

AVALIAÇÃO DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR NA ESTEIRA DA PLATORMA SARA SUB-ORBITAL DURANTE A REENTRADA ATMOSFÉRICA

Guilherme Barros Ameloti, gui.ameloti@gmail.com¹
Ricardo Fortes de Miranda, rf.miranda@mecanica.ufu.br¹
Humberto Araujo Machado, humbertoham@iae.cta.br^{2,3}

¹Faculdade de Engenharia Mecânica- FEMEC, Universidade Federal de Uberlândia - UFU, Campus Santa Mônica - Bloco 1M – Térreo, Av. João Naves de Ávila, 2121, Uberlândia, MG, 38.400-902.

²Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespaciais – DCTA, Pç. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, São José dos Campos, SP, 12228-904.

³Faculdade de Tecnologia – FAT, Universidade do Estado do Rio de Janeiro – UERJ, Rodovia Presidente Dutra km 298 (sentido RJ - SP) - Pólo Industrial - Resende – RJ, 27537-000.

Resumo: Veículos espaciais e sub-orbitais alcançam temperaturas elevadas devido ao aquecimento aerodinâmico. No caso de veículos recuperáveis, essas temperaturas são ainda mais intensas durante a reentrada atmosférica. Normalmente apenas as regiões próximas aos pontos de estagnação possuem escudos térmicos robustos. Porém, durante a reentrada, nem sempre o veículo descreve uma trajetória regular, expondo partes desprotegidas ao ar quente da esteira. Neste trabalho, a transferência de calor na esteira da plataforma SARA Sub-Orbital durante a reentrada atmosférica é estudada através de simulação computacional. Os resultados são comparados com aqueles obtidos através de um modelo de engenharia, de modo a verificar sua acuidade e viabilidade de uso para dimensionamento de proteções térmicas nessa situação.

Palavras-chave: SARA Sub-Orbital, Aquecimento aerodinâmico, Simulação computacional.

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 (Anderson, 1989). 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. No caso de veículos recuperáveis, o aquecimento se dá tanto na fase de lançamento quanto na reentrada (quando aumenta de intensidade, já que as velocidades envolvidas são maiores). A temperatura do ar nesses casos pode facilmente ultrapassar 1000° C no ponto de estagnação da aeronave (Machado & Pessoa Filho, 2007; Machado, 2009).

Além dos efeitos das altas temperaturas sobre o desempenho estrutural, é preciso considerar o transporte de uma carga útil, que deve ser protegida através de um escudo térmico. O sistema de proteção térmica utilizado é usualmente designado pelo acrônimo TPS (Thermal Protection System). O dimensionamento desse escudo é um dos aspectos críticos do projeto de sistemas espaciais, pois proteções térmicas sub-dimensionadas podem levar à perda da carga útil, e o superdimensionamento acarreta aumento de massa e custo (Moraes, 1998).

Plataformas sub orbitais são alternativas de baixo custo para pesquisa em microgravidade. A plataforma SARA, Fig. 1, vem sendo desenvolvida pelo IAE/DCTA para esta aplicação. Sua massa é de 250 kg com uma carga útil de aproximadamente 25 kg. A versão sub orbital é projetada para prover 6 minutos de ambiente de microgravidade. No futuro, a versão orbital deverá alcançar uma órbita de 300 km ao redor da Terra durante 10 dias (Moraes, 1998). O veículo atinge uma velocidade de 9.300 km/h durante o voo dentro da atmosfera terrestre. O SARA possui diversos sistemas de proteção térmica, dispostos segundo a localização na estrutura. A base da SARA, no entanto, não possui nenhum tipo de isolamento em relação ao ambiente, uma vez exposta. Nessa região, envolvida pela saia traseira, está disposto o sistema de recuperação da plataforma, Fig. 1. No caso da reentrada, existe troca de calor por convecção entre a esteira e a base do veículo, que deve ser estimada.

O objetivo deste trabalho é simular a troca térmica entre a região da base do SARA e a esteira durante a reentrada, de modo a verificar se o atual procedimento de cálculo é compatível com a situação real a ser enfrentada.



Figura 1. A plataforma sub orbital SARA e seus sistemas internos.

2. PROBLEMA FÍSICO

Na Figura 2, é mostrada a formação da esteira atrás do SARA. Não existem relações precisas para a estimativa do coeficiente de troca de calor por convecção e temperatura média da esteira. Observando a Fig. 2, pode-se admitir que os valores máximos para a velocidade e a temperatura serão respectivamente a velocidade do escoamento (V_{oo}) e a temperatura de recuperação (T_r) no último ponto calculado sobre a superfície (pontos vermelhos). Um parâmetro necessário para o cálculo é o coeficiente de troca térmica por convecção - h .

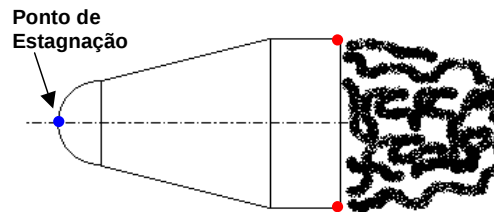


Figura 2. Formação da esteira no escoamento ao redor do SARA.

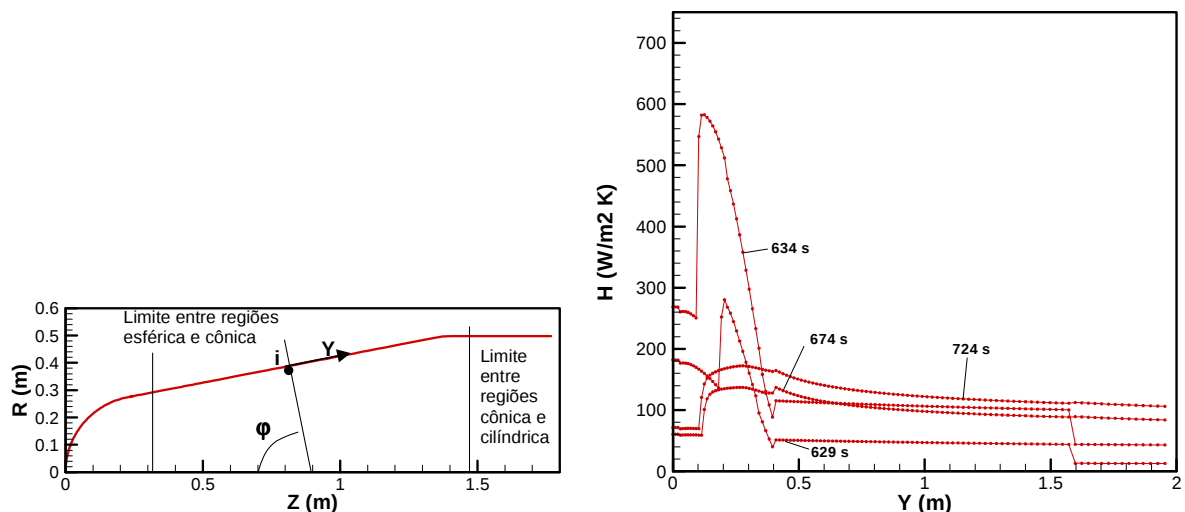


Figura 3. Sistema de coordenadas usado e variação do coeficiente de troca de calor por convecção ao longo de y para vários instantes da trajetória descendente, obtido através do método de Zoby (Machado, 2012.a).

A Fig.3 mostra a variação de h com a coordenada y , tangente à superfície do SARA na direção axial em diversos instantes durante a reentrada. Observa-se que na região final, de forma cilíndrica, h tende a assumir um valor aproximadamente constante. Assim, normalmente é assumido um valor da h igual ao valor do último ponto sobre a superfície do SARA. Tal hipótese já foi aplicada com bons resultados em trabalhos prévios (Machado, 2012.b).

3. SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Neste trabalho, a plataforma ANSYS-CFX é usada para simular um modelo numérico equivalente a um modelo físico com dimensões de acordo com as Figs 1,3. Como pode ser observado, o corpo do foguete é axissimétrico de geometria esfera-cone. Serão consideradas duas situações, a primeira, a reentrada ocorre com um ângulo de ataque de 0° (modelo A) e a segunda ocorre com um ângulo de ataque de 15° (modelo B). As características do escoamento são extraídas da trajetória do SARA, Fig. 4. As propriedades do ar ambiente em cada ponto são obtidas a partir a atmosfera padrão (NOAA, 1976).

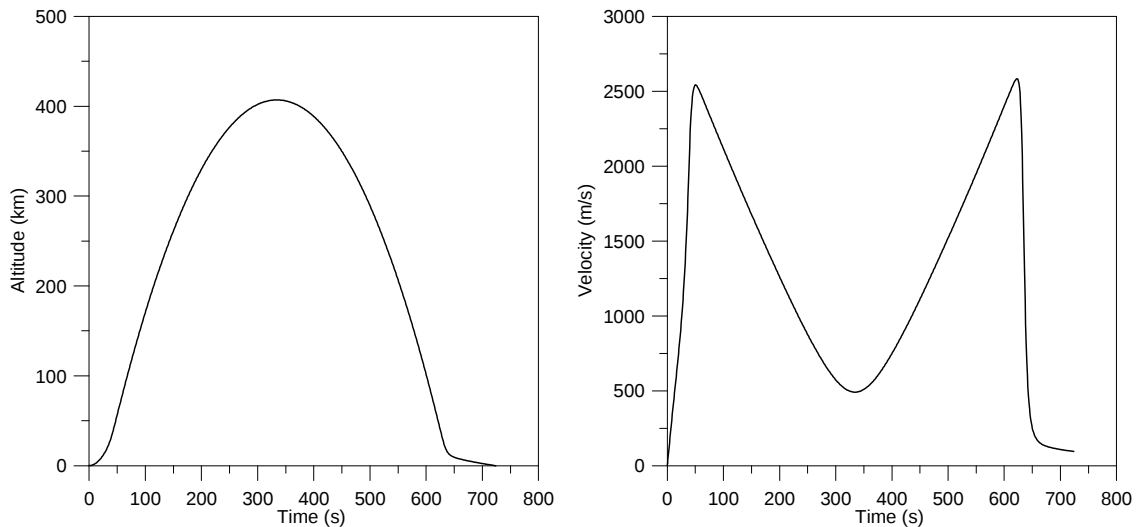


Figura 4. Trajetória prevista do SARA.

Inicialmente será considerado o ângulo de ataque é de 0° e as condições de contorno no modelo numérico de acordo com o que é apresentado na Fig 5. As superfícies superior, lateral esquerda e lateral direita possuem condição de contorno aberta (*opening*) a qual permite a reentrada de fluxo, sempre normal à superfície. Na superfície frontal é definida a condição de entrada de fluxo em regime supersônico com uma velocidade normal de 1.215 m/s. Na superfície posterior é definida a condução de saída de fluxo. Na superfície do corpo do satélite é definida condição de parede adiabática e finalmente, em sua face adjacente é definida condição de simetria.

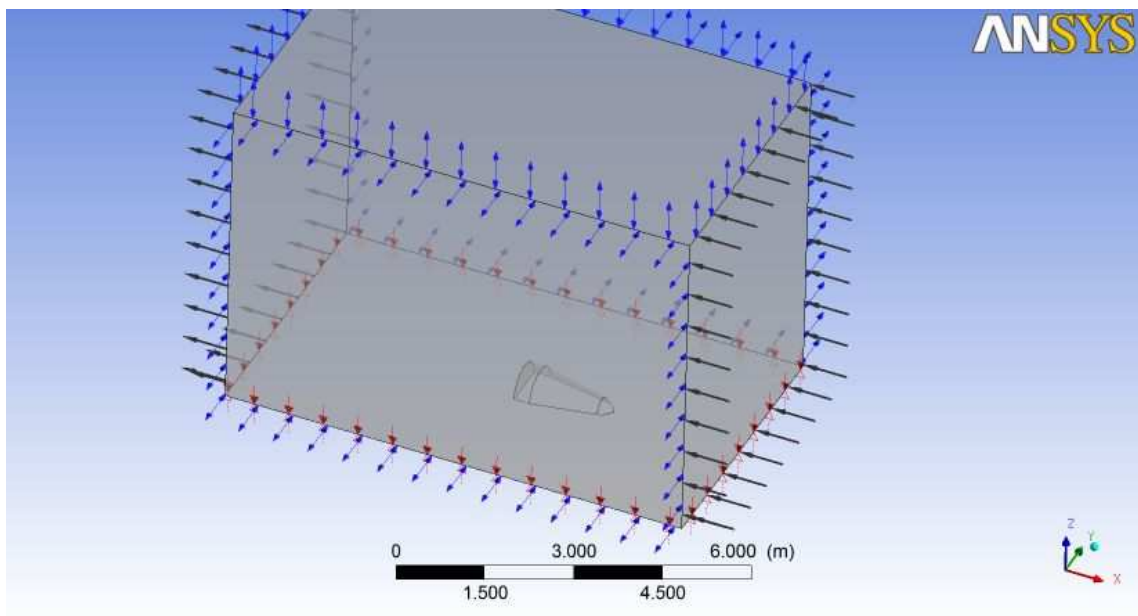


Figura 5. Condições de contorno do modelo A.

O critério de parada (convergência) é o erro médio quadrático menor que 10^{-4} nas equações de conservação de massa, de energia e da quantidade de movimento. Sendo assim, em regime permanente, o critério de convergência foi atingido com aproximadamente 250 iterações. Na Figura 6 é apresentado o campo de temperatura estática e na Fig. 7 o campo de temperatura de estagnação no corpo. Na Figura 8 é apresentado o coeficiente de transferência de calor na parede do corpo. Nas Figuras 10 e 11 são apresentados os valores do coeficiente de transferência de calor em função das coordenadas Y e X, que estão alinhadas com as coordenadas R e Z da Fig. 3, respectivamente. Os valores de h foram capturados na linha de intersecção entre o corpo e o plano de simetria, representada pela linha verde na Fig. 9.

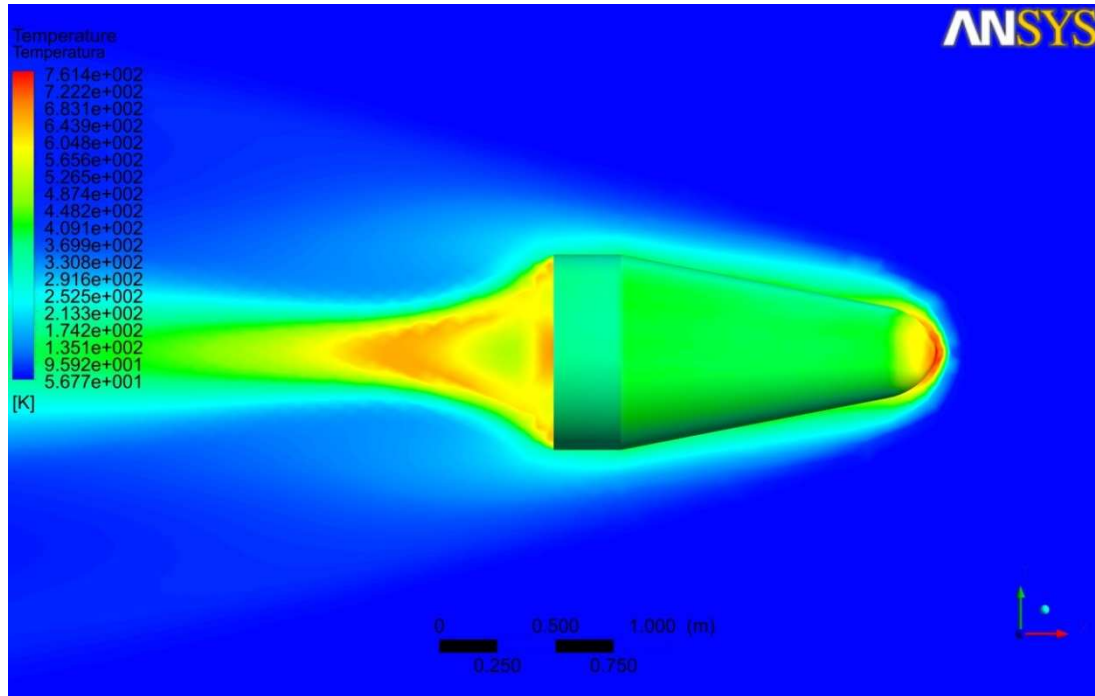


Figura 6. Campo de Temperatura.

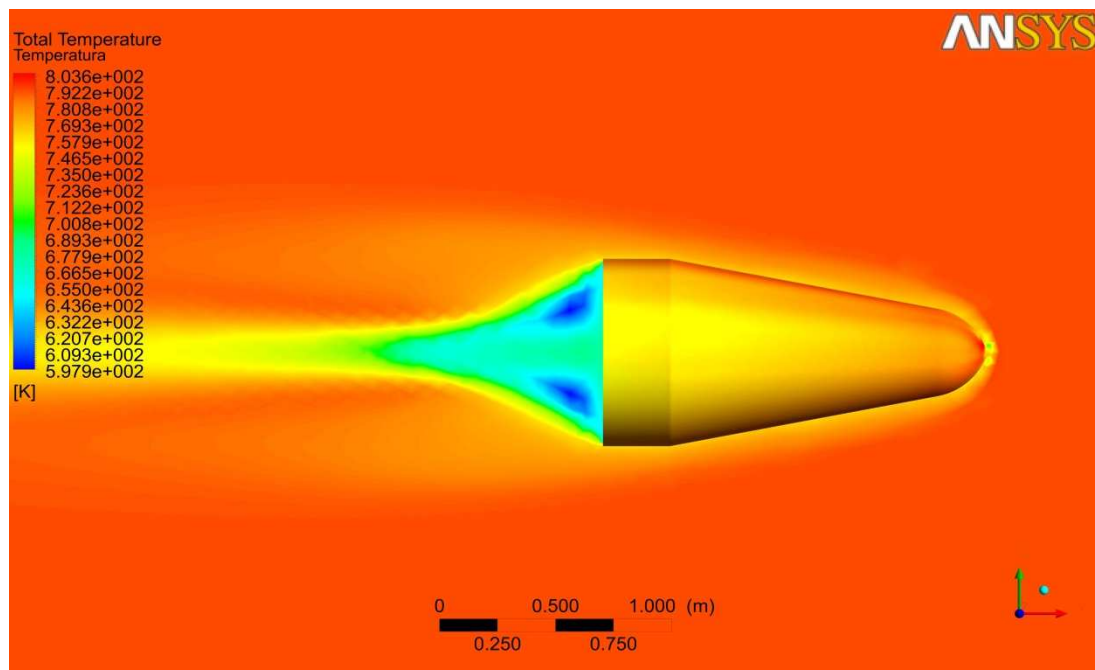


Figura 7. Campo de temperatura de Estagnação.

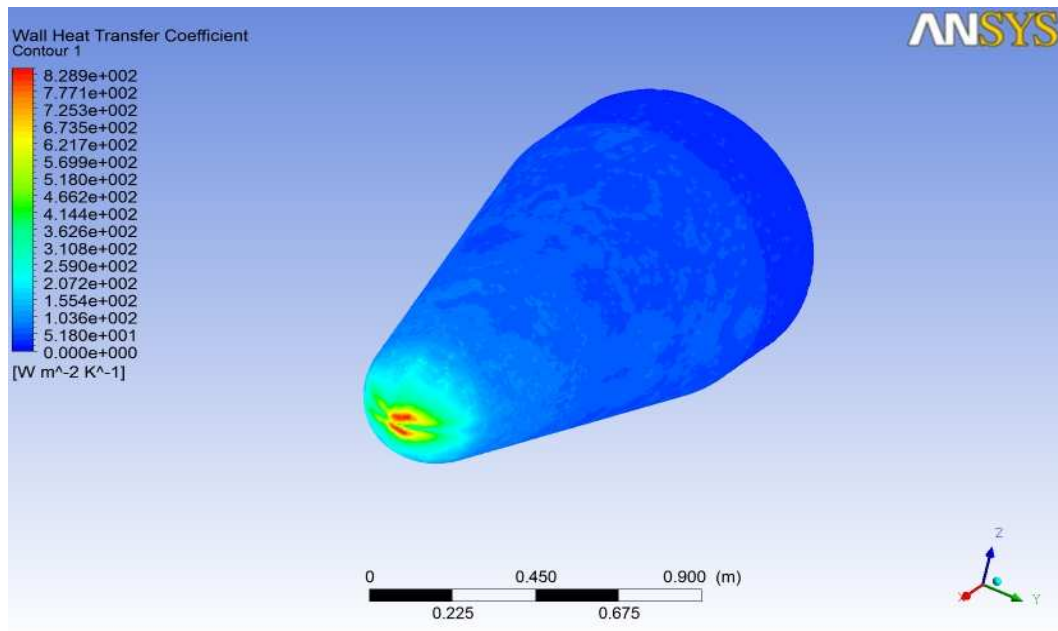


Figura 8. Distribuição do coeficiente de transferência de calor (h) ao redor do satélite.

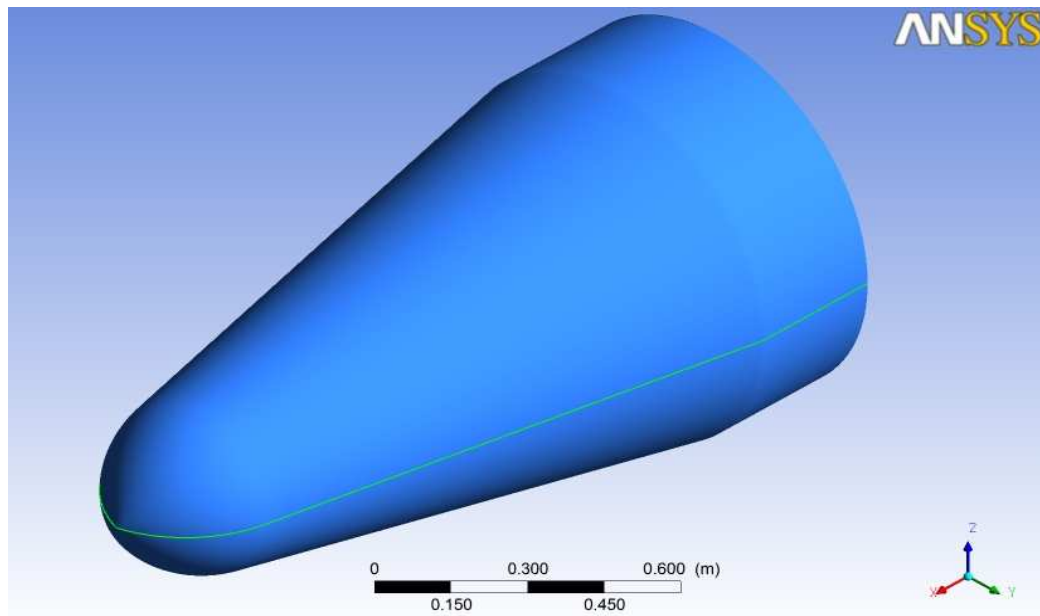


Figura 9. Linha de intersecção entre o corpo e o plano de simetria

Comparando as curvas de h da Fig. 10 (obtida por simulação computacional) e a curva de h para o instante $t = 629$ segundos (que corresponde ao caso estudado) na Fig. 3, verifica-se que os resultados são bastante próximos e a forma das curvas é coerente, com algumas discrepâncias na região de estagnação onde, de acordo com o método de engenharia, o escoamento é laminar e h apresenta valores menores. De acordo com a Fig. 10, o coeficiente h se reduz gradualmente até o fim da região cônica (valor máximo de Y), e a partir daí tende para um patamar próximo de zero na região da base. Na Fig. 11, é possível observar variação de h ao longo da coordenada X , que acompanha o comprimento do SARA. Após a passagem para a região cônica (aproximadamente em $X = 0$) e desta para a cilíndrica (aproximadamente em $X = -1,2$), o coeficiente h sofre mudanças de patamar, atingindo o valor mínimo após a extensão máxima da curva em x (antes de $X = -1,5$ m). Este ponto corresponde ao ponto vermelho indicado na Fig. 2.

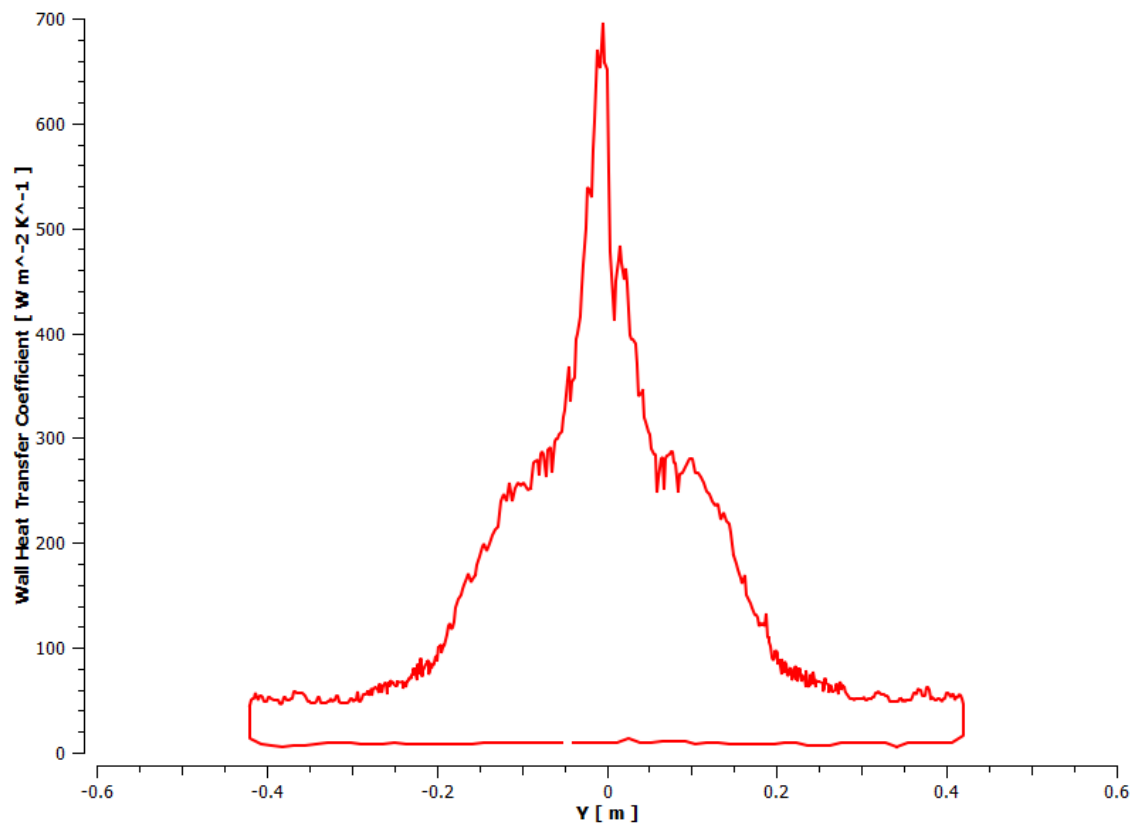


Figura 10. Coeficiente de Transferência de calor em função da coordenada Y

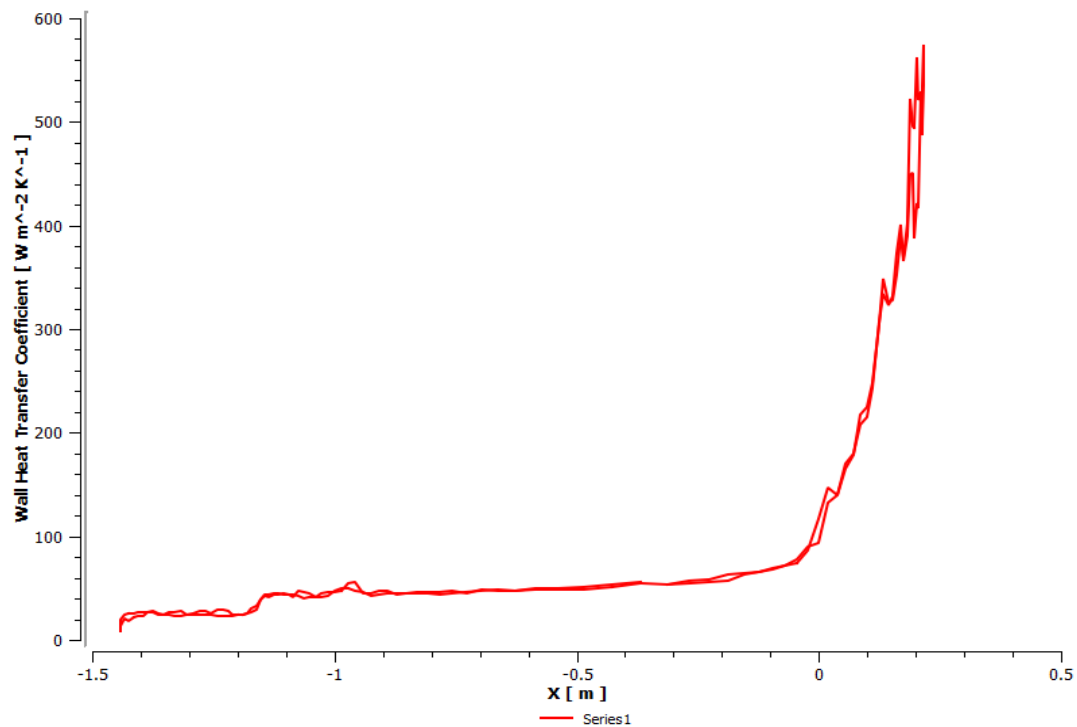


Figura 11. Coeficiente de Transferência de Calor na parede em função da coordenada.

A seguir, foi considerado o ângulo de ataque 15° com relação à direção de entrada de fluxo, com as condições de contorno no modelo numérico idênticas às do modelo anterior, apresentadas na Fig. 12. Novamente, as superfícies superior, lateral esquerda e lateral direita, possuem como condição de contorno aberta (*opening*) a qual permite a reentrada de fluxo, sempre normal à superfície. Na superfície frontal é definida a condição de entrada de fluxo em regime supersônico com uma velocidade normal de 1215 m/s. Na superfície posterior é definida a condução de saída de fluxo, na superfície do corpo do satélite é definida condição de parede adiabática, assim como em sua face adjacente é definida condição de simetria. Analogamente ao modelo A, nas figuras 13,14 são apresentados os campos de temperatura estática e de estagnação e nas Figs. 16,17 a distribuição e os valores do coeficiente de transferência de calor em função das coordenadas X e Y na linha de intersecção entre o corpo e o plano de simetria, Fig.15.

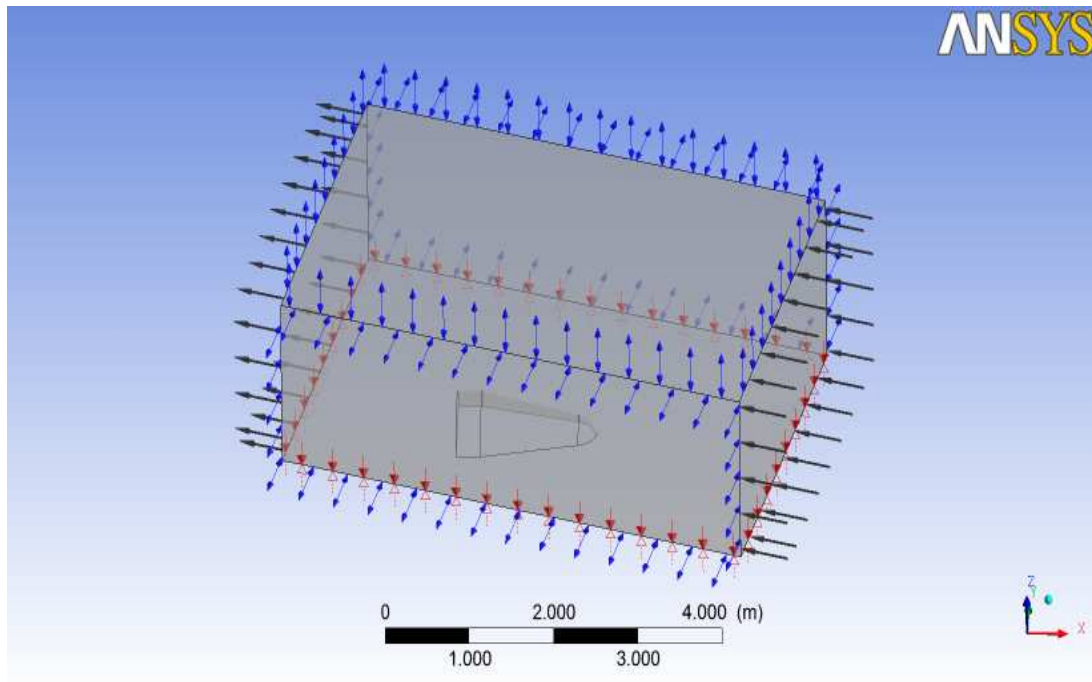


Figura 12. Condições de Contorno do Modelo B

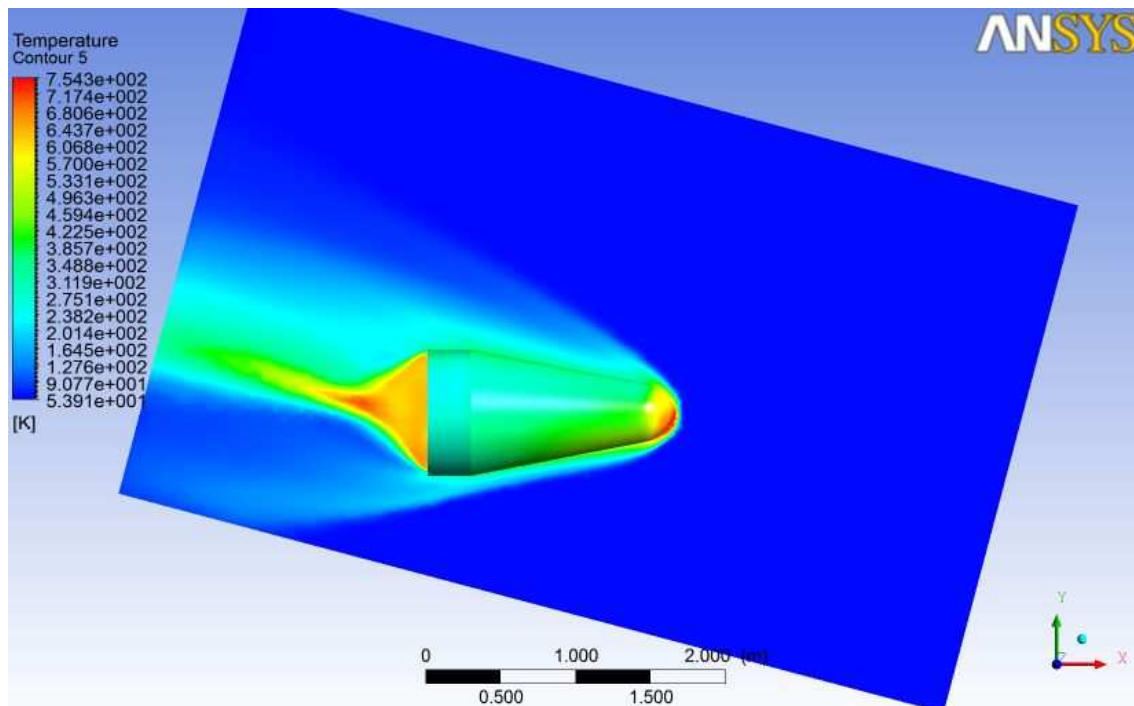


Figura 13. Campo de Temperatura.

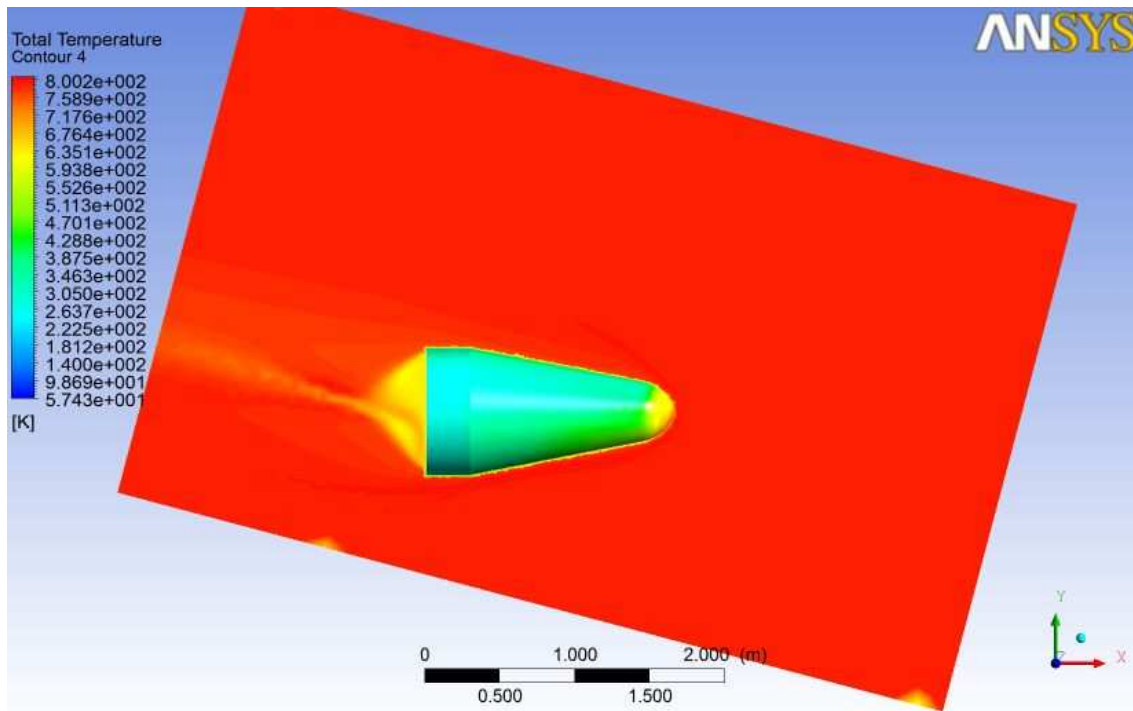


Figura 14. Campo de temperatura de estagnação.

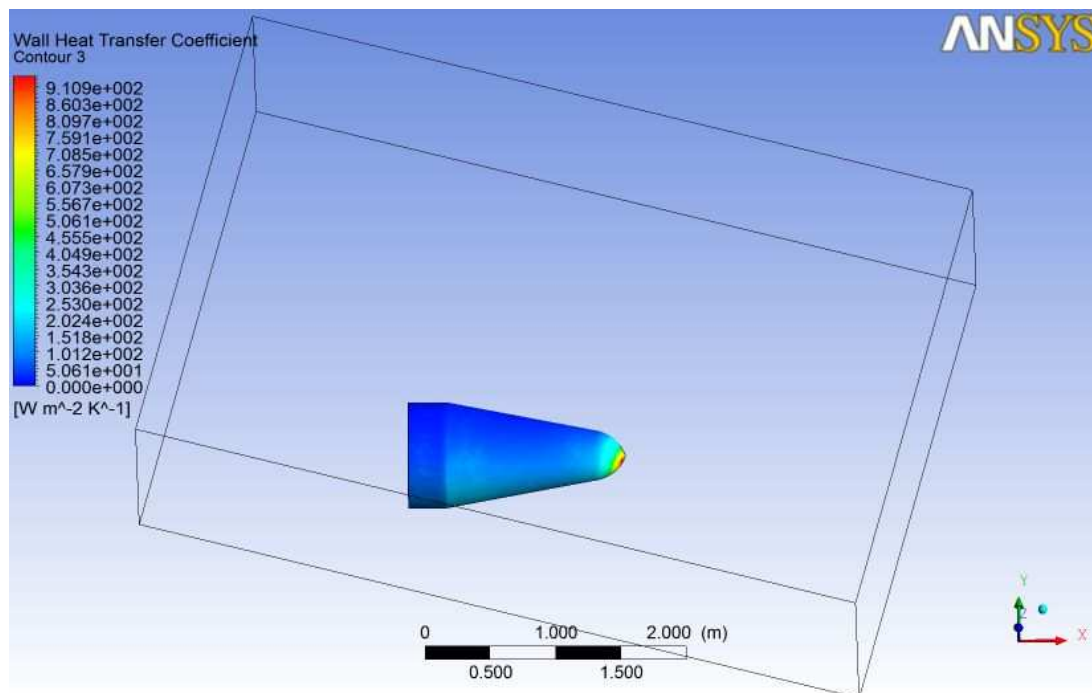


Figura 15. Distribuição do coeficiente de transferência de calor (h) ao redor do satélite.

Observa-se um comportamento similar ao caso A, porém com a assimetria gerada pelo ângulo de ataque. Na Fig. 16, os valores de h na saia cilíndrica variam de quase 200 a menos de 50, de acordo com a inclinação da superfície. Porém, na região da base, mais uma vez o coeficiente de troca de calor tende para um valor muito baixo, próximo de zero. Na Fig. 17, as curvas relativas aos dois lados da superfície (exposto à esteira e exposto ao fluxo do escoamento) convergem para esse valor baixo na extremidade correspondente à região da base.

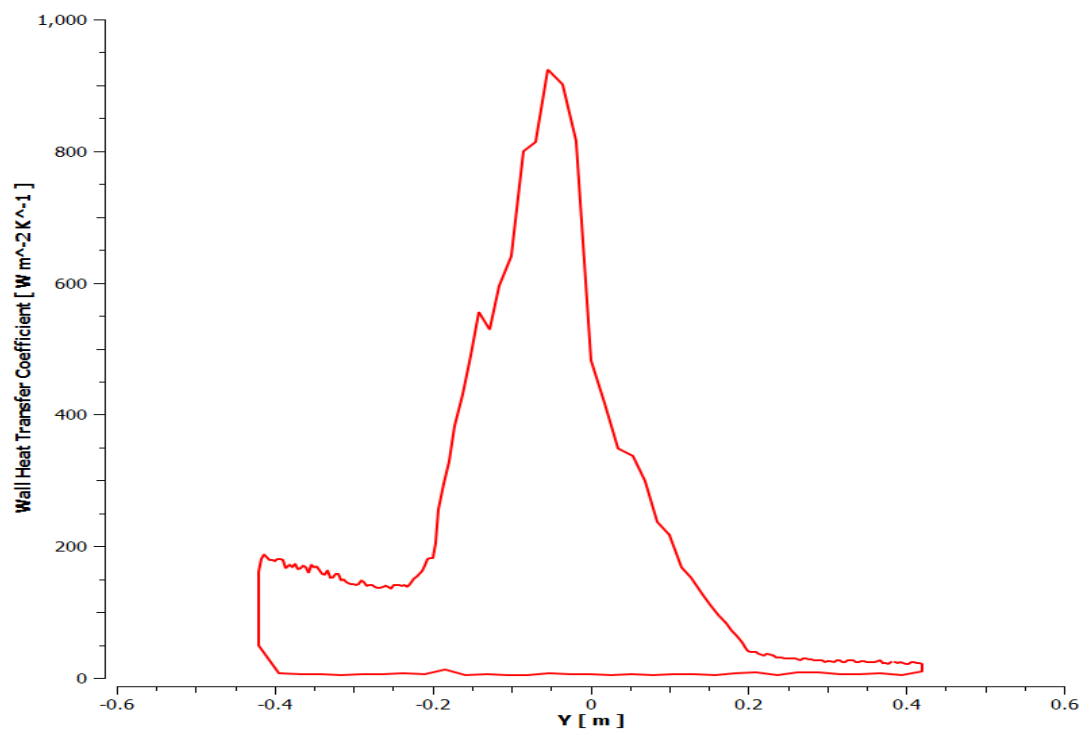


Figura 16. Coeficiente de transferência de calor em função da coordenada Y.

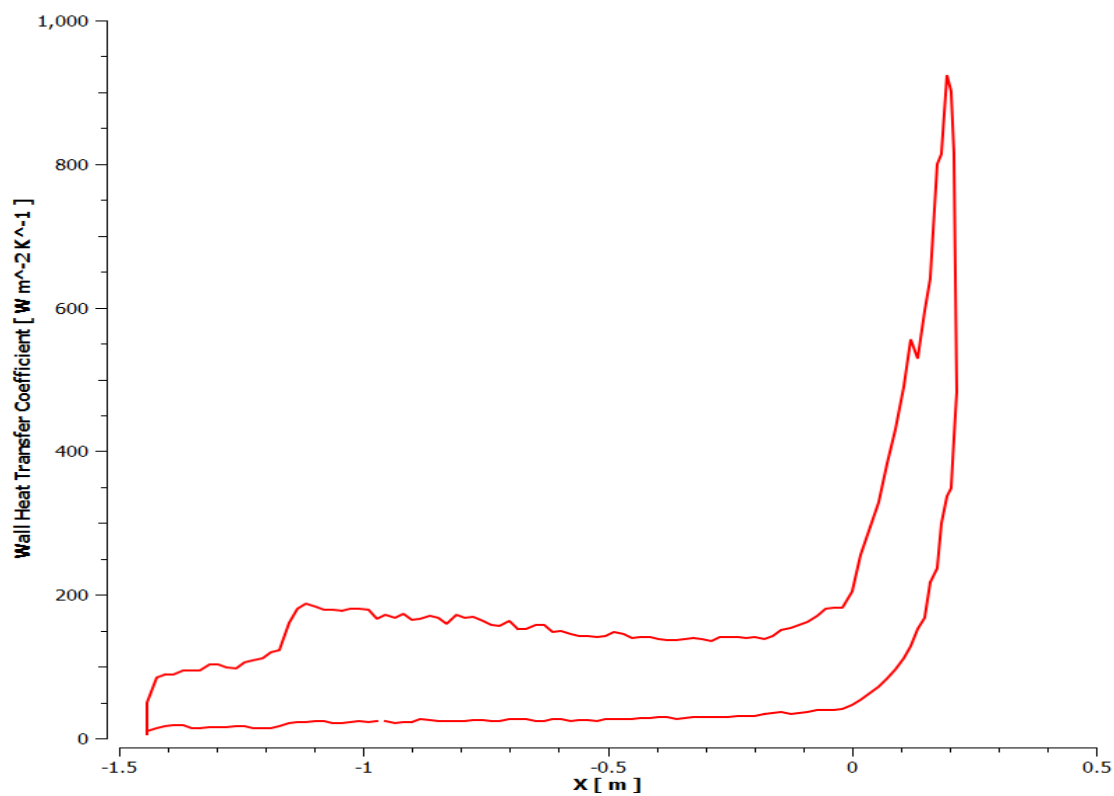


Figura 17. Coeficiente de transferência de calor em função da coordenada X.

4. CONCLUSÃO

Neste trabalho, foi simulada a transferência de calor na esteira da plataforma SARA suborbital, considerando as situações de ângulo de ataque zero e 15°. Durante o período de voo em ângulo de ataque zero, os resultados da simulação apresentaram uma boa concordância com os dados obtidos por um modelo aproximado de engenharia, em termos de comportamento. As discrepâncias em relação aos valores foram consideradas aceitáveis, uma vez que existem diversos fatores de incerteza envolvidos.

A análise da variação do coeficiente de troca térmica ao longo do plano de simetria mostrou que os valores de h na região da base são ainda mais baixos que no último ponto obtido através do modelo de engenharia, que corresponde à extremidade da saia cilíndrica. Isso significa que a aproximação usualmente empregada para o cálculo da troca de calor nessa região é conservadora, já que emprega valores mais altos que aqueles que efetivamente devem ocorrer. Tal fato implica na eventual redução na necessidade de proteção térmica daquela região, em futuros cálculos de dimensionamento feitos para situações semelhantes.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer ao CNPq pelo suporte financeiro que possibilitou a realização deste trabalho.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr., J. D., 1989, "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill.
- Moraes Jr., P., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Proceedings of 8th Chilean Congress of Mechanical Engineering, Concepción, Chile.
- Machado, H. A. e Pessoa-Filho, J. B., 2007, "Aerodynamic Heating at Hypersonic Speeds", COBEM 2007, Brasília.
- Machado, H. A., 2009, Two-Dimensional Simulation of Multi-Layer Ablation-Conduction Problem in a Rocket TPS via an Interface Tracking Method, 41st AIAA Thermophysics Conference, June 22-25, San Antonio, EUA.
- Machado, H.A., 2012.a, "Two-Dimensional Simulation of Ablation due to Aerodynamic Heating in the SARA Sub-Orbital Platform". High Temperatures. High Pressures, v. 41, p. 255-271.
- Machado H.A., 2012.b, "Análise Térmica Pós-Vôo da Carga Útil do Foguete de Sondagem VSB-30", CONEM 2012, São Luiz, MA.
- NOAA – National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976, "U.S. Standard Atmosphere, 1976", U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., USA.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

EVALUATION OF HEAT TRANSFER IN THE WAKE OF SARA SUB-ORBITAL PLATFORM DURING THE ATMOSPHERIC REENTRY

Guilherme Barros Ameloti, gui.ameloti@gmail.com¹

Ricardo Fortes de Miranda, rf.miranda@mecanica.ufu.br¹

Humberto Araujo Machado, humbertoham@iae.cta.br^{2,3}

¹Faculdade de Engenharia Mecânica- FEMEC, Universidade Federal de Uberlândia - UFU, Campus Santa Mônica - Bloco 1M – Térreo, Av. João Naves de Ávila, 2121, Uberlândia, MG, 38.400-902.

²Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespaciais – DCTA, Pç. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, São José dos Campos, SP, 12228-904.

³Faculdade de Tecnologia – FAT, Universidade do Estado do Rio de Janeiro – UERJ, Rodovia Presidente Dutra km 298 (sentido RJ - SP) - Pólo Industrial - Resende – RJ, 27537-000.

Abstract. Space and suborbital vehicles reach high temperatures due the aerodynamic warming. In the case of recoverable vehicles, these temperatures are even more intense during the atmospheric reentry. Commonly only the regions near the stagnation points are protected with the use of robust thermal shields. However, during the reentry, the vehicle frequently describes an irregular trajectory, exposing unprotected parts to the warm air of the wake. In this work, the heat transfer during the reentry of the wake of the SARA Suborbital Platform is studied through computational simulation. The results are compared with the ones provided by an engineering method, in order to verify its accuracy and viability for using in thermal protection dimensioning for this particular situation.

Keywords: SARA Sub-Orbital, Aerodynamic warming, Computational Simulation.