

# CÁLCULO DA PRESSÃO EM SUPERFÍCIES SUJEITAS À AQUECIMENTO AERODINÂMICO

## Humberto Araujo Machado

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE  
Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial - CTA  
Pr. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, 12228-904  
São José dos Campos, SP  
[humbertoam@iae.cta.br](mailto:humbertoam@iae.cta.br)

## Danton José Fortes Villas Boas

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE  
Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial - CTA  
Pr. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, 12228-904  
São José dos Campos, SP  
[danton@iae.cta.br](mailto:danton@iae.cta.br)

**Resumo.** Veículos espaciais submetidos a um escoamento hipersônico sofrem um forte processo de aquecimento aerodinâmico, o que produz a elevação da temperatura do ar ao redor da parede externa do veículo em várias centenas de graus. Em geral, este aquecimento é estimado através de métodos aproximados, fundamentados em observações empíricas. Um dos aspectos mais importantes na aplicação desses cálculos é a variação da pressão ao longo da superfície externa, que exerce grande influência nos resultados da temperatura, o que, por sua vez, é de extrema importância no dimensionamento do escudo térmico do veículo. Neste trabalho são comparados os resultados obtidos com a aplicação de duas metodologias, o método de Newton modificado e o emprego do software Missile Datcom, baseado em métodos de cálculo semi-empíricos, para a determinação das temperaturas atingidas pela superfície externa da plataforma suborbital SARA durante a trajetória prevista.

*Palavras chave:* aquecimento aerodinâmico, veículo espacial, cálculo de pressão.

## 1. Introdução

Veículos espaciais e sub-orbitais atingem grandes velocidades dentro da atmosfera, que se estende até aproximadamente 100 km acima da superfície terrestre, o que acarreta o aquecimento aerodinâmico desses veículos. Este ocorre pela formação de uma onda de choque próxima ao veículo em velocidades supersônicas e devido ao atrito com as moléculas de ar, e envolve troca de calor por convecção e radiação entre o ar aquecido e a superfície do veículo.

Esses veículos transportam uma carga útil, que deve ser protegida contra as altas temperaturas através de um escudo térmico. O dimensionamento desse escudo é um dos aspectos críticos do projeto de sistemas espaciais, pois proteções térmicas subdimensionadas podem levar à perda da carga útil, e o superdimensionamento acarreta aumento de peso e custo (Da Costa, 1996). Esse dimensionamento é feito a partir dos dados de fluxo de calor ao longo da trajetória e carga térmica e temperaturas alcançadas pela superfície ao longo da trajetória (Machado, 2006).

Em geral, é empregado um modelo de engenharia para a determinação do coeficiente de transferência de calor por convecção ao longo da superfície do veículo. Os modelos usualmente empregados se baseiam extensivamente na aproximação pela entalpia de referência de Eckert (Hurwicz e Rogan, 1973). Nesse modelo, a transferência de calor em uma camada limite compressível pode ser calculada através das relações disponíveis para escoamento incompressível, sendo todas as propriedades avaliadas na condição de referência. O cálculo, descrito em detalhe mais adiante, depende fundamentalmente da pressão sobre ponto da parede em que a troca de calor é avaliada.

A avaliação da pressão dentro da camada limite compressível pode ser feita através da solução das equações de camada limite, via simulação computacional por método discreto, por exemplo. No entanto, essa via de solução demanda um grande esforço computacional, e nas fases iniciais do projeto seria inviável sua aplicação. Nesse caso, são aplicados métodos aproximados, que possibilitem obter resultados com uma acuidade suficiente para o desenvolvimento do projeto.

O mais utilizado tem sido o método de Newton (Anderson, 1989), que envolve basicamente a descrição da geometria do veículo em relação ao campo de escoamento. Esse método apresenta excelente precisão quando aplicado próximo do ponto de estagnação do veículo, a velocidades próximas ou superiores a Mach 5. Embora essas sejam as condições em que em geral ocorre o maior aquecimento da superfície do veículo, existe a necessidade de se determinar a troca de calor em outras regiões e faixas de velocidade, para o melhor dimensionamento do escudo de proteção térmica do veículo.

Neste trabalho, é calculado o aquecimento superficial da plataforma recuperável SARA, que vem sendo desenvolvida pelo IAE/CTA, na fração mais crítica de sua trajetória ascendente (em que incide a maior carga térmica). O cálculo da pressão na superfície do veículo ao longo da trajetória é feito empregando-se o método de Newton, e

comparada com aquela obtida a partir da distribuição de pressão calculada pelo software Missile Datcom, que emprega um método semi-empírico para determinação da pressão na parede do veículo. O objetivo é detectar discrepâncias entre o método de Newton e outros métodos, especialmente em regiões fora do intervalo de aplicação apropriado do método.

O SARA é concebido como uma plataforma recuperável para a realização de experimentos em ambiente de microgravidade, e vem sendo desenvolvido pelo IAE/CTA. Sua massa total é da ordem de 250 kg e a carga útil prevista por volta de 25 kg. A versão atualmente em desenvolvimento prevê emprego em vôos sub-orbitais. A versão definitiva deverá ser capaz de manter-se em órbita de 300 km ao longo da Terra por 10 dias (Moraes, 1998).

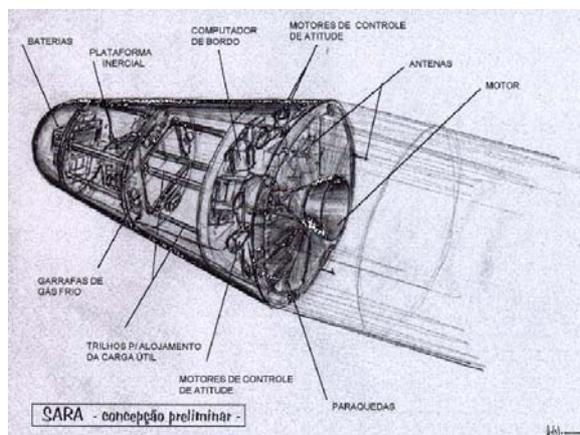


Figura 1. O SARA e seus subsistemas.

As características da trajetória ascendente inicialmente prevista para o SARA sub-orbital são mostradas na Fig. (2). É possível observar, a partir da evolução dos valores da velocidade e número de Mach, e considerando que a massa específica da atmosfera só se torna significativa abaixo de 90 km, que a maior parcela do aquecimento deve ocorrer 10 e 60 segundos, quando o escoamento é hipersônico, ainda dentro do limite da atmosfera. Essa fração da trajetória é destacada em vermelho nos gráficos, e será o intervalo considerado para o cálculo.

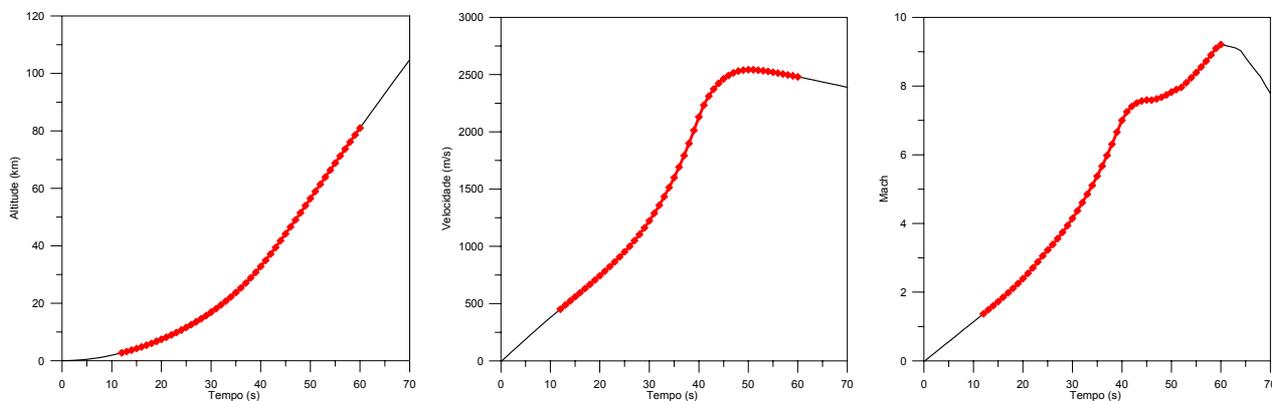


Figura 2. Características da trajetória ascendente prevista do SARA sub-orbital.

## 2. Modelo matemático para cálculo do aquecimento aerodinâmico

O processo de aquecimento aerodinâmico envolve a combinação de diversos fenômenos físicos simultâneos, de difícil modelagem, Fig. (3). Para o cálculo do aquecimento aerodinâmico do SARA, é necessário conhecer os campos de pressão, velocidade e temperatura ao redor da superfície externa da parede. Esses campos podem ser determinados numericamente através da solução das equações de camada limite, porém a um custo relativamente alto para essa fase do projeto. No presente trabalho, um método de engenharia é empregado para estimar o fluxo de calor convectivo na parede da plataforma SARA, a partir das seguintes hipóteses:

- Ângulo de ataque zero e ausência de rotação.
- As propriedades físicas são consideradas constantes com a temperatura.
- O ar atmosférico é considerado um gás calórico e termicamente perfeito, e o processo ocorre na ausência de reações químicas (tal hipótese é considerada adequada, uma vez que apresenta resultados conservadores em relação ao modelo de gás com propriedades variáveis, segundo Miranda e Mayall, 2001).
- Camada limite fina

- Escoamento não-viscoso na região da camada de choque externa à camada limite
- Escoamento isentrópico numa mesma linha de corrente
- As linhas de corrente próximas à superfície do corpo passam através da parte normal da onda de choque.

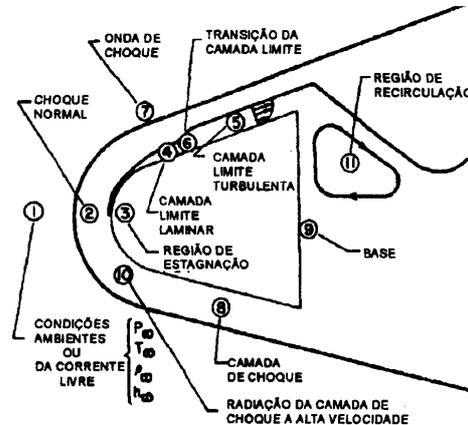


Figura 3. Fenômenos físicos envolvidos na reentrada atmosférica de um veículo espacial.

Assume-se que as condições da corrente livre são dadas por  $v_\infty$ ,  $T_\infty$ ,  $p_\infty$  respectivamente a velocidade, temperatura e pressão. As condições atmosféricas (propriedades do ar com a altitude) são obtidas a partir da U. S Standart Atmosfere (1976), de onde se extraem a pressão e temperatura ambientes, velocidade do som e demais propriedades físicas do ar.

Ao atingir escoamento supersônico ( $M_\infty > 1$ ), forma-se uma onda de choque ao redor do corpo. As propriedades do ar após a onda de choque,  $v_1$ ,  $T_1$  e  $p_1$ , são obtidas a partir das relações para choque normal disponíveis na literatura (Anderson, 1982). As propriedades de estagnação do gás são calculadas através das relações para gás perfeito (Anderson, 1982).

Para o cálculo do fluxo de calor incidente na superfície externa da parede, foi empregado o método de Zoby (Miranda e Mayal, 2001), que relaciona o coeficiente de película da troca convectiva com o coeficiente de atrito na parede, através de uma forma modificada da analogia de Reynolds. A partir da equação de troca de calor por convecção, tem-se:

$$q = H(T_{aw} - T_w) \quad (1)$$

onde  $q$  é o fluxo de calor,  $T_w$  é a temperatura da parede e  $T_{aw}$  é a temperatura da parede adiabática, também chamada temperatura de recuperação, dada por:

$$T_{aw} = T_e + F_R \frac{V_e^2}{2C_p} \quad (2)$$

onde  $C_p$  é o calor específico do ar,  $T_e$  e  $V_e$  são respectivamente a temperatura e velocidade na fronteira da camada limite e  $F_R$  é o fator de recuperação, igual a  $\sqrt{Pr_w}$  no regime laminar e  $\sqrt[3]{Pr_w}$  para regime turbulento, sendo  $Pr_w$  o número de Prandtl à temperatura da parede.

O coeficiente de película  $H$  é dado por:

$$H = 0.5 \rho_e C_p V_e Pr_w^{-a} C_F \quad (3)$$

onde  $a$  é igual a 0.6 e 0.4 nos regimes laminar e turbulento, respectivamente.  $C_F$  é o coeficiente de atrito modificado para computar os efeitos da compressibilidade:

$$C_F = K_1 (Re_\theta)^{K_2} \left( \frac{\rho_e^*}{\rho_e} \right) \left( \frac{\mu_e^*}{\mu_e} \right)^{K_3} \quad (4)$$

onde  $Re_\theta$  é o número de Reynolds baseado na espessura da camada limite ( $\theta$ ):

$$Re_{\theta} = \frac{\rho_e V_e \theta}{\mu_e} \quad (5)$$

O sobrescrito “\*” refere-se à propriedades avaliadas à temperatura de referência de Eckert ( $T_e^*$ ).

A variação da viscosidade com a temperatura é obtida a partir da formula de Sutherland (Miranda e Mayal, 2001). As constantes presentes na eq. (4) são avaliadas de acordo com o regime de escoamento: em regime laminar,  $K_1 = 0.44$ ,  $K_2 = -1$  e  $K_3 = 1$ . Em regime turbulento,  $K_2 = K_3 = -m$ , sendo:

$$K_1 = 2 \left( \frac{I}{C_5} \right)^{\frac{2N}{N+1}} \left[ \frac{N}{(N+1)(N+2)} \right]^m \quad (6.a)$$

$$m = \frac{2}{N+1} \quad (6.b)$$

$$C_5 = 2.2433 + 0.93N \quad (6.c)$$

$$N = 12.76 - 6.5 \log_{10}(Re_{\theta}) + 1.21 [\log_{10}(Re_{\theta})]^2 \quad (6.d)$$

A espessura da camada limite laminar é estimada por:

$$\theta_L = \frac{0.664 \left( \int_0^S \rho_e^* \mu_e^* V_e R^2 dy \right)^{\frac{1}{2}}}{\rho_e V_e R} \quad (7)$$

onde a integral é calculada numericamente. No ponto de estagnação  $R=0$  e a eq. (7) se torna indeterminada. Nesse caso, quando  $y < 0.1 R_N$  (raio da região esférica), foi empregado o limite da eq. (7) quando  $R \rightarrow 0$ :

$$\theta_L = \frac{0.332 (\rho_e^* \mu_e^*)^{\frac{1}{2}}}{\rho_e \sqrt{\frac{I}{R_N} \left[ \frac{2(p_s - p_{\infty})}{\rho_s} \right]^{\frac{1}{2}}}} \quad (8)$$

A espessura da camada limite turbulenta é avaliada numericamente através da equação:

$$\frac{D(\rho_e V_e R_e \rho_e)}{Dy} = 0.5 C_F \rho_e V_e R \quad (9)$$

No caso de transição, o fluxo de calor é avaliado como uma combinação linear dos fluxos laminar e turbulento:

$$q_{Tr} = q_L + F(y)(q_T - q_L) \quad (10)$$

onde o fator de transição  $F(y)$  é dado por:

$$F(y) = 1 - \exp \left\{ -0.412 \left[ \frac{4.74(y - y_L)}{(y_T - y_L)} \right] \right\} \quad (11)$$

onde  $y_L$  é o limite do escoamento laminar (quando se inicia a transição) e  $y_T$  é o início do escoamento turbulento. Admite-se que a transição se inicia quando  $Re_{\theta} = 163$  e termina quando  $Re_{\theta} = 275$  (Miranda e Mayal, 2001).

As propriedades do ar na fronteira da camada limite, sobre um ponto  $i$  qualquer da superfície, são dadas por:

$$\rho_{e,i} = \rho_s \left( \frac{p_{e,i}}{p_s} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (12.a)$$

$$h_{e,i} = h_s \left( \frac{p_{e,i}}{p_s} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (12.b)$$

$$V_{e,i} = \sqrt{2(h_s - h_{e,i})} \quad (12.c)$$

$$T_{e,i} = \frac{h_{e,i}}{C_p} \quad (12.d)$$

Para a correção dos efeitos da compressibilidade no escoamento, é empregada a temperatura de referência de Eckert (Anderson, 1989):

$$\frac{T_{e,i}^*}{T_{e,i}} = 1 + 0.032M_{e,i}^2 + 0.58 \left( \frac{T_w}{T_{e,i}} - 1 \right) \quad (13)$$

### 3. Cálculo da pressão na superfície do veículo

#### 3.1. Método de Newton Modificado

O Método de Newton Modificado é um método de inclinação local da superfície (Anderson, 1989). A premissa básica para sua aplicação é que, em escoamentos a altas velocidades, a camada limite viscosa é fina, e as linhas de corrente se tornam paralelas à superfície do corpo. Esse método obtém os melhores resultados para escoamento hipersônico (Mach > 5), próximo ao ponto de estagnação (região em que a espessura da camada limite é mínima). A pressão é calculada por:

$$\frac{p_i}{p_s} = \left( 1 - \frac{p_\infty}{p_s} \right) \cos^2 \varphi_i + \frac{p_\infty}{p_s} \quad (14)$$

onde  $p_s$  é a pressão no ponto de estagnação,  $p_i$  é a pressão em um ponto qualquer na superfície e  $\varphi_i$  é o ângulo formado pela normal à superfície no ponto  $i$  e o eixo de simetria do SARA, Fig. (4). Apesar de ser um método aproximado, o Método de Newton Modificado apresenta boa precisão para o regime de vôo hipersônico, onde se dá o aquecimento mais intenso (Anderson, 1989). A simplicidade e acuidade deste método justificam sua ampla utilização neste tipo de aplicação.

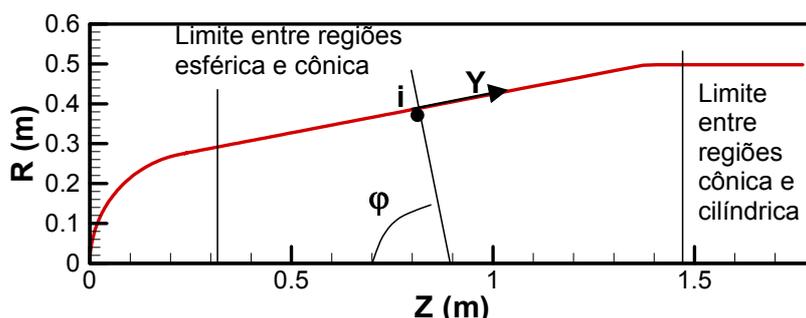


Figura 4. Geometria e dimensões do SARA, e sistemas de coordenadas usado.

### 3.2. Missile DatCom

Uma das formas mais eficazes para a determinação de características aerodinâmicas de veículos espaciais nas fases iniciais do desenvolvimento e para geometrias simples é a utilização de programas de cálculo semi-empíricos. Um desses programas é o Missile Datcom. O programa Missile Datcom foi desenvolvido inicialmente entre 1981 e 1985 pela McDonnell Douglas Astronautics Company. Ele utiliza um método descrito como “método de decomposição” onde o veículo é decomposto em módulos ou partes e a cada parte é aplicado um procedimento de cálculo (Vukelich et. al., 1988; Blake, 1998). Para números de Mach iguais ou superiores a 1.2 o Missile Datcom possibilita o cálculo da distribuição de pressão na superfície do corpo e das empenas do veículo, quando existentes. São disponíveis três metodologias: Van Dyke Híbrido, *Second-Order Shock Expansion - SOSE* (Mason et. al., 1981; Syverton and Dennis, 1956) e escoamento Newtoniano, que são selecionadas pelo usuário. Para o presente trabalho foi utilizado o método SOSE para ao cálculo da distribuição de pressão no Missile Datcom.

### 4. Resultados

Os dois métodos foram utilizados no cálculo da pressão sobre a superfície externa do SARA, durante o trecho em vermelho, mostrado nos gráficos da Fig. (2). Foram usados como inputs para o programa o trecho de trajetória e a geometria do SARA, descrita por 50 pontos, conforme mostrado na Fig. (5). O maior número de pontos está concentrado próximo ao ponto de estagnação, onde as mudanças são mais sensíveis, para obter a precisão desejada na integral da Eq. (7).

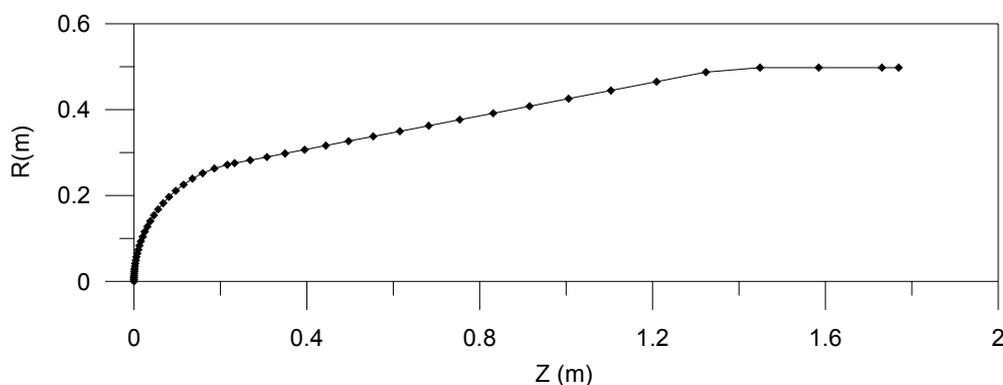
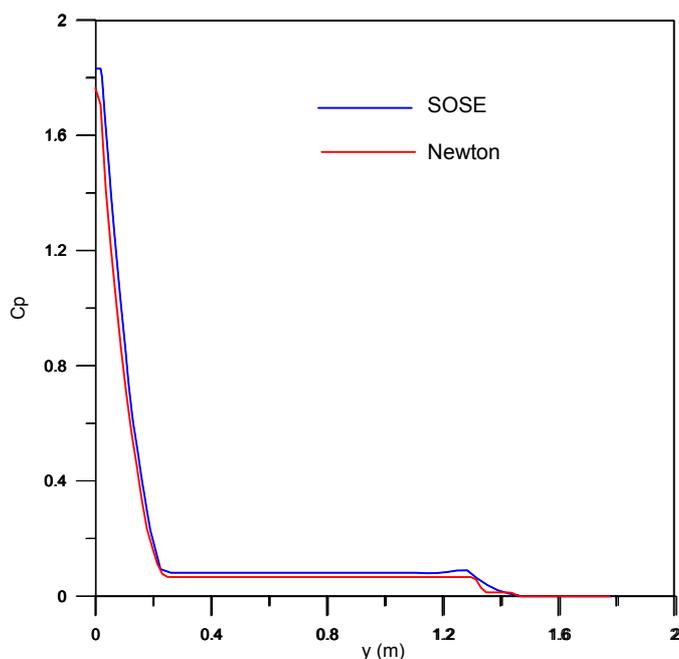


Figura 5. Pontos usados para a descrição geométrica da superfície externa do SARA.

Os coeficientes de pressão ( $C_p$ ) são dados por:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)} \tag{15}$$

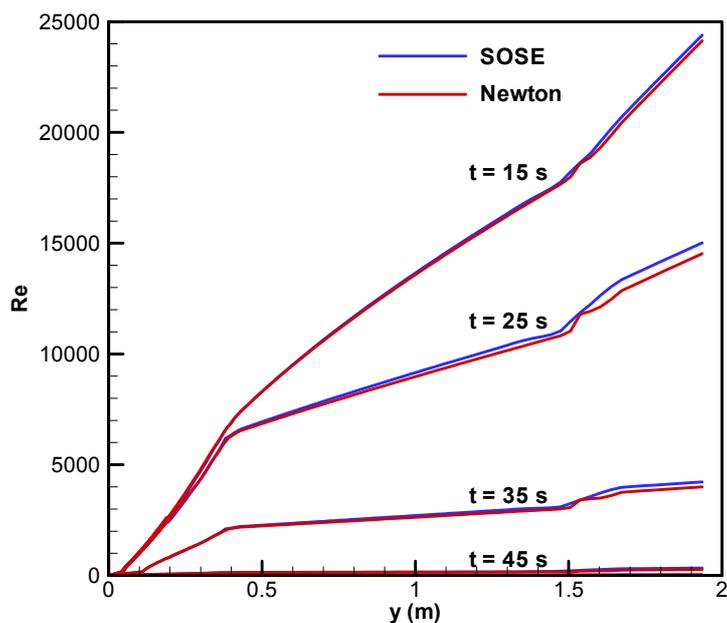
onde  $P_\infty$  é a pressão da corrente livre, e o denominador é a pressão dinâmica exercida pelo escoamento externo.  $C_p$  foi calculado pelos dois métodos. O resultado é mostrado na Fig. (6), onde é possível observar que, apesar da diferença em torno 10 % no coeficiente de pressão sobre o ponto de estagnação, no resto da curva essa diferença se reduz gradativamente. O comportamento é absolutamente similar, e as diferenças são mais acentuadas na passagem da seção cônica para cilíndrica.



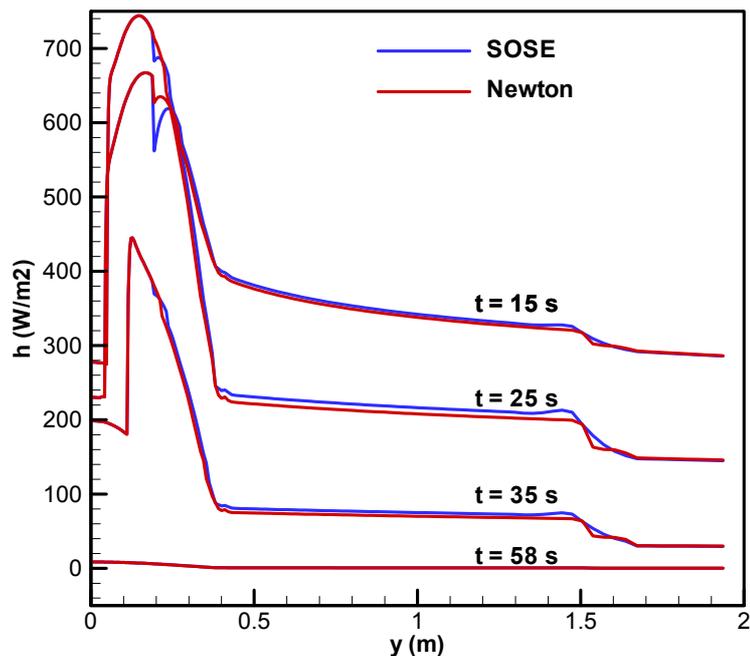
**Figura 6.** Coeficiente de pressão ao longo da superfície externa do SARA, durante a trajetória, obtido pelos dois métodos de cálculo.

Na fig. (7) é mostrada a variação do número de Reynolds local ao longo da superfície, durante a trajetória. O número de Reynolds tende a aumentar com a distância do ponto de estagnação. A redução ao longo do tempo se deve à diminuição da massa específica da atmosfera à medida que maiores altitudes são alcançadas. Mais uma vez, é possível observar a excelente concordância entre os dois métodos, com pequenas discrepâncias na região cilíndrica. Nota-se que o regime turbulento ( $Re > 275$ ) é rapidamente atingido, e que as discrepâncias na região laminar são desprezíveis.

Na Fig. (8), observam-se os reflexos dos comportamentos de  $C_p$  e  $Re$ . O coeficiente de troca térmica por convecção se reduz ao longo do tempo, devido à redução da densidade da atmosfera, e aumenta bruscamente após a passagem do regime laminar para o turbulento. A descontinuidade observada, maior no método SOSE, deve-se à mudança da geometria esférica da calota para a geometria cilíndrica. O método SOSE é mais sensível à essa mudança que o método de Newton (uma vez que existe uma concordância entre as inclinações das duas superfícies naquele ponto). No entanto, o SOSE se mostra mais suave na passagem da geometria cônica para cilíndrica, onde a descontinuidade da inclinação e ausência de concordância provoca um salto na curva relativa ao método de Newton.

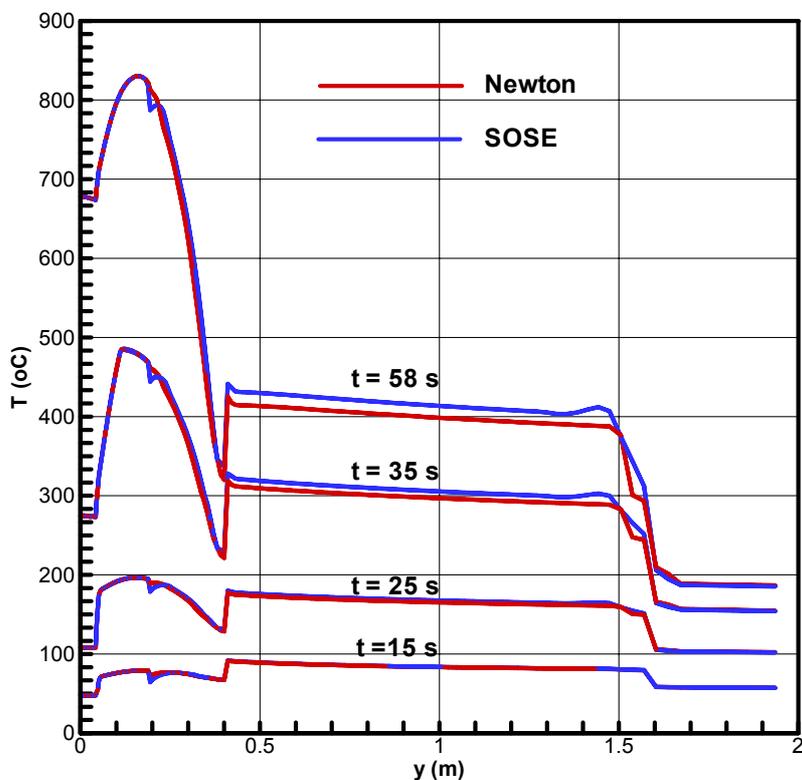


**Figura 7.** Variação do número de Reynolds local ao longo da superfície externa do SARA, durante a trajetória, obtido pelos dois métodos de cálculo.



**Figura 8.** Variação do coeficiente de transferência de calor por convecção ao longo da superfície externa do SARA, durante a trajetória, obtido pelos dois métodos de cálculo.

Na Fig. (9), são mostrados os perfis de temperatura da superfície externa em vários momentos da trajetória, até o ponto final considerado (58 s). Mais uma vez, observa-se a excelente concordância entre os dois métodos, com valores ligeiramente maiores obtidos pelo método SOSE na seção cônica, e pequenas discrepâncias nas regiões de mudança de geometria, onde são observadas descontinuidades nos perfis geométricos.



**Figura 9.** Variação da temperatura ao longo da superfície externa do SARA, durante a trajetória, obtido pelos dois métodos de cálculo.

A carga térmica total absorvida pela superfície externa do SARA por convecção pode ser obtida por:

$$Q_{Total} = \int_{t_i}^{t_f} \int_0^{z_f} h(T_w - T_\infty) dz dt \quad (16)$$

O resultado para cada método é mostrado na Tab. (1). Em vista da semelhança entre os resultados, a discrepância observada é de aproximadamente 2 %.

**Tabela 1.** Carga térmica total acumulada durante a trajetória, obtido pelos dois métodos de cálculo.

	<b>Carga térmica (MW)</b>
SOSE	17.99
Método de Newton	17.61
Variação	2.16 %

## 5. Conclusões

Neste trabalho, foi calculado o aquecimento aerodinâmico da superfície externa da plataforma sub-orbital recuperável SARA, durante um trecho da trajetória ascendente, através do método de Zoby. Foram empregados dois métodos de cálculo da pressão na superfície do veículo: o método de Newton modificado, de vasta utilização neste tipo de problema, e o método SOSE, de base empírica, através do software Missile Datcom.

A comparação dos resultados obtidos ao longo do trecho de trajetória analisado mostrou que os resultados apresentaram excelente concordância, com uma discrepância de apenas 2 % quanto ao valor total da carga térmica imposta à superfície do veículo. Dessa forma, considera-se que o método de Newton modificado, pela facilidade de implementação, se mostra confiável e suficiente para aplicação no cálculo do aquecimento aerodinâmico de veículos espaciais em voo hipersônico.

## 6. Referências

- Anderson Jr., J. D., 1982, "Modern Compressible Flow", McGraw-Hill.
- Anderson Jr., J. D., 1989, "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill.
- Blake, W.B., "Missile Datcom – User's Manual – 1997 Fortran 90 Revision", Air Force Research Laboratory, Ohio, Fev 1998, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009
- Da Costa, L. E. V. L., De Mello, F. C. and Pardini, L. C., 1996, "Estudo da Viabilidade da Proteção Térmica do Sistema SARA", Nota Técnica NT-130-ASE-N/96 (interna), IAE/CTA, São José dos Campos.
- Hurwicz, H. e Rogan, 1973, J. E., "High Temperature Thermal Protection Systems", Handbook of Heat Transfer, edited by Rohsenow, W. M. and Hartnett, J. P., McGraw-Hill, NY.
- Machado, H. A., 2006, "Proteção Térmica para Aquecimento Aerodinâmico da Plataforma Sub-Orbital SARA", Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica – CONEM, Recife.
- Mason, A., L., Devan, L., Moore, F., G., McMillan, D., "Aerodynamic Design Manual for Tactical Weapons," Naval Surface Weapons Center, NSWC/TR 81-156, Dahlgren, Virginia, July 1981.
- Miranda, I. F. and Mayall, M. C de M., 2001, "Fluxo de Calor Convectivo em Micro-Satélites em Reentrada atmosférica", Graduate Dissertation, ITA, Brazil.
- Moraes Jr., P., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Proceedings of 8th Chilean Congress of Mechanical Engineering, Concepción, Chile.
- Syverton, C.A., Dennis, D.H., "A second-order shock expansion method applicable to bodies of revolution near zero lift", National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN 3527, Washington, Jan 1956
- U.S. Standard Atmosphere, 1976.
- Vukelich, S.R., Stoy, S.L., Burns, K.A., Castillo, J.A., Moore, M.E., "Missile Datcom – Volume 1 – Final Report", McDonnell Douglas Missile Systems Company, St. Louis, Missouri, Dec 1988

## **PRESSURE CALCULATION IN SURFACES SUBMITTED TO AERODYNAMIC HEATING**

### **Humberto Araujo Machado**

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE  
Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial - CTA  
Pr. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, 12228-904  
São José dos Campos, SP  
[humbertoam@iae.cta.br](mailto:humbertoam@iae.cta.br)

### **Danton José Fortes Villas Boas**

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE  
Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial - CTA  
Pr. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, 12228-904  
São José dos Campos, SP  
[danton@iae.cta.br](mailto:danton@iae.cta.br)

### **Abstract**

Space vehicles in hypersonic flight are submitted to a strong aerodynamic heating, which yields a temperature rising of hundreds of degrees in the air around its external wall. This heating is commonly estimated through approximate methods, which are based on empirical observation. One of the most important aspects of such calculation is the variation of the pressure along the external surface, which strongly influences the results of temperature, what is fundamental for the thermal shield dimensioning. In this work the results for pressure calculation of two methodologies, the Newton Method and the Missile Datcom software, are compared, in order to determine the temperatures reached by the external surface of the sub-orbital SARA capsule during its flight trajectory.

Keywords: Aerodynamic heating, Space vehicle, Pressure calculation