



Controle preditivo estendido baseado em modelo (EMPC) simulado com *processor-in-the-loop* aplicado no problema de apontamento de um satélite.

Paulo Henrique dos Santos¹, Ronan Arraes Jardim Chagas²

¹ Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do Curso de Mecânica Espacial e Controle - CMC.

² Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Tecnologista da Divisão de Sistemas Espaciais - DISEP

retiarus1@gmail.com

Resumo. Neste trabalho buscou-se projetar e analisar um controlador de atitude para satélites, utilizando a técnica de controle preditivo estendido baseado em modelo (EMPC, extended model predictive control). Este controlador do tipo múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO, multi-input, multi-output) utiliza um modelo do sistema para otimizar a variável de controle em um horizonte de predição finito, obtendo uma solução próxima ao ótimo. Esta estratégia de controle é relevante porque lida com restrições, como o limite de torque dos atuadores, diretamente na sua formulação. O sistema computacional desenvolvido em C/C++ foi utilizado nas investigações, permitindo simular a dinâmica de atitude e comparar o EMPC com o controlador proporcional-derivativo (PD). As simulações mostraram que o controlador proposto é capaz de executar o apontamento em uma série de cenários com uma redução no tempo de manobra e com um menor erro em regime permanente.

Palavras-chave: Atitude; Controle; Satélite; Controle preditivo estendido baseado em modelo (EMPC).

1. Introdução

A capacidade de controlar a atitude é crucial para o sucesso de grande parte das missões espaciais. O estudo do MPC (model predictive control) no controle de atitude de um satélite é relevante devido às suas características, em particular, a possibilidade de considerar as restrições no controle, o qual ocorre devido aos limites dos atuadores, por exemplo, o torque aplicado pela roda de reação.

Vários estudos foram realizados a respeito do controle de atitude utilizando o MPC. Em Hegrenaes, Gravdahl e Tondel (2005), uma abordagem de controle preditivo baseado em modelo explícito (eMPC) foi proposta para controlar a atitude de microsatélites com propulsores e rodas de reação. Segundo os autores, a estratégia pode ser considerada quando existem restrições que precisam ser levadas em consideração, entretanto, não é possível realizar uma otimização em tempo real devido a carga computacional. Em Xing, Low e Pham (2012), uma estratégia de controle preditivo baseado em modelo distribuído (DMPC) foi proposta. Neste,



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

são utilizados como atuadores, rodas de reação e bobinas magnéticas, sendo que em caso de falha em uma rodas de reação é possível realizar uma reconfiguração para compensar o defeito. A estratégia proposta consiste em realizar as atualizações dos torques dos atuadores em intervalos diferentes. Também, o método levou em consideração o efeito das bobinas magnéticas nas leituras dos magnetômetros, por isso as bobinas devem estar desligadas durante a medição. As simulações demonstraram que o DMPC, apresenta um ganho em comparação à formulação tradicional.

Recentemente, tem-se observado um interesse na aplicação de variações do MPC devido à maior capacidade dos hardwares embarcados. Em Lee et al. (2016), foi realizado o estudo do controle preditivo baseado em modelo não linear (NMPC), com a finalidade de realizar a mudança de atitude de um satélite totalmente atuado, com rodas de reação. Adotou-se duas configurações, uma com três rodas de reação e outra com quatro rodas de reação. O NMPC foi formulado como um problema de controle ótimo em tempo discreto. A solução numérica para a otimização foi obtida usando as condições necessárias para o ótimo. Para resolver o problema de valor de contorno de dois pontos, utilizou-se o *indirect single shooting method*, que resolve o problema levando em consideração as restrições, o método permite determinar os valores iniciais dos multiplicadores de Lagrange. Em Rodrigues et al. (2019), foi proposto um controlador do tipo MPC parametrizado para obter uma solução ótima a cada instante de tempo, levando-se em consideração as restrições do sistema. Também, verificou-se a condição de operação em tempo real, através da técnica de *Hardware-in-the-loop* (HIL), para testar e validar a estratégia em um sistema embarcado, no caso com uma placa *Beagle Bone Black* em conjunto com o MATLAB simulando o controlador MPC e a dinâmica do satélite, respectivamente. A linearização do modelo foi realizada a partir do Jacobiano. A adaptação realizada no controlador consiste em utilizar uma interpolação exponencial para obter a sequência de controle. Por fim, o método utilizado provou ser capaz de reduzir o custo computacional associado ao passo da otimização na formulação tradicional do MPC.

Neste trabalho, foi implementada e analisada uma extensão do MPC, denominada EMPC, devido à natureza não-linear do modelo do satélite, o que permite a realização de manobras de mudança de atitude. Como referência foi utilizado os satélites baseados na Plataforma Multimissão (PMM) desenvolvida pelo INPE, a qual é uma plataforma genérica, que tem como vantagem a redução de custos e prazos no desenvolvimento de novas missões. Na simulação, considerou-se uma configuração com três rodas de reação, as quais são dessaturadas por um conjunto de bobinas magnéticas. O EMPC foi testado em dois cenários de apontamento, na direção do Sol e para o centro da Terra (nadir). Os resultados mostram uma melhora significativa na resposta do sistema, tanto no regime estacionário quanto no regime permanente, quando comparado ao controlador proporcional-derivativo (PD). Além disso, avaliou-se o custo computacional do controlador em um processador embarcado.

2. Metodologia

2.1. Descrição do Sistema

A Figura 1 apresenta a configuração do conjunto de atuadores, as rodas de reação, utilizado para realizar o apontamento do satélite na simulação. Para o presente estudo, as bobinas magnéticas são empregadas no processo de dessaturação das rodas de reação.

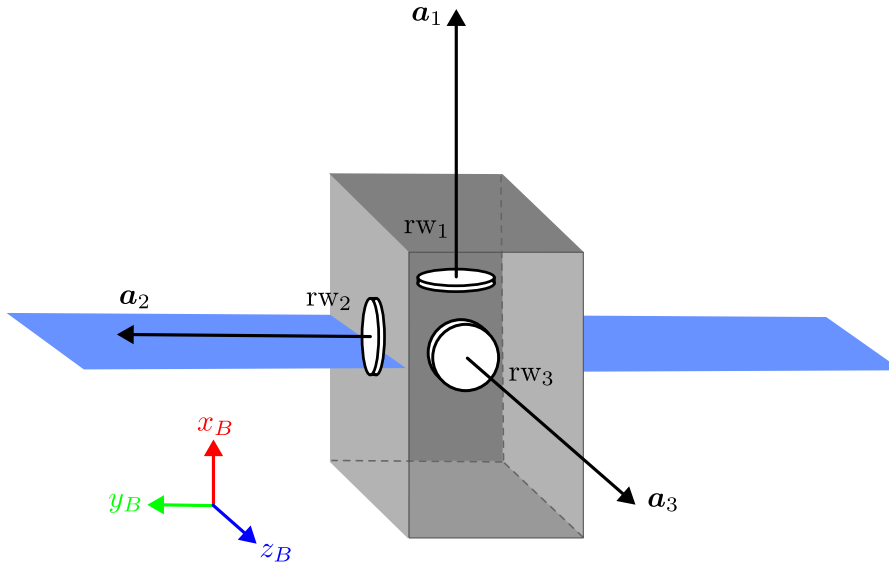


Figura 1. Diagrama da configuração das rodas de reação.

2.1.1. Dinâmica e Cinemática do Satélite

A equação diferencial da dinâmica do corpo rígido na presença de rodas de reação e torque externo fornecido pelas bobinas magnéticas segundo Ruiter, Damaren e Forbes (2013) é:

$$\mathbf{I}_{sc,B} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{B/N,B} = -\boldsymbol{\omega}_{B/N,B}^{\times} (\mathbf{I}_{sc,B} \boldsymbol{\omega}_{B/N,B} + \mathbf{h}_{rw,B}) - \mathbf{u}_{rw,B} + \mathbf{t}_{mtr,B}, \quad (1)$$

em que (B) é o sistema de fixo no corpo, (N) é um sistema de referência inercial, $\mathbf{I}_{sc,B}$ é o tensor momento de inércia do satélite, $\boldsymbol{\omega}_{B/N,B}$ é a velocidade angular do satélite em relação ao sistema inercial, $\mathbf{h}_{rw,B}$ é o momento angular do conjunto das rodas de reação, $\mathbf{u}_{rw,B}$ é o torque aplicado pelas rodas de reação e $\mathbf{t}_{mtr,B}$ é o torque aplicado pelas bobinas magnéticas, sendo que todas as variáveis estão representadas no sistema do corpo.

A equação diferencial da atitude em parâmetros modificados de Rodrigues, denominado MRP, pode ser expressa segundo Schaub e Junkins (2014) por:

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \frac{1}{4} [(1 - \sigma^2) \mathbf{I}_{3 \times 3} + 2 \boldsymbol{\sigma}^{\times} + 2 \boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\sigma}^T] \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{4} \tilde{\mathbf{S}}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{\omega}, \quad (2)$$

em que $\boldsymbol{\sigma}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{bmatrix}$, corresponde a um produto vetorial representado em forma matricial.

2.2. Controle preditivo baseado em modelo (MPC)

O MPC é uma técnica de controle que depende do modelo do sistema (WANG, 2009). A estratégia básica consiste em determinar uma sequência de controle, \mathbf{u} , a partir do modelo que minimize a função custo, J , em um horizonte de previsão, N_p , respeitando as restrições. Utiliza-se para isso o modelo no espaço de estado em tempo discreto, que pode ser definido por:

$$\mathbf{x}_d(k+1) = \mathbf{A}_d \mathbf{x}_d(k) + \mathbf{B}_d \mathbf{u}(k), \quad (3a)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}_d \mathbf{x}_d(k), \quad (3b)$$



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

em que $\mathbf{x}_d(k)$ são as variáveis de estado, $\mathbf{u}(k)$ são as entradas e $\mathbf{y}(k)$ são as saídas do sistema.

Em sequência, é construído um sistema aumentado a partir do modelo do sistema, o qual é definido na Equação (4). Os detalhes matemáticos podem ser encontrados em (WANG, 2009).

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\Delta\mathbf{u}(k), \quad (4a)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k), \quad (4b)$$

em que

$$\mathbf{x}(k) = [\Delta\mathbf{x}_d(k)^T \quad \mathbf{y}(k)^T]^T,$$

$$\Delta\mathbf{x}_d(k) = \mathbf{x}_d(k) - \mathbf{x}_d(k-1), \quad \Delta\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}(k) - \mathbf{u}(k-1),$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_d & \mathbf{O}_d^T \\ \mathbf{C}_d\mathbf{A}_d & \mathbf{I}_{q \times q} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(n_1+q) \times (n_1+q)}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_d \\ \mathbf{C}_d\mathbf{B}_d \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(n_1+q) \times m},$$

$$\mathbf{C} = [\mathbf{O}_d \quad \mathbf{I}_{q \times q}] \in \mathfrak{R}^{q \times (n_1+q)}, \quad \mathbf{O}_d \in \mathfrak{R}^{q \times n_1}, \quad \mathbf{I}_{q \times q} \in \mathfrak{R}^{q \times q},$$

em que m é o número de entradas, q é o número de saídas, n_1 é o número de estados do sistema, $n = n_1 + q$ é o número de estados do sistema aumentado e o símbolo $\mathfrak{R}^{q \times q}$ indica o espaço vetorial das matrizes reais de dimensão $q \times q$. Com a equação do sistema aumentado é possível estimar uma sequência de respostas do sistema, dada uma sequência de sinais de controle. Portanto, pode-se realizar um processo de otimização visando obter um sinal de controle ótimo. Para isso é preciso definir os vetores de predição:

$$\mathbf{Y} = [\mathbf{y}(k_i+1|k_i)^T \quad \mathbf{y}(k_i+2|k_i)^T \quad \cdots \quad \mathbf{y}(k_i+N_p|k_i)^T]^T \in \mathfrak{R}^{qN_p \times 1}, \quad (6a)$$

$$\Delta\mathbf{U} = [\Delta\mathbf{u}(k_i)^T \quad \Delta\mathbf{u}(k_i+1)^T \quad \cdots \quad \Delta\mathbf{u}(k_i+N_c-1)^T]^T \in \mathfrak{R}^{mN_c \times 1}, \quad (6b)$$

em que \mathbf{Y} é o vetor de predição de saída, $\Delta\mathbf{U}$ é o vetor predição do incremento de controle, N_p é o horizonte de predição da saída e N_c é o horizonte de predição do controle. A formulação $\mathbf{y}(k_i+1|k_i)$ indica que no instante de tempo k_i é estimada a futura saída do sistema, no instante de tempo k_i+1 . A partir das Equações (6a) e (6b), pode-se escrever uma equação que relacione os vetores de predição de saída e de controle segundo Wang (2009) por:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{F}\mathbf{x}(k_i) + \Phi\Delta\mathbf{U}, \quad (7)$$

em que

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}\mathbf{A} \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^2 \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^3 \\ \vdots \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^{N_p} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{qN_p \times n}, \quad \Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{C}\mathbf{B} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}\mathbf{A}\mathbf{B} & \mathbf{C}\mathbf{B} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^2\mathbf{B} & \mathbf{C}\mathbf{A}\mathbf{B} & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^{N_p-1}\mathbf{B} & \mathbf{C}\mathbf{A}^{N_p-2}\mathbf{B} & \cdots & \mathbf{C}\mathbf{A}^{N_p-N_c}\mathbf{B} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{qN_p \times mN_c}$$

Diante disso, é possível escrever uma função custo, J , que atenda os objetivos do controle:

$$J = (\mathbf{R}_s - \mathbf{Y})^T (\mathbf{R}_s - \mathbf{Y}) + \Delta\mathbf{U}^T \bar{\mathbf{R}}\Delta\mathbf{U}, \quad (8)$$

em que $\mathbf{R}_s \in \mathfrak{R}^{qN_p \times 1}$ é o vetor de referência e $\bar{\mathbf{R}} \in \mathfrak{R}^{mN_c \times mN_c}$ é a matriz de ponderação do incremento de controle.



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

O MPC pode ser definido como um problema de minimização. Para isso, faz-se necessário formular o controlador como um problema de programação quadrática (QP) sujeito às restrições do tipo desigualdade, que pode ser definido por:

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x}} \quad & J = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{E} \mathbf{x} + \mathbf{x}^T \mathbf{F}_d \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{M} \mathbf{x} \leq \boldsymbol{\gamma} \end{aligned} \quad (9)$$

em que \mathbf{E} , \mathbf{F}_d , \mathbf{M} e $\boldsymbol{\gamma}$ são matrizes compatíveis com o problema de programação quadrática.

A solução desse problema pode ser obtida através do algoritmo de Hildreth, o qual pode ser encontrado em Wang (2009), que consiste em uma busca elemento por elemento. Com isso, não é necessário realizar nenhuma inversão de matriz. Na formulação do MPC, o problema de programação quadrática com o método de Hildreth é definido como:

$$\mathbf{E} = (\boldsymbol{\Phi}^T \boldsymbol{\Phi} + \bar{\mathbf{R}}) \in \mathfrak{R}^{mN_c \times mN_c}, \quad (10a)$$

$$\mathbf{F}_d = -(\boldsymbol{\Phi}^T \bar{\mathbf{R}}_s \mathbf{r}(k_i) - \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{F} \mathbf{x}(k_i)) \in \mathfrak{R}^{mN_c \times 1}. \quad (10b)$$

A restrição na variável de controle é definida por:

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{I}} \\ -\tilde{\mathbf{I}} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{2mN_c \times mN_c}, \quad \boldsymbol{\gamma} = \begin{bmatrix} \mathbf{U}_{max} - \hat{\mathbf{I}} \mathbf{u}(k_i - 1) \\ -\mathbf{U}_{min} + \hat{\mathbf{I}} \mathbf{u}(k_i - 1) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{2mN_c \times 1}, \\ \tilde{\mathbf{I}} &= \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{m \times m} & \mathbf{O}_{m \times m} & \cdots & \mathbf{O}_{m \times m} \\ \mathbf{I}_{m \times m} & \mathbf{I}_{m \times m} & \cdots & \mathbf{O}_{m \times m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{I}_{m \times m} & \mathbf{I}_{m \times m} & \cdots & \mathbf{I}_{m \times m} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{mN_c \times mN_c}, \quad \hat{\mathbf{I}} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{m \times m} \\ \mathbf{I}_{m \times m} \\ \vdots \\ \mathbf{I}_{m \times m} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{mN_c \times m}. \end{aligned}$$

2.3. Controle preditivo estendido baseado em modelo (EMPC)

Como apresentado na Equação (3b), é necessário construir um modelo do sistema no espaço de estado. No estudo, utilizou-se como representação de atitude os quatérnios, que foram construídos através do sinal do erro, ou seja, a orientação do corpo no sistema (B) em relação a um sistema de referência (R), denominado de *set-point*. A partir das Equações (1) e (2), pode-se escrever o sistema no espaço de estado no tempo contínuo como:

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{B/R} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{B/R,B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{4} \tilde{\mathbf{S}}(\boldsymbol{\sigma}_{B/R}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{I}_{sc,B}^{-1} \boldsymbol{\omega}_{B/R,B}^\times \mathbf{I}_{sc,B} + \mathbf{I}_{sc,B}^{-1} (\mathbf{h}_{rw,B})^\times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma}_{B/R} \\ \boldsymbol{\omega}_{B/R,B} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ -\mathbf{I}_{sc,B}^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{u}. \quad (11)$$

O objetivo do controle é alinhar os sistemas de referência, do corpo com o do *set-point*. Na representação em MRP isso significa que $\boldsymbol{\sigma}_{B/R} = [0 \ 0 \ 0]^T$.

2.3.1. Linearização

O modelo apresentado na Equação (11) é não-linear. Portanto, faz-se necessário realizar um processo de linearização e em particular, optou-se por realizá-lo a cada iteração em torno do ponto de operação ($\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0$) e pode ser definido por:

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0}, \quad \mathbf{B} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0}. \quad (12)$$



2.3.2. Modelo do sistema no tempo discreto

O modelo linearizado precisa ser transformado do tempo contínuo para o discreto, o que pode ser realizado segundo DeCarlo (1989) por:

$$e^{\begin{bmatrix} \mathbf{A}_c & \mathbf{B}_c \\ 0 & 0 \end{bmatrix} T_s} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_d & \mathbf{B}_d \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

em que \mathbf{A}_c e \mathbf{B}_c são as matrizes no tempo contínuo, \mathbf{A}_d e \mathbf{B}_d são as matrizes no tempo discreto e T_s é o tempo de amostragem.

3. Resultados e Discussão

Nas simulações foram avaliados dois cenários de apontamento: um em direção ao Sol e outro em direção ao centro da Terra (nadir). Uma simulação de Monte Carlo foi utilizada para verificar o erro final de apontamento, para os controladores PD e EMPC.

A Tabela 1 mostra os parâmetros da simulação e do controlador EMPC.

Tabela 1: Parâmetros da Simulação.

Parâmetro	Valor
Instante inicial da simulação	04/06/2022 às 11:00 UTC
Tempo de simulação	30 min
Órbita	
Semi-eixo maior	7130,092 km
Excentricidade	0,001111
Inclinação	98,405°
Argumento do perigeu	90°
Ascensão reta do nodo ascendente	230,327°
Anomalia média inicial	305°
Propagador	J2
EMPC	
Horizonte de predição (N_p)	200
Horizonte de controle (N_c)	5
Limite no torque da roda de reação	[-0,075, 0.075] N.m

3.1. Simulação da Atitude

A simulação no instante inicial (0 segundo) teve como objetivo apontar o satélite em direção ao Sol. Em seguida, aos 1000 segundos, o satélite deveria apontar na direção nadir.

Para o primeiro tipo de apontamento, o objetivo do controle de atitude é apontar o satélite para o Sol, em específico o eixo $-x_B$. Para isso se faz necessário obter o vetor unitário que aponta para o centro do Sol representado no sistema inercial (ECI), o qual pode ser obtido através do *Algoritmo 29* encontrado em Vallado e McClain (2013). O segundo tipo de apontamento, tem por objetivo apontar o eixo z_B para o centro da Terra e o eixo y_B para o vetor de momento angular orbital negativo.



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

A Figura 2 mostra o erro de apontamento representado em ângulos de Euler, comparando os controladores PD e EMPC.

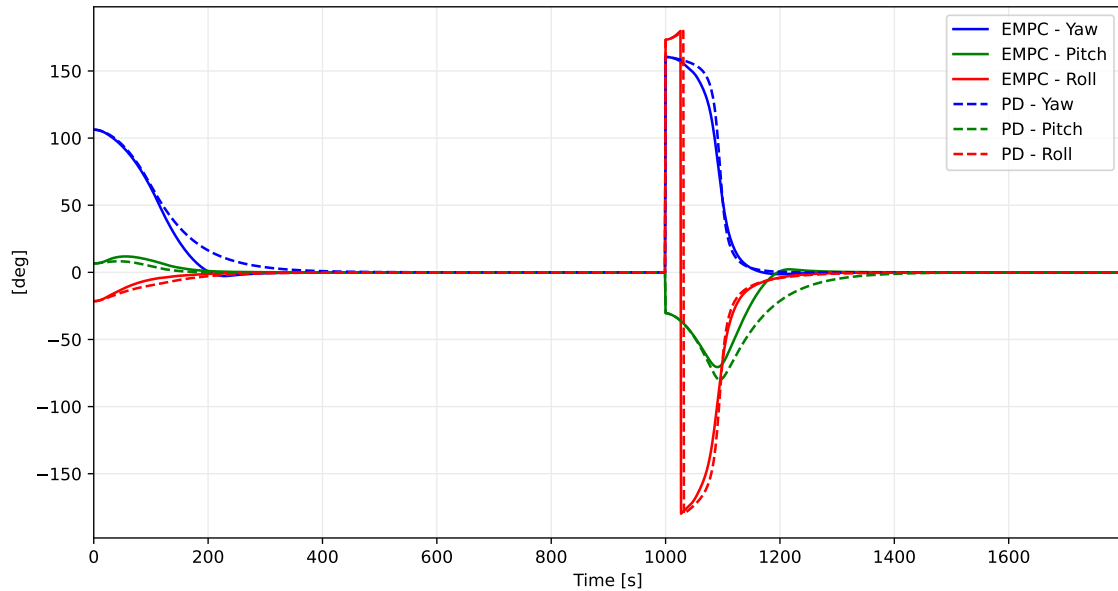


Figura 2. Erro de apontamento em ângulos de Euler.

A Figura 3 mostra o vetor solar representado no sistema do corpo, no qual pode-se perceber que com o EMPC o satélite consegue realização o apontamento do eixo $-x_B$ em direção ao Sol em um menor tempo quando comparado ao controlador PD.

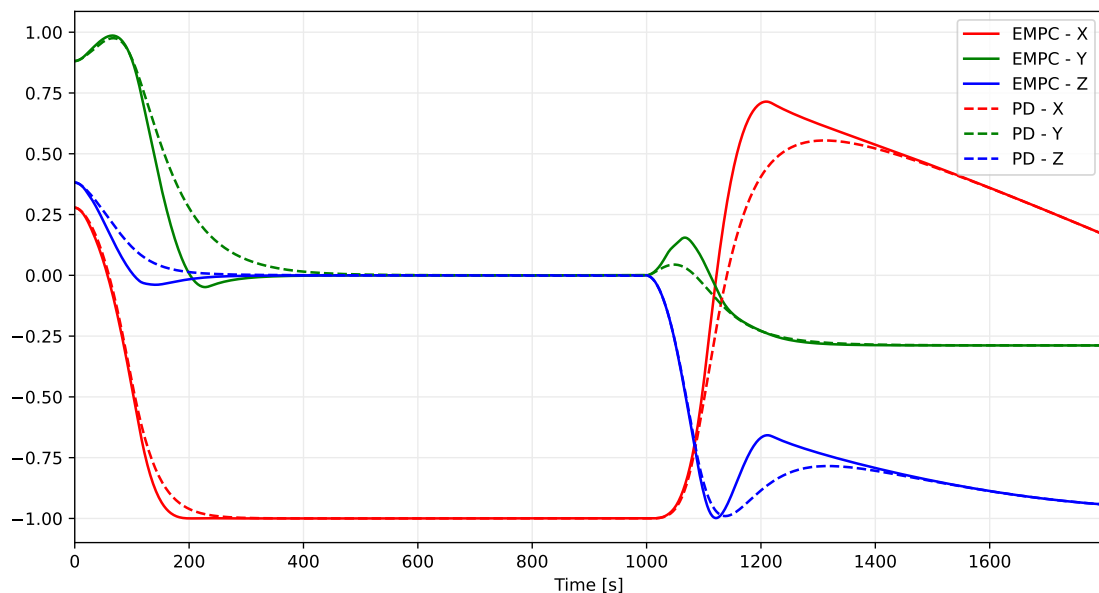


Figura 3. Vetor solar representado no sistema do corpo.

A Figura 4 apresenta uma comparação entre o torque de controle aplicado pelas rodas de reação utilizando o EMPC e o controlador PD.

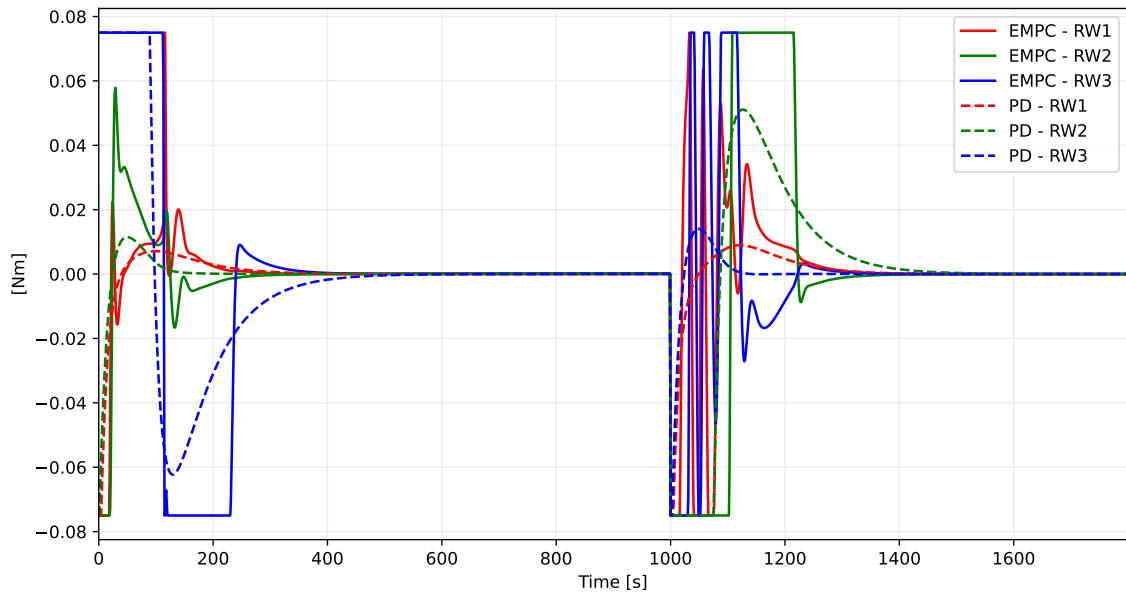


Figura 4. Torque aplicado pelas rodas de reação.

As Figuras 5 e 6 apresentam os resultados estatísticos da simulação de Monte Carlo para 150 execuções. O erro de apontamento dos controladores EMPC e PD é comparado ao final da simulação. A condição inicial da atitude, representada em ângulos de Euler, e a velocidade angular foram selecionadas a partir de uma distribuição uniforme, $\mathcal{U}[-180, +180]^\circ$ e $\mathcal{U}[-0.01, +0.01]$ rad/s, respectivamente.

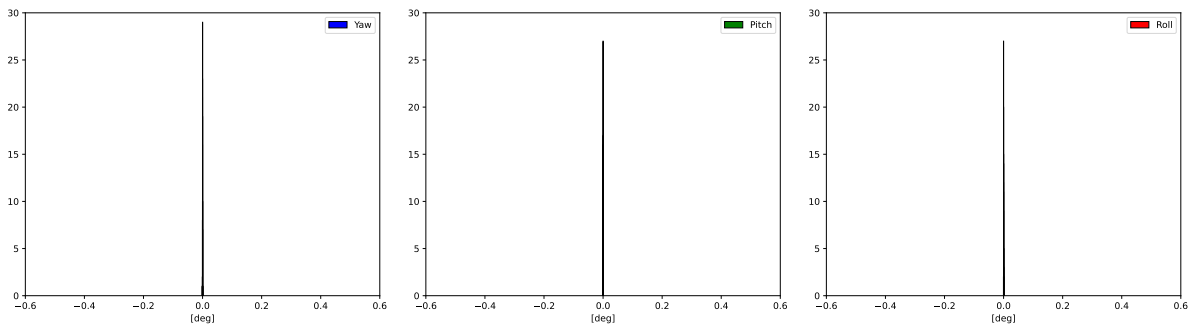


Figura 5. Erro final de apontamento do EMPC para a simulação de Monte Carlo.

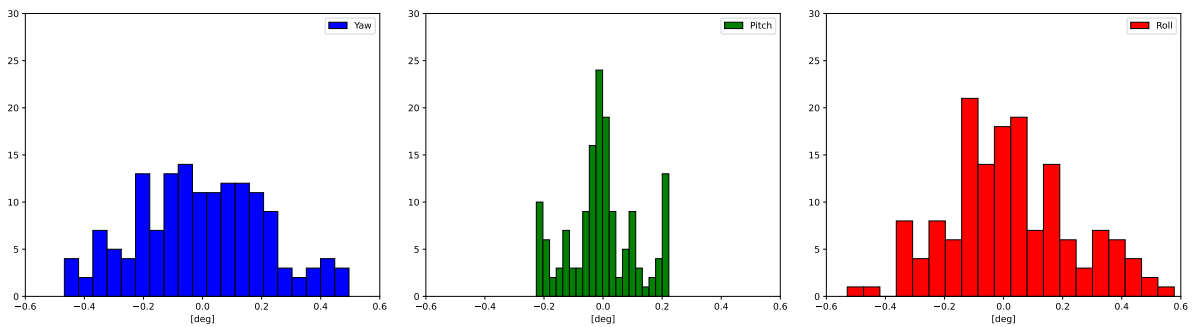


Figura 6. Erro final de apontamento do PD para a simulação de Monte Carlo.



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

Os resultados obtidos por meio das simulações de Monte Carlo demonstram a capacidade da estratégia de controle proposta, EMPC, em realizar o apontamento do satélite nos dois cenários de apontamento. Esta estratégia de controle apresenta uma redução significativa do erro em regime permanente em comparação com controlador PD.

3.2. EMPC no *Processor-in-the-Loop* (EMPC-PIL)

Para avaliar a capacidade de implementar o controlador EMPC em um hardware embarcado de baixo custo, realizou-se uma simulação em malha fechada utilizando um processador embarcado. A Figura 7 apresenta a estrutura utilizada para a simulação do EMPC-PIL. O primeiro bloco é composto pelos principais sistemas necessários para realizar a simulação da atitude de um satélite, com exceção do sistema de controle. O segundo bloco é dedicado à interface de transmissão de dados, este utiliza uma comunicação TCP/IP, que é um conjunto de protocolos de transmissão de dados. O último bloco é composto pelo processador embarcado, que, durante a simulação em malha fechada, desempenha a função do sistema de controle de atitude.

A simulação foi executada em um computador com: Processador Intel(R) Core(TM) i5-8300H CPU @ 2.30GHz; RAM 16,0 GB; Sistema operacional *Windows 10 Home Single Language*. Além disso, o hardware embarcado utilizado foi o Raspberry Pi 3 Model B+, que é composto pelo seguinte: Processador Broadcom BCM2837B0, Cortex-A53 (ARMv8) 64-bit SoC @ 1.4GHz, RAM 1GB LPDDR2; Sistema operacional *Raspberry Pi OS*.

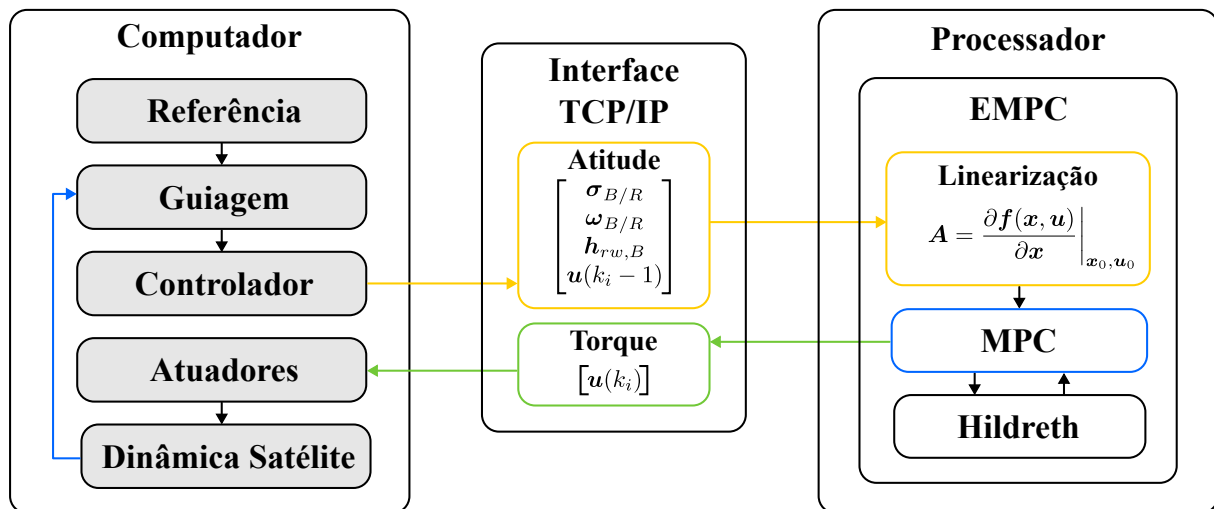


Figura 7. Diagrama da estrutura da simulação com PIL.

3.3. Custo computacional

A Tabela 2 apresenta o custo computacional de cada controlador. A métrica adotada foi o tempo médio para executar um ciclo do controle.

Tabela 2: Resultados do custo computacional.

Controlador	Tempo [ms]
EMPC	0,32
EMPC-PIL	3,3
PD	0,002



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

4. Conclusão

O objetivo deste trabalho foi avaliar a capacidade do EMPC controlar a atitude de um satélite baseado na plataforma PMM, uma vez que existe um limite no torque aplicado pelas rodas de reação. Os resultados demonstraram que a estratégia é capaz de realizar manobras de mudança de atitude em uma série de cenários. Além disso, é possível notar que o EMPC é capaz de realizar o apontamento em um tempo menor e com erro inferior em comparação ao controlador PD. A principal desvantagem do EMPC é o custo computacional do algoritmo. No entanto, após a simulação com o *processor-in-the-loop*, verificou-se que o tempo de execução é satisfatório. Dessa forma, com o avanço da tecnologia de hardwares embarcados, essa desvantagem pode ser compensada.

Agradecimentos: À CAPES por financiar a bolsa de mestrado do autor principal.

Referências

- DECARLO, R. A. *Linear Systems: A State Variable Approach with Numerical Implementation*. USA: Prentice-Hall, Inc., 1989. ISBN 0135368146.
- HEGRENAES, O.; GRAVDAHL, J.; TONDEL, P. Spacecraft attitude control using explicit model predictive control. *Automatica*, v. 41, p. 2107–2114, 12 2005.
- LEE, D. et al. Geometric mechanics based nonlinear model predictive spacecraft attitude control with reaction wheels. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 40, p. 1–11, 12 2016.
- RODRIGUES, R. S. et al. Hardware in the loop simulation for model predictive control applied to satellite attitude control. *IEEE Access*, v. 7, p. 1–1, 10 2019.
- RUITER, A. H. de; DAMAREN, C.; FORBES, J. R. *Spacecraft Dynamics and Control: An Introduction*. USA: A John Wiley and Sons, Ltd., 2013. 592 p. ISBN 978-1-118-34236-7.
- SCHAUB, H.; JUNKINS, J. L. *Analytical mechanics of space systems*. 3. ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, INC, 2014. 853 p. ISBN 978-1-62410-240-0.
- VALLADO, D. A.; MCCLAIN, W. D. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. 4. ed. Hawthorne: Microcosm Press, 2013. 1106 p. ISBN 978-1881883180.
- WANG, L. *Model predictive control system design and implementation using MATLAB*. 1. ed. London: Springer Publishing Company, Incorporated, 2009. 376 p. ISBN 978-1-84882-330-3.
- XING, Y. T.; LOW, K. S.; PHAM, M. D. Distributed model predictive control of satellite attitude using hybridreaction wheels and magnetic actuators. In: *2012 IEEE Symposium on Industrial Electronics and Applications*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 230–235.