

Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Análise termo-estrutural do veículo SARA
Bolsista: Lucas Carnasciali Cavicchiolo
Orientador(a): Ten. Carlos Henrique Melo Souza
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2017 a Julho de 2018

Resumo

Veículos espaciais de reentrada atmosférica passam por condições de voo peculiares, o que amplia a dificuldade nos estudos das respostas aerotermodinâmicas. O conhecimento aprofundado do comportamento térmico de um módulo espacial associado às propriedades dos materiais empregados é de suma importância para garantir a integridade do veículo durante as fases ascendente, suborbital e reentrada atmosférica, bem como na sua recuperação. O presente trabalho, tem por objetivo criar um estudo robusto acoplando cálculos aerodinâmicos e de transferência de calor para simular o aquecimento externo da estrutura e elementos construtivos e de operação da plataforma SARA Suborbital, de modo a obter a distribuição de temperaturas nos sistemas internos e o desempenho do sistema de arrefecimento do veículo. Serão empregados softwares comerciais e materiais disponibilizados pela ASE para a simulação computacional, comparação e validação dos resultados. As etapas previstas são: levantamento de dados, definição do problema físico, construção da solução computacional e análise dos resultados. Portanto, espera-se obter uma distribuição de temperatura na estrutura externa e nos elementos internos ao longo da trajetória e uma previsão do desempenho do sistema de arrefecimento do SARA.

1. Introdução

Um estudo confiável do comportamento de um veículo espacial implica em uma tarefa que abrange várias linhas do conhecimento. Estas ramificações devem descrever, de modo mais realista possível, afim de retratar em um cenário analítico a complexidade de um fenômeno físico. De forma geral, um módulo aeroespacial em um voo atmosférico é um corpo elástico sujeito a altas cargas aerodinâmicas.

O Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA) é um projeto do IAE que consiste em um módulo espacial reutilizável destinado a realizar experimentos em órbitas baixas (200 a 400 km de

altitude) em um período de 10 dias. O satélite tem aproximadamente 1000 mm de diâmetro, 2000 mm de altura e 285 kg de massa, também possui sistema de proteção térmica (TPS) para a reentrada, sistema de controle rotacional a gás frio e estrutura interna em fibra de carbono. O projeto consiste em duas fases, a primeira será de um voo balístico suborbital com duração de 8 minutos em ambiente de microgravidade, onde todos os sistemas e equipamentos embarcados serão testados, bem como as respostas dinâmicas, térmicas e estruturais. Após os testes, o módulo deve reentrar na atmosfera e ser recuperado em alto mar. Já a segunda fase consiste no voo orbital pelo período de 10 dias em uma órbita circular de 400 km.

Nesse contexto, a pesquisa visa analisar o módulo ao longo da trajetória, estudando:

- a. O comportamento aerodinâmico do SARA;
- b. A distribuição de temperatura externa do SARA;
- c. O fluxo de calor sobre o módulo;
- d. A transferência de calor da parede externa para os componentes internos;
- e. O desempenho do sistema de arrefecimento interno do SARA.

Com base no cálculo aerodinâmico computacional (CFD), nas temperaturas e fluxo de calor externos à cápsula, nas propriedades térmicas dos materiais empregados e nas análises transientes de transferência de calor é possível criar uma ferramenta que utiliza diversas áreas do conhecimento e combine-as de modo que as temperaturas internas do módulo sejam estimadas.

2. Materiais e Métodos

A pesquisa no campo aeroespacial exige elevada sinergia de diversas áreas interdependentes, por isso, para um estudo termodinâmico, várias disciplinas devem coexistir e acrescentar dados simultaneamente para o sucesso da ferramenta projetada em todos os passos da análise. Para tal propósito, fez-se um estudo de algumas áreas da engenharia aeroespacial, como Aerodinâmica, Dinâmica de Voo e Térmica.

Nesse cenário, o estudo proposto foi dividido em 3 etapas de acordo com a Figura 1. Observe na Figura 1 que a pesquisa é multidisciplinar e atende duas grandes áreas específicas: o cálculo aerodinâmico e a transferência de calor da estrutura do SARA.

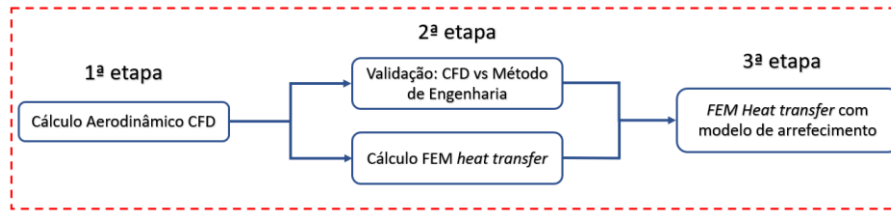


Figura 1 – Fluxograma contendo etapas da pesquisa proposta.

2.1 Cálculo Aerodinâmico

Para a concretização de um estudo preliminar de validação do modelo de engenharia empregado na construção do SARA, utilizou-se o software comercial *Ansys Fluent* disponibilizado pela ASE/IAE. O cálculo aerodinâmico em CFD (*Computational Fluids Dynamics*) foi processado com os seguintes parâmetros: design da cápsula SARA 2D projetado no *Ansys*, malha tetraédrica refinada com número de elementos variando de 250 a 480 mil, modelo de turbulência *k-omega SST*, gás ideal, modelo de viscosidade *Sutherland*, e trajetória pré-definida como ilustrado na Figura 2 [2].

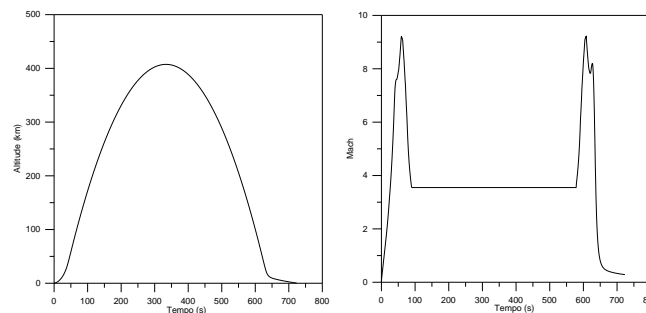


Figura 2 – Trajetória: altitude e número de Mach em função do tempo. Fonte: ASE/IAE.

A seguir, na Figura 3, nota-se uma das malhas utilizadas no cálculo com o sistema de *inflation* para refinar a camada limite com 30 *layers*, a fim de melhorar a solução próximo à parede [3].

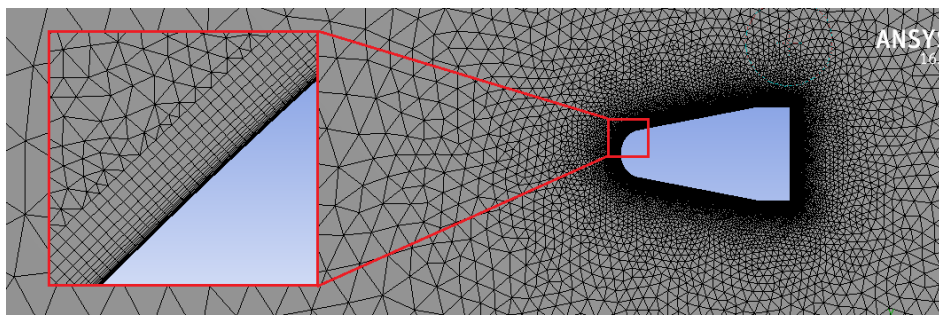


Figura 3 – Malha SARA 2D com refinamento da camada limite. Fonte: elaborada pelo autor. Sendo empregada a metodologia de rotinas *step-by-step* (análises estáticas de cada passo da trajetória), a análise CFD, então, recria o ambiente externo e o cálculo pelo modelo de

engenharia analítico. Assim, em determinados momentos da trajetória ascendente, o cálculo aerodinâmico é efetuado e os resultados de fluxo de calor são comparados. Adota-se:

- Rodada estática com ângulo de ataque zero e ausência de rotação;
- As propriedades físicas são consideradas constantes com a temperatura;
- O ar atmosférico é considerado um gás termicamente perfeito;
- Camada limite fina;
- Escoamento não-viscoso na região da camada de choque externa à camada limite;
- Escoamento isentrópico em uma mesma linha de corrente;

Para o método de engenharia, o processo de aquecimento aerodinâmico envolve a combinação de diversos fenômenos físicos simultâneos e, por isso, é de difícil modelagem. Para o cálculo do aerodinâmico do SARA, é necessário conhecer os campos de pressão (obtidos através da altitude), velocidade (obtida através da trajetória pré-definida) e temperatura ao redor da superfície externa da parede.

Assume-se que as condições da corrente livre são dadas por p_∞ , v_∞ , T_∞ , respectivamente a pressão, velocidade e temperatura. As condições atmosféricas (propriedades do ar com a altitude) são obtidas a partir da *U. S. Standard Atmosphere* (1976) [3], de onde se extraem a pressão e temperatura ambientes, densidade e viscosidade do ar e velocidade do som.

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. As propriedades de estagnação do gás são calculadas através das relações para gás perfeito [4].

Para o cálculo do fluxo de calor incidente na superfície externa da parede, foi empregado o método de *Zoby*, 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 [5]. A partir da equação (1) de troca de calor por convecção, tem-se:

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

Onde q é o fluxo de calor, H é o coeficiente de película, T_w é a temperatura da parede e T_{aw} é a temperatura da parede adiabática (ou de recuperação), dada pela equação (2):

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

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. A variação da viscosidade com a

temperatura é obtida a partir da fórmula de *Sutherland* [5]. Assim, o fluxo de calor é calculado distribuído na superfície do SARA. O método garante solução para passos mais discretos (de um em um segundo) e um tempo computacional menor que a análise CFD.

2.2 Transferência de Calor

O software mais utilizado pela ASE na Subdivisão de Estruturas para cálculo estrutural em elementos finitos é o Abaqus [6] e foi o software escolhido para a realização do cálculo de transferência de calor da estrutura do SARA com TPS (Thermal Protection System) e eletrônicos embarcados. Por apresentar uma organização de arquivos em *scripts*, o Abaqus é útil para a implementação do método quando associado a rotinas de programação MatLab. Como a distribuição do fluxo de calor é dada em função da geometria do modelo e do passo no tempo, a análise se torna de difícil operação somente com ferramentas do software FEM. Para isso, o modelo de *software in-the-loop* é utilizado e uma interface Abaqus/MatLab é necessária para a análise transiente. A Figura 4 mostra a rotina para a interface do cálculo estrutural.

```
!open Abaqus structural
!abaqus job=SARA-structural interactive
!open python script
!abaqus cae noGUI=deformation.py
```

Figura 4 – Rotina da interface Abaqus/MatLab para uma rodada de análise estática e alteração do fluxo de calor para a próxima. Fonte: elaborada pelo autor.

No pré-processamento foram utilizados desenhos de engenharia disponibilizados pela Subdivisão de Projetos da ASE. A modelagem do módulo apresenta o sistema TPS: resina quartzo-fenólica no nariz onde o arrasto e o aquecimento aerodinâmico são maiores e cortiça ao longo da saia. Além de serem materiais de baixa condutividade, também são materiais ablativos, ou seja, que se degradam em uma reação exotérmica quando atingem uma determinada temperatura e resfriam o ar vizinho, retardando a passagem do calor pela parede da estrutura. O SARA também conta com um cone estruturado em fibra de carbono e uma calota de alumínio situada no nariz (logo abaixo da resina ablativa), que serve como um corpo mássico que troca calor com a parede com o intuito de retardar o aquecimento interno. Note a Figura 5 que ilustra o SARA em corte para a visualização da sua estrutura e seu TPS e a Tabela 1 com as propriedades dos materiais [7].

Para o arrefecimento do módulo, foi utilizado o conceito de células de *Peltier* localizadas entre o prato de equipamentos e os eletrônicos embarcados. A célula, alimentada por uma bateria externa ainda na torre de lançamento, tem uma função de reduzir a temperatura dos eletrônicos

nessa fase inicial (pré-lançamento), com o intuito de reduzir a temperatura do interior da cápsula. Portanto, na análise, a espessura da célula de *Peltier* é desprezível e assume-se uma resistência térmica entre o prato de equipamentos e os eletrônicos e um campo pré-definido inicial com a temperatura dos componentes de, aproximadamente, igual a 0° C (273K).

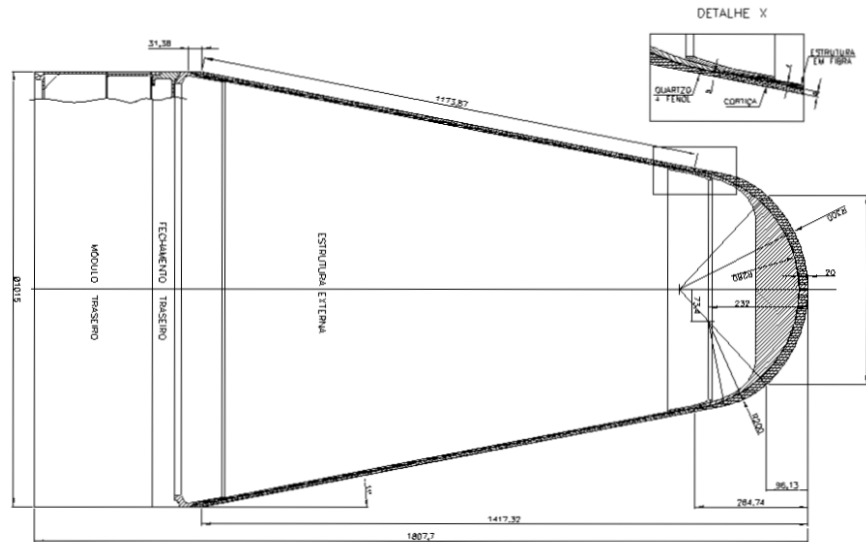


Figura 5 – Vista do SARA em corte, ilustrando a estrutura e a TPS. Fonte: ASE/IAE.

Tabela 1 – Propriedades físicas dos materiais empregados.

	Alumínio	Fibra de carbono	Quartzo-fenólica	Cortiça
Emissividade	0.06	1	0.8	0.78
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

3. Resultados

A partir dos materiais disponibilizados pela ASE e da metodologia desenvolvida nessa pesquisa até então, pôde-se determinar resultados que determinam a continuidade da pesquisa.

Na primeira etapa, que compreende as análises em CFD, foram realizados estudo para 10 passos na trajetória ascendente, de acordo com a Tabela 2.

Tabela 2 – Número de Mach em função da trajetória ascendente.

Passo de tempo na trajetória	13s	16s	19s	21s	24s	27s	30s	35s	39s	50s
Número de Mach	1.49	1.85	2.25	2.55	3.06	3.6	4.15	5.38	6.66	7.83

A partir da trajetória representada na tabela, foram realizadas as análises computacionais. A seguir, na Figura 6 e 7 estão representados os resultados do estudo para os seguintes passos de tempo: 13, 19, 24, 30 e 39 segundos. Na Figura 6, estão demonstrados os contornos para

número de Mach ao longo da superfície e proximidades do SARA. Já nos gráficos ilustrados na Figura 7, têm-se os valores de fluxo de calor calculados pela análise em CFD (azul) e pelo método de engenharia de utilizado na ASE (laranja), em comparativo. Por se tratar de uma trajetória balística simétrica, os números de Mach ascendentes são iguais aos da reentrada. Portanto, é possível estimar e validar o método para a reentrada, já que somente a altitude será alterada. O aquecimento aerodinâmico é mais intenso na reentrada, pois a altitude decai e a velocidade aumenta. Isso se agrava devido às forças de resistência do ar (arrasto de atrito ou fricção) e pelas propriedades do ar formadas pela onda de choque [2].

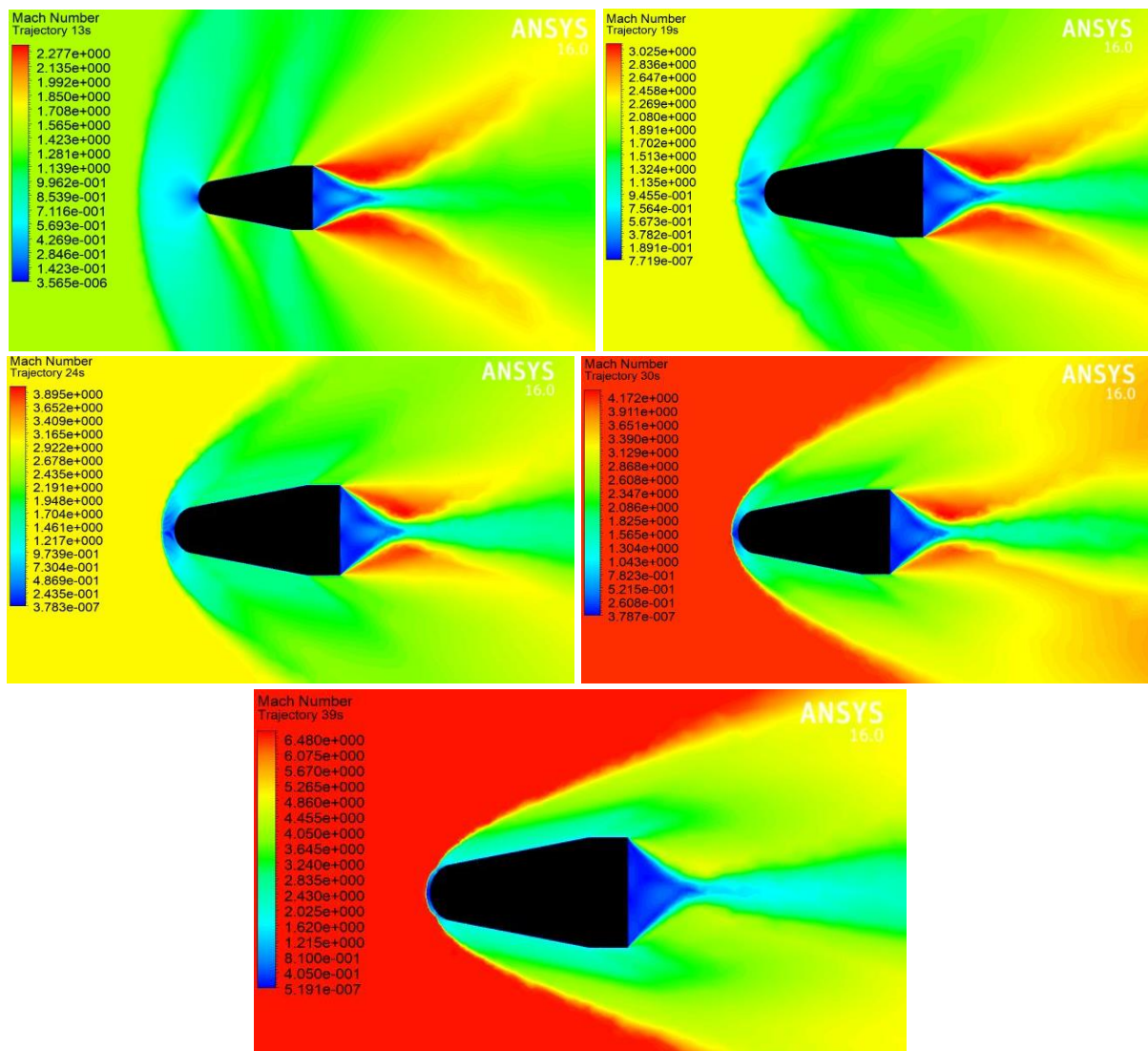


Figura 6 – Contornos de número de Mach da plataforma SARA (Fonte: o autor).

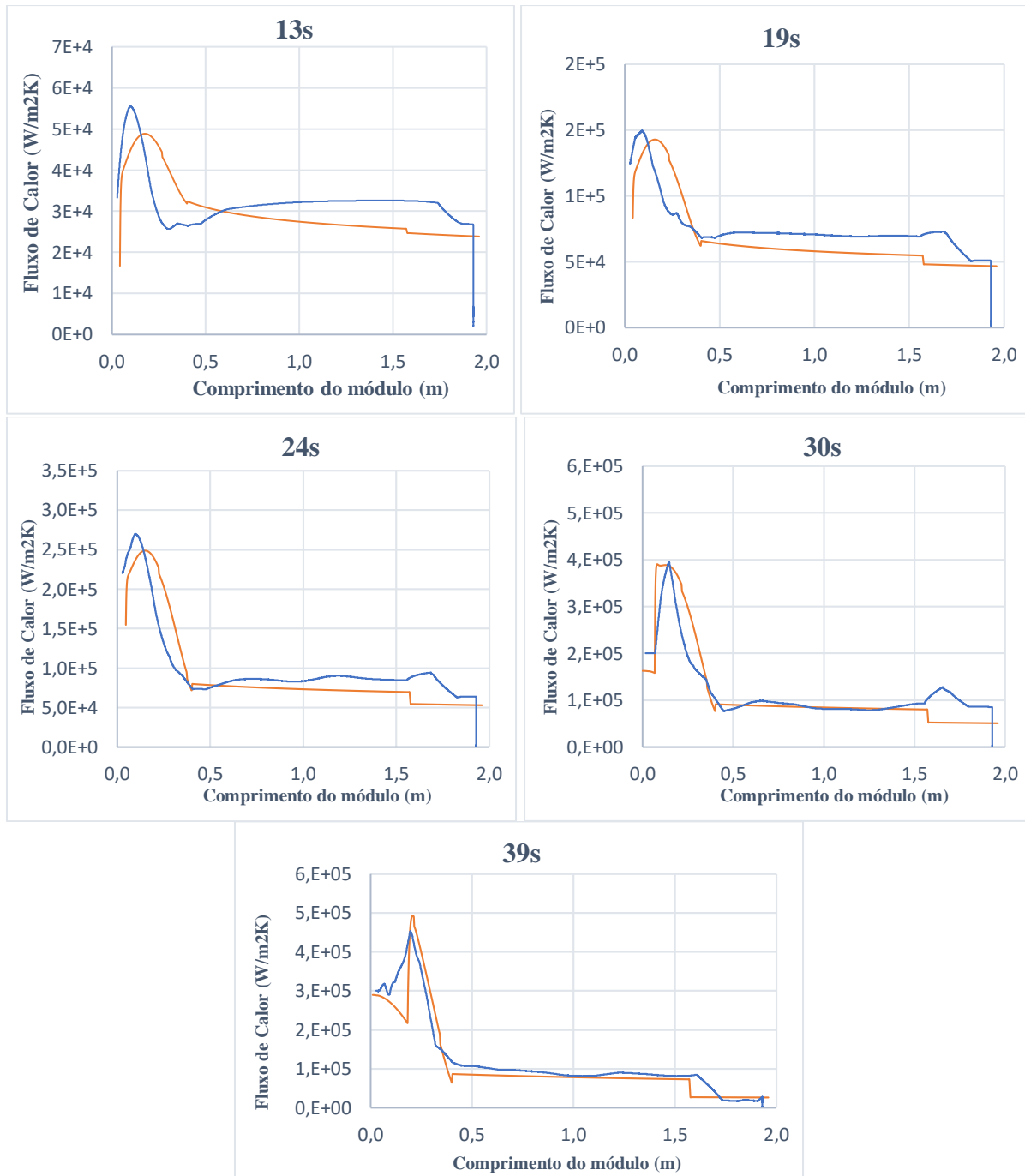


Figura 7 – Gráficos de Fluxo de Calor vs. Comprimento do SARA. Comparação análise CFD (azul) e método de Zoby (laranja).

A respeito das Figuras 6 e 7, pode-se inferir que, é possível analisar a evolução da onda de choque conforme o aumento da altitude e da velocidade e a influência da atmosfera na geração de um fluxo de calor para o módulo. Nota-se que o método de engenharia de Zoby é eficaz e apresenta resultados muito próximos de métodos robustos de elementos finitos. Além disso, a solução analítica necessita de um tempo e capacidade computacional muito inferiores.

Depois de feita a validação do método de engenharia comparado ao CFD, a segunda e terceira etapas empregam a abordagem em elementos finitos (Abaqus) através de uma análise de transferência de calor transiente com o software Abaqus. O modelo 2D axissimétrico foi escolhido pela simetria do SARA e da escolha por um ângulo de ataque nulo. O satélite foi modelado com os materiais presentes na estrutura (alumínio e fibra de carbono) e TPS (resina quartzo-fenólica e cortiça) e os componentes internos (alumínio), que foram concentrados em uma região central do prato de equipamentos.

A análise utiliza dos resultados de tabelas completas do método de engenharia Zoby que fornecem a temperatura de recuperação (Tr) o coeficiente de convecção térmica (H) para cada passo de 1 segundo (*step-by-step*). Observe a Figura 8 com a geometria utilizada e o resultado da análise sem sistema de arrefecimento para o tempo final da trajetória.

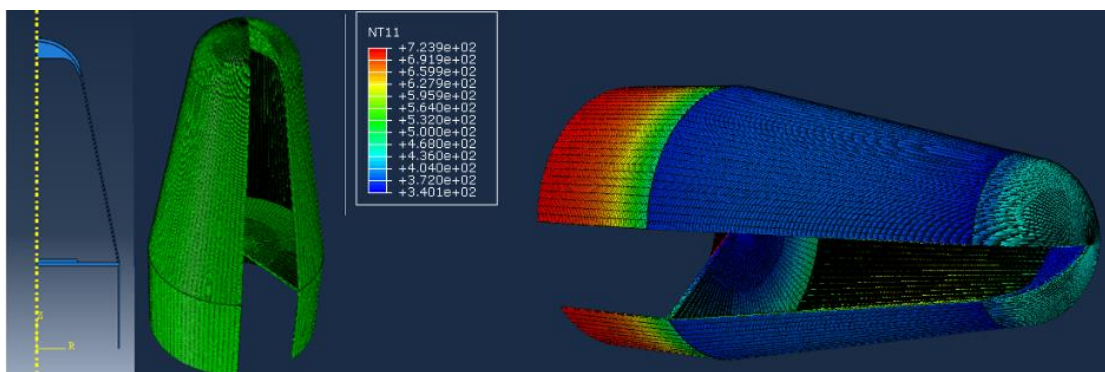


Figura 8 – Pré e pós-processamento da análise transiente para o modelo axissimétrico em revolução do SARA com TPS e eletrônicos embarcados.

A partir da Figura 8, pode-se visualizar o aquecimento aerodinâmico externo e a transferência de calor interior. Já na Figura 9, têm-se as temperaturas nodais dos componentes internos nas duas condições de contorno (com e sem arrefecimento) provando a redução de temperatura com a utilização da célula de *Peltier*.

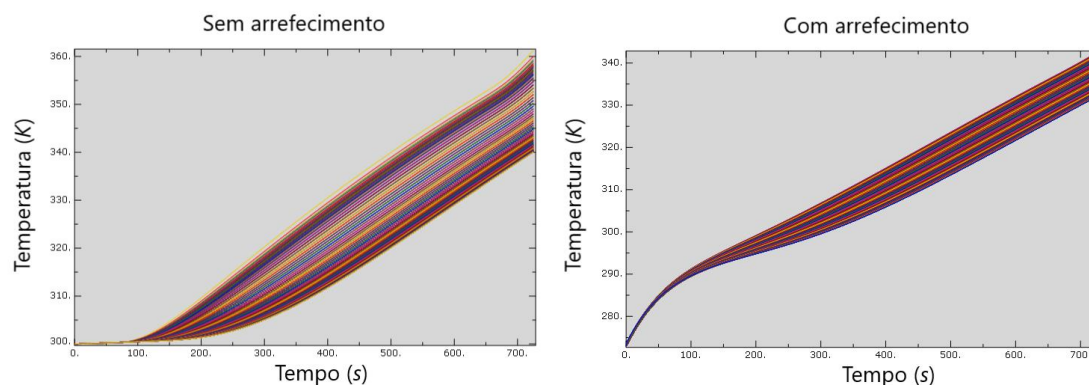


Figura 9 – Temperatura nodal dos eletrônicos comparando as análises abordadas.

Observa-se na Figura 9 que o sistema de arrefecimento implica diretamente nas condições do início do voo e, com isso, reduz a temperatura final dos eletrônicos satisfazendo as temperaturas mínimas de operação (333K para alguns equipamentos).

4. Conclusões

Neste trabalho, foi descrita a metodologia para análise do aquecimento aerodinâmico da plataforma SARA Suborbital. Para um ambiente aeroespacial, a pesquisa computacional visa mitigar os custos de um projeto de engenharia, utilizando estudos multidisciplinares que, acoplados em um trabalho conciso, podem criar uma ferramenta de trabalho para pesquisas futuras. De acordo com os resultados obtidos, conclui-se que as ferramentas desenvolvidas na pesquisa apresentaram bons resultados analíticos e computacionais para o estudo proposto. As análises aerodinâmicas para o período ascendente comparadas ao método de engenharia de Zoby foram essenciais para validar o modelo utilizado na ASE/IAE.

Para a transferência de calor do módulo pode-se inferir que, simplificando a geometria do SARA e analisando a presença de um sistema de arrefecimento, foi possível estimar as temperaturas de um voo completo desenvolvendo uma frente de estudo que pode ser utilizada como recurso preliminar para um projeto de tal complexidade. Pode-se, então, promover a realização de trabalhos similares para outros veículos, módulos ou trajetórias alternativas com um custo baixo e resultados muito próximos de modelos complexos.

5. Divulgação dos Resultados

Espera-se, com o resultado da pesquisa ao final do programa PIBIC IAE 2017/2018, uma publicação acerca da metodologia utilizada e, em soma, já está sendo elaborado um artigo para apresentação oral no XXII Encontro Latino Americano de Iniciação Científica (INIC Univap) no final de 2018

Referências

- [1] – ANSYS, Inc. Ansys Fluent 17.2 User's Gui Manual, April 2009. Disponível em: <<http://users.ugent.be/~mvbelleg/flug-12-0.pdf>>. Acesso em: 30 mar. 2017.
- [2] – ANDERSON, J. D., Jr., *Fundamentals of aerodynamics*. New York, McGraw-Hill, 2001.
- [3] – DIGITAL DUTCH. 1976 Standard Atmosphere Calculator. Disponível em: <<https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>>. Acesso em: 10 jan. 2018.
- [4] – ANDERSON Jr., J. D., 1982, “Modern Compressible Flow”, McGraw-Hill.
- [5] – MIRANDA, I. F. and Mayall, M. C de M., 2001, “Fluxo de Calor Convectivo em Micro-Satélites em Reentrada atmosférica”, Graduate Dissertation, ITA, Brazil.



[6] – SIMULIA DASSAULT SYSTÈMES CORPORATION. Abaqus 6.14 Manual. Disponível em: <<http://desktop-ri5jas0:2080/v6.14/index.html>>. Acesso em: 21 mar. 2017.

[7] – 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.