específica transformação físico-químicas praticamente mesmo volume inicial

Calor específico

Nos interessa reservatórios de calor.

• O calor é transmitido pela diferença de temperatura.

- Além disso queremos mateiras com poucas alterações estruturais.
- Unidade J/Kg.K

Condutividade térmica

- Ela se propõe a descrever a velocidade com que o calor se propaga dentro do material.
- Definida matematicamente por:

$$k = \frac{\Delta Q}{\Delta t} \cdot \frac{L}{A \cdot \Delta T}$$

 Nos experimentos clássicos em que se mantém as bordas a temperaturas fixas e as laterais isoladas.

- É diferente da difusividade térmica, mas está diretamente relacionada.
- Fatores que influenciam a condutividade:
 - Fase do material : Caso ele mude de fase
 - Estrutura do material: direções de eixos cristalinos diferentes.

Difusividade Térmica

 A difusividade térmica é uma propriedade que relaciona a condutividade térmica com a massa específica e o calor específico do material, sendo definida por:

$$a_{T} = \frac{k}{\rho c_{p}}$$

onde: $k \not e a$ condutividade térmica; $\rho \not e a$ massa específica; $c_p \not e o$ calor específico. A difusividade pode ser obtida pela solução da equação do calor, que é uma consequência da Lei de Fourier do resfriamento, onde T é a temperatura, t o tempo e α é a difusividade térmica:

$$\frac{dT}{dt} = \alpha \nabla^2 T$$

Essa propriedade é um indicativo da rapidez com que o interior do veículo espacial se ajusta à temperatura externa, ou seja, de quanto tempo o interior atinge uma temperatura segura.



Para materiais sólidos sujeitos à reentrada atmosférica o jato de plasma interage com a superfície dos materiais produzindo alterações na sua estrutura físico-química.

Assim, uma metodologia que leve em consideração as características do material e do arranjo experimental deve ser empregada para se determinar a difusividade térmica.

Materiais ablativos

- Proteção de naves espaciais e satélites
- Qualidades primordiais:
 - Menor condutividade térmica possível
 - Maior calor latente possível
- Ações protetoras:
 - Ao fundir absorve muito calor
 - Matéria fundida leva grande parte do calor
 - Produtos gasosos criam um colchão isolante
 - Capa residual esponjosa



Escudo térmico do Space Shuttle da NASA



Escudo térmico do *Opportunity*

Constituição do Sistema de Proteção

Métodos:

- 1º) O corpo pode ser envolvido por um material de grande capacidade térmica;
- 2º) Superfície com grande capacidade de irradiação de calor;
- 3º) Proteção térmica feita com camadas isolantes de compósitos avançados.

Materiais

- Fonte diodo de núcleo móvel controlada em corrente, própria para operação de plasma de arco elétrico com capacidade nominal de 50 kW;
- Fonte de potência CA/CC, com capacidade nominal de 525 kW. Este equipamento está sendo alocado nas novas instalações prediais do Laboratório de Plasma Térmicos do ITA;
- Tocha de plasma do tipo arco não transferido de 40 kW;
- Tocha de plasma de arco transferido de 40 kW;
- Tocha de plasma tipo arco não transferido de 120 kW de potência;
- Tocha de plasma tipo arco transferido de 300 kW de potência;

- 2 pirômetros ópticos (600 a 3000 °C) e medidor de emissividade;
- 2 Espectrômetros de massa (1-300 u.ma.);
- 1 Espectrômetro óptico;
- 1 Analisador de gases;
- Vários medidores e controladores de fluxo de gases, termopares, medidores de temperatura, osciloscópios, placas de aquisição de dados, etc;
- Sistema de refrigeração de água desmineralizada e deionizada, em circuito fechado.

- Sistema lavador de gases para experimentos em escala de laboratório;
- Sistema simples e dual de injeção de pós Sulzer-Metco;
- 5 linhas de gases especiais: Ar, N₂, O₂, CH₄ e ar comprimido;
- Sala limpa classe 10.000, com capela classe 100 para limpeza de substratos (Processo FAPESP no. 2000/11058o);
- Laboratório de caracterização: AFM, microscópio óptico, microbalança;
- Oficina mecânica;
- Oficina de vidro.

Aparato Experimental

- Ensaios em túneis de plasma
- Câmara de vácuo do LPP
- Tocha de Plasma para produção do escoamento supersônico
- Ambiente simulado: uma altitude de 40 km (pressão interna na câmara de 2,3 torr), entalpia de 14 MJ/kg, fluxo térmico de 2,2 MW/m²
- Velocidade de escoamento Mach 3,8
- SARA sub-orbital Centro de Lançamento de Alcântara – experimentos de microgravidade de curta duração



Fluxo de calor previsto para a reentrada do SARA sub-orbital em função do tempo. Fator de carga em função da altitude para o SARA.

Tabela 1: Parâmetros previstos para a reentrada do SARA <u>sub-orbital</u> .				
	Coeficiente de arrasto C _D (-)	Ângulo de reentrada Θ (graus)	Fluxo de calor Q (MW/m ²)	Temperatura T _{MÁX} (K)
	0,40	- 3	2,55	2640
	1,20	- 3	0,70	1880
	1,20	- 4	0,81	1990

Túnel de Plasma



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



Tocha de Plasma de Arco não transferido

- Tipo tornado com vórtice de fluxo reverso
- Elevada eficiência na transformação de energia elétrica em energia térmica (eficiência térmica), atingindo valores da ordem de 80%









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.

Outras partes importantes do aparato experimental:

- Jato de Plasma;
- Porta-amostras;
- Sistema de Aquisição de dados na plataforma Labview;
- Termômetro infravermelho.

Preparação dos Corpos de Prova



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

- Revestimento de proteção térmica em aplicações do setor aeroespacial
- Fornecidas pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço
- Compósitos C/C-SiC desenvolvidos pela empresa PLASTFLOW.

Especificações dos Corpos de Prova

- 10 mm de diâmetro
- 4,2 mm de espessura
- 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
- dois ciclos de carbonização e infiltração foram realizados
- A massa específica final do material após as duas impregnações era de 1,575 g/cm³

Os processos de carbonização são descritos na sequência das etapas a seguir:

ETAPA 1 - Primeira carbonização: ETAPA 2 - Primeiro ciclo de impregnação e carbonização ETAPA 3 - Segundo ciclo de impregnação e carbonização





Ilustração da microestrutura padrão observada na amostra de C/C-SiC.

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



Amostra de C-SiC exposta ao jato de plasma.

- Carbeto de Silício foram expostas a um jato de plasma de fluxo térmico de 2,2 MW/m²
- 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.





Perfil de temperatura observado para amostras de C – SiC.







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.





Difusividade térmica do material em função da temperatura média.

Conclusões

partir dessa pesquisa teórica concluímos que, após o Α 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.

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.

[15] PONTAROLLI, Marcus Luiz. Compósitos ablativos carbono-fenólicos aditivados com nanopartículas de carbono. 2006. Tese de mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Área de Física e Química dos Materiais Aeroespaciais. Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Orientador: Koshun Iha. São José dos Campos, 2006.

[16] JANG, B.Z. Advanced polymer composites : principles and applications. Materials Park, OH: ASM International, 1994. 297 p. ISBN 0-87170-491-9.

[17] ELLIS, A.M.; FEHER, M.; WRIGHT, T.G. Electronic and photoelectron spectroscopy: fundamentals and case studies. Cambridge, MA: University Press. 286 p. ISBN 0 52181737 4.

[18] WEIHS, H.; TURNER, J.; LONGO, J. M.; GÜLHAM, A. Key Experiments within the Shefex II Mission; IAC-08-D2.6.4; 59th International Astronautical Congress; 29.08 – 03.10.2008, Glasgow, Scottland UK (2008).