

ANÁLISE DA DILATAÇÃO VOLUMÉTRICA DOS COMPONENTES DE UM MOTOR FOGUETE DEVIDO À PROPAGAÇÃO TÉRMICA E SUA CONSEQUENTE INFLUÊNCIA NO AJUSTE DAS PEÇAS DO MOTOR CONEM2012-1573

Hendrik Bakkenist, hendrik.bakkenist@usp.br
Maiara Rosa, maiara.rosa@usp.br
Marcos Vinicius Ribeiro Fernandes, ribeiro.mvf@gmail.com
Paulo Celso Greco Junior, pgreco@sc.usp.br

Departamento de Engenharia Aeronáutica – Escola de Engenharia de São Carlos – Universidade de São Paulo – Av. Trabalhador São-Carlense, 400 – São Carlos, SP – 13566-590 – Brasil

Resumo: *O índice de falhas em lançamentos de foguetes é alto, demonstrando a necessidade do desenvolvimento de sistemas mais confiáveis. Um fator que pode levar a falhas é a dilatação térmica no motor, que possibilita frestas não desejadas, tensões não previstas ou variações de dimensões em partes que podem reduzir a eficiência do motor. Este trabalho modela um motor-foguete através do método das diferenças finitas para obtenção da distribuição de temperatura ao longo do mesmo, permitindo a análise das possíveis complicações devido à dilatação. Os resultados obtidos demonstraram que as peças da estrutura tem o ajuste reduzido, porém não o suficiente para comprometer o funcionamento do motor-foguete.*

Palavras-chave: *foguetes, dilatação térmica, análise térmica, motor, propelente sólido*

1. INTRODUÇÃO

Entre o primeiro lançamento espacial em 1957 e o fim de 1998, aproximadamente 4102 tentativas de lançamentos espaciais foram realizadas no mundo, das quais apenas 129 obtiveram êxito (Thompson, 1998). O estudo da influência da distribuição de temperatura em motores de foguetes é um fator que pode levar à construção de um sistema mais eficiente e menos propenso a falhas.

Considerando-se um motor-foguete de propelente sólido, o propelente sofre queima no interior da câmara de combustão e os gases resultantes são expelidos pelo bocal (Sutton e Biblarz, 2001). Uma análise do seu comportamento perante esforços térmicos se mostra necessária por diferentes razões. Devido à impossibilidade de construir um motor-foguete como uma peça única, tanto por motivos de fabricação quanto pela dificuldade de inserir o propelente na câmara de combustão, seus componentes devem ser produzidos separadamente. Quando o motor entra em operação, as dimensões de seus componentes, já sujeitos às tolerâncias dimensionais inerentes à fabricação (ABNT NBR 6158, 1995), sofrem variações devido à temperatura, levando a folgas excessivas e, conseqüentemente, vazamentos, que colocam em risco a integridade estrutural do foguete.

Outro efeito relevante das temperaturas envolve o bocal e suas dimensões. Analisando um bocal cônico projetado para fluxo supersônico, observa-se uma configuração convergente-divergente, onde o ponto que separa essas configurações é denominado garganta, ilustrada na Fig. (1). As dimensões no bocal são críticas, uma vez que afetam sua eficiência. Se a garganta do bocal apresentar um diâmetro menor do que o projetado devido a um possível resfriamento, isso ocasionará um aumento na pressão interna do motor, aumentando o empuxo, mas diminuindo o tempo de queima. Se o diâmetro da garganta aumentar devido ao aquecimento da peça, o efeito é contrário, mas em ambos os casos o funcionamento do motor se dá fora do especificado (Sutton e Biblarz, 2001), e, portanto, com menor eficiência. Por serem pequenas, essas variações nas dimensões da garganta dificilmente chegam a gerar uma onda de choque no bocal, mas a condição de entrada na parte divergente é, de qualquer forma, alterada para uma diferente daquela de projeto.



Figura 1. Representação de um bocal convergente-divergente (Sutton e Biblarz, 2001)

Apesar de apenas um aspecto do comportamento do bocal em relação à temperatura ser abordado aqui, é importante ressaltar que existem outros fatores que podem representar perdas de eficiência mais significativas. Entre eles a separação do fluxo no interior do bocal e alterações de eficiência devido à variação de pressão com altitude, o que requer uso de bocais adaptáveis a tais situações (Hagemann et. al., 1998).

Outros trabalhos também analisam fatores relacionados à temperatura. Marchi et. al. (2000), por exemplo, avalia a temperatura máxima atingida na parede de um motor-foguete com refrigeração regenerativa. Analisa-se também outros fatores, como o empuxo gerado pelo motor proposto e a queda de pressão do refrigerante.

Com o intuito de analisar esse perfil de comportamento térmico e suas implicações no motor-foguete, foi implementada uma modelagem do sistema. Nela, cabeçote, câmara e bocal foram discretizados e uma modelagem matemática do método das diferenças finitas (Incropera e Dewitt, 2002) foi implementada.

2. MODELAGEM

2.1. Equacionamento

Uma abordagem razoável para o conjunto foi um modelo baseado no método das diferenças finitas, apesar de fornecer soluções aproximadas para um sistema em regime transiente. Por se tratar de um problema onde há variações ao longo do tempo e geometrias complexas, principalmente em relação ao bocal, não seriam possíveis soluções analíticas, as quais são restritas a geometrias simples e condições de contorno pré-definidas (Incropera e Dewitt, 2002).

Como o motor-foguete é um corpo axissimétrico, é possível garantir que a sua distribuição de temperaturas também o é. Além disso, o regime de temperaturas foi considerado bidimensional, possibilitando uma análise mais apropriada, uma vez que a temperatura no interior da câmara afeta as peças de formas distintas. A discretização do conjunto resultou em uma malha semelhante à Fig. (2), porém muito mais refinada no modelo real, o qual utiliza uma malha de elementos quadrados de lado 250 μm .

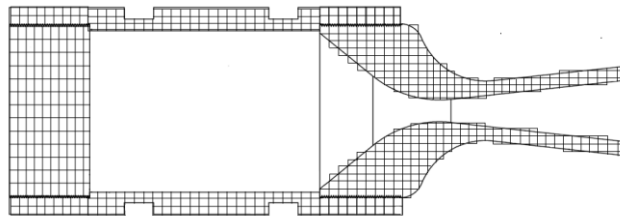


Figura 2. Representação da configuração da malha

Cada vértice de cada quadrado da malha representa um tipo de elemento finito com um equacionamento próprio para temperatura a ser obtido. O método utilizado neste trabalho é a forma explícita do método das diferenças finitas, o qual se baseia na Eq. (1).

$$\frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (1)$$

Onde α é a difusividade térmica, T é a temperatura, t é o tempo, x é a coordenada do eixo horizontal e y é a coordenada do eixo vertical.

O processo da discretização começa pelo tempo t de funcionamento do motor, onde o mesmo é dividido em um número definido de partes, aqui chamado de p , fornecendo a Eq. (2).

$$t = p\Delta t \quad (2)$$

Onde Δt é o intervalo de tempo discretizado. Então a derivada da temperatura em relação ao tempo admite o formato dado pela Eq. (3).

$$\left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_{m,n} \approx \frac{T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p}{\Delta t} \quad (3)$$

Onde o índice p denota a dependência de T do tempo, sendo p o instante anterior e $p+1$ o instante avaliado, e os índices m e n representam a posição na malha do elemento discretizado no qual a temperatura está sendo avaliada, vide Fig. (3) a Fig. (6).

Ao substituir a Eq. (3) na Eq. (1) para o formular o equacionamento, nota-se a necessidade de definir como serão calculadas as derivadas em relação a x e a y . No caso do método explícito, essas derivadas em relação ao espaço são consideradas no instante anterior ao avaliado. A substituição resulta na Eq. (4), que é válida por toda a malha excetuando-se os pontos que pertencem à superfície do sistema.

$$\frac{1}{\alpha} \frac{T_{m,n}^{p+1} - T_{m,n}^p}{\Delta t} = \frac{T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p - 2T_{m,n}^p}{(\Delta x)^2} + \frac{T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p - 2T_{m,n}^p}{(\Delta y)^2} \quad (4)$$

Onde Δx e Δy são intervalos finitos nas direções x e y , respectivamente. Este equacionamento para os nós internos da malha é demonstrado na Fig. (3).

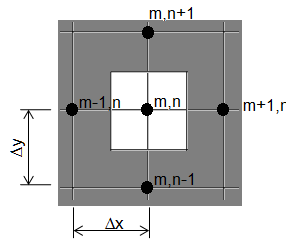


Figura 3. Nó interno (Incropera e Dewitt, 2002)

Para simplificar a modelagem, admitiu-se $\Delta x = \Delta y$, obtendo a Eq. (5).

$$T_{m,n}^{p+1} = Fo(T_{m+1,n}^p + T_{m-1,n}^p + T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p) + (1 - 4Fo)T_{m,n}^p \quad (5)$$

Sendo que Fo é uma forma das diferenças finitas do número de Fourier, parâmetro adimensional que caracteriza os regimes transientes, dado pela Eq. (6).

$$Fo = \frac{\alpha \Delta t}{(\Delta x)^2} \quad (6)$$

O refinamento do método depende de Δx e Δt , sendo que quanto menores esses valores, melhor sua precisão, mas o tempo computacional envolvido se torna maior. Deve-se considerar, entretanto, os fatores de estabilidade, pois o método explícito não é incondicionalmente estável. O critério de estabilidade para os nós internos à malha é dado pela Eq. (7).

$$Fo \leq \frac{1}{4} \quad (7)$$

Para completar a análise, é necessário equacionar os nós relativos à superfície, cujo equacionamento parte da Eq. (8), que é a forma geral da equação do balanço de energia.

$$\dot{E}_{in} + \dot{E}_g = \dot{E}_{ar} \quad (8)$$

Onde \dot{E}_{in} é a taxa de transferência de energia para o volume de controle definido em torno do nó, \dot{E}_g é a taxa de geração de energia e \dot{E}_{ar} é a taxa de elevação da energia do volume de controle. Foi considerado que todo o escoamento de calor é para o interior do nó, embora, na prática, essa consideração seja impossível. Entretanto, se as equações das

taxas forem expressas de uma maneira consistente com tal consideração, a forma correta da equação das diferenças finitas é obtida. Da Eq. (8), é possível chegar a essas equações necessárias para modelar a superfície do sistema. Tais equações são dadas pelas Eq. (9), (10) e (11), que são ilustradas respectivamente pelas Fig. (4), (5) e (6).

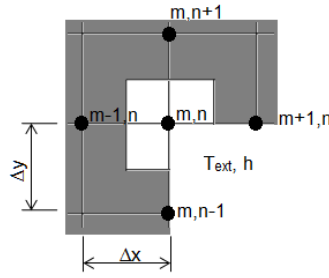


Figura 4. Nó em vértice interno com convecção (Incropera e Dewitt, 2002)

$$T_{m,n}^{p+1} = \frac{2}{3} Fo(T_{m+1,n}^p + 2T_{m-1,n}^p + 2T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p + 2BiT_{ext}) + (1 - 4Fo - \frac{4}{3} BiFo)T_{m,n}^p \quad (9)$$

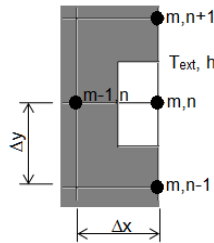


Figura 5. Nó em superfície plana com convecção (Incropera e Dewitt, 2002)

$$T_{m,n}^{p+1} = Fo(2T_{m-1,n}^p + T_{m,n+1}^p + T_{m,n-1}^p + 2BiT_{ext}) + (1 - 4Fo - 2BiFo)T_{m,n}^p \quad (10)$$

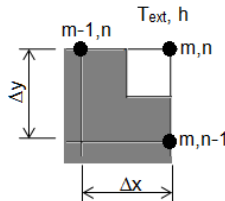


Figura 6. Nó em vértice externo com convecção (Incropera e Dewitt, 2002)

$$T_{m,n}^{p+1} = 2Fo(T_{m-1,n}^p + T_{m,n-1}^p + 2BiT_{ext}) + (1 - 4Fo - 4BiFo)T_{m,n}^p \quad (11)$$

Onde T_{ext} é a temperatura em contato com a superfície analisada e Bi é a forma nas diferenças finitas do número de Biot, dado pela Eq. (12).

$$Bi = \frac{h\Delta x}{k} \quad (12)$$

Onde h é o coeficiente de transferência de calor por convecção e k é a condutividade térmica do material. É importante verificar também se, assim como a Eq. (5), nas Eq. (9), (10) e (11) há estabilidade, ou seja, se as equações convergem. Isso é verificável pelos critérios dados pelas Eq. (13), (14) e (15).

$$Fo(3 + Bi) \leq \frac{3}{4} \quad (13)$$

$$Fo(2 + Bi) \leq \frac{1}{2} \quad (14)$$

$$Fo(1 + Bi) \leq \frac{1}{4} \quad (15)$$

Assim, implementou-se o método computacionalmente no software MatLab©.

2.2. Parâmetros da análise

Para obter os resultados desejados foi necessário primeiramente definir os parâmetros do sistema.

O material de todos os componentes do motor-foguete é o aço SAE 1020. Esse material foi escolhido para a execução das peças por ser amplamente disponível no mercado e de alta usinabilidade. As características do material que se mostraram necessárias para a execução deste estudo são dadas na Tab. (1).

Tabela 1. Propriedades do Aço SAE 1020 (Incropera e Dewitt, 2002)

Temperatura [K]	Densidade [kg/m ³]	Capacidade Térmica [J/kg.K]	Condutividade Térmica [W/m.K]	Difusividade Térmica [mm ² /s]
300	7854	434	60.5	17.7
400	7854	487	56.7	14.8
600	7854	559	48	10.9
800	7854	685	39.2	7.29
1000	7854	1169	30	3.27

Além desses dados, foi considerado o perfil mostrado na Fig. (7) para o coeficiente de dilatação térmica do aço 1020 (MIL-HDBK-5J, 2003).

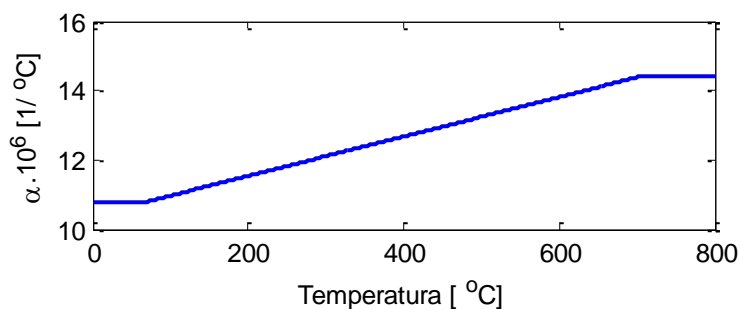


Figura 7 - Coeficiente de dilatação térmica em função da temperatura

O primeiro passo foi a discretização do motor-foguete a partir das suas dimensões, que podem ser observadas nas Fig. (8), (9) e (10).

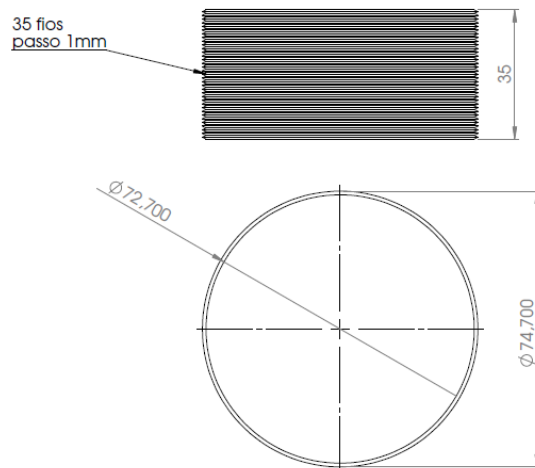


Figura 8. Cabeçote

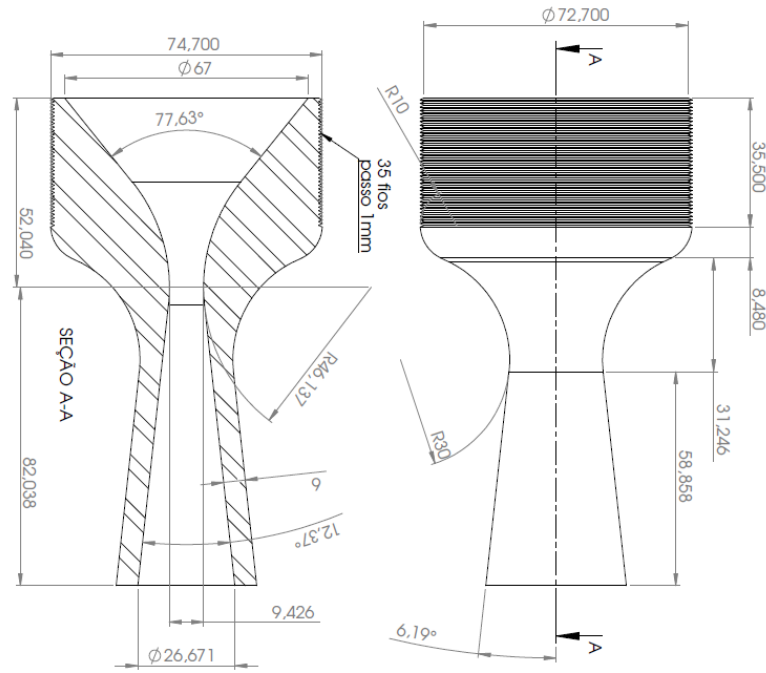


Figura 9. Bocal

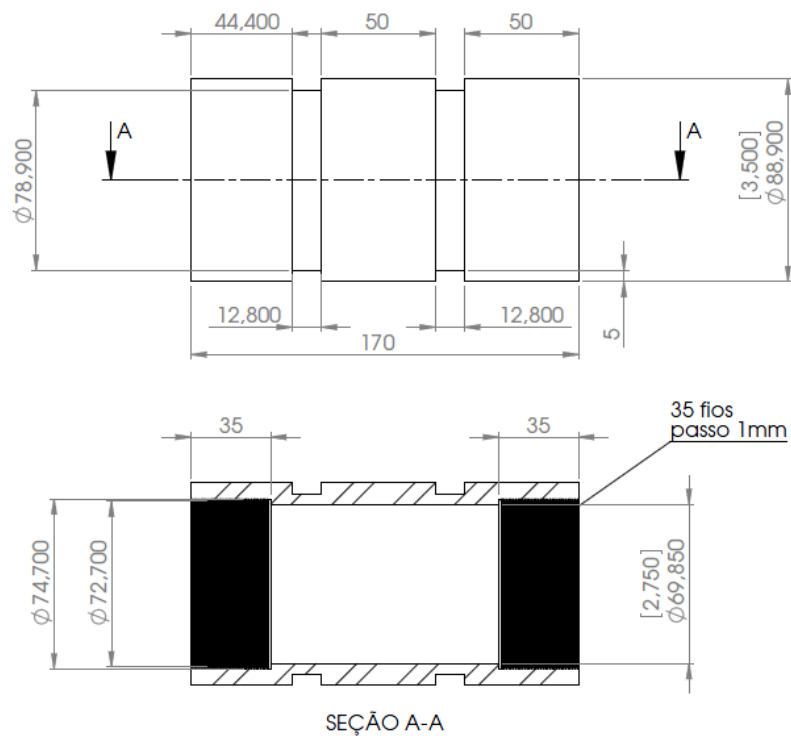


Figura 10. Câmara de Combustão

A montagem dos componentes pode ser observada novamente na Fig. (2).

As malhas de elementos quadrados utilizadas nas discretizações das peças foram refinadas sob os critérios de estabilidade do método e, mesmo com o refinamento, convergiram. Tanto para atender esses critérios quanto para fornecer uma malha minimamente refinada, o Δx utilizado foi de 250 μm e o Δt de 0,48 ms. Quanto às temperaturas, são necessárias três avaliações.

Primeiramente, a temperatura externa ao motor-foguete foi considerada igual a 25° C, aproximadamente 298 K, bem como a temperatura inicial de seus componentes. Considerou-se que o ambiente externo não exerce convecção forçada ao redor da câmara e cabeçote, pois os mesmos estão envolvidos pela fuselagem do foguete em uma situação real, caracterizando apenas convecção livre.

O coeficiente de convecção para tal situação foi calculado, considerando-se que a espessura da camada limite é muito menor que o diâmetro externo da câmara, que o escoamento é laminar para simplificação e que a temperatura média da camada limite atinge cerca de 400 K (determinado através de cálculos estimativos (Incropera e Dewitt, 2002)). A convecção externa é considerada constante, o que, mesmo incoerente com a realidade, representa erros desprezíveis no modelo aqui abordado. Assim, o coeficiente de convecção externo foi calculado como $7,89 \text{ W/m}^2\text{K}$.

Outro dado relevante é a temperatura interna à câmara de combustão. Com a queima do propelente sólido utilizado (KNSU), o qual gera um fluido a alta pressão com sólido particulado, as paredes da câmara atingem a temperatura da queima de forma praticamente instantânea (Nakka, 1984).

Dessa forma, foi considerado que as paredes internas da câmara seguem o mesmo perfil de temperatura da queima, ilustrado na Fig. (11), até o instante $t=3,6 \text{ s}$, momento no qual a pressão volta a ser próxima à pressão atmosférica (Nakka, 1984). Isso é um indicativo de que a queima se encerrou e, portanto, a situação deixa de ser crítica termicamente.

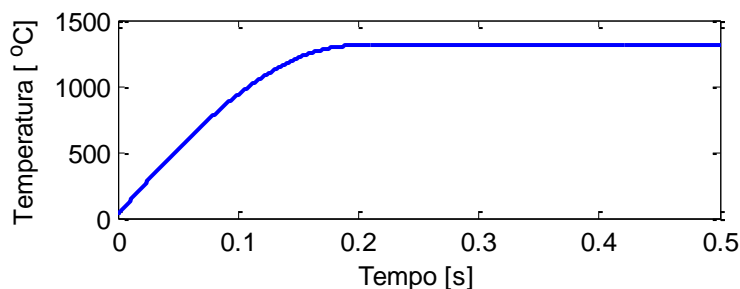


Figura 11 - Perfil de temperatura para o início da queima do propelente

A velocidade do fluido dentro da câmara não foi considerada neste trabalho pois julga-se que isso não representa uma grande perda de confiabilidade do modelo. Pode-se então desconsiderar a convecção até $t=3,6 \text{ s}$. Posteriormente, passa a haver convecção livre dentro da câmara, porém esse intervalo não foi analisado, pois não há mais risco de vazamentos e perda de eficiência.

Por último, foi calculado o coeficiente de convecção para o bocal. Trata-se de um cálculo complexo por se tratar de um formato não trivial. Portanto, foi usado o diâmetro interno médio do bocal, uma vazão mássica média e, sabendo-se a temperatura de entrada e saída dos gases, foi possível obter um coeficiente de convecção aproximado e constante para o bocal enquanto houvesse exaustão dos gases de $215 \text{ W/m}^2\text{K}$.

3. RESULTADOS

3.1. Validação

Para analisar a validade de um modelo transiente deve-se observar seu comportamento após um determinado intervalo de tempo longo. À medida que o tempo aumenta, os resultados devem se aproximar dos resultados obtidos para o mesmo sistema em regime permanente. Comparando-se os dois, então, pode-se averiguar se o modelo transiente é válido ou não (Incropera e Dewitt, 2002). Dessa forma, o motor-foguete foi modelado também para regime permanente.

Essa nova modelagem utilizou a mesma malha construída para o regime transiente e a condição utilizada foi de que as paredes internas da câmara de combustão estão a 1582 K, temperatura máxima atingida na queima do propelente, a qual foi considerada constante apenas aqui.

A temperatura externa ao motor-foguete foi considerada de 298 K, interagindo com o sistema por convecção do ar, cujo coeficiente é de $9,78 \text{ W/m}^2\text{K}$. Esse coeficiente foi calculado com as mesmas considerações citadas na subseção 2.2, porém utilizando o dado de que a temperatura média da camada limite é de 900 K (determinado através de cálculos estimativos (Incropera e Dewitt, 2002)) devido às novas condições de temperatura. Para a comparação, o sistema em regime transiente foi observado após um período de 120 segundos.

Ao comparar os resultados, foi observada uma diferença máxima de apenas 0,678 % entre os casos transiente e permanente. Com essa pequena diferença encontrada já nos primeiros 120 segundos de análise para o regime transiente, o modelo matemático utilizado foi considerado válido.

3.2. Resultados

A distribuição de temperatura para $t=3,6 \text{ s}$, momento teoricamente mais crítico para o motor, utilizando os parâmetros dados na subseção 2.2, está ilustrada na Fig. (12).

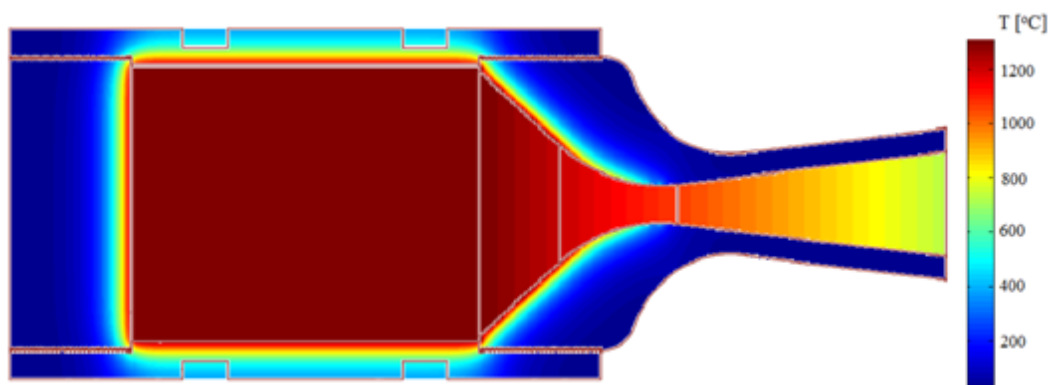


Figura 12 - Distribuição de temperatura em t = 3,6 s

A partir da distribuição de temperatura, a dilatação térmica do conjunto pôde ser obtida a partir da Eq. (16).

$$d = \Delta x \cdot \alpha_{\varepsilon} \cdot \Delta T \tag{16}$$

Onde d é a deformação referente ao local analisado na malha, α_{ε} é o coeficiente de dilatação térmica linear e ΔT é a variação de temperatura no local (Tipler e Mosca, 2009).

As dilatações térmicas de cada elemento finito foram somadas de forma a obter a dilatação total nos pontos desejados, considerando uma folga inicial entre as peças devido ao padrão de fabricação IT7.

A Fig. (13) representa o ajuste entre câmara e cabeçote, considerando 0 mm no eixo vertical o ponto onde o cabeçote tem contato com a combustão e 35 mm o extremo do cabeçote, onde ele tem contato com o exterior. É possível observar que no ponto 35 mm há folga de 29,5 μm , situação cuja folga é menor do que na condição inicial. Na base do cabeçote, o ponto 0 mm, há uma interferência de 932,4 μm . Essa dilatação do cabeçote não ocorre por completo na prática, já que parte dela é restringida pela câmara, gerando tensão. Observa-se no caso extremo uma tensão de 14,08 MPa, levando em consideração o módulo de elasticidade do aço na temperatura da região, em torno de 1000°C, (Chen et. al., 2006). Apesar de as tensões admissíveis também estarem consideravelmente reduzidas pela temperatura, esta tensão obtida ainda é inferior à tensão de escoamento do material, que é de 15,78MPa (Chen et. al., 2006).

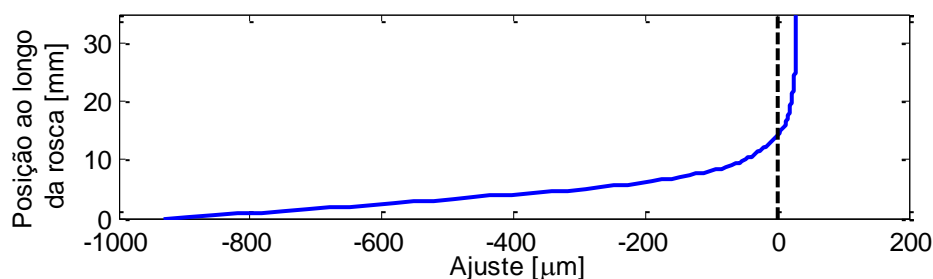


Figura 13. Ajuste final do cabeçote

A Fig. (14) representa o ajuste entre câmara e bocal, sendo o ponto 0 mm no eixo vertical o local onde a rosca entra em contato com o exterior e o ponto 35 mm onde a base do bocal entra em contato com a câmara. Assim como o cabeçote, o bocal apresenta sua interferência máxima na base. Neste ponto, a interferência é de 675,2 μm , a qual também não ocorre por completo, gerando uma tensão de 10,52 MPa. Na região do ponto 0 mm ainda há interferência, como em toda a região de contato entre bocal e câmara, tendo, neste ponto, o valor de 67 μm .

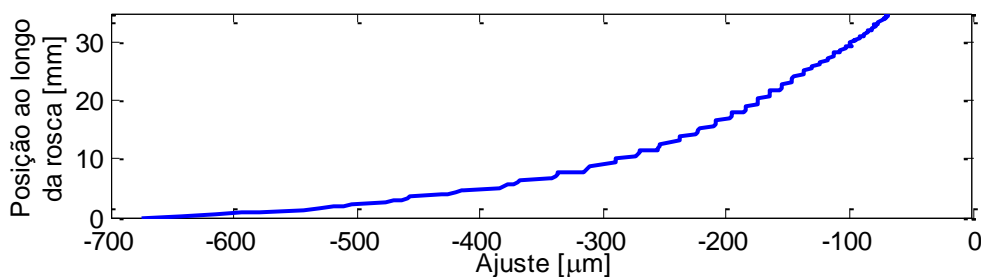


Figura 14. - Ajuste final do bocal

O gráfico apresentado na Fig. (14) não é uma curva suave devido à discretização utilizada na modelagem, mas apresenta resultados condizentes.

Por fim, ao analisar a garganta do bocal foi obtida uma dilatação de 12,7 μm , o que representa uma alteração de 0,13 % do seu diâmetro. Trata-se de uma diferença não significativa, podendo-se então afirmar que a perda de eficiência é desprezível.

4. CONCLUSÕES

O modelo matemático aplicado no estudo do motor-foguete foi validado em análise comparativa com o modelo de regime permanente. Seus resultados finais foram plausíveis para os diversos parâmetros de materiais e fluxos utilizados.

Ao calcular as alterações de ajuste, tanto no cabeçote quanto no bocal, foi possível notar que não há surgimento de frestas excessivas, sendo que o ajuste apresenta folgas sempre menores do que a inicial ou ajustes interferentes. No caso de ajuste interferente, foi necessário avaliar se as tensões geradas seriam admissíveis pelo material, não deixando de considerar as condições impostas pela temperatura. No caso mais crítico, a tensão máxima encontrada ainda se manteve abaixo do limite admissível pelo material, mostrando que a estrutura não sofre deformação plástica. Vale resaltar que não foi realizada análise de fadiga.

A garganta do bocal apresentou alterações de diâmetro, como o esperado, mas as mesmas são irrelevantes, dado que tolerâncias de fabricação levariam a maiores alterações do diâmetro da garganta do que a própria dilatação térmica.

Após todas as etapas de modelagem e de cálculo (térmico, de dilatação e estrutural) obteve-se a variação do ajuste das peças do motor-foguete e suas condições finais e de operação. Os resultados foram condizentes e se demonstraram aplicáveis a realidade.

Este trabalho pode ser útil na determinação de parâmetros estruturais em componentes do motor sob esforços térmicos, como uma câmara de combustão revestida internamente com cerâmica. Nesse caso, a cerâmica funciona como um isolante, protegendo a estrutura metálica do motor da grande variação de temperatura. Por se tratar de um processo de fabricação caro e demorado, encontrar uma espessura ótima para a cerâmica é crítico, podendo ser determinada através da modelagem aqui realizada, entre outras possibilidades de pesquisas futuras.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a todos os docentes que de alguma forma contribuíram para o artigo e ao Grupo Topus – Pesquisas Aeroespaciais, da Escola de Engenharia de São Carlos, pelo apoio durante a pesquisa.

6. REFERÊNCIAS

- ABNT – Associação Brasileira de Normas Técnicas, 1995, “ABNT NBR 6158 – Sistemas de tolerância e ajustes”, Rio de Janeiro, Brasil, pp. 9.
- Chen, J., Young, B., Uy, B., 2006, “Behavior of High Strength Structural Steel at Elevated Temperatures”, University of Wollongong, pp. 5.
- Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, T.V. and Dumnov, G.E., 1998, “Advanced Rocket Nozzles”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, n° 5, pp. 620-634.
- Incropera, F.P. and Dewitt, D.P., 2002, “Fundamentals of Heat and Mass Transfer”, 5thed, John Wiley & Sons, INC., New York, USA, pp.192-195.
- Marchi, C.H., Laroca, F., Silva, A.F.C., Hinckel, J.N., 2000, “Solução numérica de escoamentos em motor-foguete com refrigeração regenerativa”, 21th Iberian Latin-American Congress on Computational Methods in Engineering, Rio de Janeiro, Brasil.
- MIL-HDBK-5J, 2003, “Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures”, Department of Defense, Washington, DC, USA, pp. 2-9.
- Nakka, R.A., 1984, “Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing”, University of Manitoba, Canada, pp. 27
- Sutton, P.G. and Biblarz, O., 2001, “Rocket Propulsion Elements: An introduction to the engineering of rockets”, John Wiley & Sons, INC., New York, USA, pp. 6, 63 and 69.
- Tipler, Paul A. e Mosca, Gene, 2009, “Física para Cientistas e Engenheiros”, volume I, sexta edição, Ed. LTC, Santa Catarina, Brasil, pp. 670.
- Thompson, T.D. (Ed.), 1998, “TRW Space Log”, Vol. 32 to 34., TRW Space and Electronics Group, TRW, Inc., Redondo Beach, CA.

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

**ROCKET ENGINE COMPONENTS VOLUMETRIC EXPANSION DUE TO
HEAT TRANSFER AND ITS INFLUENCES ON THE ENGINE PARTS FIT
ANALYSIS
CONEM2012-1573**

Hendrik Bakkenist, hendrik.bakkenist@usp.br

Maiara Rosa, maiara.rosa@usp.br

Marcos Vinicius Ribeiro Fernandes, ribeiro.mvf@gmail.com

Paulo Celso Greco Junior, pgreco@sc.usp.br

Department of Aeronautical Engineering – São Carlos School of Engineering – University of São Paulo –
Trabalhador São-Carlense Av., 400 – São Carlos, SP – 13566-590 – Brazil

***Abstract:** Rocket launches fail rate is considerably high, therefore the need to develop more reliable systems is evident. One of the reasons for these fails is the thermal expansion on the engine, which can lead to undesirable gaps, unforeseen stresses or changes in parts dimensions, reducing the engine efficiency. This paper models a rocket engine and its components through the finite difference method. It aims to obtain data regarding the temperatures throughout the rocket engine and, therefore, it allows analysis on the thermal expansion implications. The obtained results show that the parts fit is reduced, however not enough to compromise the rocket engine operation.*