

<virtual>
**CUBE
DESIGN**
</virtual>

- CubeSat
- Desafio: ADCS
- Revisão 1.0
- 19/10/2020

Sumário

1.	Lista de Revisões	3
2.	Informações Gerais	4
2.1.	Escopo	4
2.2.	Datas.....	4
2.3.	Siglas adotadas.....	5
2.4.	Documentos de referência.....	5
2.5.	Limitações	6
3.	Introdução	7
4.	Modelos.....	8
4.1.	Modelo Dinâmica Satélite	9
4.2.	Modelo Cinemática	10
4.2.1.	ECI - Earth-Centered Inertial (Mean of Julian Date 2000).....	10
4.2.2.	Local Vertical, Local Horizontal - LVLH	11
4.2.3.	CS - Sistema de referência fixo no Cubesat – roda junto do satélite	11
4.2.4.	Descrição do Modelo Cinemática.....	12
4.3.	Modelo Roda de Reação	13
4.4.	Determinação de Atitude e Controle	15
5.	Desafio do Subsistema de Controle de Atitude	16
5.1.	Determinação de atitude	16
5.2.	Controle de atitude	16
6.	Critérios de avaliação	19
7.	Considerações finais.....	20

1. Lista de Revisões

Revisão	Descrição	Data
0.0	Documento original	21/09/2020
1.0	Alteração modelo RR Alteração PERF2	19/10/2020

2. Informações Gerais

O CubeDesign é uma competição de desenvolvimento de pequenos satélites. Percebendo a necessidade de uma aproximação com a sociedade, para ressaltar a importância das atividades espaciais, foi criado o CubeDesign.

Se de um lado, o CubeDesign, a exemplo de outras competições de engenharia, estimula o desenvolvimento de habilidades profissionais essenciais, por outro lado, gera a curiosidade das pessoas na competição, atraindo cada vez mais público para conhecer um pouco mais sobre a importância da área espacial para a sociedade. Essa iniciativa permite a aproximação entre os tradicionais atores do programa espacial com a nova geração, interessada no desenvolvimento de pequenos satélites.

Na categoria CubeSat do CubeDesign virtual, as equipes terão a oportunidade de desenvolver atividades de Modelagem e Simulação de Sistemas Espaciais, fundamentais para análise de uma missão espacial.

2.1. Escopo

Este documento é parte integrante da competição educacional CubeDesign Virtual 2020 - Categoria CubeSat, onde seus participantes são desafiados a resolverem problemas relacionados a modelagem de sistemas contextualizada no desenvolvimento de Cubesats. A competição se estabelece em dois pilares de ensino: com a exposição de conteúdos teóricos e por ensino baseado em problemas (aqui chamados desafios). Ao longo da competição, de duração de 3 meses, serão fornecidas rodadas entrelaçadas entre capacitação e desafios correlacionadas a um tema de relevância para o projeto de um dispositivos espacial: engenharia de sistemas; subsistema de Controle e Determinação de Atitude; Subsistema de Suprimento de Energia; Subsistema de Telecomando e Telemetria; Subsistema de Computador de Bordo. As equipes participantes serão pontuadas de acordo com sua performance em cada desafio. Este documento detalha o desafio do Subsistema de Controle e Determinação de Atitude.

2.2. Datas

O cronograma apresentado na Tabela 1 estabelece as datas importantes para este desafio.

Tabela 1 - Cronograma

Data	
09/10/2020	Período da Capacitação
23/10/2020	Início do desafio
30/11/2020, às 23h59 (GMT-3)	Prazo máximo para a realização das entregas

Acessar o [site do evento](#) para mais informações sobre o prazo de inscrição e outros desafios.

2.3. Siglas adotadas

ADCS = *Attitude Determination and Control Subsystem* (Subsistema de Controle e Determinação de Atitude)

CS = Sistema de coordenadas fixo no satélite coincidente com o sistema de coordenadas principal (onde a matriz de inércia é diagonal).

LVLH = Sistema de referência Local-Vertical/Local-Horizontal (LVLH)

ECEF = Earth Centered Earth Fixed (Sistema de coordenadas centrado na Terra, Terra fixa)

NDE = Sistema de coordenadas local terrestre (*North, East, Down*)

ECI = Earth-Centered Inertial (Sistema de coordenadas inercial centrado na Terra)

RR = Roda de Reação

2.4. Documentos de referência

Tabela 2 - Documentos de Referência

[DR0]	CAI, Guowei; CHEN, Ben M.; LEE, Tong Heng. Chapter 2 - Coordinate Systems and Transformations. Unmanned Rotorcraft Systems , , p. 23–35, 2011. DOI 10.1007/978-0-85729-635-1. Available at: http://link.springer.com/10.1007/978-0-85729-635-1 .
[DR1]	CARRARA, VALDEMIR AND SIQUEIRA, R. AND OLIVEIRA, D. Speed and Current Control Mode Strategy Comparison in Satellite Attitude Control With Reaction Wheels. ABCM Symposium Series in Mechatronics , vol. 5, no. March, p. 533–542, 2011. .
[DR2]	FREEFLYER. [s. d.]. Available at: https://ai-solutions.com/_freeflyeruniversityguide/ . Accessed on: 10 Aug. 2020.
[DR3]	MARKLEY, F. Landis; CRASSIDIS, John L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control . [S. l.: s. n.], 2014. https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8 .
[DR4]	STARIN, Scott R.; ETERNO, John. Spacecraft Attitude Determination and Control Systems . [S. l.: s. n.], 2011. vol. 244, .
[DR5]	https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/MAI_Single_Axis_Reaction_Wheel_Assembly-Datasheet.pdf

[DR6]	CARRARA, Valdemir; KUGA, Helio Koiti. Current and Speed Control Operating Modes of a Reaction Wheel. Applied Mechanics and Materials , vol. 706, p. 170–180, 2014. https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amm.706.170 .
-------	---

2.5. Limitações

Dado o objetivo educacional do modelo do ADCS, algumas simplificações foram tomadas sem prejudicar os conceitos básicos de um sistema real.

- A simulação será realizada a nível de sistema e não considera todos os aspectos a nível de componentes.
- Todas as simulações representam uma prova de conceito, em direção a escolha de uma solução para uma missão em particular. Desse modo, os desafios não têm caráter de simular um projeto detalhado.
- No modelo do ADCS só foi considerado o comportamento linear dos sistemas físicos envolvidos.
- Além disso, o desafio considera situações hipotéticas. Sendo assim, em uma missão real, algumas abordagens precisam ser adaptadas de modo que o modelo e, consequentemente, o resultado da simulação, seja fiel à necessidade da missão.
- O desafio descrito aqui não tem relação direta com a 3ª edição do CubeDesign.
- Como os desafios serão realizados no MATLAB/SIMULINK(R), adotar-se-á no contexto deste documento, o ponto como separador decimal.
- A fim de facilitar os testes, é mandatório que as equipes utilizem a mesma designação para nome das variáveis, definidas neste documento.
- A simulação será realizada considerando um CubeSat 1U (10cmx10cmx10cm) com 1,3 Kg de massa.

3. Introdução

O Subsistema de Controle e Determinação de Atitude (ADCS) lida com a orientação do satélite em relação a um sistema referencial, seja na estimação dessa transformação (atitude) ou no apontamento. Dessa forma, o ADCS é essencial em aplicações em que é necessário por exemplo, apontamento de câmera (sensoriamento remoto), antena (comunicação) ou quando medidas científicas *in situ* necessitam informações de orientação (direção de fluxo de partículas, orientação do campo magnético, entre outros). Nos desafios propostos da competição CubeDesign 2020 - Categoria Cubesat o ADCS se estabelece no contexto apresentado na Figura 1.

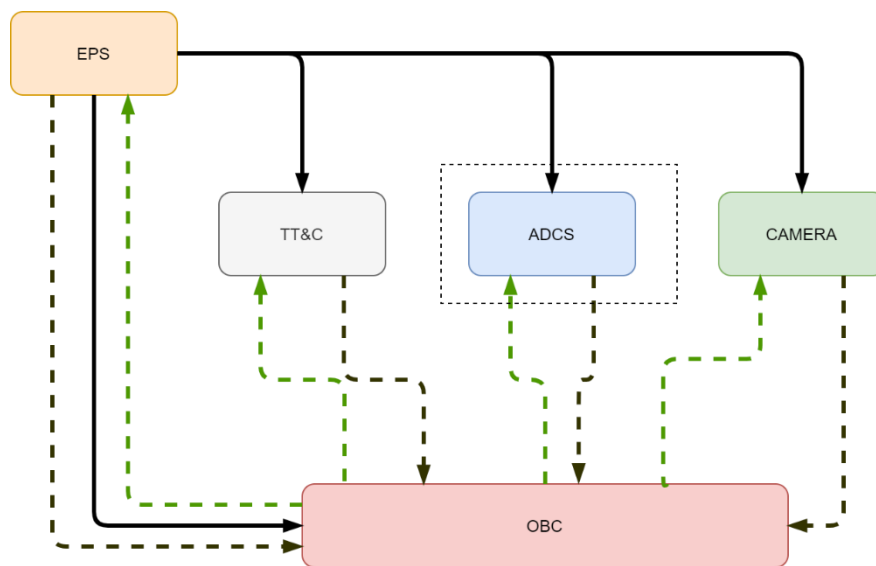


Figura 1 - Esquema dos subsistemas de um CubeSat considerado no CubeDesign Virtual 2020- Categoria Cubesat. Em destaque o subsistema de ADCS.

4. Modelos

Esta seção descreve implementação do ADCS, citado na Seção 2.6 e apresentado na Figura 2. O modelo de roda de reação e CubeSat já se encontra implementado e o objetivo da equipe é implementar a determinação de atitude e controle.

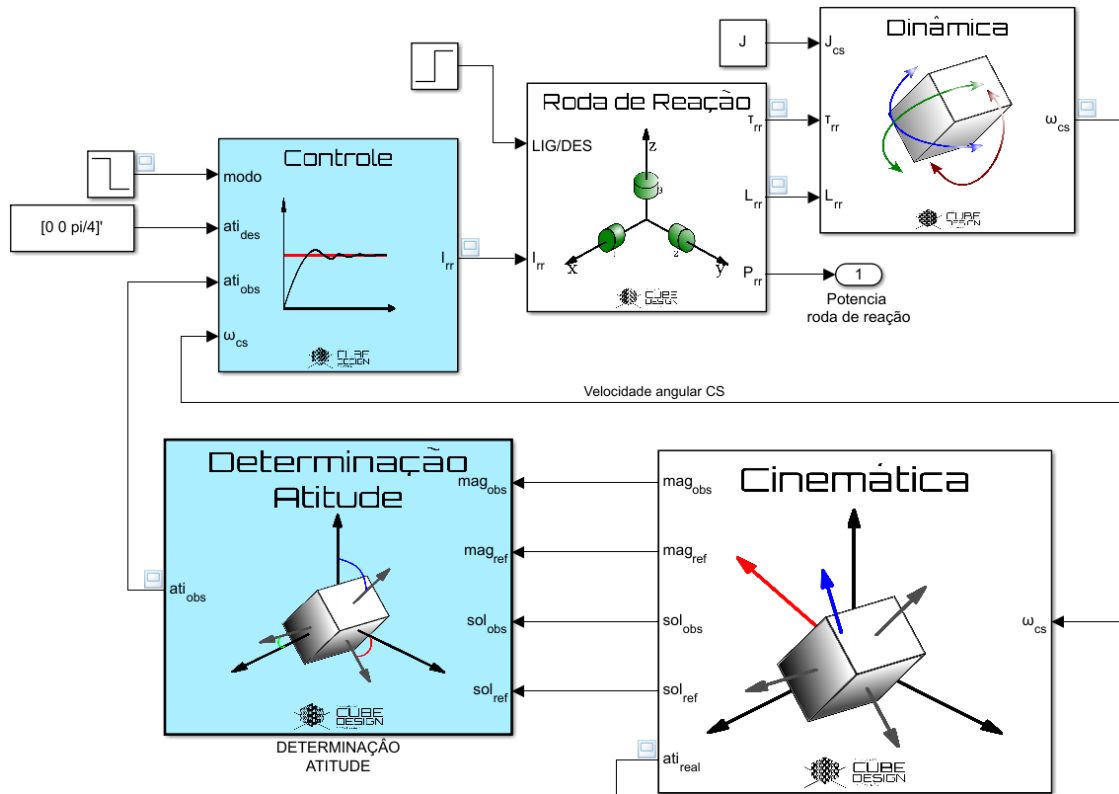


Figura 2 - Modelo Total do ADCS.

Para estabelecer um modelo do comportamento do ADCS é necessário entender como a dinâmica e cinemática do satélite se comporta. Para tanto, numa abordagem clássica, considera-se o satélite um corpo rígido e analisa-se as velocidades angulares gerada por torques aplicados. Com isso é possível estimar a orientação de um sistema de coordenadas fixo no satélite em relação a uma referência. Por fim, é possível projetar o ADCS no que diz respeito a determinação da atitude e no controle de torques necessários para atuar na dinâmica.

4.1. Modelo Dinâmica Satélite

Dadas equações de movimento rotacional, considerando o satélite como corpo rígido, tem-se:

$$\vec{L} = \vec{J} \cdot \vec{\omega}$$

$$\tau_{res} = \frac{dL}{dt}$$

Onde,

\vec{L} momento angular do corpo;

$\vec{\omega}$ sua velocidade angular;

τ_{res} o torque resultante pela segunda lei de Newton para rotações;

\vec{J} o tensor de inércia.

No caso especial em que os eixos principais coincidem com o sistema de coordenadas centrado no satélite, o tensor de inércia torna-se uma matriz diagonal na forma:

$$\vec{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}$$

Pela conservação de movimento, pode-se escrever [DR4]:

$$J \frac{d\omega}{dt} = \tau_{ext} - \frac{dL_r}{dt} - \omega \times (J \cdot \omega + L_{rr})$$

Ou de uma forma mais conveniente:

$$\dot{\omega} = J^{-1} [\tau_{ext} - \dot{L}_{rr} - \omega \times (J \cdot \omega + L_{rr})]$$

Sendo,

τ_{ext} o torque externo exercido no sistema

L_r o momento angular gerado pela roda de reação, dado por:

$$L_{rr} = J_{rr} \cdot \omega_{rr}$$

Com J_{rr} e ω_{rr} , o momento de inércia e velocidade angular da roda de reação, respectivamente.

No Simulink, o modelo descrito nesta seção é implementado, conforme Figura 3.

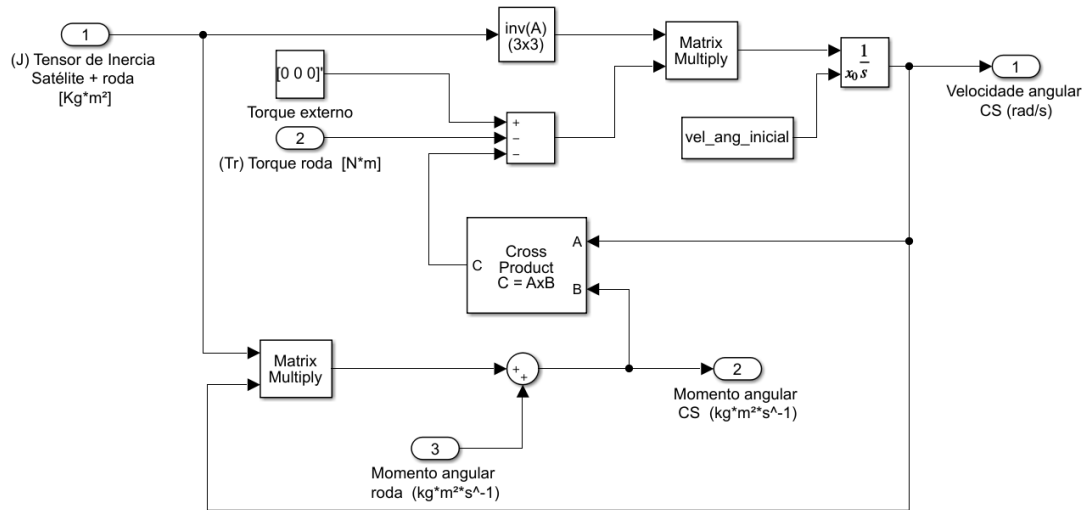


Figura 3 – Modelo da dinâmica em MATLAB/SIMULINK.

4.2. Modelo Cinemática

Os sistemas de coordenadas principais foram considerados [DR2], sendo eles:

4.2.1. Earth-Centered Inertial (Mean of Julian Date 2000) - ECI

- Sistema inercial centrado na Terra, conforme Figura 4.
- Origem: Centro da Terra
- Eixo Z: Vetor normal ao plano equatorial médio no ano Juliano 2000.0, apontando para o hemisfério Norte.
- Eixo X: Vetor com origem no centro da Terra e apontado para o equinócio vernal médio no ano Juliano 2000.0.
- Eixo Y: Vetor perpendicular ao eixo X e Z.

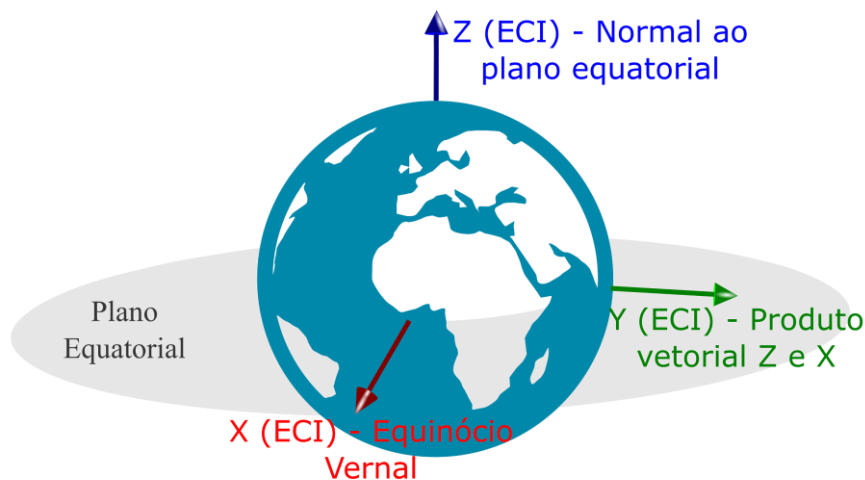


Figura 4 – Sistema Inercial centrado na Terra - ECI.

4.2.2. Local Vertical, Local Horizontal - LVLH

- Origem: Centro do satélite, Figura 5
- Eixo Z: Orientado no sentido oposto ao vetor posição ou radial, no ECI.
- Eixo Y: sentido negativo ao vetor normal ao plano da órbita, ou na direção contrária do vetor momento angular.
- Eixo X: Perpendicular a Y e Z.

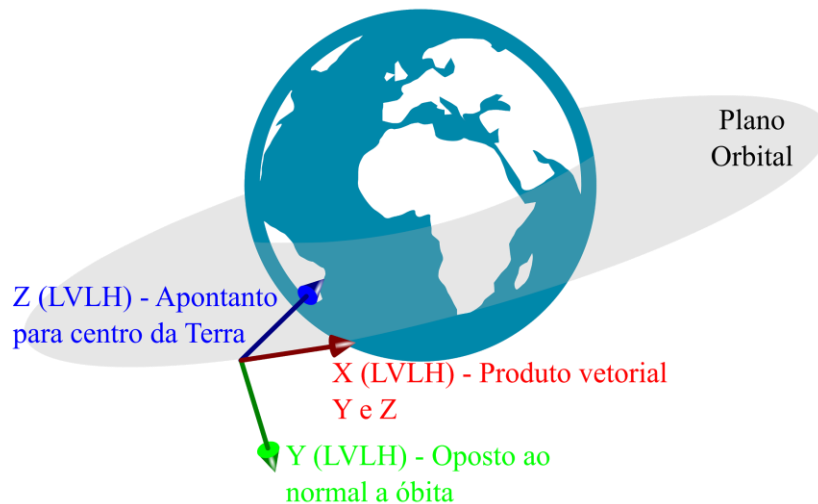


Figura 5 – Sistema de coordenadas orbital - LVLH.

4.2.3. Sistema de referência fixo no Cubesat – roda junto do satélite - CS

- Origem: Centro de massa do Cubesat, Figura 6.
- X,Y,Z: definidos pelos eixos principais do momento de inércia.

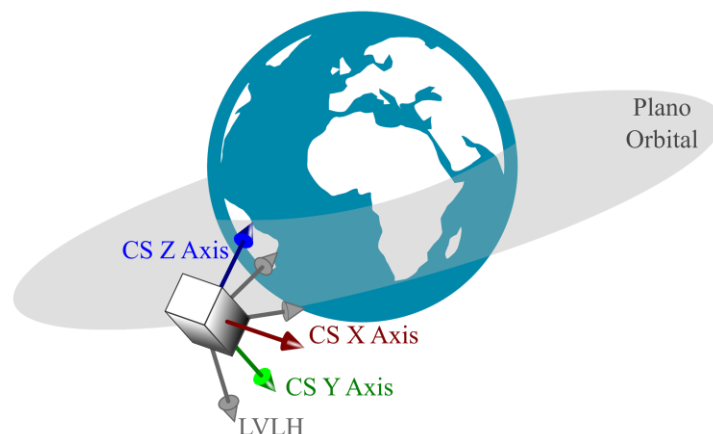


Figura 6 – Sistema de coordenadas fixo no Cubesat - CS.

4.2.4. Descrição do Modelo Cinemática

Considera-se o modelo de cinemática capaz de gerar os vetores necessários para a determinação de atitude, tendo como base a movimentação do satélite (dinâmica). No modelo disponibilizado ao desafio, é fornecido medidas do vetor campo magnético local e um vetor apontando para posição do Sol, ambos descritos tanto no sistema de coordenadas do satélite (CS) quanto no referencial LVLH. Assim, é possível computar a rotação de CS em relação a LVLH que possui o eixo Z sempre apontado para Terra. Isso facilita, em se tratando de uma missão de sensoriamento remoto.

Os vetores de referência (**mag_ref** e **sol_ref**) são gerados aleatoriamente com limitação de que não sejam coincidentes. O vetor magnético (**mag_obs**) e solar (**sol_obs**) observado pelo satélite é gerado pela transformação do sistema LVLH para o CS através do *quaternion* obtido da velocidade angular (no referencial CS) pela expressão [DR3]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \odot \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} \quad \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix}$$

No Simulink, o modelo descrito nesta seção é implementado, conforme Figura 7.

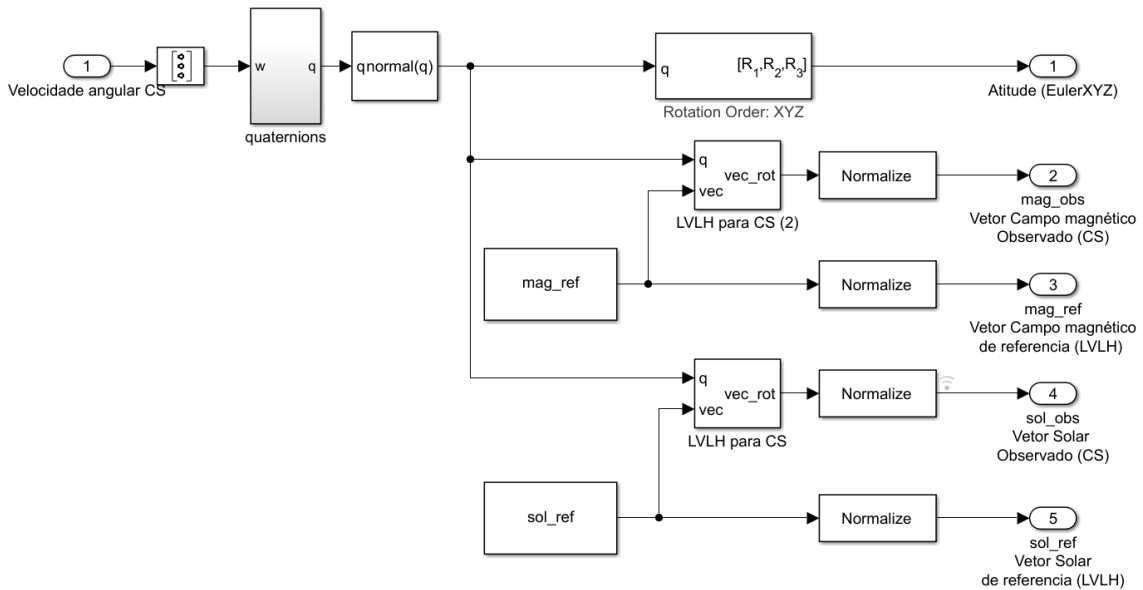


Figura 7 – Modelo da cinemática em MATLAB/SIMULINK.

4.3. Modelo Roda de Reação

Considerou-se uma montagem simplificada com 3 rodas de reação alinhadas aos eixos principais do satélite, conforme Figura 8. Desse modo, o momento angular total das rodas pode ser escrito na forma:

$$\vec{L}_{rr} = \sum_{i=1}^3 J_R^i \omega_r^i = \begin{bmatrix} J_r \omega_1 \\ J_r \omega_2 \\ J_r \omega_3 \end{bmatrix}$$

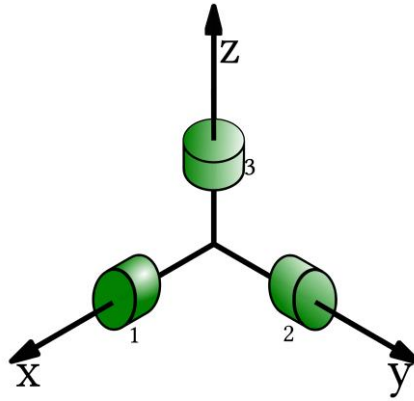


Figura 8 – Disposição das rodas de reação.

Sendo J_R^i e ω_r^i o tensor de inércia e velocidade angular, respectivamente, da roda de reação i (1, 2 ou 3) em relação ao sistema de coordenadas do satélite (CS); J_{rr} e ω_i o momento de inércia e velocidade angular do eixo principal de cada roda.

Utilizou-se o modelo de um motor de DC controlado por corrente, considerando somente o atrito viscoso (b) [DR1]:

$$I_{rr}(t)k_m = J_{rr}\dot{\omega}_{rr}(t) + b\omega_{rr}(t)$$

Onde K_m é a constante de geração de torque do motor

ω_{rr} velocidade angular do motor,

I_{rr} a corrente aplicada,

J_{rr} momento de inércia do eixo principal da roda de reação.

É comum uso de rodas de reação cujo controle é feito por velocidade onde internamente aplica-se um controlador PI. Dessa forma o sinal de corrente de referência é dado por (DR6):

$$I_{rr}(t) = K_{pr}e(t) + K_{ir}\int_0^t e(t)dt$$

Onde $e(t)$ é o erro entre a velocidade angular de referência e a observada, K_{pr} a constante de controle proporcional e K_{ir} a constante integrativa de controle.

O controlador de atitude produz um sinal de controle essencialmente definido por um torque. A dinâmica do torque do motor é definida por:

$$T_{rr}(t) = J_{rr} \frac{d\omega_{rr}(t)}{dt}$$

$$T_{rr}(t)dt = J_{rr}\omega_{rr}(t)$$

Integrando e considerando $T_{rr} = K_m I_{rr}$ definimos o sinal de controle baseado em velocidade:

$$\omega_{ref}(t) = \int \frac{T_{rr}}{J_{rr}} dt$$

$$\omega_{ref}(t) = \int \frac{K_m I_{rr}(t)}{J_{rr}} dt$$

$$\omega_{ref}(t) = \frac{K_m}{J_{rr}} \int I_{rr}(t) dt$$

No Simulink, o modelo descrito nesta seção é implementado, conforme Figura 9.

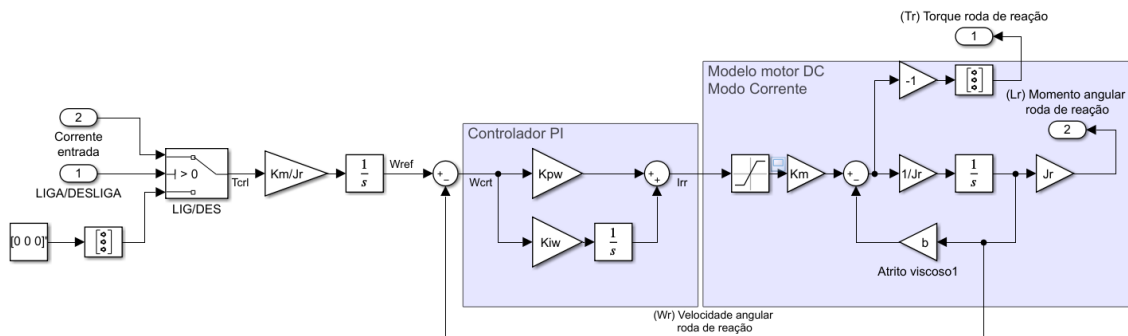


Figura 9 – Modelo da roda de reação no MATLAB/SIMULINK.

4.4. Determinação de Atitude e Controle

Com base nos vetores observados (**mag_obs** e **sol_obs**) e de referência (**mag_ref** e **sol_ref**), é possível estimar uma matriz de rotação entre os sistemas de coordenadas em questão (CS -> LVLH). A matriz de rotação é então convertida em ângulos de Euler (*Roll, Pitch, Yaw*) para retroalimentar o sistema de apontamento o qual a referência (*setpoint*) será padronizada em ângulos de Euler.

A determinação de atitude e controle, destacadas em azul, na Figura 10, serão implementadas pelas equipes competidoras.

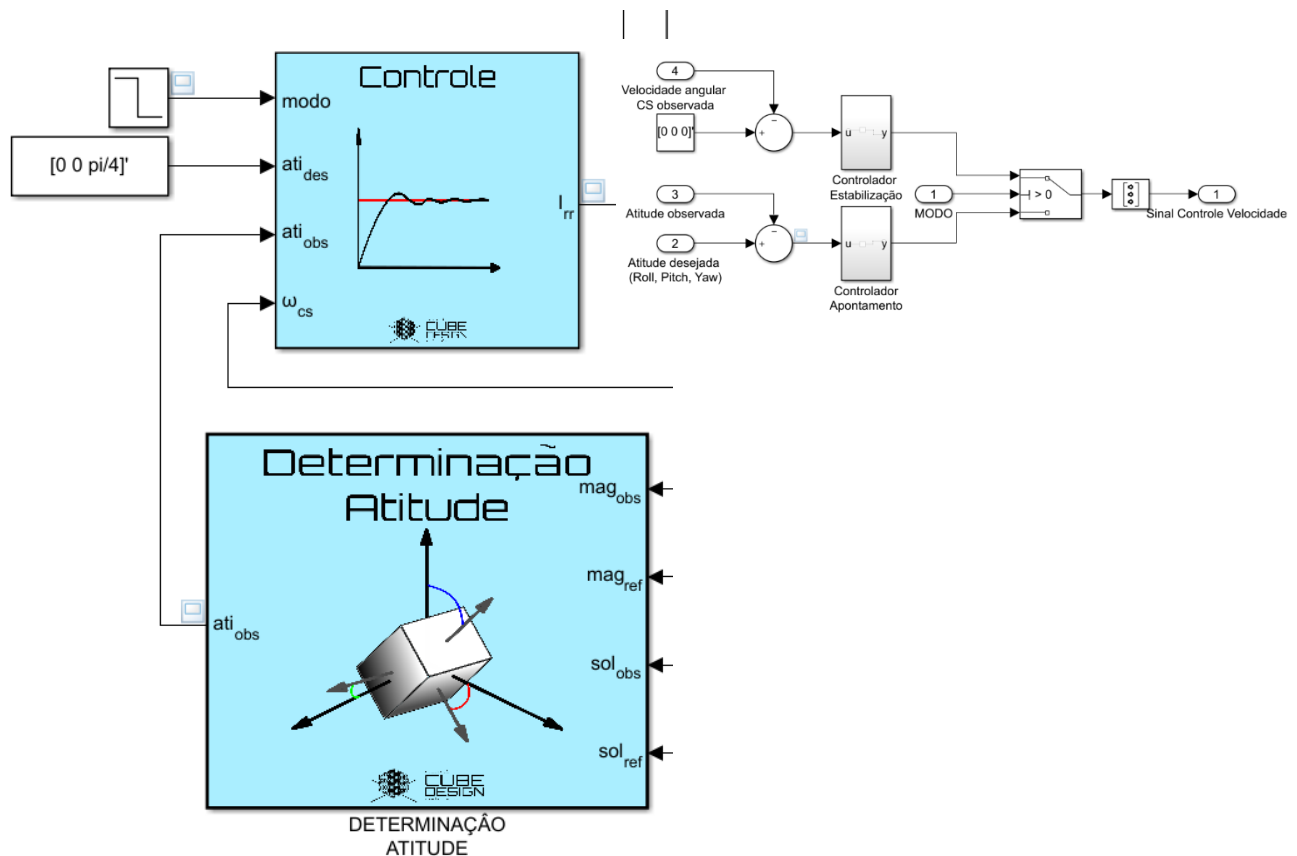


Figura 10 – Desafio.

5. Desafio do Subsistema de Controle de Atitude

Em termos do subsistema de controle e determinação de atitude, o uso de modelos contribui para o estudo de seu comportamento em situações de operação. Com auxílio de modelos simplificados, é possível estimar determinados parâmetros de controle preliminares, e.g. coeficientes do PID (Proporcional, Integral e Derivativo), e verificar se o método de determinação de atitude é viável e adequado. Dessa forma, no segundo desafio do CubeDesign Virtual as equipes terão de projetar um algoritmo para **determinação de atitude** e um **controlador** para o subsistema ADCS de um Cubesat, detalhados nas sessões que segue.

5.1. Determinação de atitude

O modelo de referência fornecido para as equipes (Seção 2.6) possui um elemento que gera quatro vetores (2 de referência e 2 observados) para serem utilizados no sistema de determinação de atitude. Geralmente, em uma missão real, os vetores de referência para a determinação de atitude são gerados pela estimativa de certas grandezas físicas vetoriais (e.g. posição solar orientação do campo magnético terrestre) dados os parâmetros orbitais do satélite. Os vetores observados são medidos por instrumentos específicos a bordo do satélite (e.g. sensor de sol, magnetômetro).

Para simular esse comportamento, o modelo de referência fornecido é capaz de gerar dois desses vetores de referência (**mag_ref** e **sol_ref**) descritos no sistema de coordenadas LVLH, ver Seção 4.2. Os outros dois vetores observados (**mag_obs** e **sol_obs**) são transformações dos vetores de referência para o sistema de coordenadas fixo no corpo do satélite. Dessa maneira considere para o desafio de determinação de atitude o seguinte requisito:

REQ01 - O subsistema ACS deve ser capaz de determinar sua atitude, parametrizada em ângulos de Euler, com erro entre a faixa de $\pm 1^\circ$ (0.0174533 rad) em cada componente.

A verificação desse requisito será realizada com uma simulação do modelo onde a orientação inicial do Cubesat será definida aleatoriamente. A cada um segundo de simulação será coletado o resultado de atitude estimada do bloco de Determinação de Atitude (implementado pela equipe) e a atitude real (determinada pelo bloco de Cinemática). Após 30 segundos será computado o erro máximo de apontamento.

5.2. Controle de atitude

Em algumas missões, principalmente de sensoriamento remoto da Terra, é necessário que o satélite aponte para uma determinada direção e mantenha certa estabilidade em sua velocidade angular, para que não prejudique a aquisição de imagens, por exemplo.

O controle de estabilidade é realizado aplicando-se torques no satélite. Existem diversas fontes de torque que podem ser usadas para esse fim, e.g. propulsores, magneto torques e rodas de reação.

No caso das rodas de reação é utilizado a variação do momento angular de uma massa girando em um eixo para promover torque no corpo do satélite. Alterando a velocidade de rotação dessa massa é possível alterar o torque total produzido e assim controlar a posição do dispositivo espacial.

Geralmente as rodas de reação são compostas por motores elétricos acoplados a discos com considerável momento de inércia, onde sua velocidade é controlada por corrente. O atuador modelado no presente desafio é baseado em um conjunto de três rodas de reação dispostas ortogonalmente com seus eixos coincidentes ao eixo principal do corpo do satélite. A velocidade de cada roda é controlada individualmente por corrente. Também é comum que o sinal de atuação para a corrente seja produto de um controlador que produz um estímulo dado a diferença entre um estado observado e determinado estado de referência. Para o apontamento é analisado o erro de atitude, e para estabilização é analisado a velocidade angular do satélite.

O modelo desenvolvido para o desafio busca simular tais comportamentos, de forma simplificada, desconsiderando certas não linearidades. As equipes devem trabalhar no desenvolvimento do método de controle, tanto para a estabilização quanto para o apontamento. Dessa forma, considere para o desafio de controle de atitude os seguintes requisitos:

REQ02 - O sistema de controle deve ser capaz, quando solicitado, de apontar para uma determinada direção com erro entre $\pm 1^\circ$ (± 0.017 rad), em até 60s.

REQ03 - O sistema de controle, quando solicitado, deve ser capaz de manter a velocidade angular do cubesat dentro da faixa de $\pm 0.1^\circ/\text{s}$ (± 0.0174533 rad/s) em cada um dos eixos principais, em até 60s.

A verificação do modelo será realizada com uma simulação onde a entrada “modo”, “LIG/DES” e serão definidas como um sinal degrau com ativação em diferentes tempos de simulação. A tabela a seguir define os sinais:

Tabela 3 - Cenários simulados

Entrada	Valor Inicial	Valor Final	Tempo do degrau (s)
LIG/DES	0 (Desligado)	1 (Ligado)	10
MODO	1 (Estabilização)	0 (Apontamento)	130

O valor da atitude desejada será gerado aleatoriamente no início da simulação estará disponível por uma constante na respectiva entrada. A simulação será limitada a 250 segundos.

Ao fim da simulação os gráficos dos sinais da atitude real e velocidade angular do Cubesat serão adquiridos para análise dos parâmetros de avaliação. A figura x mostra exemplos de gráficos típicos da simulação.

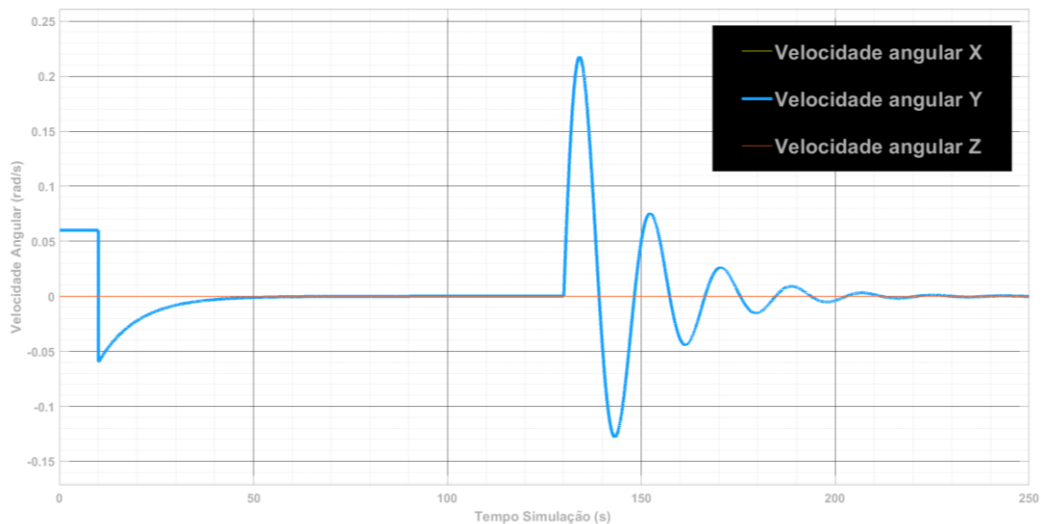


Figura 11 – Exemplo de um gráfico típico na simulação do modelo fornecido do ADCS com controle e determinação implementados.

6. Critérios de avaliação

O modelo implementado pelas equipes (Controle e Determinação) será submetido a simulações, no próprio MATLAB/SIMULINK, de diferentes cenários. Os requisitos serão verificados e cada um dos parâmetros de performance, será extraído da simulação:

PERF1 - Velocidade angular em regime permanente (após 60 segundos desde a requisição de estabilização)

Valor máximo da soma do modulo das velocidades angulares nos eixos principais do Cubesat entre 70s a 130s de simulação.

PERF2 – Sobrevalor do sinal de controle;

Valor absoluto máximo ultrapassado a referência de atitude no modo de apontamento.

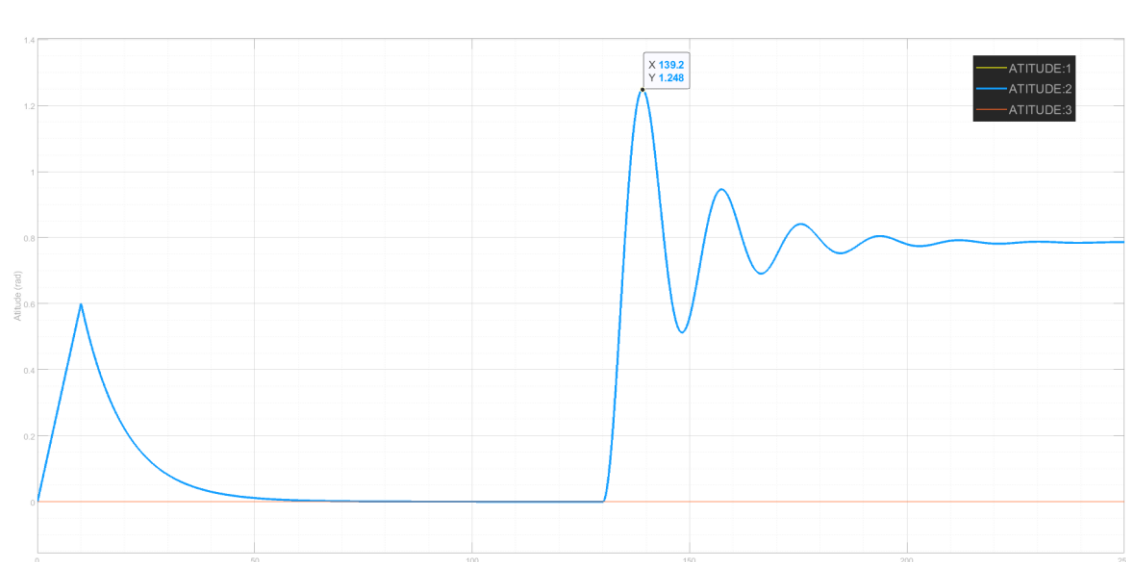


Figura 12 – Exemplo de um gráfico da simulação do modelo onde tem destacado o sobrevalor do sinal (1,248 rad) no estado de apontamento.

PERF3 - Potência total consumida;

Potência total consumida pelas rodas de reação depois de 250 segundos de simulação.

As equipes serão classificadas, em cada um dos parâmetros de performance. A pontuação será definida conforme a classificação, segundo a Tabela 4.

Tabela 4 - Pontuação para os critérios de performance.

Colocação (n)	Pontuação
---------------	-----------

1º colocado	30
2º colocado	27
3º colocado	25
4º colocado	22
nº	25-n

A pontuação total da equipe será a soma das pontuações de cada parâmetro. Ex: a equipe A teve a primeira colocação no parâmetro 1, segunda colocação no parâmetro 2, e quarta colocação no parâmetro 3. Portanto sua pontuação final é 79 pts. Por fim, tem-se os critérios de avaliação resumidos na tabela 5.

Tabela 5 - Resumo dos critérios de avaliação e pontuações correspondentes.

Critério de Avaliação	Descrição	Pontuação				
		1º	2º	3º	4º	nº
CA1	REQ01	4				
CA2	REQ02	3				
CA3	REQ03	3				
CA4	PERF1	30	27	25	22	25-n
CA5	PERF2	30	27	25	22	25-n
CA6	PERF3	30	27	25	22	25-n
Pontuação Máxima		100				

7. Considerações finais

As equipes participantes receberão os arquivos do modelo, bem como todos parâmetros necessários para simulação, na semana corresponde ao desafio ADCS segundo cronograma da seção 2.2. A publicação dos resultados será realizada em 21/12/2020. Nenhuma alteração deverá ser realizada pelas equipes nos modelos disponibilizados, com punição de desclassificação do desafio. Somente os blocos de **controle** e **determinação de atitude** poderão ser alterados, preservando as entradas e saídas.