Anais do Congresso Brasileiro de Iniciação Científica
(https://periodicos.unisanta.br/COB)

ISSN 2317-1316

MODELAGEM NUMÉRICA DA TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM CUBESATS COM IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL PARA ANÁLISE DO ACOPLAMENTO TÉRMICO-ESTRUTURAL EM ÓRBITA

NUMERICAL MODELING OF HEAT TRANSFER IN CUBESATS WITH COMPUTATIONAL IMPLEMENTATION FOR IN-ORBIT THERMAL-STRUCTURAL COUPLING ANALYSIS

João Victor Pereira Couto, Joseph Youssif Saab Junior

Instituto Mauá de Tecnologia, Curso de Engenharia da Computação
E-mail para contato: jvpcouto@hotmail.com

RESUMO – Este trabalho apresenta o desenvolvimento, a implementação arquitetural e a verificação numérica parcial de um modelo termoestrutural preditivo para nanossatélites CubeSat 1U em Órbita Baixa da Terra (LEO). O solver, codificado ad hoc em Python, resolve a transferência de calor transiente pelo Método dos Volumes Finitos (MVF) e acopla sequencialmente o campo térmico ao Método dos Elementos Finitos (MEF). A órbita e os fluxos de radiação solar direta, albedo terrestre e infravermelho são modelados com propagação Kepleriana. A não linearidade de Stefan–Boltzmann da radiação é tratada por Newton–Raphson, com sistemas esparsos resolvidos por BiCGSTAB e ILU. A resposta estrutural utiliza elementos C3D8, Resistência de Contato Térmico (TCR) e propriedades do chassi de Alumínio 7075-T6, placas FR-4 e bateria. A verificação inclui independência de malha, GCI , passo temporal, convergência orbital e balanço global de energia. A propagação de incertezas emprega Hipercubo Latino (LHS) e índices de Sobol. A validação experimental em TVAC e a comparação com o Ansys Mechanical são etapas futuras.

Palavras-chave: CubeSat, Modelo Termoestrutural, Método dos Volumes Finitos (MVF), Método dos Elementos Finitos (MEF), Propagação de Incertezas.

ABSTRACT – This work presents the development, architectural implementation, and partial numerical verification of a predictive thermo-structural model for 1U CubeSat nanosatellites in Low Earth Orbit (LEO). The solver, coded ad hoc in Python, solves the transient heat transfer using the Finite Volume Method (FVM) and sequentially couples the thermal field to the Finite Element Method (FEM). The orbit and the direct solar radiation, Earth albedo, and infrared fluxes are modeled with Keplerian propagation. The Stefan–Boltzmann nonlinearity of radiation is

ISSN 2317-1316

treated by Newton–Raphson, with sparse systems solved by BiCGSTAB and ILU. The structural response uses C3D8 elements, Thermal Contact Resistance (TCR), and properties of the Aluminum 7075-T6 chassis, FR-4 boards, and battery. The verification includes mesh independence, GCI, time step, orbital convergence, and global energy balance. The uncertainty propagation employs Latin Hypercube Sampling (LHS) and Sobol indices. Experimental validation in TVAC and comparison with Ansys Mechanical are future steps.

Keywords: CubeSat, Thermo-structural Model, Finite Volume Method (FVM), Finite Element Method (FEM), Uncertainty Propagation.

1 INTRODUÇÃO

Os CubeSats ampliaram o acesso ao espaço ao oferecer plataformas compactas e de custo relativamente reduzido para missões de observação da Terra, conectividade e demonstração de tecnologias. Entretanto, suas dimensões reduzidas e a alternância entre períodos de iluminação solar e eclipse impõem condições térmicas cíclicas que podem comprometer a integridade dos componentes e das interfaces estruturais. Em Órbita Baixa da Terra (LEO), a ausência de convecção externa torna a condução interna e as trocas radiativas mecanismos centrais para a determinação da resposta térmica do satélite (GILMORE, 2002).

As diferenças entre os coeficientes de expansão térmica dos materiais e os gradientes de temperatura podem gerar deformações e tensões, tornando importante avaliar conjuntamente os campos térmico e estrutural. A modelagem numérica permite estudar esses efeitos durante condições orbitais representativas e apoiar decisões de projeto. Métodos numéricos como o Método dos Volumes Finitos e o Método dos Elementos Finitos são ferramentas adequadas, respectivamente, para a análise da conservação de energia e da resposta mecânica (PATANKAR, 1980; BATHE, 1996).

O objetivo geral deste trabalho é desenvolver e verificar numericamente um modelo computacional termoestrutural transiente para um CubeSat 1U em LEO. Especificamente, busca-se modelar a transferência de calor condutivo-radiativa com resistência de contato térmico; mapear o campo de temperatura para uma análise estrutural; avaliar a consistência numérica por métricas de convergência e balanço energético; e investigar a influência de parâmetros termo-ópticos por análise de sensibilidade. A comparação com o Ansys Mechanical e os ensaios em câmara termo-vácuo são considerados etapas futuras.

ISSN 2317-1316

2 MATERIAIS E MÉTODOS

A pesquisa caracteriza-se como um estudo computacional baseado em simulação numérica. O objeto de análise é um CubeSat de fator de forma 1U, composto por chassi de alumínio 7075-T6 e placas eletrônicas de FR-4. O modelo contempla os carregamentos térmicos orbitais e a resistência de contato térmico (*Thermal Contact Resistance*, TCR) nas interfaces entre os componentes.

A análise foi implementada em Python e organizada em módulos para representação geométrica, geração da malha, cálculo orbital, solução térmica, análise estrutural e processamento dos resultados. A configuração nominal definida no código utiliza uma malha cartesiana de 10 × 10 × 10 células, passo temporal de 10 s e simulação com duração correspondente a 25 períodos orbitais.

As propriedades termofísicas empregadas no modelo térmico são: para o chassi de alumínio 7075-T6, densidade de 2810 kg/m³, calor específico de 960 J/(kg·K) e condutividade térmica de 130 W/(m·K); para as placas de FR-4, 1900 kg/m³, 1200 J/(kg·K) e 0,3 W/(m·K); e para a bateria, 2500 kg/m³, 900 J/(kg·K) e 1,5 W/(m·K), respectivamente.

A geração interna nominal de calor totaliza 2,5 W, distribuídos entre os subsistemas eletrônicos: 0,8 W na placa associada ao computador de bordo (OBC), 1,2 W na placa do sistema de potência (EPS) e 0,5 W na placa do rádio. A quarta placa e a bateria não recebem geração interna nominal de calor no modelo. A potência é distribuída volumetricamente entre as células computacionais pertencentes a cada componente.

O código também implementa um perfil temporal pulsado para a geração interna, com ativação durante 35% do período orbital. Esse perfil deve ser distinguido do cenário opcional de pior caso, no qual são definidas duas fontes de pico de 5 W com ativação alternada.

O ambiente orbital é representado por uma órbita circular Kepleriana, com altitude nominal de 550 km, inclinação de 97,6° e ângulo beta solar de 0°, correspondente ao caso de referência denominado Cold Case no código. O período orbital é calculado pela terceira lei de Kepler, utilizando o raio médio terrestre de 6371 km e o parâmetro gravitacional geocêntrico de $3{,}986004418 \times 10^{14}$ m³/s².

As cargas térmicas externas incluem a radiação solar direta, a radiação solar refletida pela Terra (albedo) e a radiação infravermelha terrestre. A irradiância solar de referência é de 1367

ISSN 2317-1316

W/m², o coeficiente de albedo terrestre é 0,30 e a temperatura radiativa efetiva terrestre é de 255 K, utilizada no cálculo da emissão infravermelha. O modelo considera a variação temporal da geometria orbital e da orientação das faces do satélite em relação às fontes radiativas. Durante os eclipses, a contribuição solar direta é anulada pelo modelo orbital.

A troca radiativa com o ambiente é calculada considerando as propriedades ópticas de cada componente. Para as superfícies do chassi, representando alumínio anodizado preto, os valores de referência de início de vida (Beginning of Life, BOL) são absortividade solar de 0,88 e emissividade térmica de 0,80. Para as placas de FR-4, adotam-se 0,65 e 0,86; para a bateria, 0,50 e 0,70. O código também contempla propriedades ópticas de fim de vida (End of Life, EOL), associadas à degradação ao longo do tempo de missão.

Considerando a operação em LEO, a convecção externa é desprezada. Assim, as trocas térmicas externas são radiativas, enquanto a condução ocorre entre as regiões sólidas discretizadas. A temperatura inicial uniforme do domínio é de 293,15 K. A emissão radiativa própria é tratada por meio do termo não linear de Stefan–Boltzmann, associado à quarta potência da temperatura absoluta.

A evolução temporal da temperatura é calculada pelo Método dos Volumes Finitos (MVF), que formula o balanço de energia para cada volume de controle. O armazenamento de energia é representado pela densidade, pelo calor específico e pela variação temporal da temperatura, enquanto a condução entre volumes vizinhos é calculada a partir das condutividades térmicas e das resistências interfaciais.

A integração temporal emprega o esquema totalmente implícito Backward Euler, com passo nominal de 10 s. A não linearidade do termo radiativo proporcional a T^4 é tratada por linearização de Newton–Raphson, conforme implementado no módulo térmico. Os sistemas lineares esparsos são resolvidos pelo método BiCGSTAB, com pré-condicionador ILU, utilizando as tolerâncias numéricas definidas no código.

A resistência de contato térmico (TCR) é incorporada ao cálculo da condução entre volumes adjacentes. O valor nominal é de 10^{-3} m²·K/W nas interfaces entre materiais diferentes, equivalente a uma condutância de contato de aproximadamente 1000 W/(m²·K). Nas interfaces com regiões identificadas como vazio, utiliza-se 10^{-2} m²·K/W, equivalente a aproximadamente

ISSN 2317-1316

100 W/(m²·K). Entre regiões do mesmo material, o código considera resistência de contato nula.

O acoplamento entre as análises térmica e estrutural é sequencial e unidirecional: o campo de temperatura calculado pelo solver térmico é transferido para a representação mecânica, sem retorno da resposta estrutural para a solução térmica. O campo térmico é convertido em variações de temperatura relativamente à referência utilizada no cálculo termoelástico, que é de 293,15 K por padrão.

A resposta estrutural é calculada pelo Método dos Elementos Finitos (MEF), com elementos hexaédricos isoparamétricos de oito nós, C3D8, e integração numérica por quadratura de Gauss 2 × 2 × 2. A matriz de rigidez global é montada em formato esparso. O sistema estrutural é resolvido inicialmente por fatoração direta esparsa, com método iterativo de gradientes conjugados como alternativa em caso de falha.

A condição de contorno mecânica consiste no engaste dos nós pertencentes à face de coordenada mínima em z, com os três graus de liberdade translacionais restringidos. A carga termoelástica é calculada a partir da diferença entre a temperatura nodal e a temperatura de referência, considerando as propriedades mecânicas e os coeficientes de expansão térmica definidos para os materiais. Entre as grandezas avaliadas estão os deslocamentos, as tensões equivalentes de von Mises e as tensões principais.

A verificação numérica do modelo contempla estudos de independência de malha, Índice de Convergência de Malha (Grid Convergence Index, GCI), influência do passo temporal, convergência orbital e balanço global de energia. Esses procedimentos permitem avaliar a influência da discretização espacial e temporal e a consistência do balanço energético calculado.

A análise de incertezas é implementada por Amostragem por Hipercubo Latino (Latin Hypercube Sampling, LHS), com configuração de referência de 1000 amostras. São considerados como parâmetros incertos a absortividade solar, a emissividade térmica e a resistência de contato térmico. No código, as propriedades ópticas são amostradas por distribuições normais truncadas, com desvio-padrão correspondente a 10% do valor nominal e limites entre 0,5 e 1,0; a TCR é representada por uma distribuição lognormal, com parâmetro logarítmico de dispersão de 0,3 e escala de referência de 10^{-3} m²·K/W. Os resultados são empregados na análise de sensibilidade global por índices de Sobol.

ISSN 2317-1316

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A verificação numérica preliminar indicou Índice de Convergência de Malha (GCI) de aproximadamente 0,17% para a grandeza térmica monitorada. No estudo de refinamento, a temperatura máxima reportada diminuiu de 301,51 K para 297,70 K ao passar de malhas 6^3 para 18^3 , com ordem observada de convergência $p \approx 2{,}159$. O valor reduzido de GCI sugere que, para a métrica e a faixa de malhas avaliadas, a solução apresenta baixa sensibilidade ao refinamento.

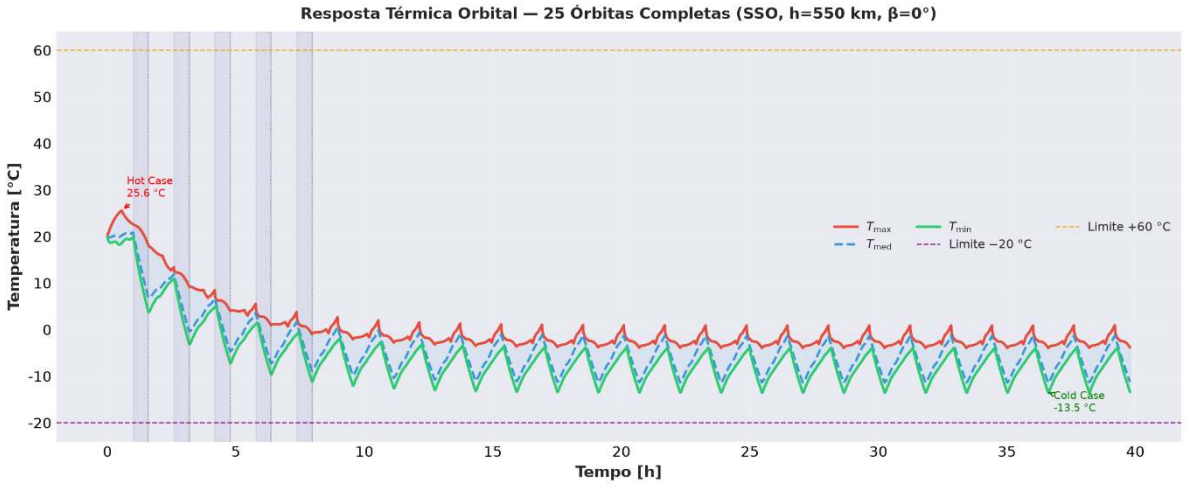
O erro máximo reportado no balanço global de energia foi de 0,004%, enquanto a variação associada ao refinamento temporal com passo de 10 s foi inferior a 0,01%. A simulação nominal foi integrada por 25 períodos orbitais, com período aproximado de 5.730,1 s e fração de eclipse de 37,2%.

Para o caso estrutural nominal reportado, a tensão equivalente máxima de von Mises foi de 82,276 MPa, o deslocamento máximo foi de 89,461 μm e a deformação máxima indicada foi de aproximadamente 2.400,6 με. O fator de segurança reportado foi 4,891, calculado em relação ao limite de escoamento adotado no estudo. Esses valores caracterizam a resposta do modelo sob as condições de contorno especificadas, incluindo o engaste dos nós na face de z mínimo.

Os índices de Sobol reportados para a temperatura máxima indicaram maior influência da emissividade térmica (índice de primeira ordem ≈ 0,728), seguida pela absortividade solar (≈ 0,235) e pela resistência térmica de contato, TCR (≈ 0,037). A soma dos índices de primeira ordem é aproximadamente igual a 1, o que sugere contribuição predominantemente atribuída aos efeitos individuais para o conjunto de parâmetros e intervalos analisados. Essa ordenação indica que a caracterização das propriedades radiativas das superfícies é especialmente importante para reduzir a incerteza da previsão térmica.

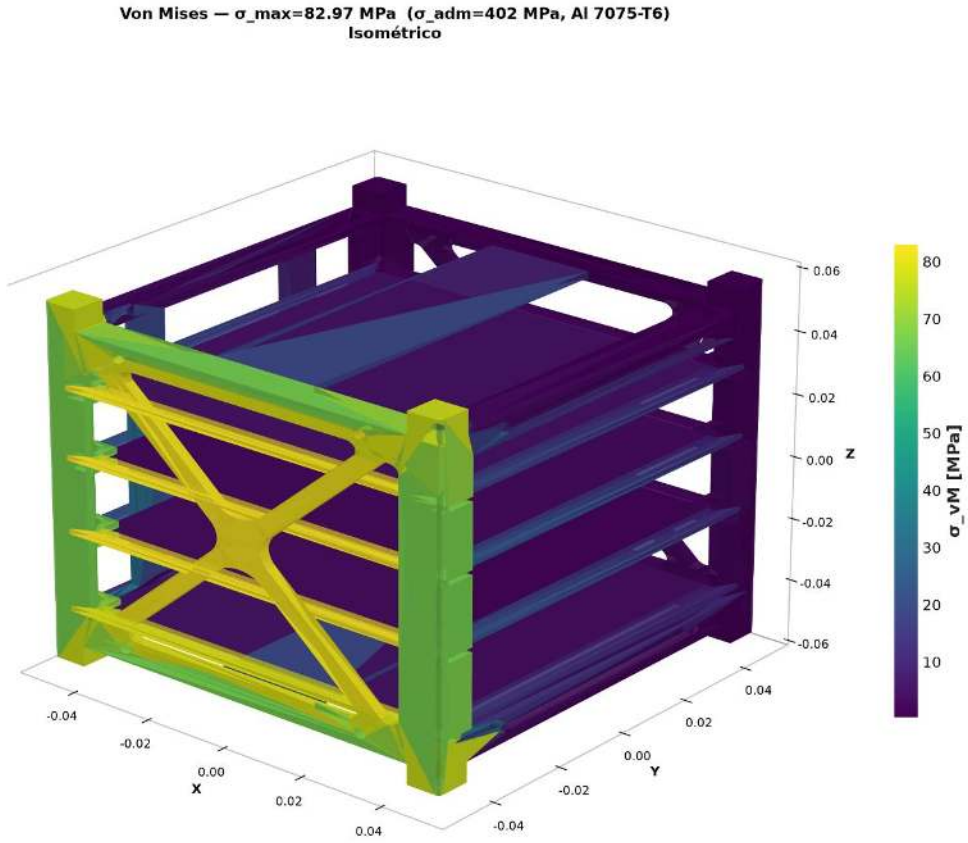
ISSN 2317-1316

Figura 1. Resposta térmica orbital durante 25 órbitas.



Fonte: resultados numéricos do projeto.

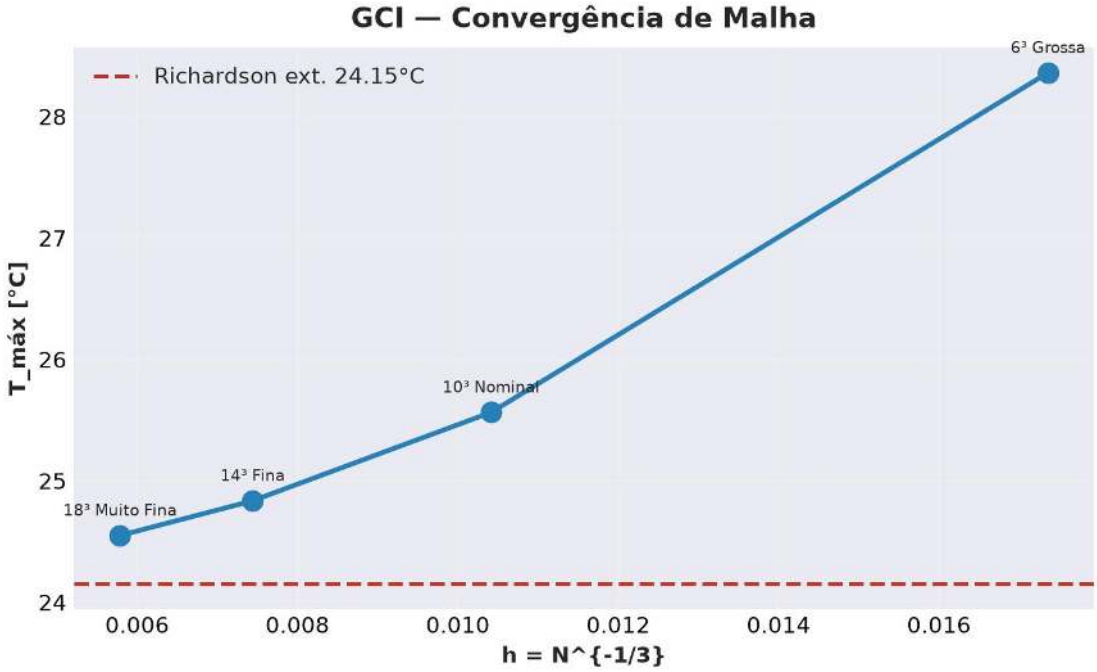
Figura 2. Distribuição tridimensional da tensão equivalente de von Mises.



Fonte: resultados numéricos do projeto.

ISSN 2317-1316

Figura 3. Convergência da temperatura máxima com o refinamento da malha.



Fonte: resultados numéricos do projeto.

4 CONCLUSÃO

Os resultados demonstram que o acoplamento MVF–MEF é adequado, nas hipóteses adotadas, para a previsão preliminar da resposta térmica e termoelástica de um CubeSat 1U em LEO. A solução apresentou convergência espacial e temporal, balanço energético consistente e regime orbital quase periódico. As temperaturas calculadas permaneceram entre −13,5 °C e 25,6 °C, enquanto a tensão máxima de von Mises (82,97 MPa) ficou abaixo do limite admissível do Alumínio 7075-T6, com deslocamento máximo de 89,46 μm. (EUROPEAN SPACE AGENCY, 2008; NASA, 2021).

A análise de sensibilidade reforçou que a emissividade e a absortividade solar controlam principalmente a temperatura global, ao passo que a TCR deve ser examinada quando o objetivo é prever gradientes locais e efeitos termoelásticos. Como limitações, destacam-se a ausência de validação TVAC e de comparação independente com o Ansys Mechanical. Essas atividades constituem a próxima etapa para qualificar o modelo para uso em projeto. (YOVANOVICH, 2005; KIM; LEE; PARK, 2025).

ISSN 2317-1316

5 DECLARAÇÃO DE USO DE IA

Não foram utilizadas ferramentas de IA no desenvolvimento desse artigo.

6 REFERÊNCIAS

AJUL, E. et al. Estimation of thermal contact conductance of spacecraft thin-plate bolted joints. Applied Thermal Engineering, 2023.

AKKA, A.; BENABDELOUAHAB, F.; YERROU, R. Low earth orbit nanosatellite: influence of heat dissipation on passive thermal analysis. Acta Polytechnica, v. 62, n. 5, p. 498–508, 2022. DOI: 10.14311/ap.2022.62.0498.

CELIK, I. B. et al. Procedure for Estimation and Reporting of Uncertainty Due to Discretization in CFD Applications. Journal of Fluids Engineering, v. 130, n. 7, 078001, 2008. DOI: 10.1115/1.2960953.

EUROPEAN SPACE AGENCY. ECSS-E-ST-10-04C: Space engineering — Space environment. Noordwijk: ESA-ESTEC, 2008.

EUROPEAN SPACE AGENCY. ECSS-E-ST-31C: Space engineering — Thermal control general requirements. Noordwijk: ESA-ESTEC, 2008.

GILMORE, D. G. Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies. 2. ed. El Segundo: The Aerospace Press, 2002.

INCROPERA, F. P. et al. Fundamentals of Heat and Mass Transfer. 7. ed. Hoboken: Wiley, 2017.

MCKAY, M. D.; BECKMAN, R. J.; CONOVER, W. J. A comparison of three methods for selecting values of input variables. Technometrics, v. 21, n. 2, p. 239–245, 1979.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. NASA GSFC-STD-7000: General Environmental Verification Standard (GEVS). Greenbelt: NASA GSFC, 2021.

PATANKAR, S. V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. Washington, DC: Hemisphere, 1980.

RICKMAN, S. L. Introduction to On-Orbit Thermal Environments. Cleveland: NASA Engineering and Safety Center, 2014.

ISSN 2317-1316

SOBOL, I. M. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their Monte Carlo estimates. Mathematics and Computers in Simulation, v. 55, n. 1–3, p. 271–280, 2001.