

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

DIVISÃO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA E  
AEROESPACIAL

---

**AVALIAÇÃO 2o BIMESTRE**  
**MVO-52**

---

*Autor:*

Francisco Matheus<sup>1</sup>

*Professor:*

Prof. Willer

*Turma:*

Aesp20

*Disciplina:*

MVO-52

<sup>1</sup> Graduando em Engenharia Aeroespacial no Instituto Tecnológico de Aeronáutica

17 de dezembro de 2019

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS, BRASIL

## Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>4</b>
<b>2</b>	<b>Metodologia</b>	<b>4</b>
<b>3</b>	<b>Resultados e Análises</b>	<b>5</b>
<b>4</b>	<b>Conclusão</b>	<b>6</b>

## Lista de Figuras

1	Ilustração de arranjo de <i>cubesat tether</i> . . . . .	4
2	Resultado para a velocidade angular $\omega$ em função do tempo. . . . .	6
3	Resultado para os momentos de inércia A, B e C em função do tempo. . . . .	6

# 1 Introdução

Este trabalho se propõe a fazer uma simulação física através do software *Matlab* de um arranjo de *cubesat* 3U dispostos em série de forma que as unidades periféricas (não-centrais) atuem como sistema de estabilização por ioiô.

O objetivo desta análise é, portanto, verificar a viabilidade de tal arranjo e colocar em prática os conhecimentos adquiridos em MVO-52.

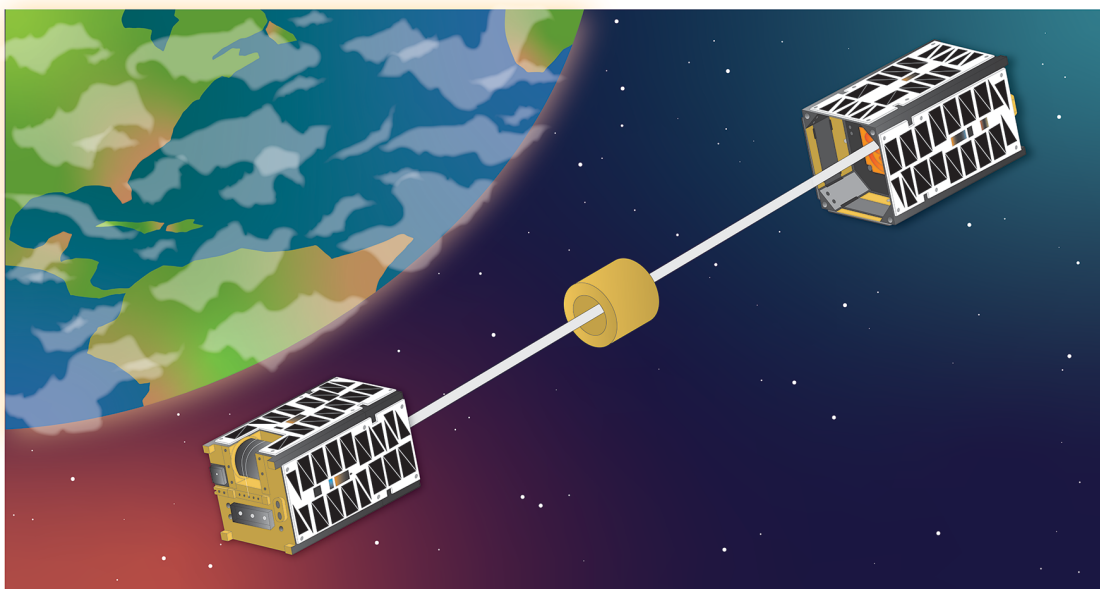
# 2 Metodologia

Para a simulação do arranjo e análise computacional, modelou-se o sistema para seguir as leis básicas da física e estudou-se a evolução do mesmo, principalmente no que tange à estabilização da rotação em torno do eixo de maior momento de inércia.

Considerou-se o sistema com uma rotação inicial de 10 rad/s, arbitrariamente escolhida, como velocidade angular em que o lançador deixa em órbita o arranjo de *cubesat* 3U, que se encontra inicialmente em formação sólida e junta.

A ideia é que, em um dado momento, as unidades periféricas, unidas à unidade central através de um mecanismo de cabo enrolado no interior da mesma, seja liberada para rotacionar como massas de um sistema ioiô. O resultado final seria um *cubesat tether*, de forma semelhante à exposta na Figura 1, estabilizado pelas suas próprias unidades.

Figura 1: Ilustração de arranjo de *cubesat tether*.



Considerou-se a massa de cada U como sendo  $m = 1$  kg, as dimensões dos mesmos

como sendo 10x10x10 cm (lado  $s = 10$  cm), de forma que os momentos de inércia sejam, inicialmente,

$$A_0 = 3I_u$$

$$B_0 = C_0 = 3I_u + 2ms^2$$

onde

$$I_u = \frac{ms^2}{6}$$

Desta forma, as grandezas a serem conservadas, isto é, momento linear e energia mecânica total do sistema, desconsiderando perdas esporádicas, são

$$L = I\omega + mr \times v_t + mr \times v_t$$

$$E = \frac{C\omega^2}{2} + \frac{m\omega^2 r^2}{2} + \frac{m\omega^2 r^2}{2}$$

onde  $v_t = \omega \times r$  é a velocidade de translação e  $I$  o tensor de inércia.

### 3 Resultados e Análises

Com a devida simulação computacional, temos que os resultados para a velocidade angular em função do tempo é o exposto na Figura 2, considerando um cabo de comprimento máximo 10 m.

Com isso, vê-se que o arranjo é estabilizado com um tempo de manobra de aproximadamente 1 s.

Dito isso, temos também o resultado para a evolução do momento de inércia do sistema exposto na Figura 3.

Figura 2: Resultado para a velocidade angular  $\omega$  em função do tempo.

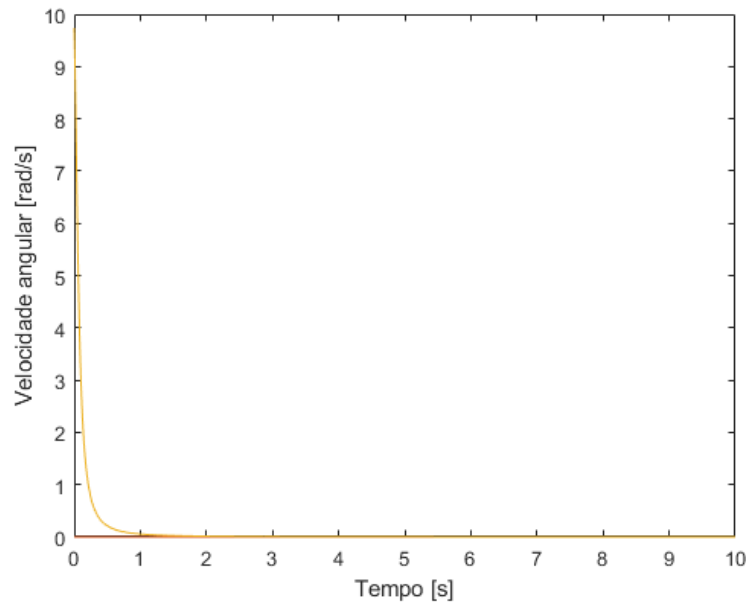
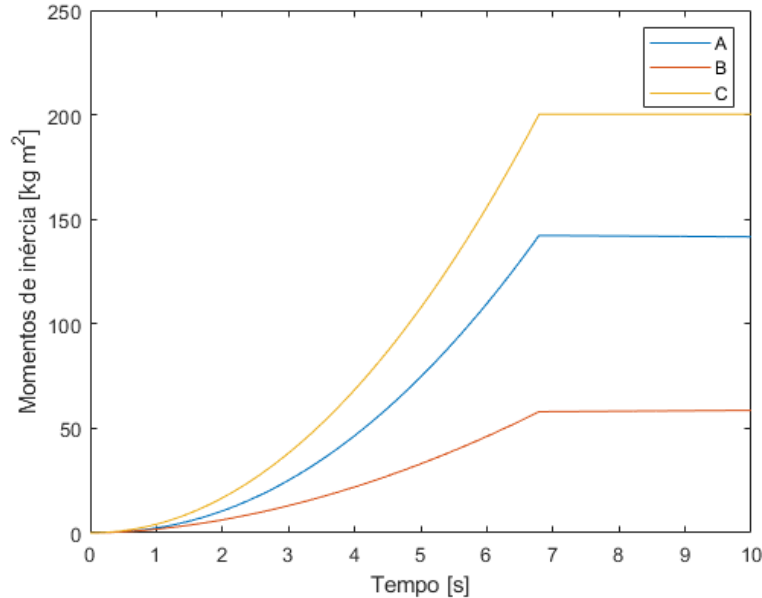


Figura 3: Resultado para os momentos de inércia A, B e C em função do tempo.



## 4 Conclusão

A análise feita, se considerada como uma abordagem preliminar para design de arranjo para cubesat tether, propõe uma solução interessante, uma vez que utiliza da própria massa útil do satélite pra prover estabilização por meios passivos. A despir-se de complicações de projeto e operação, que com certeza existem e vão

acontecer durante a execução das manobras - tais como dissipação de energia não contabilizada, desbalanceamento, desalinhamento, tensões subvalorizadas, estrutura subdimensionadas, risco de desacoplamento de componentes durante a manobra, etc -, a metodologia aplicada parece funcionar e reduzir a velocidade de rotação inicial para um valor próximo de zero em relativamente pouco tempo.

Outra abordagem que pode ser feita é a utilização das massas, uma vez separada após a estabilização de rotação, como massas sujeitas a gradiente de gravidade para fins de estabilização de atitude, uma vez que o *tether* (cabo umbilical) que liga as unidades de cubesat pode ser dimensionada a tal ponto que promova algum torque em magnitude suficiente para tal. Deverão ser feitos outros estudos de viabilidade desta possibilidade, bem como estudos para verificar a robustez da ideia proposta neste trabalho.