

Sistema de Controle de Atitude do Satélite Amazonia-1 utilizando Controle Não-Linear e Robusto

Ximena Celia Méndez Cubillos¹

¹Escuela de Ingeniería Mecánica, Pontificia Católica Universidad de Valparaíso, Chile. Email: ximena.mendez@pucv.cl

Resumo

A exploração espacial é um dos principais motores da inovação e das novas tecnologias, especialmente a indústria aeroespacial. É por isso que as missões espaciais se tornam cada vez mais complexas, exigindo alta confiabilidade e menor custo dos seus subsistemas. Vale ressaltar que colocar um satélite no espaço é um procedimento de alto custo, envolvendo diversas etapas, onde o Sistema de Controle de Atitude (SCA) precisa ser robusto, confiável e ter bom desempenho. O SCA deve controlar altas velocidades angulares com grande precisão enquanto estabiliza a atitude em níveis compatíveis com os requisitos de apontamento da missão. Os subsistemas de um satélite associados aos seus sensores e atuadores que visam determinar e controlar a atitude do satélite, muitas vezes não podem ser reparados no espaço, pelo que o seu bom funcionamento é fundamental para o sucesso da missão. Por outro lado, missões espaciais complexas têm dinâmicas altamente não lineares, onde as técnicas de controle linear são incapazes de projetar o SCA que atenda aos requisitos da missão. Neste trabalho estudou-se o desempenho e a robustez da combinação das técnicas de controle SDRE (Equação de Riccati Dependente de Estado) e do controle H-Infinity (H_∞). A primeira tem a grande vantagem de abordar sistemas com dinâmica não linear, através da parametrização do Coeficiente Dependente do Estado (SDC) e a segunda, é uma técnica que permite aumentar a robustez do controlador a perturbações temporárias e/ou persistentes e a incertezas do modelo. O desempenho e robustez do controlador projetado são investigados através da união das técnicas SDRE e H-Infinity para o controle de atitude do satélite Amazonia 1.

Palavras-chave: SDRE, Controle H-Infinity, Controle de Atitude, Amazonia-1. SDRE, Controle H-Infinity, Controle de Atitude, Amazonia-1.

Abstract

Space exploration is one of the main drivers of innovation and new technologies, particularly in the aerospace industry. Consequently, space missions are becoming increasingly complex, demanding high reliability and lower costs for their subsystems. It is worth noting that launching a satellite into space is a high-cost procedure involving various stages, where the Attitude Control System (ACS) must be robust, reliable, and high-performing. The ACS needs to control high angular velocities with great precision while stabilizing the attitude at levels compatible with the mission's pointing requirements. The satellite subsystems associated with its sensors and actuators, which aim to determine and control the satellite's attitude, often cannot be repaired in space, making their proper functioning crucial for mission success. On the other hand, complex space missions have highly nonlinear dynamics, where linear control techniques are unable to design the ACS to meet the mission requirements. In this work, study the performance and robustness of combining State-Dependent Riccati Equation (SDRE) techniques and H-Infinity (H_∞) control. The former has the significant advantage of addressing systems with nonlinear dynamics through State-Dependent Coefficient (SDC) parameterization, while the latter is a technique that enhances the controller's robustness to temporary and/or persistent disturbances and model uncertainties. The performance and robustness of the designed controller are investigated through the combination of SDRE and H-Infinity techniques for the attitude control of the Amazonia-1 satellite.

Keywords: SDRE, H-Infinity Control, Attitude Control, Amazonia-1.

1. Introdução

Colocar um satélite em órbita é um procedimento caro e arriscado; anos de pesquisa e milhões de dólares são transformados em um artefato que, posto em órbita, estará longe de qualquer possibilidade de manutenção caso algo de errado ocorra [1]. O objetivo principal das missões é oferecer mais autonomia para as espaçonaves e, por conseguinte, diminuir o custo das missões [2]. As demandas de missões espaciais estão cada vez mais complexas e tem exigido da indústria aeroespacial o aprofundamento de pesquisa e desenvolvimento, a fim de obter subsistemas com maior desempenho e robustez, em particular o Sistema de Controle e Atitude (SCA) da espaçonave o qual pode ser considerado como o subsistema vital para o sucesso da missão espacial [3].

O SCA de qualquer tipo de satélite deve ter a capacidade de: determinar a atitude atual, computar o erro entre a atitude atual e desejada e aplicar torques apropriados para remover o erro [4]. Conforme Wertz [5] uma vasta gama de equipamentos encontra-se disponíveis para aplicações em controle de atitude e órbita. Exemplos como: sensores (sensores de horizonte, do sol, de estrelas, giroscópios, magnetômetros e acelerômetros); atuadores: jatos de gás, bobinas magnéticas, rodas de reação. Satélites com componentes rígido-flexíveis, como grandes painéis, braços robóticos, rodas de reação, e antenas são sistemas espaciais que possuem uma dinâmica não linear. E consequentemente, exigem de um SCA bom desempenho, autonomia e robustez. Pois, devem levar em conta efeitos da flexibilidade, correndo o risco de não funcionar adequadamente ou mesmo levar o sistema à instabilidade [6].

Após a fase de apontamento e/ou manobras um SCA deve estabilizar e orientar os satélites durante sua missão, apesar de forças e perturbadores externos. A eficiência do SCA também é função do procedimento de determinação de atitude do satélite usando diferentes tipos de sensores e os métodos para um projeto de SCA podem ser baseados em uma dinâmica linear ou não linear [7]. Dizer que um sistema é robusto, está diretamente ligado a sua estabilidade e o desempenho. Um controlador que seja capaz de garantir desempenho satisfatório, manter a estabilidade frente a erros de modelagem e variações paramétricas da planta pode então ser chamado de robusto [8].

Existem uma apreciável quantidade de técnicas de controle disponíveis para se projetar controladores a sistemas cada vez mais complexos. Entretanto, a aptidão de selecionar a técnica mais apropriada para a resolução do problema e aplicá-la de forma eficaz, pode ser um trabalho ainda mais difícil mesmo para problemas relativamente simples.

Este trabalho apresenta o uso de técnicas de controle não lineares e de controle robusto utilizando a dinâmica do satélite Amazonia-1. A combinação das duas técnicas: o método de controle Equação de Riccati Dependente do Estado (State-Dependent Riccati Equation - SDRE) com o método de H-Infinity (H_∞), ou seja, a aplicação do controle robusto H_∞ em sistemas não lineares.

O Amazônia-1, Figura 1, é o primeiro satélite de observação da Terra do Brasil, projetado e desenvolvido pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) com o apoio da Agência Espacial Brasileira (AEB). Seu lançamento foi em 28 de fevereiro de 2021 e sua principal missão é monitorar o desmatamento e as atividades agrícolas na floresta amazônica, além de fornecer informações em tempo real sobre desastres naturais e ambientais [9].



Figura 1. Satélite Amazonia-1. Fonte: [9].

2. Metodologias

2.1. SDRE

O controle SDRE emergiu como método de design geral desde meados da década de 1990, e fornece uma estrutura de projeto sistemática e efetiva para sistemas não lineares. Motivado pelo controle do regulador quadrático linear (LQR) pela equação algébrica de Riccati (ARE), Cloutier et al. [10] estendeu o resultado ao problema do regulador quadrático não linear usando matrizes de coeficientes dependentes do estado como apontado em Cloutier [10]. A técnica da Equação de Riccati Dependente do Estado (SDRE); às vezes referida como a equação de Riccati congelada [11];

vem se tornado muito popular dentro da comunidade de controle, proporcionando um algoritmo muito eficaz para sintetizar controles de feedback não lineares, permitindo a não linearidade nos estados do sistema, oferecendo também um excelente design flexibilidade através de matrizes de ponderação dependentes do estado [7].

A técnica SDRE utiliza um método de parametrização, chamado de Coeficiente Dependente do Estado (SDC, State Dependent). O conceito deste método consiste em fatorar as equações diferenciais do sistema de maneira a fazer aparecer produtos entre vetores de estado e matrizes dependentes dos estados [12]. Enquanto algumas técnicas não lineares abordam apenas a estabilidade, o método SDRE aborda diretamente o desempenho através da especificação do índice de desempenho do problema do regulador não linear. Além disso, o estado dependente do estado e as ponderações de controle podem ser ajustadas para afetar diretamente o desempenho [7]. Os graus de liberdade de projeto estão disponíveis devido a parametrização SDC. Tais graus de liberdade não estão disponíveis nas técnicas tradicionais de controle não linear [13].

2.1.1. O Regulador Quadrático Não Linear

No problema do regulador quadrático não linear, o objetivo é minimizar a função de custo que possui a seguinte forma:

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{\infty} [x^T Q(x)x + u^T R(x)u] dt \quad (1)$$

Em relação ao estado e controle sujeito a não linearidades

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + B(x)u \\ z &= C(x)x \\ x(0) &= x_0 \end{aligned} \quad (2)$$

Onde $Q(x)$ e $R(x)$ são as matrizes pesos escolhidas de acordo com os objetivos do desempenho do controlador, sendo que $Q(x)$ deve ser definida semipositiva e $R(x)$ definida positiva. Esta formulação mantém todas as vantagens do LQR exceto que as matrizes $A(x)$, $B(x)$, $Q(x)$ e $R(x)$ podem ser função dos estados [7].

Para o desenvolvimento do SDRE deve-se representar o modelo do sistema, equação (3) na forma SDC, como apresentado:

$$\dot{x} = A(x)x + B(x)u \quad (3)$$

O conceito deste método consiste em fatorar as equações diferenciais do sistema de maneira a fazer aparecer produtos entre vetores de estado e matrizes dependentes dos estados. De modo que $a(x) = A(x)x$

e $b(x) = B(x)x$ possuem um número infinito de maneiras de tornar o sistema não linear para a forma SDC. Associada à forma SDC aplicam-se as seguintes definições [15]:

- $\{H(x), A(x)\}$ é uma parametrização observável (detectável) do sistema não linear [na região Ω] se o par $\{H(x), A(x)\}$ é ponto a ponto observável (detectável) no sentido linear para todo $[x \in \Omega]$.
- $\{A(x), B(x)\}$ é uma parametrização controlável (estabilizável) do sistema não linear [na região Ω] se o par $\{A(x), B(x)\}$ é ponto a ponto controlável (estabilizável) no sentido linear para todo $[x \in \Omega]$.

A abordagem SDRE para obter uma solução subótima do problema é [7]:

- Trazer a dinâmica não linear para a forma de parametrização SDC (Eq.3).
- Resolver o SDRE para obter $P(x)$ a

$$\begin{aligned} A^T(x)P(x) + P(x)A(x) \\ - P(x)B(x)R^{-1}(x)B^T(x)P(x) \\ + Q(x) = 0 \end{aligned}$$

Admitindo que $P(x) = P^T(x) \geq 0 \forall x$.

- Construir o ganho não linear do controlador:
 $u = R^{-1}(x)B^T(x)P(x)x$

2.1.2. A Parametrização SDC

A parametrização SDC (State Dependent) é um método que consiste em fatorar as equações diferenciais do sistema de maneira a fazer aparecer produtos entre vetores de estado e matrizes dependentes dos estados. Ou seja, a equação de Riccati, dependente de estado, é resolvida para cada ponto da trajetória das variáveis de estado (cada frame) [7]. Ressalta-se que existe um número infinito de parametrizações quando a dinâmica do sistema é não linear. A parametrização SDC fornece diferentes modelos do satélite em função do estado o que influencia diretamente no desempenho do sistema de controlador SDRE. Problemas numéricos podem ocorrer oriundos do equacionamento para diferentes parametrizações resultando em matrizes mal condicionada. Pois, cada parametrização, apesar de representar a mesma dinâmica, demonstra um sistema linear diferente em cada ponto no tempo.

2.2. Controle Robusto H-Infinity (H ∞)

A técnica de controle H_∞ surgiu por volta dos anos 80 e foi desenvolvida para sistemas incertos. Sendo o seu principal objetivo é prover uma solução que seja mais robusta em relação às obtidas com métodos LQG/Filtro de Kalman ou outras técnicas de controle clássico [7].

A principal vantagem de usar o método H_∞ está na sua habilidade de incluir, em seu equacionamento, a solução de um problema de otimização. O problema do H_∞ se embasa em: com os requisitos do projeto, montar um sistema, com os devidos filtros (matrizes pesos), de forma a adequar o sistema para as condições de desempenho e robustez [3].

O procedimento da construção do controle H_∞ se apresenta, resumidamente, a seguir, Figura 2.

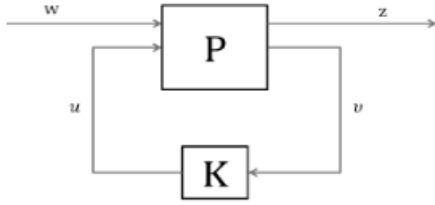


Figura 2. Planta Generalizada P. Fonte: [7].

Na figura 2, a planta P é o modelo da planta generalizada e tem duas entradas e duas saídas. As entradas da planta são classificadas como entrada de controle u e entrada exógena w . A entrada de controle u é a saída do controlador que se torna a entrada para os atuadores que excitam a planta. A entrada exógena, w , é de fato uma coleção de entradas (um vetor). Entradas típicas que são incorporadas a w são perturbações externas, ruído dos sensores, e sinais de rastreamento (tracking) [7]. As saídas da planta são também categorizadas em dois grupos. O primeiro grupo, y , são sinais que são medidos e realimentados. Estas se tornam as entradas para o controlador. O segundo grupo, z , são as saídas reguladas. Estas são todos os sinais que nós estamos interessados em controlar ou regular. Elas podem ser estados, sinais de erro ou sinais de controle.

Para um sistema em modelo de espaço de estados, na qual a entrada é dada por $u = u(t)$, a saída por $y = y(t)$ e os estados representados por $x = x(t)$, tem-se:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t)\end{aligned}\quad (4)$$

Em que as matrizes A , B , C e D representam um modelo padrão para os problemas de otimização multivariável. Ao se decompor este sistema, separando as componentes provenientes da entrada e da saída do sistema, obtém-se o conjunto de equações:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax(t) + B_1w + B_2u \\ z &= C_1x + D_{11}w + D_{12}u \\ y &= C_2x + D_{21}w + D_{22}u\end{aligned}\quad (5)$$

Pondo em ordem o conjunto de equações Eq. (5), uma planta generalizada em forma matricial, surge:

$$P = \begin{bmatrix} A & [B_1 & B_2] \\ \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} \\ D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} \end{bmatrix}\quad (6)$$

A equação (6) concebe a planta generalizada escrita de forma geral em espaço de estados. Para determinar P e K , para um caso específico [15]. A “planta aumentada” é formada pelas funções peso W_1 , W_2 e W_3 , como demonstrado na figura (3) [16]. A fim de alcançar os objetivos de desempenho, as saídas foram escolhidas a serem funções peso de transferência, $z_1 = W_1e$; $z_2 = W_2y$ e $z_3 = W_3u$.

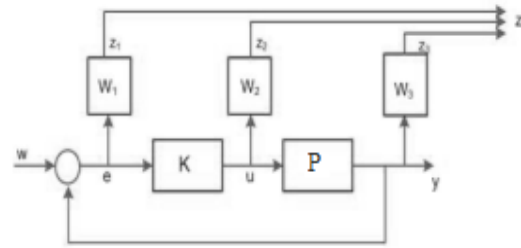


Figura 3. Planta Aumentada. Fonte: [8].

$$\left\| \begin{bmatrix} W_1S \\ W_2T \\ W_3CS \end{bmatrix} \right\|_\infty < \gamma \quad (7)$$

onde S é chamada de sensibilidade, T sensibilidade complementar e R não possui nome algum. A função custo de sensibilidade mista é assim nomeada, pois penaliza ao mesmo tempo S , R e T ; também pode ser dita como requisito de projeto.

Da figura (3) e da equação (7) é dito que a função de transferência de w a z_1 é a função peso de sensibilidade, W_1S , que caracteriza o desempenho do rastreamento; a função de transferência de w a z_2 é a função da sensibilidade complementar T , cuja minimização assegura ganhos baixos do controle em altas frequências, e a função de transferência de w a z_3 é o KS , que mede o esforço do controle. Também são atribuídos os obstáculos na entrada do controle; por exemplo, os limites de saturação. A função peso W_1 põe um limite mais baixo sobre a largura de faixa do sistema de malha fechada. No problema H_∞ , esta preocupação de rejeição do ruído é refletida pela medida peso, introduzida pela função sensibilidade complementar T [8].

2.3. A combinação das técnicas SDRE e H_∞

Para a combinação da técnica não linear do SDRE com a solução do controle robusto H_∞ tem-se a seguir os seguintes passos [10]:

- a) A parametrização da dinâmica não linear na forma SDC:

$$\dot{x} = A(x)x + B_1(x)w + B_2(x)u \quad (8)$$

$$z = C_1(x)x + D_{12}(x)u \quad (9)$$

$$y = C_2(x)x + D_{21}(x)w \quad (10)$$

Assumindo que $(A, B_1)(A, B_2)$ e $(C_1, A)(C_2, A)$ são estabilizáveis e detectáveis no sentido linear, respectivamente, para $x \in \Omega$, onde Ω é a região de interesse que pode ser todo o espaço.

- b) Com γ suficientemente grande para que as soluções $P(\hat{x}) \geq 0$, $Q(\hat{x}) \geq 0$ existam para o máximo valor singular $\lambda[P(\hat{x})Q(\hat{x})]_{\max}^2$, resolvem-se as equações de Riccati Dependentes do Estado dadas abaixo em termos de suas matrizes hamiltonianas que são dependentes do estado:

$$\begin{bmatrix} A - B_2 R_u^{-1} D_{12}^T C_1 & \gamma^2 B_1 R_1^T - B_2 R_u^{-1} B_2^T \\ -\hat{C}_1^T \hat{C}_1 & -(A - B_2 R_u^{-1} D_{12}^T C_1)^T \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} (A - B_1 D_{21}^T R_w^{-1} C_2)^T & \gamma^2 C_1^T C_1 - C_2^T R_w^{-1} C_2 \\ -\hat{B}_1 \hat{B}_1^T & -(A - B_1 D_{21}^T R_w^{-1} C_2) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \hat{B}_1 &= B_1(I - D_{21}^T R_w^{-1} D_{21}) \\ \hat{C}_1 &= (I - D_{12} R_u^{-1} D_{12}^T) C_1 \end{aligned} \quad (13)$$

- c) Constrói-se então o controlador SDRE não linear via H_∞ na forma:

$$\hat{\dot{x}} = A_0(\hat{x})\hat{x} + B_0(\hat{x})y \quad (14)$$

$$u = F(\hat{x})\hat{x} \quad (15)$$

$$A_0 = A + B_2 F + \gamma^{-2} B_1 B_1^T P + ZL(C_2 \gamma^{-2} D_{21}^T B_1^T P)$$

$$B_0 = -ZL, \quad Z = (I - \gamma^{-2} QP)^{-1}$$

$$F = -R_u^{-1}(B_2^T P + D_{12}^T C_1)$$

$$L = -(QC_2^T + B_1 D_{21}^T R_w^{-1})$$

2.4. A Dinâmica Não-Linear do Satélite

As equações (16) não lineares que descrevem a dinâmica do satélite, onde (J_1, J_2, J_3) , (w_1, w_2, w_3) e (T_1, T_2, T_3) são os momentos de inércia, as velocidades angulares e os torques nos eixos x, y e z , respectivamente, são dadas por [17]:

$$\begin{aligned} \dot{w}_1 &= \frac{J_2 - J_3}{J_1} w_2 w_3 + \frac{T_1}{J_1} \\ \dot{w}_2 &= \frac{J_3 - J_1}{J_2} w_1 w_3 + \frac{T_2}{J_2} \\ \dot{w}_3 &= \frac{J_1 - J_2}{J_3} w_1 w_2 + \frac{T_3}{J_3} \end{aligned} \quad (16)$$

Essas equações podem ser parametrizadas em quatro diferentes formas SDC. Neste trabalho, apresentar-se-á a parametrização PB [7], representada pela equação (17):

$$\dot{w} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{J_2 - J_3}{J_1} w_2 \\ \frac{J_3 - J_1}{J_2} w_3 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_1 - J_2}{J_3} w_1 & 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_3} \end{bmatrix} T \quad (18)$$

Houverem mais três outras formas de parametrização referentes a dinâmica não linear do satélites apresentadas com detalhes em [7].

Usando o sistema na forma da equação (19) na forma de espaço de estados:

$$\begin{cases} \dot{x} = A(x)x + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (19)$$

Em que $x = (w_1 \ w_2 \ w_3)^T$ e $u = (T_1 \ T_2 \ T_3)^T$. Assim, portanto, a equação (18) fica:

$$\begin{bmatrix} \dot{w}_1 \\ \dot{w}_2 \\ \dot{w}_3 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{(1+q_2^2)}{2} & \frac{(q_1 q_2 - q_3)}{2} & \frac{(q_1 q_3 + q_2)}{2} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(q_1 q_2 + q_3)}{2} & \frac{(1+q_2^2)}{2} & \frac{(q_2 q_3 - q_1)}{2} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(q_1 q_3 - q_2)}{2} & \frac{(q_2 q_3 + q_1)}{2} & \frac{(1+q_2^2)}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \left(\frac{J_2 - J_3}{J_1}\right) w_2 \\ 0 & 0 & 0 & \left(\frac{J_3 - J_1}{J_2}\right) w_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \left(\frac{J_1 - J_2}{J_3}\right) w_1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{bmatrix} \quad (20)$$

Os parâmetros utilizados para análise das matrizes de parametrização SDC do satélite, são apresentados a seguir nas Tabelas 1 e 2. Os dados usado nas simulações são do satélite de sensoriamento remoto Amazonia-1 [9].

Tabela 1. Parâmetros das Simulações.

Parâmetros	Símbolo	Valor/Unidade
Banda Passante	w_b	1.6 rad
Momento de Inércia 1	J_1	310 Kgm ²
Momento de Inércia 2	J_2	360 Kgm ²
Momento de Inércia 3	J_3	530 Kgm ²

Fonte: elaboração própria.

Tabela 2. Condições Iniciais.

	q	$w(\text{rad/s})$
1	0	-0.5
2	0	1.0
3	10	0.5

Fonte: elaboração própria.

Para todas as simulações a matriz $C=\text{diag}(1,1,1,1,1,1)$.

2.5. Resultados

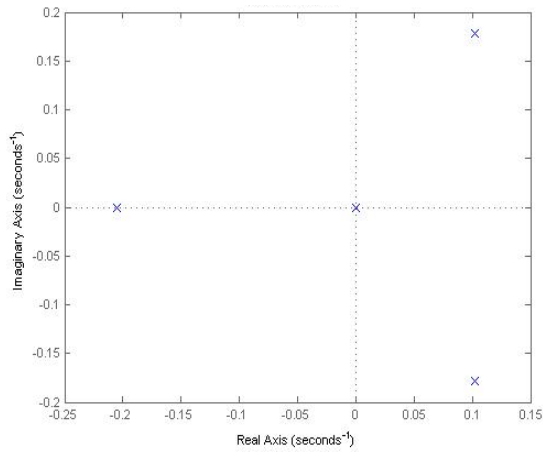


Figura 4. Pólos e zeros da Planta $G(s)$. Fonte: própria.

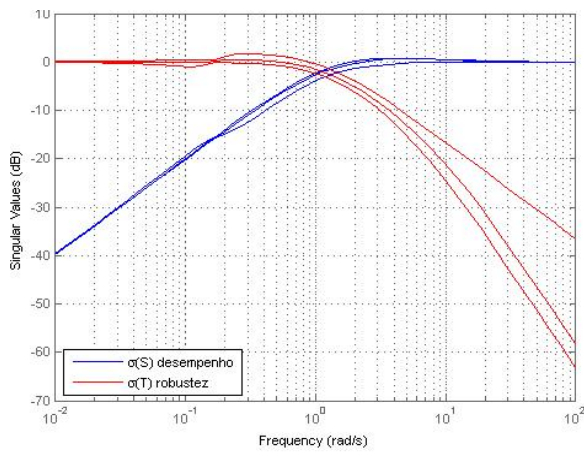


Figura 5. Sensibilidade S e Sensibilidade Complementar T. Fonte: própria

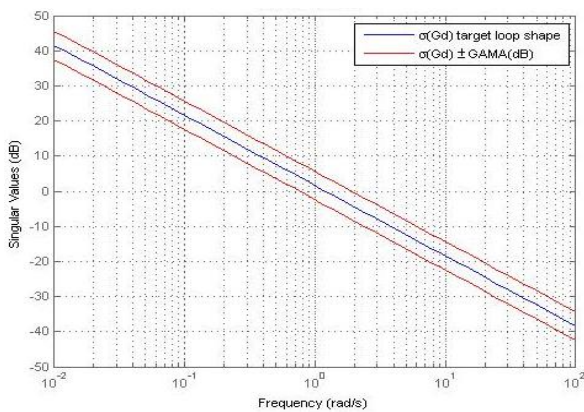


Figura 6. Banda Passante objetivo inserido em \pm Gama. Fonte: própria

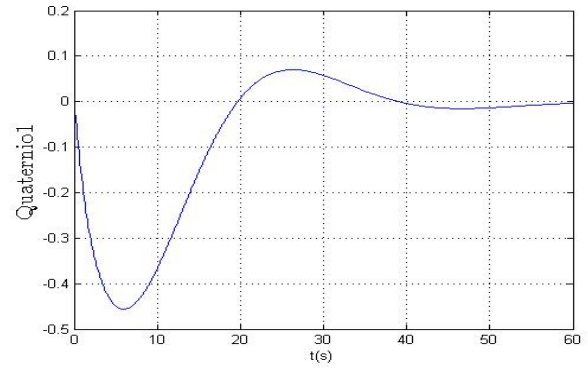


Figura 7. Quatérnio 1. Fonte: própria.

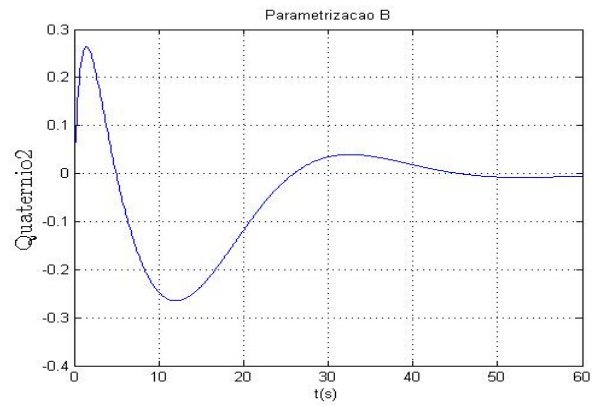


Figura 8. Quatérnio 2. Fonte: própria.

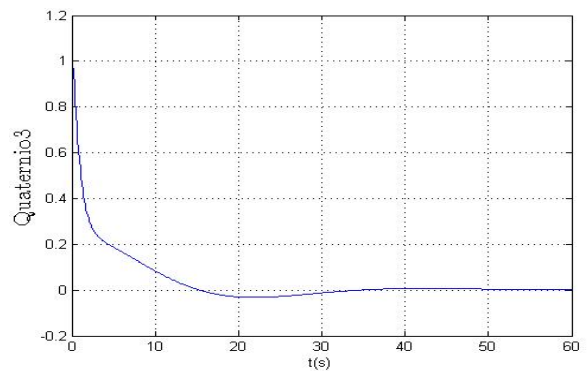


Figura 9. Quatérnio 3. Fonte: própria.

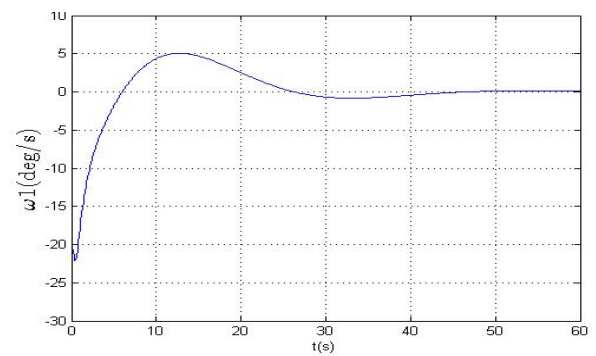


Figura 10. Velocidade Angular W_1 . Fonte: própria.

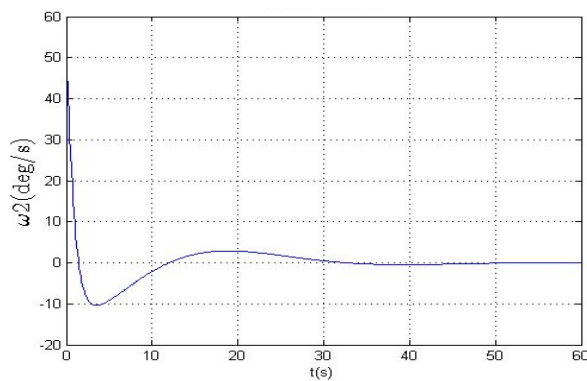


Figura 11. Velocidade Angular W_2 . Fonte: própria.

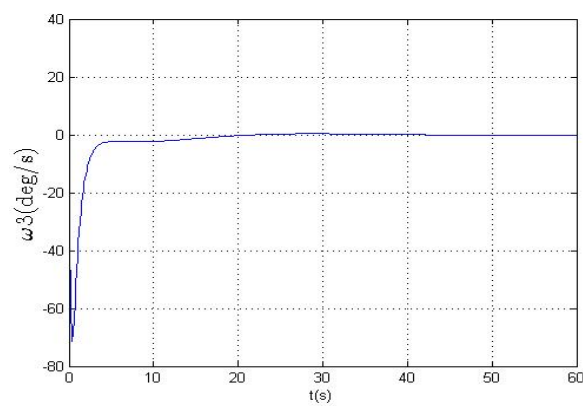


Figura 12. Velocidade Angular W_3 . Fonte: própria.

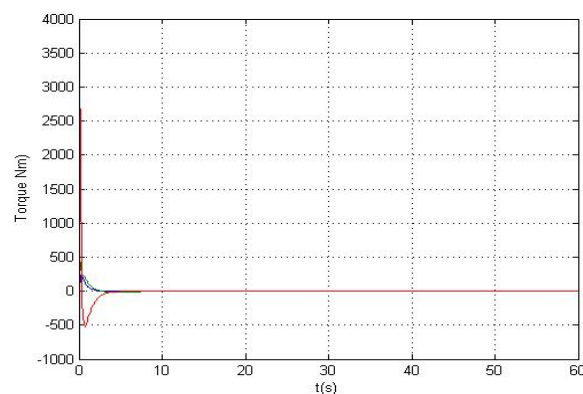


Figura 13. Torques nos três eixos. Fonte: própria.

Observou-se com a parametrização SDC a planta não linear do satélite expuseram três pólos em zero, um polo sobre o eixo real e dois pólos com parte real e imaginário. Acredita-se que disposição dos pólos tornou a planta estável e que por sua vez favoreceu o bom desempenho do controlador. Essa configuração favorável se refletiu nos gráficos de malha aberta e de L (Planta x Ganho). A banda passante de 1.2 certamente foi decisiva para o bom desempenho do controlador uma vez que todos os estados foram controlados para o intervalo de tempo considerado. O

preço pago pelo bom desempenho do controlador, foi a necessidade de aplicação de um torque muito grande num intervalo de tempo curto, fato que está associado ao valor da banda passante.

2.6. Conclusões

Investigou-se o desempenho e a robustez do controlador com a união das técnicas SDRE+H ∞ , quando aplicado a diferentes parametrizações SDC das equações de movimento não lineares do satélite Amazonia-1. Observou-se que seu desempenho e robustez é influenciado pelo tipo de parametrização que define a dinâmica não linear do satélite. Esta investigação é outro aspecto relevante desse estudo, pois mostra que um estudo preliminar da dinâmica não linear, permite alcançar melhores resultados na fase de projeto do controlador. Assim sendo, se pode dizer que o trabalho aqui desenvolvido, forneceu uma alternativa bastante encorajadora para atacar problema do controle de atitude de satélites com dinâmica não linear com maior flexibilidade em termo de performance e robustez..

3. Referências

- [1] GONZALES, R. G., De Souza, Luiz Carlos Gadelha. Utilização Dos Métodos Sdre E Filtro De Kalman Para O Controle De Atitude De Simuladores De Satélites. – São José dos Campos: INPE, 2009.
- [2] GARWIN, R. L. Solar sailing: a practical method of propulsion within the solar system. *Jet Propulsion*, v.28, n.123, p. 188-190, 1958.
- [3] DE SOUZA, A. G. Estudo do uso de métodos de controle robusto em sistemas espaciais rígidos – flexíveis. 2017.. 231p.Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais: Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2017.
- [4] MURPHY, D.; WIE, B. Robust thrust control authority for a scalable sailcraft. In: *AAS/AISS SPACEFLIGHT MECHANICS*, 2004, Maui, HI. *Proceedings...*2004.
- [5] Wertz, James R. *Spacecraft attitude determination and control*. Astrophysics and Space Science Library, Dordrecht: Reidel, 1978.
- [6] HUGHES P.C. Dynamics of flexible space vehicles with active attitude control. *Celestial Mechanics*, v.9, p.21-39, 1974.
- [7] Méndez Cubillos, Ximena Celia. Controle de atitude de um satélite aplicando a união dos métodos SDRE e H-Infinity / Ximena Celia Méndez Cubillos. – São José dos Campos : INPE, 2020.

[8] M. Cubillos, X. Celia, and L. C. G. de Souza, "Using of H-infinity control method in attitude control system of rigid-flexible satellite," in Mathematical Problems in Engineering, 2009.

[9] INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. AMAZONIA-1: missão Amazonia. 2017. <<http://www3.inpe.br/amazonia-1/>>. Acesso em: 10 junho. 2024.

[10] CLOUTIER, J.R.; D'SOUZA C.N.; MRACEK C.P. Nonlinear regulation and nonlinear H-infinity control via the State-Dependent Riccati Equation technique: part 1, theory, part 2, examples. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON NONLINEAR PROBLEMS IN AVIATION AND AEROSPACE, 1., 1996. Proceedings... 1996. p.117-141.

[11] ÇİMEN, T. State-Dependent Riccati Equation (SDRE) control: a survey. In: WORLD CONGRESS THE INTERNATIONAL FEDERATION OF AUTOMATIC CONTROL, 17., 2008 Seoul, Korea. Proceedings... 2008.

[12] BIGOT, P. G. Abordagem de Pareto para a otimização multiobjetivo do desempenho de um controlador SDRE aplicado a um sistema não linear. Pierre Gaston Bigot. - São José dos Campos: INPE, 2015. 134.

[13] MENON, P.; OHLMEYER, E. Computer-aided synthesis of nonlinear autopilots for missiles. Nonlinear Studies, v.11. n.2, p. 173-198, 2004.

[14] SHAWKY, A.; ORDYS, A.W.; GRIMBLE, M.J. End-point control of a flexible-link manipulator using H-infinity nonlinear control via a state-dependent Riccati equation. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL APPLICATIONS, 2002, Glasgow, United Kingdom. Proceedings... IEEE, 2002. p.501-506.

[15] SKOGESTAD, S.; POSTLETHWAITE, I. Multivariable feedback control: analysis and design. Chichester, UK: John Wiley and Sons, 2001.

[16] KRUCK, K.; ATUL, G.K. Development of robust control strategies for aerospace systems. Ames: Iowa State University, IA 50014 – Dec. 2002.

[17] JUNKINS, J. L.; KIM, Y. Introduction to dynamics and control of flexible structures. Washington: AIAA Education Series, 1993.