

# Desenvolvimento de um ambiente de simulação de atitude para nanossatélites

**Resumo:** O padrão CubeSat impulsionou o uso de nanossatélites como plataformas de ensino e de demonstração tecnológica, entre outras missões. Essa padronização permitiu a popularização do acesso ao espaço pela redução do tempo e custo de desenvolvimento, levando a um aumento no número de missões lançadas. Com um *software* adequado de simulação da atitude, o desenvolvimento de algoritmos de determinação de atitude pode ser facilitado. O objetivo deste trabalho é desenvolver um modelo de simulação de órbita e atitude, modelando a dinâmica orbital e de atitude, o ambiente (campo magnético, posição do Sol e albedo) e sensores, com os respectivos modelos de erros.

## 1. INTRODUÇÃO

O padrão CubeSat ([The CubeSat Program, 2015](#)) surgiu como um conceito para permitir que estudantes universitários e pesquisadores tivessem um acesso à exploração espacial de maneira mais rápida e menos custosa. Este padrão abriu a possibilidade do desenvolvimento de pequenas missões espaciais serem feitas em pouco tempo e com custos reduzidos de desenvolvimento e lançamento. A facilidade de acesso ao espaço que este padrão proporcionou permite que diversos atores possam utilizá-los em missões diversas como de demonstração tecnológica, científicas, projetos educacionais e comerciais e em número crescente ([Villela et al., 2019](#)).

Esta padronização permite que uma missão de CubeSats possa ser planejada, construída e operada geralmente em cerca de dois anos, usando componentes COTS (*components off-the-shelf*) padronizados ([Gießelmann, 2006](#)) e o lançamento seja feito como carga útil secundária em lançadores comerciais. Por outro lado, a massa total, o volume e potência elétrica disponível são bastante reduzidos e, por isso, apresentam alguns desafios tecnológicos.

Com relação ao Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS, *Attitude Determination and Control System*), um dos problemas em seu desenvolvimento para nanossatélites é a necessidade do uso de sensores pequenos, leves e de baixo custo que atendam as restrições da construção do satélite. Os sensores COTS tendem a apresentar altos níveis de ruído. Portanto, os métodos de determinação de atitude devem ser projetados para minimizar o impacto de altos ruídos.

Portanto, com um *software* adequado de simulação da atitude, que leva em conta os modelos de erros dos sensores, o desenvolvimento de algoritmos de determinação de atitude pode ser facilitado ([Rondão, 2016](#)).

### 1.1 Objetivos

O objetivo deste trabalho é desenvolver um modelo de simulação de órbita e atitude, modelando a dinâmica orbital e de atitude, o ambiente (campo magnético, posição do Sol e albedo) e sensores, com os respectivos modelos de erros. Para isso, pretende-se usar o Matlab/Simulink. As seguintes etapas devem ser contempladas:

- Implementação dos modelos dinâmicos e cinemáticos de atitude e órbita;
- Implementação de modelos ambientais;
- Implementação de modelos de sensores, simulando os modelos de erros níveis de ruídos adequadamente.

Espera-se que ao final do trabalho tenha-se um *software* de simulação que permita futuros testes de algoritmos de determinação de órbita e atitude.

## 2. MECÂNICA ORBITAL

A equação diferencial do movimento de uma nave espacial de massa  $m$  sujeito apenas a ação de uma força dirigida ao centro da Terra (considerando que a massa da Terra  $M$  é concentrada em seu centro) pode dada pela eq. (2.1):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(M+m)}{r^3}\mathbf{r} \quad (2.1)$$

onde  $G$  é a constante gravitacional universal. Considerando que  $M \gg m$ ,  $G(M+m) \approx GM = \mu$ . O valor da constante geo-gravitacional  $\mu$  é  $3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ . Esta órbita é chamada de órbita kepleriana. Desta forma, o centro de massa do sistema coincide com o da Terra e  $\mathbf{r}$  torna-se a posição da espaçonave em relação ao centro de massa da Terra.

Assim, pode-se descrever o movimento do satélite em um referencial inercial com origem no centro de massa da Terra. Então, a eq. (2.1) resolvida neste sistema é dada por:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} \quad (2.2)$$

Pode-se mostrar que o momento angular orbital é constante (Kuga *et al.*, 2008), o que significa que a posição e a velocidade do satélite permanecem em um plano fixo, chamado de plano orbital. O movimento no plano orbital é uma cônica, dada pela equação:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos f} \quad (2.3)$$

onde  $f$  é a anomalia verdadeira,  $e$  é a excentricidade e  $p$  é o “semi-latus rectum” (Figura 2.1):

$$e = \left( 2E \frac{h^2}{\mu^2} + 1 \right)^{1/2} \quad (2.4)$$

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (2.5)$$

$h$  denota o momento angular específico e  $E$  é a energia da órbita. O valor e sinal da energia  $E$  define o tipo de cônica, de acordo com a Tabela 2.1. Para órbitas elípticas,  $p = a(1 - e^2)$  e  $E = -\frac{\mu}{2a}$ .

Um total de seis parâmetros são necessários para definir completamente a órbita do satélite no sistema inercial. A descrição da órbita pode ser feita por meio de coordenadas retangulares (3 de posição e 3 de velocidade) ou pelos elementos keplerianos ou clássicos (Figura 2.2).

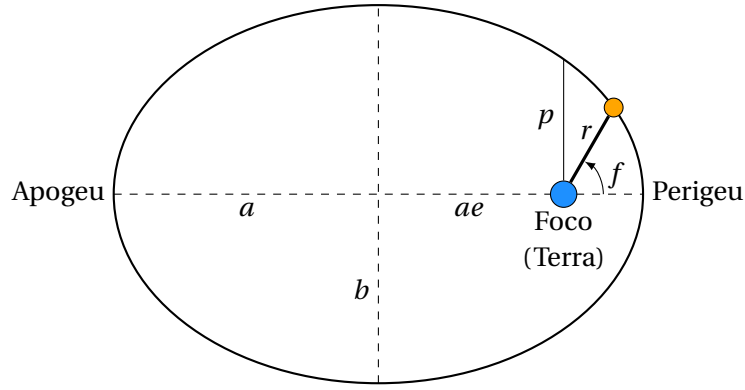


Figura 2.1: Geometria de uma órbita elíptica.

Tabela 2.1: Tipos de órbita.

Energia	Excentricidade	Cônica
$E < 0$	$0 \leq e < 1$	elipse
$E = 0$	$e = 1$	parábola
$E > 0$	$e > 1$	hipérbole

No movimento plano, foram definidos 3 dos elementos keplerianos:

- i)  $a$ : semi-eixo maior
- ii)  $e$ : excentricidade
- iii)  $f$ : anomalia verdadeira

que definem a elipse e localizam o satélite no plano da elipse. Eventualmente, a anomalia verdadeira pode ser substituída pela anomalia média  $M$ :

$$M = u - e \sin u \quad \text{e} \quad \operatorname{tg}^2 \frac{f}{2} = \frac{1+e}{1-e} \operatorname{tg}^2 \frac{u}{2} \quad (2.6)$$

Para localizar a órbita no espaço, deve-se definir os chamados ângulos de Euler da órbita. Assim, considerando os eixos do sistema inercial, cujo plano  $OXY$  é o plano do Equador e o eixo  $OX$  aponta para o ponto vernal  $\gamma$  (Kuga *et al.*, 2008):

- iv)  $i$ : inclinação da órbita em relação ao Equador
- v)  $\Omega$ : ascensão reta do nodo ascendente (ângulo entre a origem do eixo  $OX$  e  $ON$ )
- vi)  $\omega$ : argumento do perigeu, ângulo entre  $OX$  e  $OII$

Na realidade, um satélite orbitando a Terra não está apenas sujeito à aceleração devido ao corpo central, eq. (2.2). Outras acelerações induzidas por forças perturbativas, como distribuição de massa não esférica da Terra, interações de terceiro corpo, arrasto aerodinâmico etc, causam um desvio

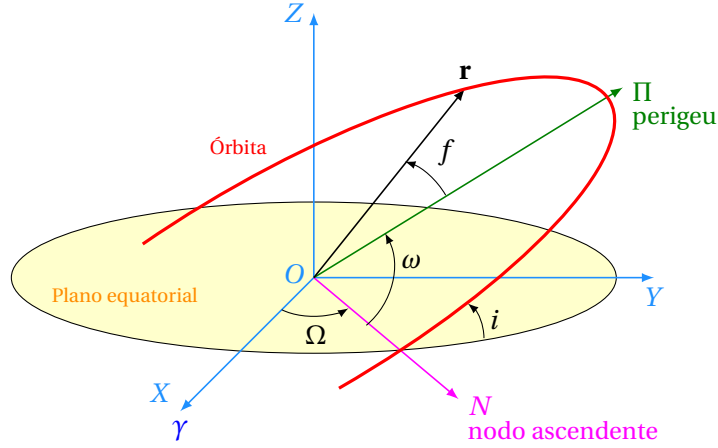


Figura 2.2: Elementos keplerianos.

da órbita kepleriana. Desse modo, estes elementos são variantes no tempo. A eq. (2.2) pode ser modificada para incluir a soma das acelerações das perturbações  $\mathbf{a}_P$ :

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}_P \quad (2.7)$$

### 3. EQUAÇÕES DE MOVIMENTO DO SATÉLITE

As equações de movimento do satélite no espaço de estados são constituídas de duas partes: equação da cinemática e equação da dinâmica. Os sistemas de coordenadas utilizados para descrever o movimento de satélite estão mostrados na Figura 3.1.

**Sistema inercial:** O sistema de referência inercial (SI) tem origem no centro da Terra. O eixo  $z^i$  aponta na direção do polo norte geográfico, o eixo  $x^i$  aponta na direção do ponto vernal  $\gamma$ . O eixo  $y^i$  é encontrado usando a regra da mão direita, completando o sistema dextrógiro.

**Sistema orbital:** O sistema de referência orbital (SO) tem origem no centro de massa do satélite. O eixo  $z^o$  aponta na direção do centro da Terra (direção Nadir) e o eixo  $y^o$  aponta na direção normal a órbita. O eixo  $x^o$  é obtido pela regra da mão direita e coincide com a direção do vetor velocidade orbital, para uma órbita circular.

**Sistema do corpo:** O sistema de referência do corpo (SB) ou do satélite e um sistema de coordenadas com origem no centro de massa do satélite. Os eixos são escolhidos como sendo coincidentes com os eixos dos momentos principais de inércia.

A definição dos eixos de rolagem, arfagem e guinada (*roll*, *pitch* e *yaw*) para um satélite com apontamento para a Terra tem a configuração:

- eixo de rolagem  $x^b$ : nominalmente alinhado com  $x^o$ ;
- eixo de arfagem  $y^b$ : nominalmente alinhado com  $y^o$ ;

- eixo de guinada  $z^b$ : nominalmente alinhado com  $z^o$ ;

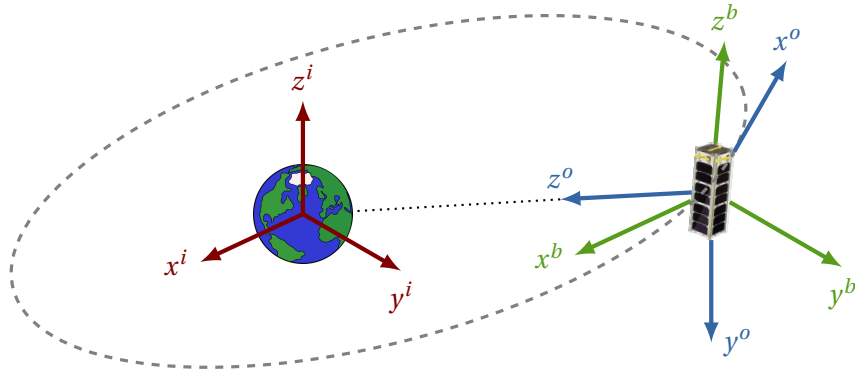


Figura 3.1: Sistemas de coordenadas.

### 3.1 Equação da dinâmica

A equação da dinâmica descreve a relação entre a velocidade angular do satélite e os torques externos atuantes. A equação de Newton-Euler é definida no sistema inercial e pode ser expressa por (Sidi, 1997):

$$\mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b + \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times \mathbf{J}_b \boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \mathbf{N}^b \quad (3.1)$$

onde  $\mathbf{J}_b$  é a matriz de inércias,  $\mathbf{N}^b$  é o torque total atuante no satélite e  $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  representa a velocidade angular do sistema do corpo com relação ao sistema inercial (indicado pelo subscrito  $ib$ ), expresso no sistema do corpo (indicado pelo sobrescrito  $b$ ). Pode-se substituir o produto escalar por uma multiplicação de matrizes, usando a matriz antissimétrica definida por:

$$\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) = \boldsymbol{\omega} \times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Assim, a equação da dinâmica pode ser escrita como:

$$\mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b) \mathbf{J}_b \boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \mathbf{N}^b \quad (3.3)$$

### 3.2 Cinemática

A equação da cinemática relaciona a representação de atitude dependente do tempo com a velocidade angular do satélite. A equação diferencial que descreve a cinemática usando parâmetros de Euler, também conhecidos como *quaternions*, é dada por (Jensen e Vinther, 2010; Stray, 2010):

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{W}(\boldsymbol{\omega}_{ob}^b) \mathbf{q} \quad (3.4)$$

onde  $\mathbf{q}$  representa os quaternions que descrevem a atitude do sistema do corpo com relação ao sistema orbital,  $\boldsymbol{\omega}_{ob}^b$  representa a velocidade angular do sistema do corpo com relação ao sistema orbital, expresso no sistema do corpo e  $\mathbf{W}(\boldsymbol{\omega}_{ob}^b)$  é uma matriz antissimétrica definida por:

$$\mathbf{W}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

As velocidades angulares usadas nas Equações (3.3) e (3.4) podem ser relacionadas por:

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \boldsymbol{\omega}_{ob}^b + \boldsymbol{\omega}_{io}^b \quad (3.6)$$

onde  $\boldsymbol{\omega}_{io}^b$  é a velocidade angular do sistema orbital com relação ao sistema inercial. Esta velocidade angular pode ser calculada por:

$$\boldsymbol{\omega}_{io}^b = \mathbf{R}_o^b \boldsymbol{\omega}_{io}^o = \mathbf{R}_o^b \begin{bmatrix} 0 \\ -n \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

onde  $n$  é a velocidade angular orbital e  $\mathbf{R}_o^b$  é a matriz de transformação do sistema orbital para o sistema do corpo.

Portanto, as equações de movimento do satélite podem ser escritas como (Jensen e Vinther, 2010):

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \mathbf{W}(\boldsymbol{\omega}_{ob}^b) \mathbf{q} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b &= \mathbf{J}_b^{-1} \left[ \mathbf{N}^b - \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b) \mathbf{J}_b \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \right] \end{aligned} \quad (3.8)$$

com  $\boldsymbol{\omega}_{ob}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{R}_o^b \begin{bmatrix} 0 & -n & 0 \end{bmatrix}^T$ .

## 4. SIMULAÇÃO DOS SENSORES

### 4.1 Giroscópio

Acelerômetros a bordo de satélites não trazem informações relevantes para a determinação de posição ou atitude. Os giroscópios, por outro lado, são importantes, como quando o satélite está em eclipse e os sensores solares não fornecem medidas.

O desvio (*bias*) é um erro constante exibido por todos os acelerômetros e giroscópios. É independente da força específica subjacente e da taxa angular. Na maioria dos casos, o *bias* é o termo dominante no erro de um sensor inercial (Groves, 2008).

Geralmente os *biases* são divididos em componentes estático e dinâmico. O componente estático, também conhecido como *bias* fixo, compreende a variação a cada operação mais o desvio fixo residual restante após a calibração do sensor. É constante durante todo o período de operação

da IMU, mas varia de operação para operação. O componente dinâmico varia durante períodos da ordem de minutos e também incorpora o desvio residual dependente da temperatura após a calibração do sensor. O *bias* dinâmico é tipicamente cerca de 10% do viés estático (Groves, 2008).

Além dos *biases*, todos os sensores inerciais apresentam ruídos aleatórios de várias fontes. Este ruído limita a resolução dos sensores inerciais, principalmente os sensores MEMS. O espectro do ruído do acelerômetro e do giroscópio para frequências abaixo de 1 Hz é aproximadamente branco. O ruído aleatório branco não pode ser calibrado e compensado, pois não há correlação entre valores passados e futuros (Groves, 2008).

## 4.2 Sensor solar

Os sensores solares são divididos em duas categorias, de acordo com sua função e precisão de medidas: sensores de baixa definição ou grosseiros (CSS, *coarse sun sensor*) e sensores de precisão (FSS, *fine sun sensor*). O CSS é composto normalmente por fotodiodos que produzem uma corrente elétrica proporcional à intensidade da luz recebida. A intensidade da luz solar varia com o ângulo de incidência entre o Sol e o fotodiodo. Os fotodiodos são alojados em todos os lados do satélite para determinar o ângulo de incidência solar e em qual direção manobrar. Os FSS são mais precisos e são capazes de produzir uma medição de vetor solar com um único sensor. No entanto, os FSS têm construção mais complexa e são mais caros (DiGregorio e Crassidis, 2018).

Os modelos de erros do CSS e do magnetômetro são baseados apenas em ruído gaussiano, erros de fator de escala e acoplamento de eixo cruzado. O modelo do CSS calcula a posição do Sol no sistema inercial, resultando como saída o vetor solar. Este vetor é unitário e aponta na direção do Sol. O ruído é então adicionado como erros de azimute e elevação do vetor solar com relação ao corpo do satélite (Rondão, 2016). Outra fonte de imprecisão do CSS é o albedo terrestre. Um modelo de albedo deve ser implementado, e seu efeito levado em consideração nas medidas do CSS (Bhanderi e Bak, 2005).

## 4.3 Magnetômetro

Magnetômetros são usados para medir os componentes do campo magnético terrestre. Para ser usado na determinação de atitude, suas medidas são comparadas com o valor gerado por um modelo matemático calculado no satélite e para isso é necessário o conhecimento da posição do satélite. O modelo IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*) pode ser usado a bordo (Alken *et al.*, 2021). Este modelo é mantido por várias agências e atualizado a cada cinco anos. O controle de descapotamento normalmente é feito com as medidas dos magnetômetros.

Há duas montagens possíveis para o magnetômetro: no corpo do satélite e em mastro. O magnetômetro montado no corpo do satélite está sujeito a interferências de campos eletromagnéticos gerados internamente e exige uma calibração específica em Terra. A montagem em mastro diminui esta interferência, porém adiciona a complexidade de um sistema mecânico de extensão do mastro em órbita.

Os desvios (*bias*) nas medidas do magnetômetro são causados pela presença de possíveis campos

magnéticos criados pela eletrônica embarcada. A maior parte dos *bias* estáticos podem ser compensados por *software* durante a construção. Muitos destes erros podem ser calibrados antes do lançamento ou estimados em órbita (Springmann e Cutler, 2012).

#### 4.4 Receptor GNSS

O posicionamento do satélite é necessário para o rastreamento e para gerar uma referência de campo magnético na determinação de atitude usando o magnetômetro. Embora existam vários sistemas de posicionamento por satélite (GNSS, *Global Navigation Satellite System*) em operação, o sistema GPS é o mais usado e acessível.

Um receptor GPS de baixo custo a bordo é capaz de determinar a posição e velocidade do satélite e obter uma precisão na posição de alguns metros e uma precisão de velocidade da ordem de dezenas de cm/s (Gonzalez *et al.*, 2015).

Para simular o receptor GPS, posição e velocidade devem ser dadas a partir da posição orbital do satélite (Capítulo 2) e com certa dispersão. Para simular as medidas de um receptor GPS, deve-se adicionar ruído aos valores verdadeiros da posição e velocidade.

Normalmente, a precisão da posição horizontal dado pelo receptor GPS é expressa como erro circular provável (CEP), em metros. CEP é o raio do círculo centrado no local correto que contém 50% dos erros de posição horizontal esperados (Farrel, 2008).

Se os desvios padrão (em metros) da latitude ( $\sigma_{\gamma,m}$ ) e longitude ( $\sigma_{\lambda,m}$ ) são considerados iguais, então:

$$\sigma_{\gamma,m} = \sigma_{\lambda,m} = 0,8493 \text{ CEP [m]} \quad (4.1)$$

Os desvios padrão do GPS também são necessários em unidades de radianos e podem ser obtidos por (Gonzalez *et al.*, 2015):

$$\begin{aligned} \sigma_{\gamma} &= \frac{\sigma_{\gamma,m}}{R_M(\gamma) + h} \\ \sigma_{\lambda} &= \frac{\sigma_{\lambda,m}}{(R_N(\gamma) + h) \cos \gamma} \end{aligned} \quad (4.2)$$

$R_M(\gamma)$  é o raio de curvatura meridiano,  $R_N(\gamma)$  é o raio de curvatura transversal e  $h$  é a altitude.

Por fim, para simular a posição do GPS em termos de latitude, longitude e altitude, são adicionados os ruídos brancos gaussianos (Gonzalez *et al.*, 2015):

$$\begin{aligned} \tilde{\gamma}_{GPS} &= \gamma + \eta_{\gamma}, & \eta_{\gamma} &\sim N(0, \sigma_{\gamma}^2) \\ \tilde{\lambda}_{GPS} &= \lambda + \eta_{\lambda}, & \eta_{\lambda} &\sim N(0, \sigma_{\lambda}^2) \\ \tilde{h}_{GPS} &= h + \eta_h, & \eta_h &\sim N(0, \sigma_h^2) \end{aligned} \quad (4.3)$$

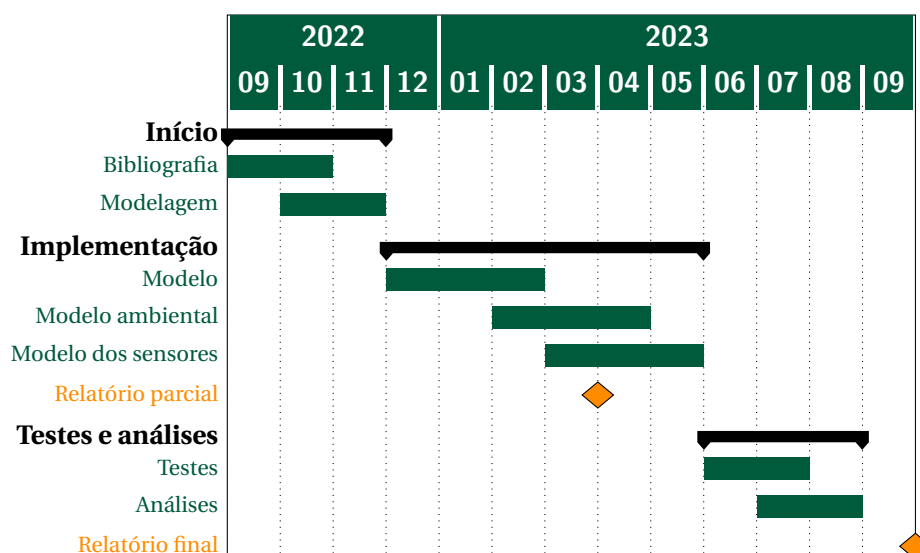


## 5. CRONOGRAMA

A Tabela 5.1 mostra o cronograma da execução das etapas do trabalho, a iniciar em 1 de setembro de 2022. As etapas são descritas da seguinte forma:

- ▶ **Início:** Embasamento teórico
  - ▶ Bibliografia: pesquisa e estudo de trabalhos publicados na área
  - ▶ Modelagem: estudos dos modelos matemáticos de simulação de atitude, órbita e ambiental
- ▶ **Implementação:** implementação dos modelos
  - ▶ Modelo: implementação da simulação de atitude e órbita do satélite
  - ▶ Modelo ambiental: implementação dos modelos de campo magnético terrestre, posição do Sol e albedo terrestre
  - ▶ Modelo dos sensores: implementação dos sensores e seus modelos de erros
- ▶ **Testes e análises:** execução de testes dos modelos
  - ▶ Testes: comparação de modelos de erros com sensores reais
  - ▶ Análises: análise dos resultados quanto ao desempenho
- ▶ **Relatórios:** elaboração e apresentação dos relatórios parcial e final do projeto

Tabela 5.1: Cronograma das atividades



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Alken, P., Thébault, E., Beggan, C. D., Amit, H., *et al.* International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation. *Earth, Planets Space*, 73(49), 2021. doi: [10.1186/s40623-020-01288-x](https://doi.org/10.1186/s40623-020-01288-x).

- Bhanderi, D. e Bak, T. Modeling Earth albedo for satellites in Earth orbit. In *Proceedings of AIAA Conference on Guidance, Navigation and Control*. AIAA, 2005. URL [https://vbn.aau.dk/ws/portalfiles/portal/526408/bhanderi\\_earth\\_albedo\\_model.pdf](https://vbn.aau.dk/ws/portalfiles/portal/526408/bhanderi_earth_albedo_model.pdf).
- DiGregorio, N. J. e Crassidis, J. Improved model for low cost sun sensor attitude filtering. In *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018. URL <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/302/>. SSC18-VIII-03.
- Farrel, J. A. *Aided navigation: GPS with high rate sensors*. McGraw-Hill, 2008.
- Gießelmann, J. Development of an active magnetic attitude determination and control system for picosatellites on highly inclined circular low Earth orbits. Mestrado, RMIT University, Melbourne, 2006.
- Gonzalez, R., Giribet, J. I., e Patiño, H. D. Navego: a simulation framework for low-cost integrated navigation systems. *Journal of Control Engineering and Applied Informatics*, 17(2):110–120, 2015.
- Groves, P. D. *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Artech House, 2008.
- Jensen, K. F e Vinther, K. Attitude determination and control system for AAUSAT-3. Mestrado, Aalborg University, Aalborg, 2010.
- Kuga, H. K., Rao, K. R., e Carrara, V. Introdução à mecânica orbital, 2 ed., 2008. URL <http://marte3.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m05/2012/06.28.14.21.24/doc/publicacao.pdf>. INPE-5615-PUD/064.
- Rondão, D. O. M. A. Modeling and simulation of the ECOSat-III attitude determination and control system. Mestrado, Instituto Superior Técnico da Universidade de Lisboa, 2016. URL [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125115/DuarteRondao\\_MEAr\\_Thesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125115/DuarteRondao_MEAr_Thesis.pdf).
- Sidi, M. J. *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*. Cambridge University Press, Cambridge, 1997.
- Springmann, J. C. e Cutler, J. W. Attitude-independent magnetometer calibration with time-varying bias. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 35(4):1080–1088, 2012. doi: [10.2514/1.56726](https://doi.org/10.2514/1.56726).
- Stray, F. Attitude control of a nano satellite. Mestrado, University of Oslo, Oslo, 2010.
- The CubeSat Program. CubeSat design specification Rev. 13, 2015. URL [http://www.cubesat.org/s/cds\\_rev13\\_final2.pdf](http://www.cubesat.org/s/cds_rev13_final2.pdf). California State Polytechnic University.
- Villela, T., Costa, C. A., Brandão, A. M., Bueno, F. T., *et al.* Towards the thousandth CubeSat: A statistical overview. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, Article ID 5063145, 2019. doi: [10.1155/2019/5063145](https://doi.org/10.1155/2019/5063145).