

## TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM REENTRADA ATMOSFÉRICA EM CORPOS CÔNICOS ANALISANDO A COMPRESSIBILIDADE DO AR

### **Carlos Hanieri de Freitas Oliveira**

carloshanieri@yahoo.com.br , . Engenheiro Diniz, 1178 - Uberlândia - Minas Gerais - Brasil

### **Ricardo Fortes de Miranda**

Universidade Federal de Uberlândia  
rfmiranda@ufu.br

### **Humberto Araújo Machado**

ASE- Centro Técnico Aeroespacial  
humbertoam@iae.cta.br

**Resumo:** *O aquecimento aerodinâmico é um dos problemas principais que afetam os veículos espaciais durante a reentrada na atmosfera. Este fenômeno consiste basicamente na conversão da energia cinética na energia de calor. a superfície destes veículos, na reentrada atmosférica, sofre um aquecimento extraordinário que pode pôr em risco a carga útil do veículo. Neste trabalho nós estimamos o fluxo de calor gerado comparando dois métodos de cálculo do coeficiente de arrasto, os quais nos darão duas visões sobre o fluxo de calor sobre este veículo. O veículo em análise será o S.A.R.A (sistema da recuperação aerodinâmica). O conhecimento do processo de transferência de calor pelos métodos utilizados nos permitirá conhecer como manter a integridade da carga desse satélite.*

**Palavras-chave:** *aerodinâmico, fluxo de calor, viscosos .*

## **1. INTRODUÇÃO**

O aquecimento aerodinâmico é um dos principais problemas que afetam veículos espaciais durante sua passagem pela atmosfera. Este fenômeno consiste basicamente na conversão de energia cinética do escoamento em calor. Ele ocorre devido a formação de uma onda de choque bastante próxima ao veículo, quando este atinge velocidades superiores à velocidade do som, e ao atrito das moléculas gasosas da atmosfera com a superfície. Esta onda de choque causa um grande aumento de temperatura e uma grande compressão no ar próximo à superfície do veículo, levando ao aquecimento da mesma através de um processo convectivo de transferência de calor.

Devido aos fatores citados acima, a superfície destes veículos espaciais na reentrada atmosférica sofre um aquecimento extraordinário que conseqüentemente pode causar danos a carga útil dentro do mesmo

Neste trabalho é calculado o fluxo de calor em um corpo de geometria pré-estabelecida, o S.A.R.A ( Sistema de recuperação aerodinâmica), utilizando uma comparação entre o cálculo de calor em um meio desprezando a compressibilidade e após computando as variações empreendidas pela compressibilidade ,a qual é causada principalmente pelo alto número de Mach

Através disso poderemos através do coeficiente de arrasto obter dados que nos auxiliem a comparar as duas situações .

## **2. PROCEDIMENTOS**

### **2.1 PROPRIEDADES DO AR ANTES DO CHOQUE**

Estas propriedades são dadas através de uma certa situação escolhida para se realizar o cálculo do fluxo de calor.

Definindo as variáveis com o subscrito  $\infty$  as propriedades do ar imediatamente antes do choque e estes valores são tirados da trajetória do corpo, que por sua vez está definida através da altitude e a velocidade do corpo em cada instante, definimos o número de Mach ( $M_\infty$ ), a pressão atmosférica ( $P_\infty$ ), densidade do ar ( $\rho_\infty$ ), temperatura atmosférica ( $T_\infty$ ), é importante salientar que estas relações são tiradas de um modelo atmosférico razoável.

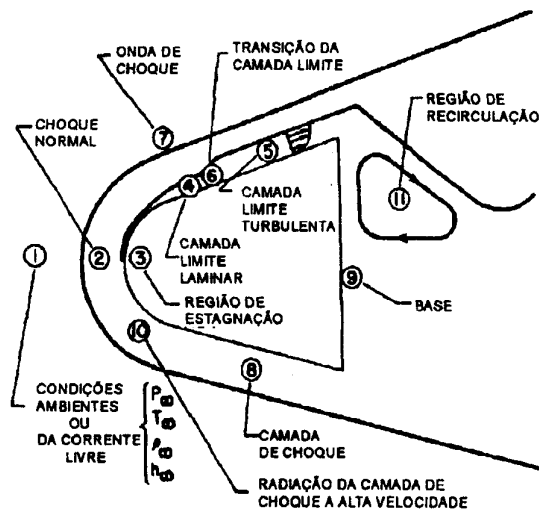


Figura 1 : Propriedades envolvidas no processo de reentrada atmosférica

## 2.2 PROPRIEDADES DO AR APÓS O CHOQUE

As propriedades após o choque de um escoamento estacionário e unidimensional podem ser calculadas utilizando as equações de conservação da massa, quantidade de movimento e energia e são respectivamente:

$$\rho_2 \cdot V_2 = \rho_\infty \cdot V_\infty \quad (1)$$

$$p_2 + \rho_2 \cdot \frac{V_2^2}{2} = p_\infty + \rho_\infty \cdot \frac{V_\infty^2}{2} \quad (2)$$

$$h_2 + \frac{1}{2} V_2^2 = p_\infty + \frac{1}{2} V_\infty^2 \quad (3)$$

O índice 2 indica propriedades após o choque

## 2.3 PROPRIEDADES APÓS O CHOQUE NORMAL CONSIDERANDO UM GÁS PERFEITO

Para os cálculos das propriedades após o choque considerando o ar caloricamente perfeito, possui calores específicos constantes e obedece a equação de Clapeyron e são definidas quando substituindo nas Eq. (1), (2) e (3), obtendo:

$$\rho_2 = \rho_\infty \left[ 1 + \frac{2\gamma(M_\infty^2 - 1)}{\gamma + 1} \right] \quad (4)$$

$$p_2 = p_\infty \left[ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_\infty^2 - 1) \right] \quad (5)$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{1 + (\gamma + 1) \frac{M_\infty^2}{2}}{\gamma M_\infty^2 - \frac{(\gamma - 1)}{2}}} \quad (6)$$

Estas equações mostram que as propriedades calculadas dependem somente do número de Mach do escoamento a montante do choque

Como definido anteriormente e com a intenção de validar a metodologia de cálculo iremos definir o ar sendo um gás caloricamente perfeito com  $\gamma=1,4$ ; constante do ar  $R=287,1387 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ; e o calor específico do ar a pressão constante  $C_p=1004,9855 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ , é definido inicialmente um valor para reynolds como sendo  $Re_0=163$  e para o número de prandtl na camada limite laminar ( $Pr_w$ ) igual a 0,71.

Definimos que a velocidade e a entalpia imediatamente após o choque é:

$$V_2 = M_2 \sqrt{\gamma R T_2} \quad (7)$$

$$h_2 = C_p T_2 \quad (8)$$

### 2.3 PROPRIEDADES DE ESTAGNAÇÃO

O trabalho é definido utilizando o ar como o gás adotado, então podemos classificá-lo como sendo caloricamente perfeito o que nos leva a capacidade de obter equações de transformações isentrópicas nas propriedades de estagnação atrás de um choque normal.

Obtemos a equação da entalpia no ponto de estagnação através da equação de conservação de energia, sendo importante salientar que no ponto de estagnação a velocidade é nula

$$h_3 = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (9)$$

Então obtemos sucessivamente as equações da pressão e da densidade no ponto de estagnação.

$$p_3 = p_2 \left( \frac{h_3}{h_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (10)$$

$$\rho_3 = \rho_2 \left( \frac{h_3}{h_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (11)$$

O subscrito “3” designa as propriedades no ponto de estagnação após o choque.

## 2.4 CÁLCULO DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO AO LONGO DO CORPO

Através dos dados obtidos é necessário que se calcule a pressão agora em toda a superfície do corpo em questão, como o corpo analisado é rombudo e se encontra no momento analisado em alta velocidade, levando em conta sua inclinação com relação ao escoamento livre, poderemos utilizar o método Newtoniano Modificado por ser de interesse prático.

$$\frac{p_i}{p_3} = \left(1 - \frac{p_\infty}{p_3}\right) \cos^2 \varphi_i + \frac{p_\infty}{p_3} \quad (12)$$

Em que  $p_i$  pode ser definido como a pressão em cada parte do corpo e  $\varphi_i$  é definida na figura 2

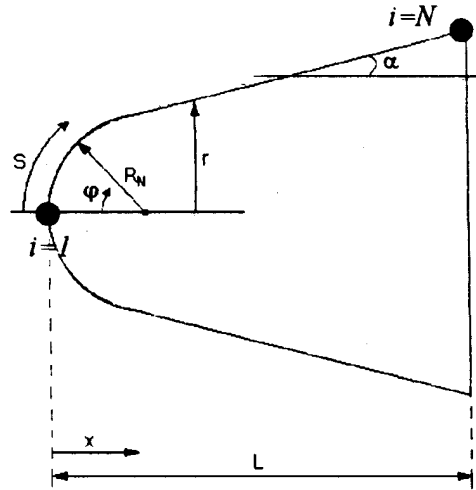


Figura 3: Dimensões características do S.A.R.A

## 2.5 PROPRIEDADES NA FRONTEIRA DA CAMADA LIMITE CONSIDERANDO UM GÁS PERFEITO

Necessitamos após ter calculado as pressões em N pontos na superfície de um corpo em um determinado momento e utilizando a teoria de escoamento isoentrópico em uma mesma linha de corrente, poderemos obter as seguintes propriedades neste ponto.

Utilizaremos o subscrito  $4, i$  para designar as propriedades na fronteira da camada limite em cada ponto  $i$  do corpo.

Para se calcular o número de Mach, é necessário buscar na equação de Clapeyron o valor de "a".

$$\rho_{4,i} = \rho_{3,i} \left( \frac{p_{4,i}}{p_3} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (13)$$

$$h_{4,i} = h_{3,i} \left( \frac{p_{4,i}}{p_3} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

$$V_{4,i} = \sqrt{2 \cdot (h_3 - h_{4,i})} \quad (15)$$

$$a_4 = \sqrt{\gamma \frac{p_{4,i}}{\rho_{4,i}}} \quad (16)$$

$$M_{4,i} = \frac{V_{4,i}}{a_{4,i}} \quad (17)$$

$$T_{4,i} = \frac{h_{4,i}}{C_p} \quad (18)$$

## 2.6 CALCULO DO FLUXO DE CALOR

Com o valor da temperatura da parede ( $T_w$ ), e com os valores da geometria de cada de cada corpo, como o raio de nariz ( $R_N$ ), o diâmetro da base ( $D_B$ ) e o ângulo formado entre a geratriz da parte cônica e o eixo de simetria do corpo ( $\alpha$ ),

Utilizando o método de Zoby, poderemos calcular o fluxo de calor em cada ponto da superfície do corpo analisado, este presente trabalho vem a calcular apenas quando o escoamento for laminar.

Para se calcular o fluxo de calor é necessário que partamos inicialmente da equação de fluxo de calor convectivo.

$$Q = H(T_{aw} - T_w) \quad (19)$$

Aonde  $T_{aw}$  é a temperatura da parede adiabática, que tem por função proteger, os instrumentos dentro da espaçonave, e  $T_w$  é a temperatura da parede, a qual é conhecida.

$$T_{aw} = T_E + F_R \cdot \frac{V_e^2}{2C_p} \quad (20)$$

A equação (14) indica que para se calcular a temperatura da parede adiabática necessitamos conhecer o valor de  $F_R$  (fator de recuperação) que no escoamento laminar é avaliado como sendo  $\sqrt{\text{Pr}_w}$ , aonde  $\text{Pr}_w$  é o número de Prandtl avaliado na temperatura adiabática.

Tendo em mãos os dados, agora é necessários que calculemos o coeficiente de Convecção  $H$ , com isso utilizaremos a analogia de Reynolds, a qual temos uma analogia entre  $H$  e o coeficiente de atrito  $C_F$ .

$$H = 0,5 \cdot \rho_e \cdot C_p \cdot V_e \cdot \text{Pr}_w^{-a} \cdot C_F \quad (21)$$

Para o escoamento laminar  $a = 0,6$

Utilizaremos os cálculos na fronteira da camada limite.

### 2.6.1 COEFICIENTE DE ATRITO SOBRE PLACA PLANA, MODIFICADA PARA IMCOMPRESSIBILIDADE

Para calcularmos o coeficiente de atrito  $C_F$ , utilizaremos o método de Blasius para placa plana [x], modificada através do método de Eckert [1]

$$C_F = K_1 (\text{Re}_\theta)^{k_2} \cdot \left( \frac{\rho_4^*}{\rho_4} \right) \left( \frac{\mu_4^*}{\mu_4} \right)^{k_3} \quad (22)$$

Para o escoamento laminar tem-se que  $K_1 = 0,44$ ;  $K_2 = -1$  e  $K_3 = 1$

O subscrito ( $\theta$ ) indica que o número de Reynolds é baseado na espessura de momento da camada limite, já o subscrito (\*) indica propriedades avaliadas à temperatura de Eckert

$$Re_{\theta} = \frac{\rho_4 \cdot V_4 \cdot \theta}{\mu_4} \quad (23)$$

Para calcular o fluxo de calor, necessitaremos definir a espessura de momento da camada limite ( $\theta_L$ ) ao longo da superfície da espaçonave.

Para isso Zoby utilizou a solução de Blasius no escoamento em uma placa plana, obtendo a seguinte expressão:

$$\theta_L = \frac{0,664 \left( \int_0^S \rho_4^* \cdot \mu_4^* \cdot V_4 \cdot r^2 \cdot dS \right)^{0.5}}{\rho_4 \cdot V_4 \cdot r} \quad (24)$$

Aonde S é definido como as sucessivas posições de um móvel, e r é definido na figura(x.x)

Agora para definir as propriedades necessitamos das propriedades de Eckert, as quais são calculadas por:

$$\frac{T_{4,i}^*}{T_{4,i}} = 1 + 0.032 M_{4,i}^2 + 0.58 \left( \frac{T_{4,i}^*}{T_{4,i}} - 1 \right) \quad (25)$$

Com isso obtemos  $\rho_4^*$  e  $\mu_4^*$

$$\rho_4^* = \frac{P_{4,i}}{R \cdot T_{4,i}^*} \quad (26)$$

$$\mu_4^* = 1.789 * 10^{-5} \left( \frac{T_{4,i}^*}{288} \right)^{1.5} * \left( \frac{398}{110 + T_{4,i}^*} \right) \quad (27)$$

## 2.6.2 COEFICIENTE DE ATRITO SOBRE PLACA PLANA, PARA ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL.

Outro exemplo que pode ser tomado é tomando de comparação uma placa plana e calculando o coeficiente de atrito sob um escoamento laminar

$$R_e = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot S_n}{\mu} \quad (28)$$

Aonde  $S_n$  é o distância do ponto de estagnação até a posição final do corpo em análise

$$C_f = \frac{0.664}{\sqrt{R_e}} \quad (29)$$

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Analisando o coeficiente de atrito sobre uma placa plana em um escoamento incompressível, modificado para considerar o efeito da compressibilidade, para a região esférica do corpo (onde supostamente irá concentrar a maior troca de calor) obtemos o seguinte perfil de fluxo de calor, dado na figura 3.

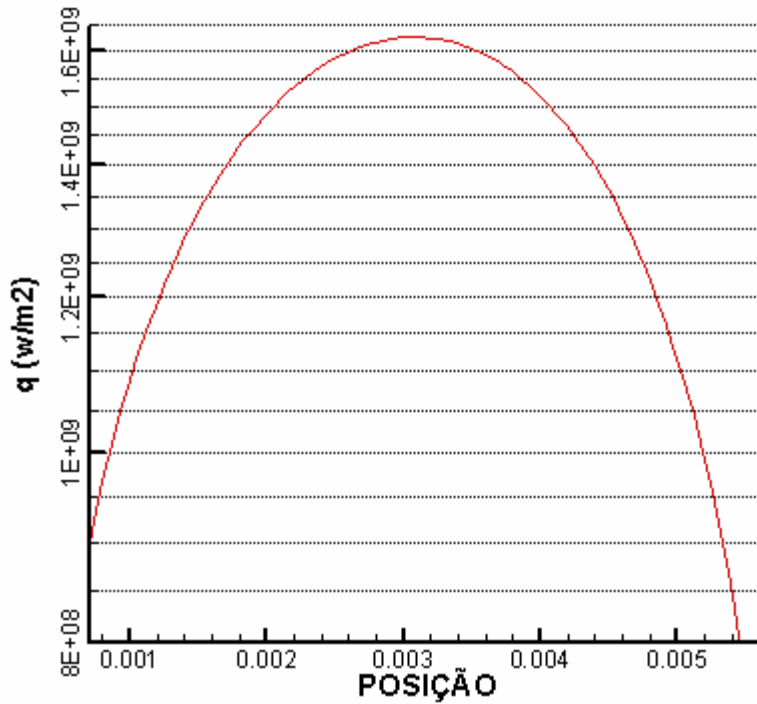


FIGURA 3

Agora utilizando a proposta de um escoamento laminar incompressível, para as mesmas condições anteriores o cálculo do coeficiente de arrasto irá nos fornecer um perfil de fluxo de calor conforme mostrado na Fig. 4.

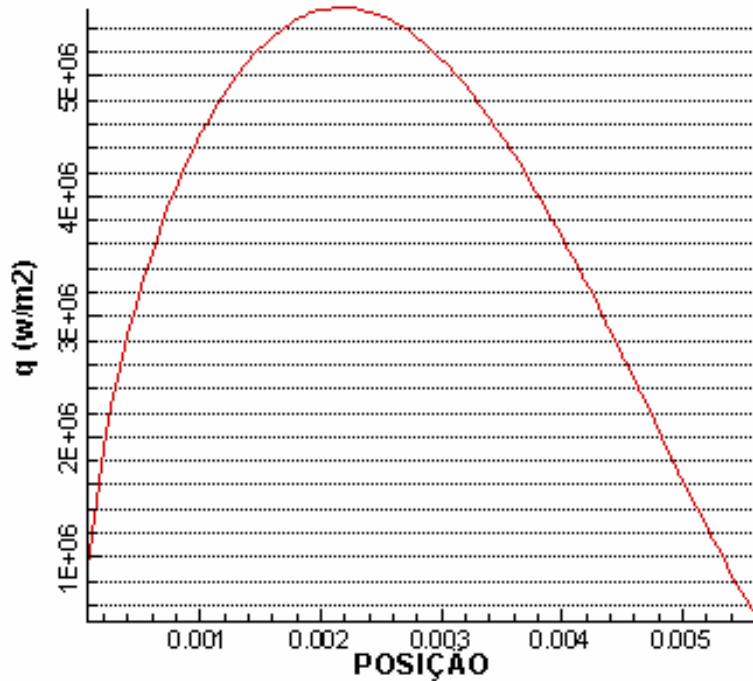


FIGURA 4

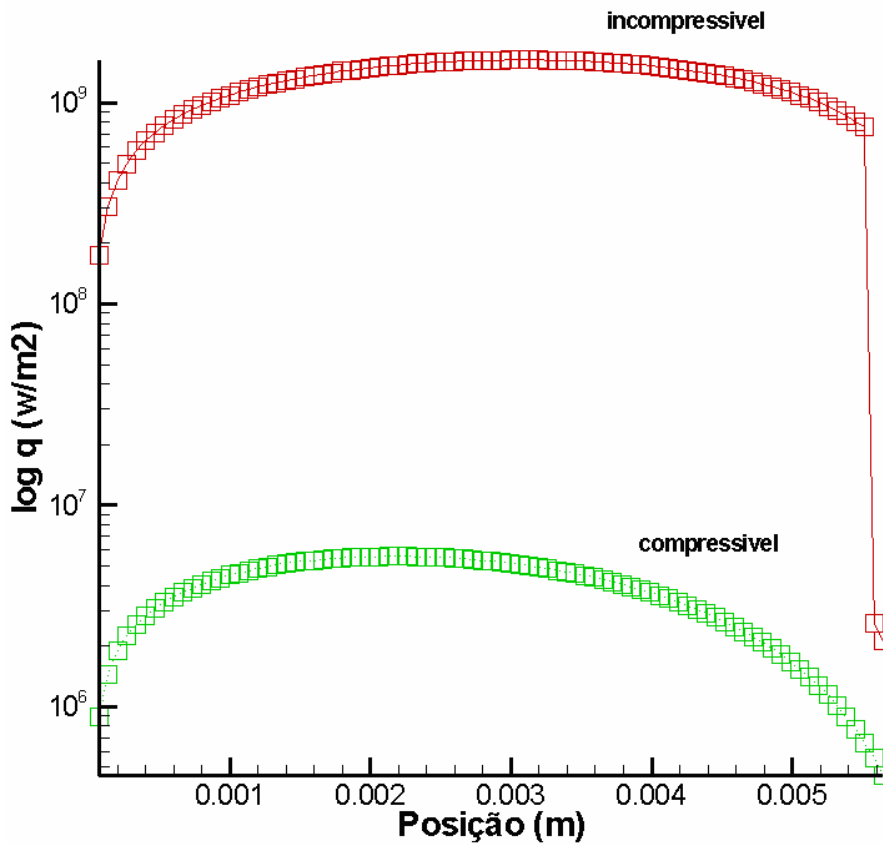


Figura 5

Com os gráficos obtidos podemos verificar que o efeito da compressibilidade irá provocar uma drástica redução no fluxo de calor, isto quer dizer que o processo de transferência de calor será mais influenciado pelos efeitos de compressibilidade que os efeitos viscosos.



## 4. CONCLUSÃO

Para o cálculo do processo de transferência de calor em veículos espaciais reentrando na atmosfera é necessário se levar em conta os efeitos de compressibilidade, pois eles terão um papel mais importante no processo que os efeitos viscosos.

## 5. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr., J. D., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill International, 1989.
- Oliveira, U.C., "Fluxo Convectivo Aerodinâmico em corpos de revolução com ângulos de Ataque em escoamento Supersônico", ITA, Tese de mestrado, 1996.
- Miranda, I. F. e Mayall, M. C. de M, *Fluxo de Calor Convectivo em Micro-Satélites em Reentrada Atmosférica*, Trabalho de graduação, ITA, 2001.
- Pessoa-Filho, J. B., *Aquecimento do Ponto de Estagnação do SARA durante Reentrada Atmosférica*, Nota Técnica NT-146/ASE-N/97, 1997.
- Oliveira, U.C., "Fluxo Convectivo Aerodinâmico em corpos de revolução com ângulos de Ataque em escoamento Supersônico", ITA, Tese de mestrado, 1996.

## TRANSFERENCE OF HEAT IN RE-ENTRY ATMOSPHERICA IN CONICAL BODIES ANALYZING THE COMPRESSIBILITY OF AIR

### **Carlos Hanieri de Freitas Oliveira**

Federal University of Uberlândia  
carloshanieri@yahoo.com.br

### **Ricardo Fortes de Miranda**

Federal University of Uberlândia  
rfmiranda@mecanica.ufu.br

### **Carlos Hanieri de Freitas Oliveira**

Federal University of Uberlândia  
carloshanieri@yahoo.com.br

### **Humberto Araújo Machado**

ASE- Centro Tecnico Aeroespacial  
humbertoam@iae.cta.br

**Abstract:** Aerodynamic heating is one of the main problems that affect space vehicles during the atmospheric re-entry in. This problem consists basically in the conversion of the kinetic energy in the heat energy. The surface of these vehicles in the atmospheric re-entry suffers an extraordinary heating that can put in risk its useful load and even the spaceship integrity. In this work we estimate the heat flow of generated for compressible and incompressible flow, and we compare the two methods. The body in analysis is the S.A.R.A (system of the aerodynamic recovery). The knowledge of the process of heat transfer is important to keep the integrity of the satellite and its load.

**Keywords** aerodynamic, heat flow, viscous