

ESTUDO NUMÉRICO-EXPERIMENTAL DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR NA TUBEIRA DE UM FOGUETE

Cláudio Sérgio Pinto Costa

Helcio Rangel Barreto Orlande

Júlio César Valente Ferreira

Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE/PEM

Cx. Postal 68503, CEP: 21945-970, Rio de Janeiro, RJ, Brasil

claudio@lttc.coppe.ufrj.br

helcio@serv.com.ufrj.br

jcesar@mecsol.ufrj.br

Wilson Kiyoshi Chimote

Centro Técnico Aeroespacial - Instituto de Aeronáutica e Espaço

Pca. Mal Eduardo Gomes 50, CEP: 12228-904, São José dos Campos, SP, Brasil

wilson@iae.cta.br

Resumo. *A análise numérico-experimental da transferência de calor na tubeira de um foguete é de fundamental importância para o entendimento dos fenômenos físicos que ocorrem no seu sistema de propulsão, assim como para o desenvolvimento de ferramentas de projeto. Este trabalho tem como principal objetivo a aplicação de técnicas numéricas para a solução do problema de condução de calor na tubeira de um foguete. Resultados numéricos obtidos com diferença finitas e volumes finitos são comparados com os resultados experimentais obtidos em um teste de ponto fixo realizado no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE-CTA).*

Palavras-Chaves: *tubeira, condução de calor, simulação numérica, simulação experimental.*

1. INTRODUÇÃO

Em equipamentos de propulsão, a tubeira é o componente do motor-foguete cuja função é transformar a energia térmica liberada pela combustão do propelente na câmara em energia cinética (Barrere et al, 1982; Mehta, 1981; Sutton, 1986). Na região da garganta da tubeira, verificam-se as maiores taxas de fluxo de calor (Barrère et al, 1982; Boisson, 1972). Diante deste fato, faz-se necessário uma correta estimativa da temperatura ao longo da tubeira através de métodos cujas respostas possuam credibilidade para a análise dos resultados. Na verdade, ainda se verifica o uso de soluções baseadas em modelos de aproximação algébricas como o citado por Boisson (1972) ou de experimentos que não modelam o ambiente estudado de forma correta, utilizando-se simplificações que comprometem a validade completa dos dados (Kimura, 1991).

Este trabalho tem como principal objetivo a aplicação de técnicas numéricas para a solução do problema de condução de calor na tubeira de um foguete. Os resultados numéricos obtidos aqui são comparados com os resultados experimentais obtidos em um teste de ponto fixo.

2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS

O motor foguete é um propulsor que não utiliza material comburente externo ao motor. O motor foguete é constituído de duas partes principais: a câmara de combustão e a tubeira. A câmara de combustão é o local onde a energia química do combustível e do comburente é transformada em energia térmica e a tubeira é o componente do motor-foguete cuja função é transformar a energia térmica liberada pela combustão dentro da câmara em energia cinética para a propulsão. Para termos um processo de combustão eficiente, a câmara de combustão deverá ter comprimento adequado para que o propelente permaneça o tempo necessário em seu interior e, assim, a reação química ocorra de forma completa (Barrère et al, 1982).

O fluxo de calor na região da garganta da tubeira faz com que os valores da temperatura da superfície atinjam valores próximos à temperatura de fusão do material de forma mais acentuada do que a verificada nas demais seções do equipamento (Barrère et al, 1982; Sutton, 1986; Lavante, 2000).

A tubeira de um propulsor a propelente sólido tem duas funções fundamentais para o funcionamento do foguete; a saber: (i) Regularizar a combustão do bloco de propelente na seção da garganta; e (ii) Aumentar a velocidade de descarga do gás, aumentando a força de empuxo.

2.1. Escoamento dos Gases na Tubeira

Na região de entrada de gases na tubeira, vizinha à garganta, temos uma variação considerável da seção de escoamento, onde os gases apresentam grande nível de turbulência. Devido a tal fato, para efeitos práticos, a temperatura na região da garganta é considerada idêntica àquela identificada como a temperatura de combustão (Boisson, 1972). Por isto, o grafite aplicado na região do convergente deve ter granulação fina e ter sido extrudado com alta resistência a grandes variações de temperatura, também possuindo boa condutividade térmica (Great Lakes Carbon Inc., 1987). Durante todo o funcionamento do propulsor, a seção da garganta deverá possuir formato constante, pois, caso esta condição não se verifique, haverá uma variação de pressão e, consequentemente, uma variação do fluxo de gases, praticamente inviabilizando um correto funcionamento do equipamento (Varsi et al, 1976).

Os gases quentes provenientes da combustão do propelente sólido escoam na região do convergente, revestido com grafite, e do divergente, revestido com óxido de alumínio. Dentre os modos de transferência de calor entre o gás e a tubeira, a convecção é o fenômeno mais representativo do caso estudado. A energia trocada por radiação é desprezada, pois representa uma faixa entre cinco e quinze por cento (Sutton, 1986), conforme verificado experimentalmente por Alhama & Campo (2003). No entanto, é complexa a determinação do coeficiente de transferência de calor por convecção (h_g) próximo da realidade do exemplo a ser analisado (Haoui et al, 2002). Fórmulas empíricas para o cálculo deste parâmetro são encontradas nas referências (Boisson, 1972; Mehta, 1981; Sutton, 1986).

2.2. Hipóteses Assumidas

As hipóteses que guiarão a metodologia implementada neste trabalho são as mesmas citadas por Barrère et al (1982) e Sutton (1986) e encontram-se listadas abaixo:

- Os gases (produtos da combustão do propelente no propulsor) são homogêneos e invariantes em sua composição ao longo de sua passagem pela tubeira e pela câmara de combustão .
- O gás escoando na tubeira segue o modelo de gás perfeito com calor específico constante.

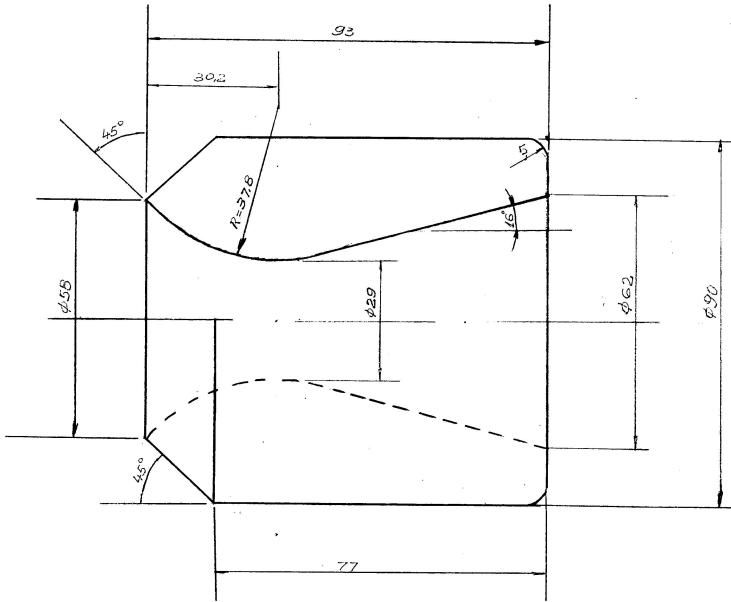


Figure 1: Dimensões e geometria da tubeira estudada

- A superfície externa da tubeira é adiabática.
- O escoamento na tubeira é compressível, isentrópico, em regime permanente e quasi-unidimensional.
- A velocidade e as propriedades do gás são consideradas uniformes ao longo da seção transversal da tubeira.
- O equilíbrio químico é estabelecido no interior da câmara de combustão do foguete.
- As propriedades dos materiais da tubeira são constantes.
- O problema de condução de calor na tubeira tem simetria axial.
- O coeficiente de transferência de calor entre os gases e a parede da tubeira varia ao longo da mesma, mas não ao longo do tempo.

3. PROBLEMA FÍSICO E FORMULAÇÃO MATEMÁTICA

O problema físico a ser estudado neste trabalho envolve a condução de calor na tubeira de um foguete. A tubeira típica, objeto deste estudo, é apresentada na figura 1. Ela é feita de aço SAE 1070, sendo que o convergente é revestido com grafite HLM-85 (Great Lakes Carbon Inc., 1987) e o divergente com óxido de alumínio.

Para o problema estudado neste trabalho, o qual é considerado simétrico, a equação de condução de calor é escrita como:

$$\frac{1}{\alpha^*} \frac{\partial T(r, z, t)}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \quad \text{na tubeira para } t > 0 \quad (1)$$

sendo r e z são as coordenadas radial e axial, respectivamente, e α^* é a difusividade térmica.

Para completar a formulação do problema, devem ser especificadas condições de contorno e uma condição inicial para a equação (1). Conforme as hipóteses descritas acima, supõe-se que a transferência de calor entre o gás e a tubeira seja por convecção. Além disso, supõe-se que

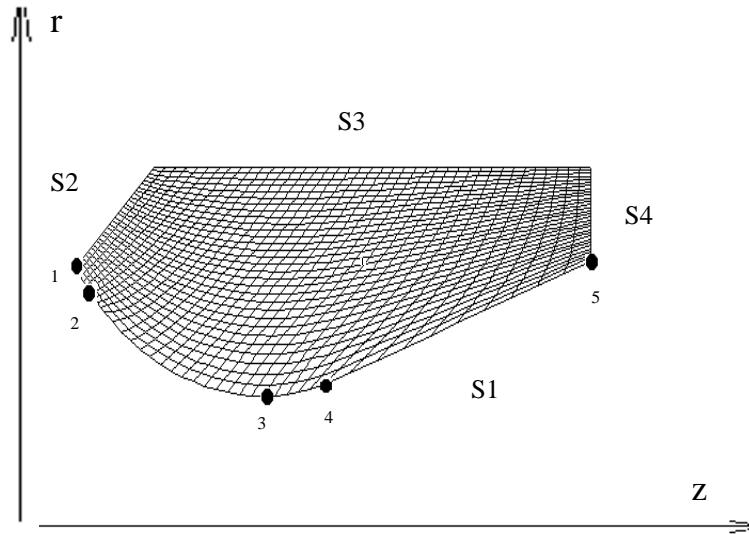


Figure 2: Exemplo de malha da discretização

as outras superfícies sejam adiabáticas e que inicialmente a tubeira se encontre na temperatura uniforme T_0 . Sendo assim, as condições de contorno são dadas por:

$$-k \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}} + h(z) T = h(z)T_{\infty}(z); \quad \text{em } S_1 \quad t > 0 \quad (2)$$

$$k \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}} = 0; \quad \text{em } S_2, S_3 \text{ e } S_4 \quad t > 0 \quad (3)$$

e com condição inicial dada pela temperatura uniforme na região, isto é:

$$T = T_0; \quad \text{para } t = 0 \quad \text{na tubeira} \quad (4)$$

onde \mathbf{n} é o vetor normal à superfície. As superfícies S_1, S_2, S_3 e S_4 são ilustradas na figura 2.

Note na equação (2) que a variação do coeficiente de transferência de calor e da temperatura do gás ao longo da tubeira foram levadas em consideração .

Para o cálculo do coeficiente de transferência de calor entre o gás e a superfície interna da tubeira foi usada a correlação de Bartz (Boisson, 1972), pois neste caso as temperaturas envolvidas são menores de 3500°C (Boisson, 1972). Esta correlação é dada por:

$$h_g = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{P_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \frac{c_p \mu^{0.2}}{P_r^{0.6}} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \quad (5)$$

onde:

A - área da seção transversal local relativa ao fluxo, (m^2)

A_t - área da garganta, (m^2)

D_t - diâmetro da garganta, (m)

P_c - pressão de estagnação no interior da câmara de combustão , (Pa)

c^* - velocidade de queima característica, (m/s^2)

r_c - raio de curvatura do grafite, (m)

c_p - calor específico a pressão constante, ($kJ/kg K$)

M - massa molecular dos gases

μ - viscosidade absoluta do gás de combustão = $1.185 \times 10^{-6} M^{0.5} T^{0.6}$, ($Kg/m s$)

P_r - número de Prandtl

h_g - coeficiente de transferência de calor na região do convergente

T - temperatura, (K)

Dados práticos citados por Boisson (1972) mostram que no divergente, o coeficiente de transferência de calor h_{gd} por convecção é dado por:

$$h_{gd} = \frac{h_g}{\left(\frac{A_t}{A_d}\right)^{1.25}} \quad (6)$$

onde:

h_{gd} - coeficiente de transferência de calor na região do divergente

A_d - área de saída da tubeira

4. ANÁLISE NUMÉRICA

Conforme pode ser observado na figura 2, o problema de condução de calor na tubeira, a ser resolvido neste estudo, envolve uma geometria irregular no sistema de coordenadas cilíndricas. Desta forma, não é possível a solução deste problema utilizando-se técnicas analíticas e, portanto, serão usadas no presente trabalho técnicas numéricas de solução. Entre tais técnicas, encontram-se o método das diferenças finitas e o método dos volumes finitos.

Para a solução do problema em questão pelo método de diferenças finitas será usado neste estudo o pacote computacional desenvolvido por Colaço (1996) e Saker (2000), denominado "DIFF2D". Tal pacote se baseia na transformação da geometria irregular no domínio físico em uma geometria regular no domínio computacional, usando-se o método elíptico de Thompson (1987). As equações governantes do problema são também transformadas do domínio físico para o computacional, onde são resolvidas.

Para a solução do problema em questão pelo método dos volumes finitos será utilizado o pacote computacional CFX[®]. Todos os passos para a utilização deste pacote, aplicados à análise do presente problema, são apresentados por Pinto Costa (2003).

5. ANÁLISE EXPERIMENTAL

Após a construção da câmara de combustão e da tubeira, bem como da introdução do propelente sólido, parte-se para o ensaio em ponto fixo. O ponto-fixo é o local onde se efetua o experimento da queima da câmara de combustão com a análise e estudo dos dados oriundos do escoamento dos gases através do convergente e do divergente da tubeira.

A instrumentação utilizada consiste de um sensor de pressão do ignitor e um sensor de pressão da câmara de combustão, além de um sensor de empuxo. A saída de dados destes sensores é registrada em gráficos.

Para o ensaio em ponto fixo, termopares são colocados na tubeira ao longo do divergente. Em cada ponto, são alocados quatro termopares igualmente espaçados de 90° . Este procedimento é feito ao longo do divergente para evitar-se a usinagem na região do convergente, a qual é constituída de grafite. O uso deste material dificulta consideravelmente a usinagem para gerar os orifícios necessários para a alocação dos termopares.

Detalhes sobre a realização dos testes, bem como a obtenção dos dados encontram-se nas normas do IAE (1988).

Table 1: Pontos de determinação das temperaturas

Pontos	z (m)	r (m)
1	0.0000	0.0031
2	0.0050	0.0025
3	0.0310	0.0139
4	0.0438	0.0148
5	0.0910	0.0320

6. RESULTADOS

Para efeito de análise, serão consideradas duas tubeiras no presente estudo. A primeira será denominada como “teórica”, pois a mesma não tem resultados oriundos de experimentos e terá como objetivo verificar a coerência dos resultados entre as soluções numéricas. A segunda será denominada como “prática” pois neste caso há dados obtidos experimentalmente, os quais serão comparados com os obtidos numericamente.

6.1. Tubeira teórica

Apresenta-se na figura 2 o formato geométrico da tubeira teórica, bem como os pontos de análise das temperaturas. Os pontos nos quais foram analisadas as temperaturas, abrangendo regiões do convergente e do divergente, estão listados na tabela 1, bem como marcados na figura 2.

Nas tabelas 2 - 4, são descritas informações com relação à câmara de combustão, tubeira e ao propelente, necessárias para as simulações numéricas a serem realizadas no presente exemplo.

Table 2: Características da câmara de combustão

Pressão de câmara do motor	máxima = 67.25 Kgf/cm^2 mínima = 62.58 Kgf/cm^2
Pressão de câmara do ignitor	70.98 Kgf/cm^2

Table 3: Características da tubeira

Diâmetro da tubeira	0.00319 m
Diâmetro de saída da tubeira	0.091 m
Temperatura na região da garganta	1900 K
Temperatura na região de saída	900 K
Temperatura na região de entrada	2200 K

O estudo de convergência da malha mostrou que o custo computacional de solução com o DIFF2D é bem reduzido. O tempo computacional para que resultados fossem obtidos com uma malha de 121 por 41 pontos até o regime permanente em um PENTIUM II[©] foi da ordem de 10 segundos.

A escolha da malha no software CFX é feito pelo próprio programa, não necessitando de operações externas. Este pacote computacional já possui um módulo otimizador, o qual escolhe a malha que melhor concilia robustez com eficácia. Para o uso do CFX[©], foi utilizado um PENTIUM III[©] e o tempo total computacional foi de dezoito segundos.

Table 4: Características do propelente sólido

Temperatura de combustão	2200 K
Massa do grão antes do ensaio	9.47 Kg
Massa específica do propelente	1.72 g/cm ³
Volume do propelente	180.74 cm ³
Espessura de queima	19.30 mm
Velocidade de queima	5.20 mm/s
Velocidade de queima característica	1522.44 m/s
Tempo de queima do propelente	3.68 s
Tempo total do ensaio	5.19 s

Table 5: Temperaturas obtidas nos pontos de análise da tubeira teórica

Ponto	Diff2D	CFX	Diferença Percentual
1	1936.13	2100.38	7.8 %
2	1932.67	2089.34	7.5 %
3	1807.63	1770.62	2.1 %
4	1471.91	1588.88	7.4 %
5	890.93	998.41	10.8 %

Na tabela 5 são comparadas as temperaturas, em Kelvin, obtidas para cada ponto da análise proposta com os programas DIFF2D e CFX. A máxima diferença encontrada entre os resultados obtidos com os programas DIFF-2D e CFX foi de 10.8 %. Esta maior diferença foi encontrada na região de saída tubeira.

6.2. Tubeira prática

Apresenta-se na figura 3 o formato geométrico da tubeira prática, a qual é utilizada nos testes experimentais promovidos pelo IAE. Nesta figura, também são plotados os dois pontos de análise das temperaturas no divergente, onde estão alocados os termopares. As posições destes pontos estão listadas na tabela 6. Em cada um destes pontos são inseridos quatro termopares espaçados de 90° e o resultado a ser considerado para análise será a média aritmética das medições .

Table 6: Pontos de determinação das temperaturas

Pontos	z (m)	r (m)
1	0.07642	0.02881
2	0.10960	0.03760

Na tabela 7 são apresentadas as principais características da câmara de combustão , enquanto que na tabela 8 são listadas as características físicas do propelente sólido fabricado pelo IAE para o teste de tubeiras em ponto fixo.

As características referentes à tubeira listadas nas tabelas 9 - 10 foram determinadas ao longo do comprimento da mesma (coordenada z), através do uso dos dados acima nas relações termodinâmicas descritas por Sutton (1986).

Para este exemplo, com o uso do software DIFF2D, desenvolvido por Colaço (1996) e Saker (2000), foram estudadas doze malhas. A construção destas malhas novamente teve como ori-

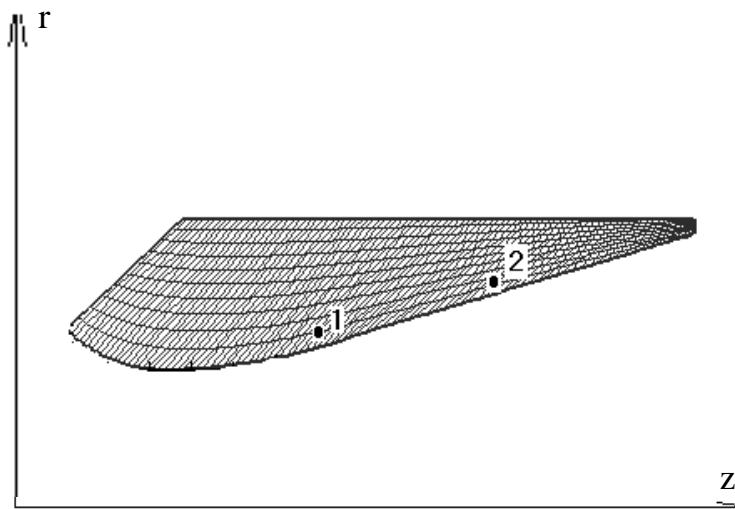


Figure 3: Geometria da tubeira prática

Table 7: Características da câmara de combustão

Pressão de câmara do motor	máxima = 38.00 Bar mínima = 37.50 Kgf/cm ²
Pressão de câmara do ignitor	37.9 Bar

Table 8: Características do propelente sólido do IAE

Temperatura de combustão	3200 K
Massa do grão antes do ensaio	9.47 Kg
Massa específica do propelente	3.76 Kg/m ³
Velocidade de queima característica	1574.0 m/s
Tempo de queima do propelente	4.51 s
Tempo total do ensaio	21.0 s
γ	1.1485

Table 9: Características do convergente da tubeira prática

Distância (m)	0.0	0.001	0.002	0.004	0.007	0.011	0.0225
Pressão (Bar)	38.000	36.702	36.299	35.667	34.573	32.329	21.802
Temperatura (K)	3173.8	3160.9	3156.8	3150.3	3138.7	3113.9	2969.5
Razão de área	2.503	2.500	2.200	1.900	1.600	1.300	1.000
Número de Mach	-	0.246	0.283	0.333	0.407	0.533	1.000
Coef. de transf. de calor (W/m ² K)	-	5948.6	5939.2	5937.0	5894.3	5703.5	4279.7
Diâmetro (m)	50.60	50.59	47.46	44.10	40.47	36.48	32.00

Table 10: Características do divergente da tubeira prática

Distância (m)	0.0225	0.0620	0.0985	0.1220	0.1425	0.1510
Pressão (Bar)	21.802	4.815	1.899	1.074	0.723	0.166
Temperatura (K)	2969.5	2432.5	2251.5	2052.9	1920.0	1868.7
Razão de área	1.000	2.000	4.000	6.000	8.000	9.000
Número de Mach	1.000	2.022	2.443	2.738	2.943	3.026
Coef. de transf. de calor (W/m^2K)	4279.7	2140.3	1069.8	713.4	534.9	475.5
Diâmetro (m)	32.00	45.25	64.00	78.38	90.51	96.00

Table 11: Temperaturas obtidas nos pontos de análise da tubeira prática

Ponto	Experimental	DIFF2D	CFX
1	1154.22	1058.48 (9.0 %)	1001.90 (8.6 %)
2	676.41	731.20 (8.1 %)	636.70 (9.3 %)

entação a questão dos altos gradientes esperados na superfície da tubeira. O estudo de convergência mostrou que a diferença entre os tempos de processamento das malhas é muito baixa, inferior a 1 %, justificando o uso de uma malha com 90 por 40 pontos, a qual consumiu um tempo total computacional de oito segundos em um PENTIUM II[©].

No CFX[©], a malha otimizada é gerada através de uma rotina interna ao mesmo, sendo o tempo total computacional de processamento igual a vinte segundos.

Na tabela 11, são descritas as temperaturas em Kelvin para os dois pontos de análise do problema obtidas experimentalmente e a partir dos pacotes computacionais adotados neste trabalho. A diferença percentual obtida na comparação das soluções obtidas nos pacotes computacionais com os valores experimentais está na tabela entre parenteses. A máxima diferença percentual obtida para o DIFF2D foi de 9.0 % e para o CFX[©] foi de 9.3 % na região de saída tubeira, da mesma forma que no estudo feito anteriormente na exemplo teórico.

A razão pela qual os resultados obtidos nos pacotes computacionais não são iguais reside no fato da diferença dos valores dos coeficientes de transferência de calor e das temperaturas na fronteira. No DIFF2D, a tubeira foi modelada como sendo feita totalmente de grafite, e no CFX[©], a mesma foi modelada como sendo feita de grafite na região do convergente e de aço na região do divergente.

A razão das discrepâncias entre os resultados obtidos numericamente e experimentalmente está no escoamento transitório do gás, o qual não é considerado na simulação numérica. Outra causa é o fato do coeficiente de transferência de calor e/ou temperatura do gás serem maiores na simulação numérica do que os obtidos experimentalmente. Também se pode mencionar a grande incerteza sobre os parâmetros do gás utilizados no cálculo do escoamento quasi-unidimensional usado na simulação numérica. A reprodutividade da fabricação do combustível (propelente sólido macerado) é complexa, acarretando consequentemente em alterações dos parâmetros dos gases (por exemplo, na temperatura de combustão e na relação entre os calores específicos).

7. CONCLUSÕES

O presente trabalho teve como objetivo mostrar a aplicação de métodos numéricos e experimentais para a determinação das temperaturas ao longo da tubeira de um foguete. Os

resultados apresentam boa concordância, validando ambas as metodologias para o estudo da transferência de calor nas regiões do convergente e do divergente em foguetes.

8. REFERÊNCIAS

- Alhama, F. & Campo, A., 2003, "Network Simulation of the Rapid Temperature Changes in the Composites Nozzle Wall of an Experimental Rocket Engine During a Ground Firing Test", Applied Thermal Engineering, Vol. 23, pp. 37-47.
- Barrère, M. et al, 1982, "La Propulsion par Fuseés", Science et Letters, Liége, France.
- Boison, J., 1972, "La Propulsion par Fuseés", École Nationale Supérieure de Techniques Avancées, France.
- Colaço, M.J., 1996, "Solução de Problemas de Difusão em Geometrias Irregulares", Projeto de fim de curso, Universidade Federal do Rio de Janeiro.
- Great Lakes Carbon Inc., 1987, "Aeronautical Graphites", Bulletin 16-001, New York, U.S.A. .
- Haoui, R. et al, 2001, "Chemical and Vibrational Nonequilibrium Flow in a Hypersonic Axis-symmetric Nozzle", International Journal of Thermal Sciences, Vol. 40, pp. 787-795.
- Kimura, L., 1991, "Transferência de Calor em Motor-Foguete", Tese de Mestrado, ITA.
- Lavante, E.V. et al, 2000, "Numerical and Experimental Investigation of Unsteady Effects in Critical Venturi Nozzles", Flow Measurement and Instrumentation, Vol. 11, pp. 257-264.
- Mehta, R.C., 1981, "Estimation of Heat-Transfer Coefficient in a Rocket Nozzle", AIAA Journal, Vol. 19, pp. 1085-1086.
- Özisik, M.N., 1993, "Heat Transfer: A Basic Approach", J. Willey, New York, U.S.A. .
- Pinto Costa, C.S., 2003, "Estudo Teórico-Experimental da Transferência de Calor na Tubeira de um Foguete", Tese de Mestrado, COPPE, UFRJ.
- Saker, L.F., 2000, "Estudo da Transferência de Calor em um Pistão de Motor de Combustão Interna de Ciclo Diesel", Projeto de fim de curso, Universidade Federal do Rio de Janeiro.
- Sutton, G.P., 1986, "Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets", J. Willey, New York, U.S.A. .
- Thompson, J.F. et al, 1987, "Numerical Grid Generation", North Holland, New York, U.S.A. .
- Varsi, G. et al, 1976, "Blast Wave in Nozzle for Propulsive Applications", Acta Astronautica, Vol. 3, pp. 141-156.

NUMERICAL-EXPERIMENTAL STUDY OF HEAT TRANSFER IN ROCKET NOZZLE

Cláudio Sérgio Pinto Costa

Helcio Rangel Barreto Orlande

Júlio César Valente Ferreira

Federal University of Rio de Janeiro, COPPE/PEM

P.O.Box 68503, Zip Code: 21945-970, Rio de Janeiro, RJ, Brazil

claudio@lttc.coppe.ufrj.br

helcio@serv.com.ufrj.br

jcesar@mecsol.ufrj.br

Wilson Kiyoshi Chimote

Centro Técnico Aeroespacial - Instituto de Aeronáutica e Espaço

Pca. Mal Eduardo Gomes 50, Zip Code: 12228-904, São José dos Campos, SP, Brazil

wilson@iae.cta.br

Abstract. *The numerical-experimental analysis of heat transfer in a rocket nozzle is of fundamental importance for understanding the physical phenomena that take place in the propulsion system, as well as for the develop design tools. The main objective of this work is to apply numerical techniques for the solution of the heat conduction problem. Numerical results obtained with finite differences and finite volumes are compared with experimental results obtained in a fixed - point test, perfomed in Aerospace Technical Center (IAE-CTA).*

Key Words: nozzle, heat transfer, numerical simulation, experimental simulation.