

## Análise do fluxo de calor em veículos espaciais durante a reentrada na atmosfera

## Heat flux analysis on a space vehicle during the atmospheric entry

### RESUMO

Filipe Eduardo da Silva  
[filipe.1998@alunos.utfpr.edu.br](mailto:filipe.1998@alunos.utfpr.edu.br)  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Pato Branco, Paraná, Brasil

Francisco Augusto Aparecido Gomes  
[franciscoaugustogomes@utfpr.edu.br](mailto:franciscoaugustogomes@utfpr.edu.br)  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Pato Branco, Paraná, Brasil

Um dos maiores problemas durante a reentrada de um veículo espacial na atmosfera é o aquecimento aerodinâmico que ocorre na parte frontal do veículo. Tendo em vista isso é preciso desenvolver um sistema de proteção térmica para garantir a integridade deste veículo até chegar ao solo. Logo, é necessária uma estimativa da carga térmica na região do ponto de estagnação do veículo, a qual é obtida através de uma integração do fluxo de calor em relação ao tempo de trajetória. Foi utilizado no presente trabalho a linguagem de programação Fortran 90/95 para implementar o modelo atmosférico de 1976, bem como os métodos de fluxo convectivo. Além, da implementação do modelo de cálculo das propriedades termodinâmicas após a onda de choque, normal ao ponto de estagnação do veículo, que se forma durante um voo supersônico. Para isso foi utilizado o modelo de gás perfeito e equilíbrio termodinâmico. Considerando uma temperatura na parede do corpo de 1000 K, foram obtidos fluxos de calor da ordem de 2,0 MW/m<sup>2</sup> e cargas térmicas na ordem de 200 MJ/m<sup>2</sup>.

**PALAVRAS-CHAVE:** Calor. Termodinâmica. Mecânica dos Fluidos.

### ABSTRACT

One of the biggest problems during the atmospheric entry of a space vehicle is the aerodynamic heating that happens in the frontal part of the vehicle. With that in mind, it's necessary to develop a thermal protection system which will guarantee the integrity of this vehicle until it reaches the ground. For that it's needed to estimate the heat load in the region of the vehicle's stagnation point, this information is obtained through the integration of the heat flux with respect to the trajectory time. In the present work it was used the programming language Fortran 90/95 to implement the atmospheric model of 1976 along with the convective heat flux methods. Also, it was implemented a model to obtain the thermodynamic properties of the air after the shock wave, normal to the vehicle stagnation point, that is formed during a supersonic flight. For this it was used the perfect gas model and the thermodynamic equilibrium air. Considering a wall temperature of 1000 K, it was found heat fluxes close to 2,0 MW/m<sup>2</sup>, and heat loads around 200 MJ/m<sup>2</sup>.

**KEYWORDS:** Heat. Thermodynamics. Fluid Mechanics.

**Recebido:** 19 ago. 2020.

**Aprovado:** 01 out. 2020.

**Direito autoral:** Este trabalho está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.



## INTRODUÇÃO

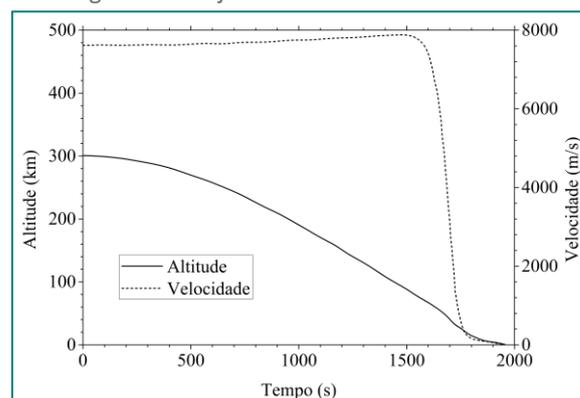
O presente trabalho tem por objetivo analisar o aquecimento aerodinâmico no ponto de estagnação em veículos de reentrada (VR) atmosférica com perfil geométrico do tipo corpo rombudo (ANDERSON JR, 2006). Para isso é necessário conhecer a trajetória do VR, implementar o modelo atmosférico padrão e os métodos de fluxo de calor convectivo, que não são nada mais do que métodos de engenharia responsáveis por trazerem resultados aproximados para fenômenos físicos (DYM; LITTLE; ORWIN, 2013).

É de suma importância garantir a integridade do VR, já que o mesmo será exposto a altas temperaturas durante a trajetória. Tendo em vista isso os valores aproximados de aquecimento são necessários para o desenvolvimento de um sistema de proteção térmica. Serão comparados 5 métodos de fluxo de calor considerando 3 temperaturas na parede do VR, também será analisada a influência de 3 modelos de equilíbrio termodinâmico na avaliação das propriedades do ar após a onda de choque para a utilização do método proposto por Fay e Riddell (1958). Todos os resultados aqui apresentados foram obtidos mediante a implementação de modelos físicos na linguagem de programação Fortran 90/95 (CHAPMAN, 2018).

## MATERIAL E MÉTODOS

O primeiro passo é definir uma trajetória para o VR, assim pode-se obter as propriedades do ar em cada altitude através do modelo atmosférico e utilizar subsequentemente os métodos de fluxo de calor convectivo. Na Figura 1 é apresentado a trajetória característica de um microsatélite conhecido como SARA (TORO et al., 2004), onde se tem a velocidade ( $u_\infty$ ) e altitude ( $Alt$ ) em função do tempo de queda.

Figura 1 – Trajetória característica do SARA

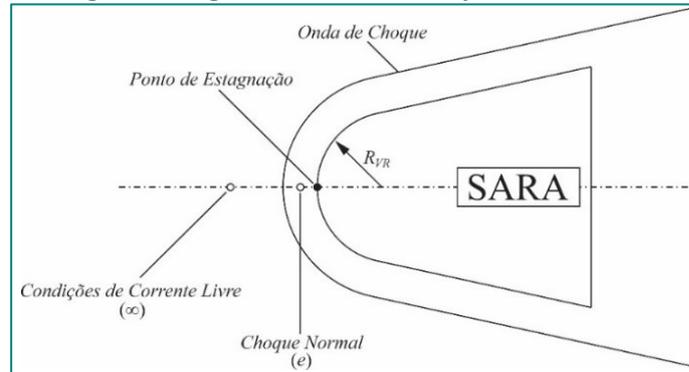


Fonte: Toro et al. (2004).

Durante um voo supersônico uma onda de choque se forma logo à frente do veículo espacial, isto se observa devido à geometria rombuda do veículo, (ANDERSON JR, 2006) cujas propriedades termodinâmicas antes da onda de choque devem ser obtidas a priori. Regan e Anandakrishnan (1993) descreveram como utilizar o modelo atmosférico padrão de 1976, através da altitude pode-se determinar a temperatura ( $T_\infty$ ) em K, pressão ( $P_\infty$ ) em  $\text{kN/m}^2$ , a densidade do ar

( $\rho_\infty$ ) em  $\text{kg/m}^3$  e o número de Mach ( $M_\infty$ ), estas propriedades se caracterizam por serem as condições de corrente livre, mostradas na Figura 2.

Figura 2 – Regiões do escoamento à jusante do SARA



Fonte: Autoria própria (2020).

Assumindo modelo de gás caloricamente e termicamente perfeito, onde o coeficiente de expansão adiabática  $\gamma = C_p/C_v$  tem o valor constante de 1,4 é possível obter as propriedades do ar após a onda de choque, isso é feito através de algumas relações simples (ANDERSON JR, 2003). Nas equações seguintes o subscrito e representa após o choque e  $\infty$  as condições de corrente livre, sendo assim:

$$M_e^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2] \cdot M_\infty^2}{\gamma \cdot M_\infty^2 - [(\gamma - 1)/2]}, \quad (1)$$

$$\frac{\rho_e}{\rho_\infty} = \frac{(\gamma + 1) \cdot M_\infty^2}{2 + (\gamma - 1) \cdot M_\infty^2}, \quad (2)$$

$$\frac{P_e}{P_\infty} = 1 + \frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot (M_\infty^2 - 1), \quad (3)$$

$$\frac{T_e}{T_\infty} = \left[ 1 + (M_\infty^2 - 1) \cdot \frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \right] \cdot \left[ \frac{2 + (\gamma - 1) \cdot M_\infty^2}{(\gamma + 1) \cdot M_\infty^2} \right]. \quad (4)$$

O problema do modelo de gás caloricamente e termicamente perfeito é que não considera a dissociação e ionização do gás. Então para realizar uma análise mais criteriosa, é necessário lançar mão do modelo de equilíbrio termodinâmico local, o qual considera que as reações químicas ocorrem instantaneamente. Como mencionado anteriormente, serão utilizados 3 modelos de equilíbrio que foram aperfeiçoados ao decorrer dos anos (TANNEHILL; MOHLING, 1972), (TANNEHILL; MUGGE, 1974) e (SRINIVASAN; TANNEHILL; WEILMUNSTER, 1987).

O primeiro método para avaliação do fluxo de calor (TAUBER; MENEES; ADELMAN, 1987) é apresentado na Eq. (5), onde  $N$  e  $M$  tem os respectivos valores de 3 e 0,5, a constante  $C$  é obtida pela Eq. (6),  $h_w$  e  $h_o$  são conhecidas como entalpia na parede e entalpia total,  $R_{VR}$  é o raio frontal do veículo em m, a unidade do fluxo de calor,  $\dot{q}_t$ , é dada em  $\text{W/cm}^2$ .

$$\dot{q}_t = \rho_\infty^N \cdot u_\infty^M \cdot C. \quad (5)$$

$$C = 1,83 \cdot 10^{-8} \cdot R_{VR}^{-0,5} \cdot (1 - h_w/h_o). \quad (6)$$

Na Eq. (7), é possível ver o método proposto por Van Driest (1956). O fluxo de calor,  $\dot{q}_{vd}$ , é dado em  $W/m^2$ , o número de Prandtl (Pr) sendo 0,71,  $\mu_e$  representa a viscosidade dinâmica obtida pela equação de Sutherland (ANDERSON JR, 2006) e  $du_e/dx$  é o gradiente de velocidade (ANDERSON JR, 2006).  $h_{aw}$  é a entalpia adiabática na parede.

$$\dot{q}_{vd} = 0,763 \cdot Pr^{-0,6} \cdot (\rho_e \cdot \mu_e)^{1/2} \cdot \sqrt{\frac{du_e}{dx}} \cdot (h_{aw} - h_w) \quad (7)$$

Fay e Riddell (1958) apresentaram uma expressão que considera o equilíbrio termodinâmico das propriedades, mostrada na Eq. (8), o fluxo de calor,  $\dot{q}_{fr}$ , é dado em  $W/m^2$ , os subscritos  $w$  representam propriedades avaliadas na parede do veículo espacial,  $h_{oe}$  é conhecida como entalpia de estagnação.

$$\dot{q}_{fr} = 0,76 \cdot Pr^{-0,6} \cdot (\rho_e \mu_e)^{0,4} \cdot (\rho_w \mu_w)^{0,1} \cdot \sqrt{\frac{du_e}{dx}} \cdot (h_{oe} - h_w) \quad (8)$$

Outro método apresentado logo após o de Fay e Riddell foi o de Detra e Hidalgo (1961), esta correlação é apenas válida para  $1828,8 \leq u_\infty \leq 7924,8$  m/s e  $8 \times 10^{-5} \leq \rho_\infty / 1,225 \leq 1$ , logo:

$$\dot{q}_{dh} = \frac{865}{\sqrt{R_{VR}}} \cdot \left(\frac{u_\infty}{10^4}\right)^{3,15} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_0}} \cdot \left(\frac{h_o - h_w}{h_o - h_{w300}}\right) \quad (9)$$

Na Eq. (9), o fluxo de calor,  $\dot{q}_{dh}$ , é dado em  $W/m^2$ ,  $h_{w300}$  é a entalpia avaliada para uma temperatura de 300 K na parede do VR,  $\rho_0$  é a densidade ao nível do mar ( $kg/m^3$ ), os valores de  $R_{VR}$  e  $u_\infty$  precisam estar em ft e ft/s respectivamente.

Por fim, o último método convectivo (SUTTON; GRAVES, 1971) apresentado neste trabalho, é mostrado na Eq. (10). Este estudo aplica-se a faixas de entalpias de 2,3 a 116,2 MJ/kg, pressões de 0,001 a 100 atm e temperaturas na parede que vão de 300 até 1111 K, com o fluxo de calor,  $\dot{q}_{sg}$ , em  $W/m^2$ ,  $A$  tem o valor de  $1,75 \times 10^{-4} \text{ kg}^{0,5}/m$ , sendo assim:

$$\dot{q}_{sg} = \frac{A}{\sqrt{R_{VR}}} \cdot (\rho_\infty)^{1/2} \cdot (u_\infty)^3 \quad (10)$$

A Figura 3 mostra um fluxograma do código gerado em Fortran. Obtidos os fluxos de calor, é realizada uma integração destes resultados em relação ao tempo através do método dos trapézios (RUGGIERO; LOPES, 2000), obtendo assim a carga térmica em  $J/m^2$ .

Figura 3 – Fluxograma do código gerado



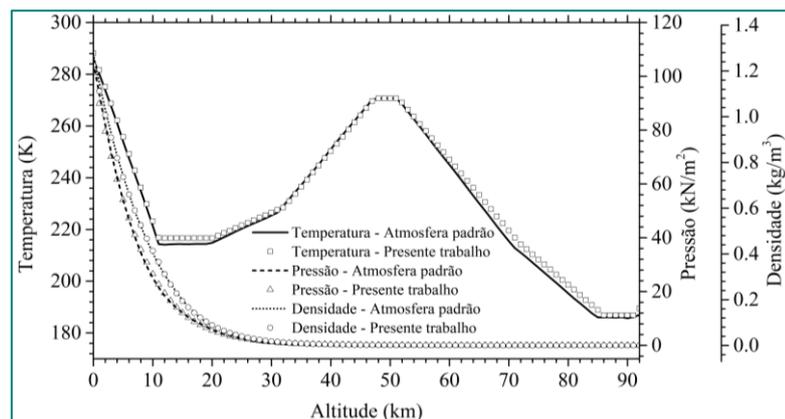
Fonte: Autoria própria (2020).

## RESULTADOS E DISCUSSÃO

Na obtenção dos resultados foi considerada a trajetória mostrada na Figura 1. Os resultados apresentados na sequência tratam apenas do aquecimento abaixo de 92 km de altitude, já que este é o trecho crítico devido ao aumento na densidade do ar. Foram utilizadas 3 temperaturas para a parede ( $T_w$ ): 1000K, 2000K e 3000K. O SARA possui raio no nariz ( $R_{VR}$ ) de 0,276 m (TORO et al., 2004). Para o caso do gás caloricamente e termicamente perfeito onde  $\gamma=1,4$  foi utilizado  $Pr=0,71$ . O incremento de tempo para a carga térmica na regra dos trapézios foi de 5 segundos.

O primeiro ponto necessário a se garantir durante os cálculos é o modelo atmosférico, já que todas as propriedades termodinâmicas obtidas posteriormente ficam em função destes valores. Na Figura 4 apresenta-se uma comparação entre os resultados obtidos no presente trabalho e o modelo de atmosfera padrão (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 1976), como mencionado anteriormente estes dados de temperatura, pressão e densidade ficam em função da altitude.

Figura 4 – Comparação do modelo atmosférico



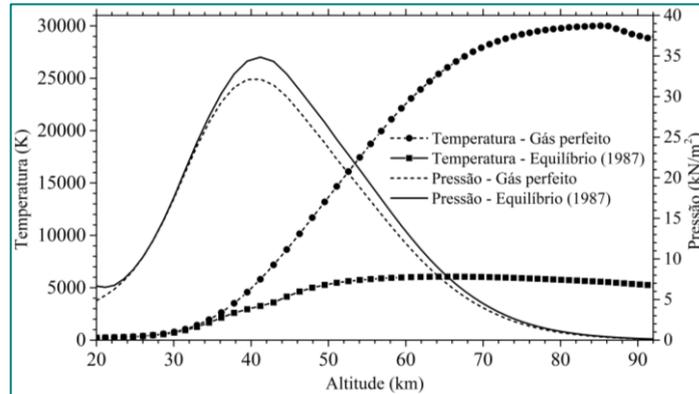
Fonte: Autoria própria (2020).

Analisando a Figura 5, observa-se que o pico de temperatura alcançado através do modelo de gás caloricamente e termicamente perfeito é de 30000 K, pelo modelo de equilíbrio termodinâmico de 1987 as temperaturas não passam da ordem de 6050 K. Isso permite traçar uma linha para o limite da validade do modelo de gás perfeito, que seria algo em torno de 35 km de altitude. Foram cobertos apenas valores acima de 20 km pois abaixo disso  $M_\infty < 1$ , ou seja, o escoamento se torna subsônico e não se tem mais a onda de choque.

Nas Figuras 6 e 7 são mostrados os resultados obtidos para cada fluxo de calor ( $MW/m^2$ ) em função do tempo (s) de trajetória considerando  $T_w = 1000$  K. Também é feita uma comparação com 2 trabalhos apresentados por Toro (1990). Foi utilizado o modelo de equilíbrio de 1974 junto ao método de Fay e Riddell justamente por ser o mesmo modelo adotado por Toro. Os picos máximos de fluxo de calor sempre ocorrem por volta de 58,1 km (1660 s) de altitude independentemente do método ou temperatura na parede. Existe um pequeno trecho abaixo de 31,5 km (1745 s) onde são obtidos resultados de fluxo de calor negativos, isso se deve ao fato de que naquele momento a temperatura na parede

fica maior do que no meio, sendo assim a transferência de calor ocorre no sentido contrário.

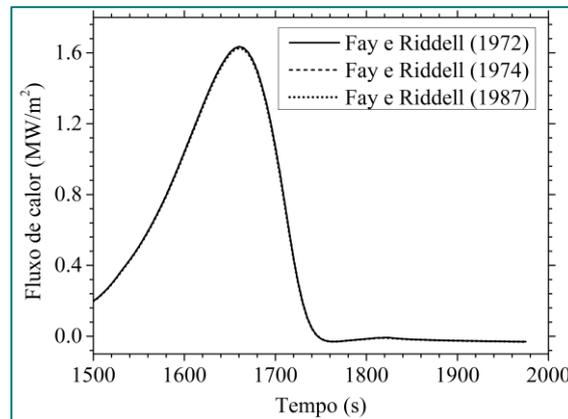
Figura 5 – Propriedades após a onda de choque em função da altitude



Fonte: Autoria própria (2020).

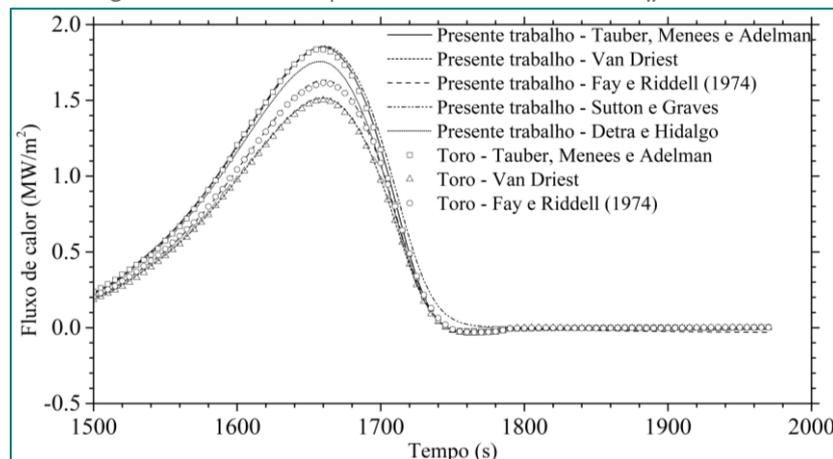
A comparação entre os três modelos de equilíbrio termodinâmico é mostrada na Figura 6 para  $T_w = 1000$  K, considerando o método de Fay e Riddell, onde todos os casos obtiveram um fluxo de calor máximo de  $1,63 \text{ MW/m}^2$  para 1660 s.

Figura 6 – Resultados para Fay e Riddell com  $T_w = 1000$  K



Fonte: Autoria própria (2020).

Figura 7 – Resultados para os fluxos de calor com  $T_w = 1000$  K



Fonte: Autoria própria (2020).

Os resultados encontrados para as cargas térmicas são mostrados na Tabela 1. Apesar do método de Van Driest carregar dados que vem do modelo de gás perfeito, o mesmo ainda trouxe valores menores do que os obtidos por Fay e Riddell que leva o equilíbrio termodinâmico em consideração. Isso mostra como estes métodos são modelados para se ajustar o máximo possível ao fenômeno de aquecimento. É possível observar que à medida que a temperatura na parede aumenta, ocorre uma diminuição na carga térmica e por consequência no fluxo de calor, isso é esperado, pois a transferência de calor sempre ocorre do meio mais quente ao mais frio. Os valores encontrados utilizando o modelo de Sutton e Graves só aparecem para a temperatura na parede de 1000 K, pois logo acima disso o método não é recomendado.

Tabela 1 – Carga térmica (MJ/m<sup>2</sup>) para cada método

Método	$T_w = 1000 \text{ K}$	$T_w = 2000 \text{ K}$	$T_w = 3000 \text{ K}$
Tauber, Menees e Adelman	244,4	226,7	209,0
Van Driest	200,0	184,7	169,4
Fay e Riddell (1972)	214,4	191,9	172,4
Fay e Riddell (1974)	214,8	192,3	172,7
Fay e Riddell (1987)	208,9	181,8	157,7
Detra e Hidalgo	232,5	218,5	204,5
Sutton e Graves	250,7	-	-

Fonte: Autoria própria (2020).

## CONCLUSÃO

Este trabalho mostrou como os métodos de engenharia são utilizados para obter dados a respeito do aquecimento aerodinâmico no ponto de estagnação em um veículo espacial reentrando na atmosfera. Também foi realizada uma comparação entre os três modelos de equilíbrio termodinâmico, os quais exibiram resultados muito próximos. E devido a isso, é possível dizer que em virtude de sua fácil implementação o modelo de 1972 é suficiente para estes cálculos, justamente por não ter que lidar com um número muito grande de constantes.

A temperatura máxima alcançada pelos modelos de equilíbrio termodinâmico foi de 6400 K, isso também serve para fazer uma demonstração de como modelos ideias como no caso do gás perfeito podem fugir da realidade, já que, foi obtida uma temperatura de aproximadamente 30000 K para o mesmo ponto. Quando se observa os métodos de fluxo de calor convectivo os resultados ficam próximos, logo, se o objetivo de um projeto é encontrar estes dados rapidamente, o método de Tauber, Menees e Adelman pode ser adotado para uma análise prévia, já que, não possui restrições com relação a temperatura na parede ou velocidades de corrente livre.

## AGRADECIMENTOS

Gostaria de deixar meu profundo agradecimento à Fundação Araucária juntamente com a UTFPR, assim como meu orientador prof. Dr. Francisco Augusto Aparecido Gomes por me proporcionar os meios e conhecimentos necessários para tornar este trabalho possível.

## REFERÊNCIAS

ANDERSON JR, J. D. **Hypersonic and high temperature gas dynamics**. 2. ed. Reston: AIAA, 2006.

ANDERSON JR, J. D. **Modern compressible flow: with a historical perspective**. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2003.

CHAPMAN, S. J. **Fortran for scientists and engineers**. 4. ed. New York: McGraw-Hill, 2018.

DETRA, R. W.; HIDALGO, H. Generalized heat transfer formulas and graphs for nose cone re-entry into the atmosphere. **ARSJ**, v. 31, n. 3, p. 318-321, Jan. 1961.

DYM, C. L.; LITTLE, P.; ORWIN, E. J. **Engineering design: a project-based introduction**. 4. ed. New Jersey: Wiley, 2013.

FAY, J. A.; RIDDELL, F. R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. **Journal of Aeronautical Sciences**, v. 25, n. 2, p. 73-121, feb. 1958.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **U.S. Standard atmosphere, 1976**. Washington, D. C., 1976. 241 p.

REGAN, F. J.; ANANDAKRISHNAN, S. M. **Dynamics of atmospheric re-entry**. 1. ed. Ohio: AIAA, 1993.

RUGGIERO, M. A. G.; LOPES, V. L. R. **Cálculo numérico: aspectos teóricos e computacionais**. 2. ed. São Paulo: Pearson, 2000.

SRINIVASAN, S.; TANNEHILL, J. C.; WEILMUENSTER, K. J. **Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air**. Washington, D. C: NASA, 1987. 44 p. (NASA RP-1181).

SUTTON, K.; GRAVES, R. A. **A general stagnation-point convective-heating equation for arbitrary gas mixtures**. Washington, D. C: NASA, 1971. 64 p. (NASA L-7885)

TANNEHILL, J. C.; MOHLING R. A. **Development of equilibrium air computer programs suitable for numerical computation using time-dependent of shock-capturing methods**. Washington, D. C: NASA, 1972. 24 p. (NASA CR-2134).

TANNEHILL, J. C.; MUGGE, P. H. **Improved curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air suitable for numerical computation using time-dependent or shock-capturing methods.** Washington, D. C: NASA, 1974. 33 p. (NASA CR-2470).

TAUBER, M. E.; MENEES, G. P.; ADELMAN, H. G. Aerothermodynamics of transatmospheric vehicles. **AIAA**, v. 24, n. 9, p. 594-602, Sept. 1987.

TORO, P. G. P. Determinação do aquecimento cinético sobre a ogiva principal do VLS. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE TECNOLOGIA AEROESPACIAL, 1990, 1., São José dos Campos. **Anais...** São José: I Simpósio Brasileiro de Tecnologia Aeroespacial, 1990.

TORO, P. G. P. Determinação do fluxo de calor em escoamento supersônico utilizando a teoria de aquecimento cinético de Van Driest. In: ENCONTRO NACIONAL DE CIÊNCIAS TÉRMICAS, 3., 1990, Itapema. **Anais...** Itapema: III Encontro Nacional de Ciências Térmicas, 1990. p. 255-260.

TORO, P. G. P. et al. Experimental hypersonic investigation over the micro-satellite SARA. In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING, 10., 2004, Rio de Janeiro. **Anais eletrônicos...** Rio de Janeiro: ABCM, 2004. Disponível em:  
[http://www.abcm.org.br/app/webroot/anais/encit/2004/artigos/symp\\_aero/CIT04-0717.pdf](http://www.abcm.org.br/app/webroot/anais/encit/2004/artigos/symp_aero/CIT04-0717.pdf). Acesso em 8 out. 2019.

VAN DRIEST, E. R. The problem of aerodynamic heating. **Aeronautical Engineering Review**, v. 15, n. 10, p. 26-41, Oct. 1956.