

Mesa para teste de sensores e transmissores em Nanossatélites

Eden L. S. C. Barbosa,¹ Denilson P. S. Santos²
FESJ/UNESP, São João da Boa Vista - SP

A busca por inovações nas área de tecnologia e fabricação mudaram o cenário da fabricação e manufatura de peças em todas as áreas, a possibilidade de realizar manufatura aditiva revelou novos horizontes para setores importantes. Nesse cenário a aplicação de tal processo em meios aeroespaciais desponta como um ramo interessante e inovador, em especial o setor dedicado a componentes estruturais utilizando-se de compostos poliméricos de alto desempenho. Neste projeto propõe-se a criação de uma mesa giroscópica de 3 eixos utilizando manufatura aditiva para fins didáticos, testes do software e sistema embarcado em nanossatélites.

Durante a criação de um satélite faz-se necessário uma bancada de teste (Simulador de controle de atitude) para fins de validação e análise dos requisitos embarcados no protótipo com a finalidade de garantir o funcionamento desejado. O controle de atitude de um nanossatélite pode ser simulado em uma mesa de 3 eixos, que é um tipo de giroscópio [1, 4], onde pode ser simulado controle de rodas de reação, apontamento, calibração de sensores: giroscópios, acelerômetros e velocidades de rotação [2, 5, 6, 8]. O sistema de controle de atitude (Attitude Determination and Control System - ADCS) robusto de um satélite é de fundamental importância para a missão sendo utilizado para garantir a orientação do satélite em órbita, posicionamentos das antenas de comunicação e painéis solares. O movimento de um satélite possui 6 graus de liberdade [3], sendo eles 3 rotações e 3 translações, nesse trabalho estudamos apenas os 3 eixos de rotação, sendo Roll, Pitch e Yaw os ângulos de rotação e ϕ , θ e φ sendo a rotação em torno dos seus respectivos eixos x_0 , y_0 , z_0 [7]. As três rotações que definem os ângulos "Roll-Pitch-Yaw" [7] podem ser visualizadas na Fig. 1.

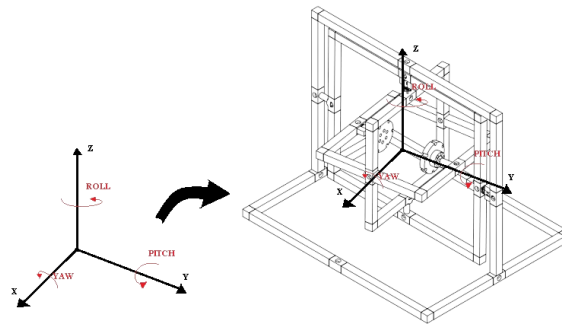


Figura 1: Eixos de rotação. Fonte: Próprio Autor.

Ao incorporarmos o sistema de rotação da figura na mesa, podemos expressar a matriz de rotação dos ângulos de Euler [7] como

$$R_{\phi, \theta, \varphi} = \begin{pmatrix} \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) & \cos(\phi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\varphi) - \sin(\phi) \cdot \cos(\varphi) & \cos(\phi) \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(\varphi) + \sin(\phi) \cdot \sin(\varphi) \\ \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) & \sin(\phi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\varphi) + \cos(\phi) \cdot \cos(\varphi) & \sin(\phi) \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(\varphi) - \cos(\phi) \cdot \sin(\varphi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) \cdot \sin(\varphi) & \cos(\theta) \cdot \cos(\varphi) \end{pmatrix} \quad (1)$$

¹lucas.cavalcante@unesp.br

²denilson.santos@unesp.br

O projeto da mesa visa uma aplicação matemática à engenharia aeroespacial com uso da manufatura aditiva como suporte e caráter inovador no setor. Desta forma, pôde-se criar modelos estaticamente e dinamicamente estáveis, visto que, atendidos aos critérios estabelecidos, o giroscópio (mesa) não apresentaria tendências em condições de repouso e permaneceria em equilíbrio rotacional. Em suma, estando em rotação ou simplesmente estagnado, o modelo apresenta-se totalmente em equilíbrio - podendo, assim, haver o acionamento de um controle específico em qualquer uma das condições. Este controle agiria de forma a atuar na rotação da câmara em três graus de liberdade.

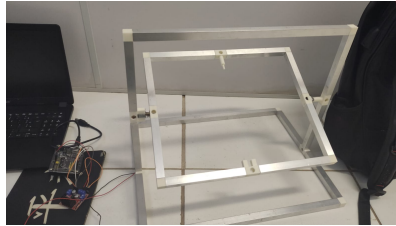


Figura 2: Imagem atual da manufatura. Fonte: Próprio Autor.

Agradecimentos

Projeto vinculado à FAPESP, processo 2021/09957 – 2.

Referências

- [1] E. A. Barros e F. C. Junqueira. “Modelagem matemática de um giroscópio sintonizado dinamicamente”. pt. Em: **Sba: Controle & Automação Sociedade Brasileira de Automatica** 16 (jun. de 2005), pp. 136–145. ISSN: 0103-1759.
- [2] J. W. Cornelisse, H. F. R. Schoyer e K. F. Wakker. **Rocket propulsion and spaceflight dynamics**. 1979.
- [3] D. Gallardo e R. Bevilacqua. “Six degrees of freedom experimental platform for testing autonomous satellites operations”. Em: **Proceedings of the 8th International ESA GNC Conference**. 2011.
- [4] A. Jan e K. Zbigniew. **Theory of Gyroscopes**. 2012. DOI: 10.1007/978-1-4614-3978-3_3.
- [5] D. P. S. Santos e J. K. S. Formiga. “Equilibrium Conditions for Tethered Satellite Constellations”. Em: **Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics** 6.1 (2018).
- [6] S. Stewart e G. Holt. “Real-Time Attitude Determination of a Nanosatellite using GPS Signal-To-Noise Ratio Observations”. Em: **Small Satellite Conference** (ago. de 2005). URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2005/all2005/37>.
- [7] W. T. Thomson. **Introduction to Space Dynamics**. Revised. ed. New York: Dover Publications, 1986. ISBN: 0-486-65113-4.
- [8] W. V. C. Viegas et al. “Controle em três eixos para aquisição de atitude por satélite universitário partindo de condições iniciais desfavoráveis”. pt. Em: **Sba: Controle Automação Sociedade Brasileira de Automação** 23 (abr. de 2012), pp. 231–246. ISSN: 0103-1759.