

Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Estudo do ambiente térmico externo da plataforma SARA sub-orbital
Bolsista: Felipe Vieira Franciscani
Orientador (a): Dr. Humberto Araújo Machado
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2016 a Julho de 2017

Resumo

O objetivo deste trabalho é estimar o desempenho da proteção térmica da plataforma SARA suborbital através de simulação computacional. A plataforma SARA suborbital é uma ferramenta que vem sendo desenvolvida pelo IAE para a realização de experiências em ambiente de microgravidade. Tanto no período ascendente quanto na reentrada, altas velocidades são alcançadas dentro da atmosfera, o que produz aquecimento aerodinâmico e consequentemente aumento da temperatura na estrutura. Assim, torna-se necessário verificar se o sistema de proteção térmica é eficaz no sentido de manter as temperaturas dentro dos limites especificados. A metodologia empregada será a combinação de métodos numéricos e de engenharia para a estimativa dos coeficientes de aquecimento aerodinâmico e fluxo de calor na superfície externa do SARA durante o voo em atmosfera, e possivelmente o emprego de softwares comerciais disponíveis no IAE para a estimativa do campo de temperaturas na parede, de modo a verificar se as temperaturas internas e externas se mantêm dentro dos limites de operação. Como resultado espera-se obter uma previsão do desempenho do sistema de proteção térmica do SARA, e da distribuição de temperatura na estrutura e superfícies interna e externa ao longo da trajetória.

Palavras-chave: Simulação computacional, Proteção térmica, Aquecimento aerodinâmico.

1. Introdução

Veículos espaciais e suborbitais podem atingir aproximadamente 100 km acima da superfície da Terra e chegam a grandes velocidades ainda na atmosfera, o que ocorre aquecimento aerodinâmico de tais veículos [3]. O veículo quando é lançado, rapidamente alcança velocidade supersônica, ou seja, ainda dentro da atmosfera o que leva a formação de uma onda de choque que acarreta no aumento da temperatura do ar, conseqüente ao processo de compressão, envolvendo troca de calor por processo de radiação e convecção, entre a superfície do veículo e o ar aquecido [1].

Contudo, deve-se considerar a carga útil a ser transportada, pois a temperatura externa, não pode comprometer os equipamentos e materiais na parte interna, ou seja, deve ser protegido por um escudo térmico [3]. Esse escudo deve ser projetado de tal forma que não seja subdimensionado acarretando à perda da carga útil e também não pode ser superdimensionamento pois aumentará o peso e custo [5]. Sendo assim, dos sistemas mais utilizados para essa finalidade é a utilização de materiais ablativos. O processo de ablação envolve a mudança de fase e das reações químicas sofridas pelo material, em que o calor absorvido pela conversão da energia cinética do veículo é descartado pela perda de massa do escudo [7].

A plataforma SARA vem sendo desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em que tem como objetivo fazer experimentos suborbitais em ambiente de microgravidade. Tais experimentos permitem a criação de novas ligas metálicas, componentes eletrônicos, pesquisas com biomateriais, até a concepção de cristais homogêneos e quimicamente perfeito, ou seja, quando em ambiente de microgravidade tais materiais se comportam de maneira diferente [4].

1.1. Objetivo

No presente trabalho o objetivo é estimar como a plataforma recuperável SARA suborbital vai se desempenhar através da simulação computacional, pois tanto no lançamento quanto no retorno, em ambos os modos, quando estão na atmosfera atingem altas velocidades (hipersônicas) ocasionando o aquecimento aerodinâmico, deste modo ocorre o aumento da temperatura na estrutura.

1.2. Revisão Bibliográfica

Há algum tempo que se vem desenvolvendo sistemas de proteção térmica baseados em estruturas integradas. Um dos primeiros usos dessa tecnologia, foi no isolamento térmico na estrutura treliçada do ônibus espacial americano (*Space Shuttle*). Tal desenvolvimento e comportamento termo estrutural foi executado através do método dos elementos finitos (*Finite Element Method – FEM*) [9].

O problema físico se fixa em determinar a quantidade do fluxo térmico em vários pontos da superfície da capsula ao longo da trajetória. Foi utilizada metodologia de engenharia denominada de método de Zoby para o cálculo do fluxo de calor [10]. Serão comparados os resultados com o *Fluent*.

2. Materiais e métodos

Neste trabalho, vai ser utilizado o método de Zoby, já calculado e disponibilizado pela ASE/IAE e será confrontado com a fluidodinâmica computacional (*Computational Fluid Dynamics – CFD*), através do *software* comercial disponibilizado no IAE *Ansys Fluent* para ser comparado e posteriormente será feita uma análise com o método dos elementos finitos (MEF) do seu comportamento termo estrutural utilizando o *software* comercial *Abaqus*.

2.1 Aquecimento Aerodinâmico

A priori foram definidas as características da trajetória prevista para o SARA conforme a Figura 1[2], em que se pode observar a evolução da velocidade e número de Mach, onde parte significativa do aquecimento deverá ocorrer em dois momentos, por volta de 50 e 600 segundos, quando o escoamento é hipersônico, ainda dentro da camada atmosférica (entre 90 e 100 km de altitude) [2].

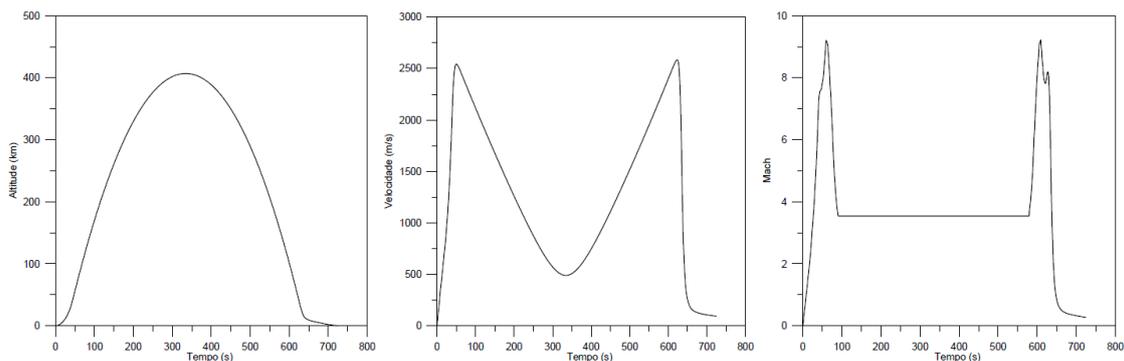


Figura 1: Características da trajetória prevista do SARA suborbital [2].

Para o cálculo do aquecimento aerodinâmico do SARA, faz-se preciso 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 elas serão simplificadas. No presente trabalho, o Método de Zoby e através do *Fluent* para a validação será empregado para estimar o fluxo de calor convectivo na parede da plataforma SARA, a partir das seguintes hipóteses [2]:

- 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.
- 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.

Foram assumidas as condições da corrente livre que foram dadas por v_∞ , T_∞ , p_∞ , respectivamente a velocidade, temperatura e pressão. As condições atmosféricas (propriedades do ar com relação a altitude) são obtidas a partir da *U.S. Standard Atmosphere* [6], de onde se extraem a pressão e temperatura ambientes, velocidade do som e demais propriedades físicas do ar.

2.2. Método de Zoby

O método de Zoby foi utilizado para o cálculo do fluxo de calor incidente na superfície externa da parede [10]. A partir da equação de troca de calor por convecção, conforme a equação 1:

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

Onde:

q – Fluxo de calor, H – Coeficiente de película, T_{aw} – Temperatura da parede adiabática, T_w – Temperatura da parede.

Tal método já estava com os resultados tabelados, porém foi preciso utilizar a equação 1 para se obter os resultados de fluxo de calor para cada instante de tempo.

2.3. Ansys Fluent (CFD)

Serão simulados dois instantes de tempo para ser comparado com o método de Zoby. A Tabela 1, se designa ao instante ao longo da trajetória, com as propriedades de escoamento livre, que foram utilizadas por meio da atmosfera padrão [6].

Tabela 1: Condições do escoamento externo em diferentes instantes [6].

Tempo (s)	Altitude (m)	Mach	Pressão (Pa)	Temperatura (K)
10	1919	1.139	80298.000	275.676
20	7431	2.396	38629.600	239.848

Foi construído o modelo geométrico do SARA com simetria axial, pois foi considerado que o ângulo de ataque fosse nulo, portanto o modelo fica mais compacto, ou seja, necessita-se de menos memória do computador para realizar as iterações, levando menos tempo para convergir o modelo. As simulações foram executadas com modelo laminar, embora as condições de voo sejam suficientemente elevadas para justificar a utilização de turbulência.

A Figura 2 ilustra as condições de contorno, onde 1 é para o *far-field* em que são definidos parâmetros como v_∞ , T_∞ , p_∞ ; 2 é a parede do modelo, que neste caso a temperatura foi considerada 300 K e 3 é o eixo de simetria axial do modelo.

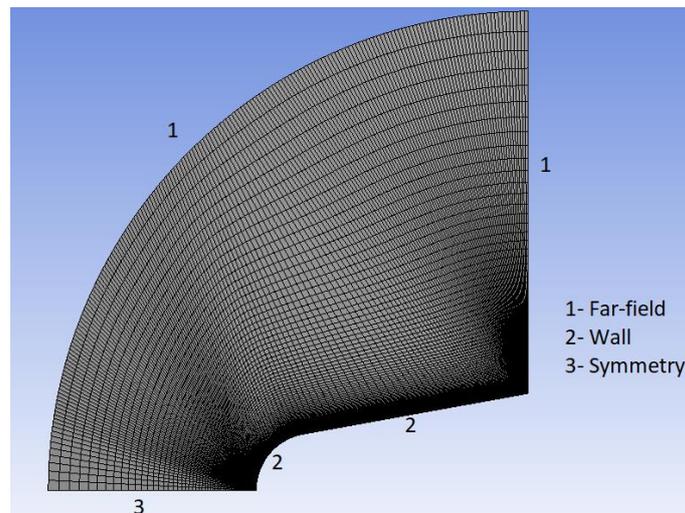


Figura 2: Geometria e condições de contorno no SARA, empregados na simulação CFD.

2.4. Modelo Termo Estrutural (Abaqus)

De maneira similar ao *Fluent*, a geometria foi criada com simetria axial, porém o modelo foi dividido em 6 partes, pontos próximos do nariz e da parte cônica da cápsula, onde se

concentram os maiores valores para o fluxo de calor na parede externa, conforme Figura 3. Foi inserido um prato na parte interna e inferior com uma geometria cubica no centro para verificar a temperatura atingida nessa região interna.

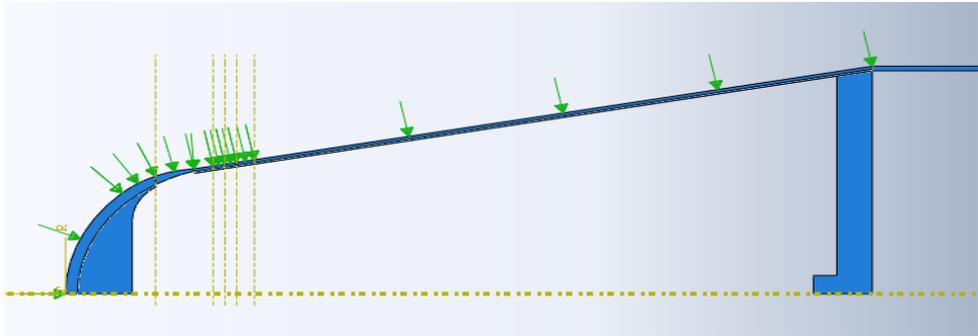


Figura 3: Modelo geométrico com os carregamentos térmicos aplicados na parede externa.

A estrutura do SARA é constituída por uma combinação de alumínio e fibra de carbono. A configuração proposta para a proteção térmica era composta de uma calota de resina quartzo-fenólica de 20 mm de espessura na região esférica, uma camada de cortiça de 6 mm sobre a seção cônica e seção cilíndrica exposta. As propriedades desses materiais são mostradas na Tabela 2.

Tabela 2: Propriedades físicas dos materiais [3].

Propriedade\ Material	Alumínio	Fibra de carbono	Quartzo-fenólica	Cortiça
Calor Específico (J/kg K)	960	800	1256	1971.8
Condutividade térmica (W/m K)	177	150	0.485	0.084
Densidade (kg/m ³)	2710	1750	1730	480

A temperatura interna da cápsula não poderá ultrapassar 60 °C para não afetar o desempenho e funcionamentos dos componentes.

3. Resultados

Os resultados serão descritos por subtemas para a facilidade da compreensão e divisão dos resultados obtidos.

3.1. Análises térmicas

O cálculo do aquecimento aerodinâmico foi feito através do método de Zoby, descrito no tópico 2.2. Foi gerado um arquivo *.txt*, com as variáveis circuladas em azul, conforme ilustra a Figura 4, com os resultados determinados para cada instante de tempo. A partir das colunas selecionadas em verde, foi possível calcular o fluxo de calor através da equação 1.

TITLE = "CAMPOS"										
VAR= "y"	"Tr"	"H"	"Re"	"f1"	"ry"	"z"	"p"	"Tw"	nesc"	
ZONE t= "	.20000"	i= 550	f= "point"							
.00000	287.81909	6.51504	.00000	.00000	.00000	.00000	1.00000	26.99364	1	
.00197	287.81909	6.51504	.29076	.40368	.00197	.00001	1.00000	26.99364	1	
.00394	287.81909	6.51504	.58210	.80816	.00394	.00003	1.00000	26.99364	1	
.00591	287.81909	6.51504	.87398	1.21345	.00591	.00006	1.00000	26.99364	1	
.00789	287.81909	6.51504	1.16640	1.61956	.00789	.00011	1.00000	26.99364	1	
.00987	287.81909	6.51504	1.45936	2.02647	.00987	.00017	1.00000	26.99364	1	
.01185	287.81909	6.51504	1.75282	2.43420	.01185	.00025	1.00000	26.99365	1	
.01384	287.81909	6.51504	2.04678	2.84275	.01384	.00034	1.00000	26.99365	1	
.01584	287.81909	6.51504	2.34122	3.25211	.01583	.00045	1.00000	26.99365	1	
.01783	287.81909	6.51504	2.63614	3.66229	.01782	.00057	1.00000	26.99366	1	
.01983	287.81909	6.51504	2.93150	4.07329	.01982	.00070	1.00000	26.99366	1	
.02184	287.81909	6.51504	3.22731	4.48511	.02182	.00085	1.00000	26.99367	1	
.02385	287.81909	6.51504	3.52354	4.89776	.02382	.00102	1.00000	26.99367	1	
.02586	287.81909	6.51504	3.82018	5.31123	.02583	.00120	1.00000	26.99368	1	
.02788	287.81909	6.51504	4.11722	5.72553	.02783	.00139	1.00000	26.99369	1	

Figura 4: Representação dos resultados obtidos através do método de Zoby.

Após executar as simulações no *software Ansys Fluent*, foi gerado um arquivo *.txt*, entretanto no software é possível retirar apenas os parâmetros de interesse, neste caso o fluxo de calor ao longo da geometria no eixo x da cápsula. As Figuras 5 e 6 ilustram os números de Mach para 10 e 20 segundos, respectivamente, em que é possível verificar a onda de choque se formando na parede do SARA na Figura 5, e a mesma bem mais acentuada na Figura 6.

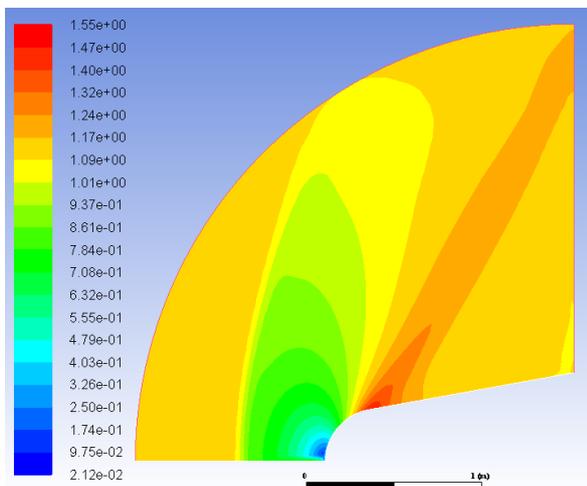


Figura 5: Número de Mach para 10 segundos.

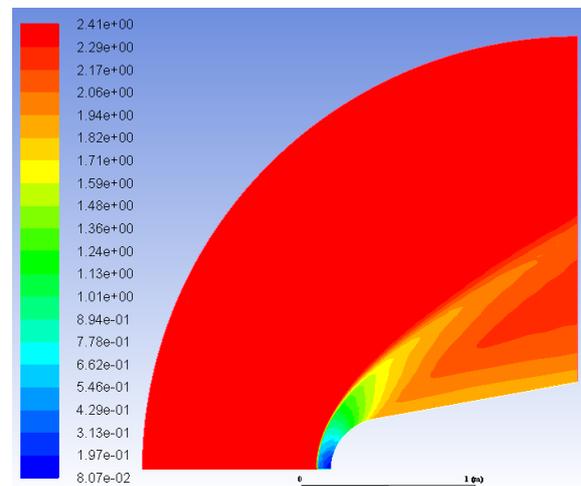
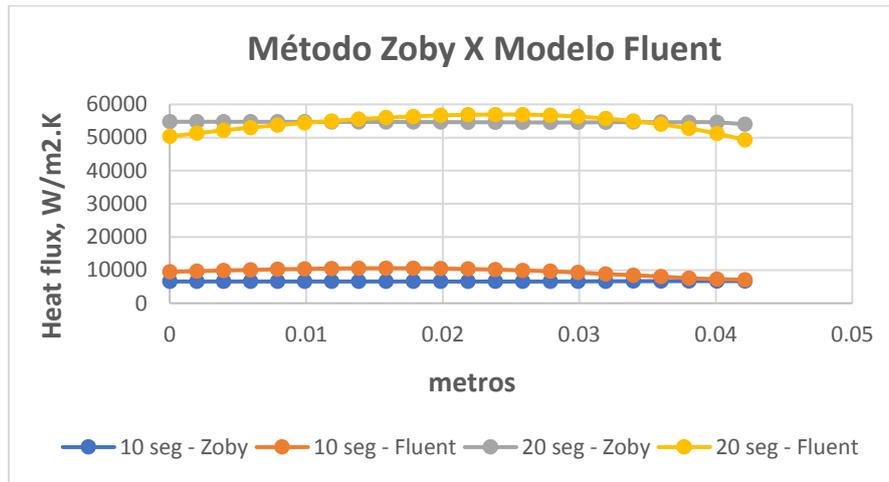


Figura 6: Número de Mach para 20 segundos.

Após simular os modelos no *CFD* foi possível comparar o fluxo de calor com o método de Zoby. Ao longo da geometria os valores divergiram pelo fato dos efeitos turbulentos, que certamente estarão presentes nesses instantes de voo. No Gráfico 1, percebe-se que os valores foram satisfatórios próximo ao ponto de estagnação. A razão desse fenômeno, é que nesses pontos o escoamento é laminar e ao decorrer da geometria o escoamento se comporta de modo turbulento.

Gráfico 1: Fluxo de calor próximo ao ponto de estagnação.



Portanto para um resultado mais confiável na análise térmica, será utilizado os resultados do fluxo de calor pelo método de Zoby, visto que já foi utilizado pela ASE-IAE [2]. O Gráfico 2 apresenta a distribuição do fluxo de calor em função da trajetória prevista para o SARA, observa-se que há um pico no fluxo de calor próximos a 50 e 600 segundos, pelo fato do escoamento ser supersônico, ainda dentro da camada atmosférica, afetando no aquecimento aerodinâmico, como já descrito anteriormente. Portanto, entre esses segundos o fluxo é baixo por estar em ambiente de microgravidade; percebe-se também que o segundo pico (± 620 segundos) é maior que o primeiro por razão do fluxo de calor ser cumulativo ao longo da trajetória.

Gráfico 2: Distribuição do fluxo de calor ao longo da trajetória.



3.2. Análise Termo Estrutural (*Abaqus*)

Foi realizada uma análise transiente do modelo, em que se obteve o valor de $53,9^{\circ}\text{C}$, conforme a Figura 7:

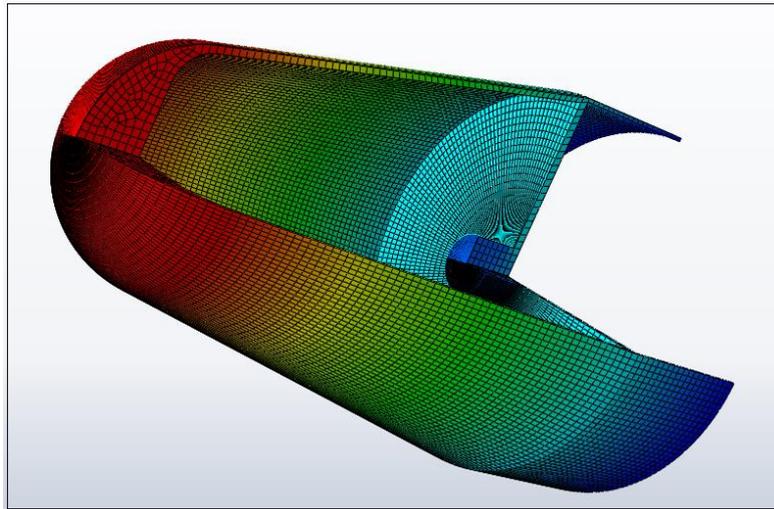


Figura 7: Análise termo estrutural realizada no *Abaqus*.

4. Conclusões

Neste trabalho, foi feita uma revisão bibliográfica e desenvolvido um modelo para determinar o comportamento termo estrutural para a cápsula sub orbital SARA. Foi analisado o método de Zoby e comparado com o modelo desenvolvido no *Fluent CFD*. Pelo fato dos escoamentos serem turbulentos ao atingirem números de Mach elevados (onde ocorre o aquecimento aerodinâmico), o modelo *CFD* foi válido somente próximo ao ponto de estagnação.

Foi criado o modelo geométrico para a análise termo estrutural no *Abaqus*, foram inseridos os fluxos de calor da parede externa dividido em segmentos da cápsula em função da geometria e do tempo (tabela 3D). A temperatura interna foi de 53,9 °C, aceitável para o modelo, sendo que não poderia ultrapassar os 60 °C.

Portanto, apesar das limitações encontradas, os resultados foram satisfatórios e mostra a potencialidade do método utilizado, podendo ser considerado em pesquisas futuras o uso dos modelos de turbulências via *CFD*, considerando assim os escoamentos rotacionais e seus efeitos, obtendo resultados mais otimizados. Desta maneira, consideram-se que todos os objetivos propostos pelo projeto foram satisfeitos.

5. Divulgação dos Resultados

Foram submetidos 3 artigos, sendo que entre eles, dois foram para o *International Astronautical Congress (IAC)*, com os títulos: “*Thermo-structural Analysis During Ascent Flight and Atmospheric Reentry for SARA Capsule*” e “*Atmospheric Reentry Stability Analysis*”

of the Space Vehicle SARA”, sendo que os mesmos já foram aprovados para a apresentação que ocorrerá no final de setembro em Adelaide na Austrália.

O terceiro artigo com título: “*Thermal Analysis of VSB-30 Rocket Payload*” foi submetido para o Congresso Internacional de Engenharia Mecânica (COBEM), que será apresentado em dezembro deste ano em Curitiba.

5.1. Agradecimentos

Apresento os meus sinceros agradecimentos ao CNPq e ao PIBIC-IAE pela obtenção da bolsa de Iniciação Científica, pelo desenvolvimento intelectual científico que obtive nesse último ano. Agradeço a equipe da ASE-IAE pela bondade, paciência e confiança que estiveram comigo.

Referências

- [1] Anderson Jr., J. D., 2010, “Fundamentals of Aerodynamics” 5th ed., McGraw-Hill, Boston.
- [2] Damilano, J. G.; Machado, H. A.; Aguiar, D. S.; Almeida, F. E.; Duarte, J. A. A.; Azevedo, J. L. F., 2013, “Análise Termo-Estrutural de Proteção Térmica Integrada à Estrutura em Veículos Espaciais e Sub-Orbitais”, Projeto de Pesquisa Científica CNPq (IAE), Dezembro 2013, São José dos Campos.
- [3] Machado, H. A., 2010, “Simulação Computacional do Processo Ablativo na Proteção Térmica de Veículos Espaciais e Sub-Orbitais”, Relatório Técnico (IAE) - ASE-RT-002-2010, 24/02/2010, São José dos Campos. Classificado.
- [4] Miranda, I. F.; Mayall, M. C de M., 2001, “Fluxo de Calor Convectivo em Micro-Satélites em Reentrada atmosférica”, Dissertação de Graduação, ITA, São José dos Campos.
- [5] Moraes Jr., P., 1998, “Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA”, Proceedings of 8th Chilean Congress of Mechanical Engineering, Concepción, Chile.
- [6] NOAA – National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976, “U.S. Standard Atmosphere”, 1976, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., USA.
- [7] Rogan, J. E.; Hurwicz, H., 1973, “High-temperature Thermal Protection Systems”, in “Handbook of Heat Transfer”, edited by Rohsenow and Hartnett, McGraw-Hill, New York.
- [8] Scalabrin, L.C., 2007, “Numerical Simulation of Weakly Ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules, Ph.D. Thesis, University of Michigan, Michigan, USA.
- [9] Tamma, K. K. and Thornton, E. A., 1987, “Re-Entry Thermal/Structural Finite-Element Modeling/Analysis of Shuttle Configurations”, J. Spacecraft and rockets, vol. 24, no. 2, pp 101-108.
- [10] Zoby, E. V., Moss, J. N. and Sutton, K., 1981, “Approximate Convective Heat Equations in Hypersonic Flows”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 18, No. 1, pp. 64-70