



# APLICAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE PID NO MOVIMENTO ROTACIONAL DO SUBSATÉLITE ARTIFICIAL DO SISTEMA TETHER ESPACIAL

## APPLICATION OF THE PID CONTROL SYSTEM TO THE ROTATIONAL MOTION OF THE ARTIFICIAL SUBSATELLITE OF THE SPACE TETHER SYSTEM

Ramon Oliveira Borges dos Santos | [ramonobs98@gmail.com](mailto:ramonobs98@gmail.com)

Regina Elaine Santos Cabette | [rescabette@gmail.com](mailto:rescabette@gmail.com)

Leandro Baroni | [leandrobaroni@gmail.com](mailto:leandrobaroni@gmail.com)

Maria Cecília França de Paula Santos Zanardi | [mceciliazanardi@gmail.com](mailto:mceciliazanardi@gmail.com)

Giulliano Assis Sodero Boaventura | [giulliano.boaventura@lo.unisal.br](mailto:giulliano.boaventura@lo.unisal.br)

### RESUMO

O presente trabalho visa analisar e aplicar um sistema de controle PID no movimento rotacional de um subsatélite S2 e seu movimento ao redor do satélite principal S1 de um Sistema Tether Espacial, composto por dois satélites ligados por um cabo no espaço. Esse estudo será realizado através das integrações numéricas das equações do movimento, partindo de condições iniciais conhecidas. O movimento translacional do subsatélite ao redor do satélite principal é descrito em coordenadas esféricas ( $l, \alpha, \beta$ ), definidas pela distância e os ângulos que posicionam o vetor posição entre os dois satélites. Os resultados da propagação numérica mostram que S2 se movimenta ao redor de S1 no plano orbital de S1 ao redor da Terra e oscila verticalmente a esse plano. O movimento rotacional é descrito pelas equações de Euler e pelas equações cinemáticas, descritas pelos quatérnions, pois em determinadas situações as equações cinemáticas descritas pelos ângulos de Euler podem apresentar singularidades dificultando a solução do problema. Visa-se com a metodologia adotada eliminar essas singularidades por meio dos quatérnions, uma vez que as equações cinemáticas em termos do quatérnions não dependem de funções trigonométricas. Como a geometria adotada é um paralelepípedo para o subsatélite S2, seu comportamento quanto a rotação é muito similar ao longo de seus eixos x e z. Os resultados da integração numérica das equações do movimento rotacional com quatérnions destacam o comportamento adequado dos quatérnions e das componentes da velocidade de rotação do subsatélite S2. A velocidades angulares se estabilizaram próximas do 0 rad/s, mesmo concluindo que o controle não sendo o ideal apresentou bons resultados para o problema analisado nesse momento.

**Palavras-chave:** PID; STS; Satélite Artificial; Quatérnions; Sistemas de Controle.

### ABSTRACT

The present work aims to analyze and apply a PID control system in the rotational movement of a subsatellite S2 and its movement around the main satellite S1 of a Space Tether System, composed of two satellites connected by a cable in space. This study will be carried out through the numerical integrations of the equations of motion, starting from known initial conditions. The translational movement of the subsatellite around the main satellite is described in spherical coordinates ( $l, \alpha, \beta$ ), defined by the distance and angles that position the position vector between the two satellites. The results of the numerical propagation show that S2 moves around S1 in the orbital plane of S1 around the Earth and oscillates vertically to that plane. Rotational motion is described by Euler's equations and by kinematic equations, described by quaternions, because in certain situations the kinematic equations described by Euler's angles can present singularities, making it difficult to solve the problem. The adopted methodology aims to eliminate these singularities through quaternions, since the kinematic equations in terms of quaternions do not depend on trigonometric functions. As the adopted geometry is a parallelepiped for the subsatellite S2, its behavior regarding rotation is very similar along its x and z axes. The results of the numerical integration of the equations of rotational motion with quaternions highlight the proper behavior of the quaternions and the components of the rotational velocity of the subsatellite S2. The angular velocities stabilized close to 0 rad/s, even concluding that the control was not ideal, it presented good results for the problem analyzed at that moment.

**Keywords:** PID; STS; Artificial Satellite; Quaternions; Control System.

## 1. INTRODUÇÃO

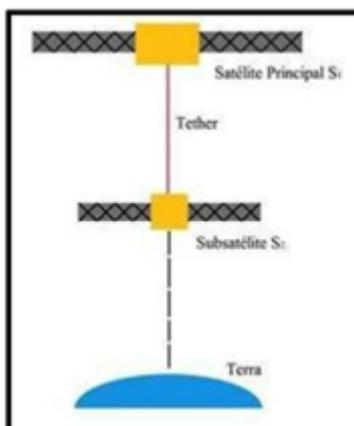
A exploração espacial voltou a ganhar destaque em noticiários e jornais mundiais, como a muito tempo não se via. A facilidade com que a informação é disseminada através de diversos meios de comunicação possibilita com que as mais recentes descobertas realizadas por agências espaciais, como a NASA ou ESA, cheguem ao público comum. Uma possível futura exploração de Marte, as incríveis possibilidades de turismo espacial e reuso de foguetes trazidos pelas novíssimas empresas privadas do setor são alguns dos fatores que estão trazendo à tona as conversas sobre a exploração espacial.

Diante de todo esse cenário, se faz muito pertinente estudar tipos de controles automáticos de satélites que podem ser utilizados para expandir as fronteiras do conhecimento do homem no espaço. O espaço é a última fronteira para estudar o estado de saúde do planeta e a respetiva evolução. Os satélites são, por outro lado, a ferramenta mais precisa para responder a perguntas fundamentais relacionadas com o clima, os oceanos, a atmosfera e o interior da terra.

Um tipo de sistemas de satélites, que possuem inúmeras aplicações interessantes, são os Sistemas de Tether Espacial (Space Tether Systems - STS). Esses sistemas são constituídos por 2 ou mais corpos rígidos em diferentes órbitas, ligados por um, ou mais, cabos (ou tirantes) flexíveis e compridos, comumente chamado também de tethers. Esses tethers são compostos de material fibroso de alta resistência a tração normal e podem ter comprimento variando de algumas centenas de metros até dezenas de quilômetros, com alguns podendo chegar a 50 km ou mais, dependendo o objetivo da missão.

O sistema tether espacial – STS a ser analisado neste projeto é composto por dois satélites, o maior deles  $S_1$  denominado de satélite principal, e o menor de  $S_2$  de subsatélite. O satélite  $S_1$  geralmente armazena ambos o tether e o satélite  $S_2$  até o momento de liberação. Tanto o tether quanto o satélite  $S_2$  podem ser liberados através de uma série de mecanismos, como molas, força centrípeta do sistema ou efeitos de gradiente gravitacional. A figura 1 mostra um exemplo de configuração de STS com dois satélites, sendo: o principal  $S_1$ , de massa  $m_1$ , orbitando a Terra em uma trajetória circular de raio  $R$ ; Um tether de comprimento  $l$  e massa  $m_t$  conecta um satélite secundário  $S_2$ , de massa  $m_2$ , ao a satélite principal  $S_1$ .

**Figura 1 |** Esquema do STS composto por dois satélites



Fonte: Greene e Denney (1991)

Segundo Tirop e Jingrui (2019), Moia *et al.* (2019) e Minor e Hirschi (2007) apresenta um potencial de aplicação e exploração extraordinário, estudar o comportamento dos STS e como controlar de maneira autônoma esse movimento passou a ser um grande ponto focal de diversos acadêmicos e pesquisadores do ramo espacial, principalmente no que diz respeito ao movimento e controle destes sistemas.

Como o STS é composto por dois ou mais corpos rígidos conectados por cabos, determinar o seu comportamento e controlá-lo no espaço não é uma tarefa trivial. As distâncias relativas entre os satélites dos sistemas e suas atitudes variam ao longo do tempo e descrever o movimento translacional e rotacional deste sistema passa a ser um dos cerne do estudo da dinâmica de voo de STS.

Este conjunto de movimentos (translacional e rotacional) é descrito pelas chamadas equações de estado do sistema: equações diferenciais ordinárias de segunda ordem, cuja variável independente é o tempo (para este caso). Entretanto, resolver estas equações analiticamente se torna uma tarefa árdua e muito difícil. Assim, a aplicação de técnicas de integração numéricas passa a ser um método útil na solução deste problema.

O lançamento de missões representa o aperfeiçoamento da ciência e da engenharia, que oferecem resultados de ponta, não apenas para a exploração do espaço, mas também para problemas que permeiam a vida na Terra. O teflon, tecnologias para IoT, o GPS e o código de barras por exemplo, tão comuns no cotidiano humano, surgiram com pesquisas espaciais.

## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

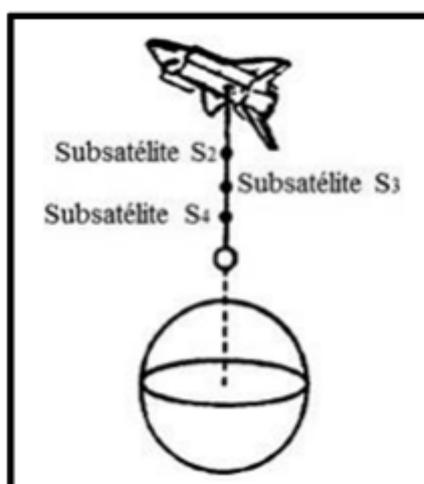
### 2.1 Sistema Tether

Segundo Chen *et al.* (2013), os estudos com STS tiveram início no século XIX, com Konstantin Tsiolkovsky, cientista soviético pioneiro em estudos de astronáutica, desenvolveu um conceito de “elevadores espaciais”, cuja ideia principal era transportar cargas da Terra até o espaço sem uso de propelente. A força centrífuga, resultante do movimento de rotação da Terra, tracionaria o cabo e criaria uma gravidade artificial na plataforma superior e objetos seriam transportados através do tether.

Existem diversas aplicações para STS segundo Cosmo e Lorenzini (1997), Casanova-Álvarez *et al.* (2021), Tragesser e Umbert (2021), Bilén e Gilchrist (2001), Huang *et al.* (2018) e Xie *et al.* (2021) argumentam que a utilização varia desde estudos em aerodinâmica, troca de momento, estabilização de atitude, eletrodinâmica, transporte, frenagem de veículos espaciais, movimento de captura espaciais e veículos rebocadores, entre outros aspectos da utilidade do sistema tether espacial. Para exemplificar, são listadas algumas aplicações práticas destes sistemas, ressaltando a sua importância de estudá-los.

Uma primeira aplicação de STS se encontra na medição de gradientes geofísicos espaciais segundo Li *et al.* (2021) e Cosmo e Lorenzini (1997), uma série de subsatélites (S2, S3, S4...) são distribuídos ao longo de um único tether, fixado no ônibus espacial ou na ISS, onde fariam a coleta de dados de interesse a diferentes altitudes simultaneamente, como mostra a figura 2.

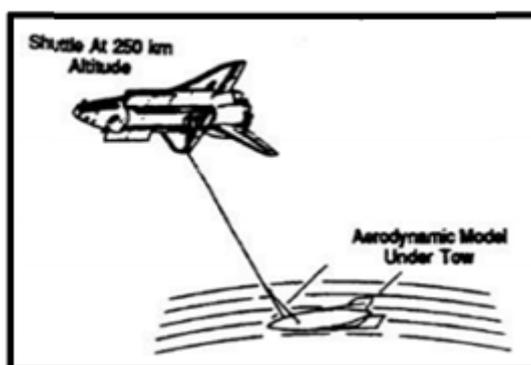
**Figura 2 |** Configuração do STS de coleta de dados geofísicos



Fonte: Cosmo e Lorenzini (1997)

Uma aplicação muito interessante de STS segundo Diakov *et al.* (2021), Cosmo e Lorenzini (1997), Liu *et al.* (2015), Elenev *et al.* (2021), Elenev e Zabolotnov (2017) e Zhai *et al.* (2013) é na aerodinâmica. Um dos maiores exemplos nessa área pode ser considerado o ônibus espacial como um rebocador, sendo possível prender uma aeronave experimental a um tether e estudar os efeitos aerodinâmicos sobre a condição de gás real, sem os problemas encontrados em túneis de vento comuns, como mostra a figura 3.

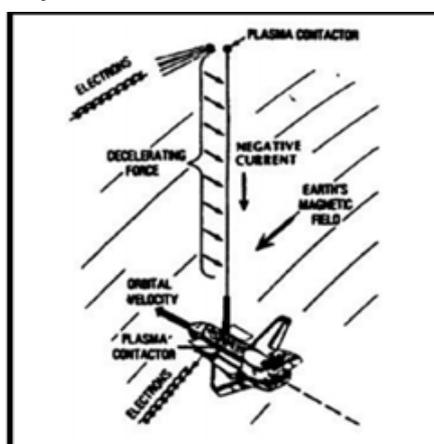
**Figura 3 |** Testes aerodinâmicos com auxílio de STS



Fonte: Cosmo e Lorenzini (1997)

Segundo Cosmo e Lorenzini (1997), Luo *et al.* (2018) e Cai (2017), uma das mais importantes aplicações dos STS se encontra no campo da eletrodinâmica. O movimento de um tether condutor e isolado através do campo geomagnético seria capaz de gerar uma tensão DC ao longo do cabo, que alimentaria a instrumentação elétrica a bordo do satélite principal, ao custo da perda de energia orbital. Contatores de plasma seriam fixados em ambas as extremidades do tether para permitir a geração de energia elétrica. A figura 4 mostra a configuração deste cenário.

**Figura 4 |** Configuração de um STS para estudos eletrodinâmicos.

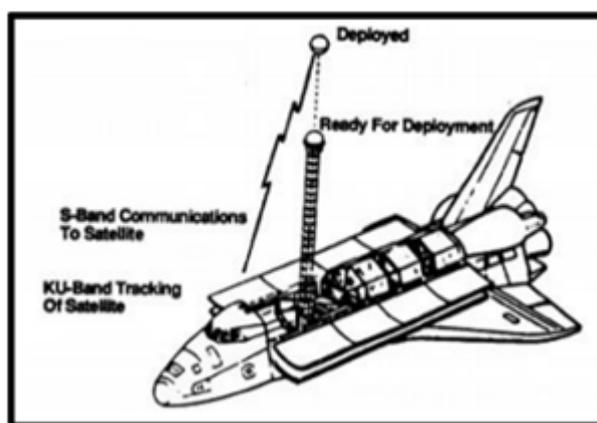


Fonte: Cosmo e Lorenzini (1997)

Estas são apenas algumas aplicações de STS e existem diversas outras que não foram exploradas aqui, mas que são igualmente desafiadoras, interessantes e importantes para diversos campos do conhecimento.

É importante salientar que esta última aplicação de STS descrita realmente foi posta em prática Cosmo e Lorenzini (1997). As missões TSS (Tether Satellite System) tinham como objetivo lançar um satélite, preso ao ônibus espacial através de um tether, para realizar coleta de dados que ajudassem nos estudos de física espacial e eletrodinâmica plasmática. TTS-1 foi a primeira missão espacial do programa, com seu lançamento ocorrendo em julho de 1992, a bordo do Ônibus Espacial Atlantis. A figura 5 mostra um esquema da missão TSS-1.

**Figura 5 |** Configuração da missão TSS-1



Fonte: Cosmo e Lorenzini (1997)

A missão foi bem-sucedida pois conseguiu gerar diversas informações quanto a dinâmica do STS, mostrando que o tether podia ser liberado, controlado e recuperado. Também foram geradas tensões suficientes ao longo do tether e extraídas grandes correntes da ionosfera.

Existiram outras missões e programas espaciais, além de TSS, que trabalharam com STS. Cosmo e Lorenzini (1997) argumentam algumas das missões como por exemplo: SEDS-1 e SEDS-2 (Small Expandable Deployer System, SEDS) e YES e YES-2 (Young Engineers' Satellite, YES).

### 3. JUSTIFICATIVA

Com um potencial de aplicação e exploração extraordinário, estudar o comportamento dos STS e como controlar de maneira autônoma esse movimento passou a ser um grande ponto focal de diversos acadêmicos e pesquisadores do ramo espacial, principalmente no que diz respeito ao movimento e controle destes sistemas.

Como o STS é composto por dois ou mais corpos rígidos conectados por cabos, determinar o seu comportamento e controlá-lo no espaço não é uma tarefa trivial. As distâncias relativas entre os satélites dos sistemas e suas atitudes variam ao longo do tempo e descrever o movimento translacional e rotacional deste sistema passa a ser um dos cerne do estudo da dinâmica de voo de STS.

Este conjunto de movimentos (translacional e rotacional) é descrito pelas chamadas equações de estado do sistema: equações diferenciais ordinárias de segunda ordem, cuja variável independente é o tempo (para este caso). Entretanto, resolver estas equações analiticamente se torna uma tarefa árdua e muito difícil. Assim, a aplicação de técnicas de integração numéricas passa a ser um método útil na solução deste problema.

O lançamento de missões representa o aperfeiçoamento da ciência e da engenharia, que oferecem resultados de ponta, não apenas para a exploração do espaço, mas também para problemas que permeiam a vida na Terra. O teflon, tecnologias para IoT, o GPS e o código de barras por exemplo, tão comuns no cotidiano humano, surgiram com pesquisas espaciais.

### 4. OBJETIVOS

#### 4.1. Objetivo Geral

Desenvolver um sistema de controle para o movimento rotacional de um subsatélite de um sistema Tether espacial composto por dois satélites.

#### 4.2. Objetivos Específico

- Pesquisar e estudar toda teoria envolvida no movimento rotacional de satélites, em especial o sistema Tether;
- Considerar o satélite principal em órbita circular ao redor da Terra e aplicar o método PID(Proporcional Integral Derivativo) nas equações do movimento rotacional do subsatélite;
- Representar a atitude do subsatélite pelos quaternions, incluindo os torques de controle nas equações de Euler associadas as taxas de variação da velocidade de rotação do

subsatélite;

- Estudar a inclusão de alguns torques ambientes;
- Desenvolver um propagador numérico que poderá ser adaptado para outros tipos de Sistemas Tether.

## 5. METODOLOGIA

### 5.1 Sistema de Coordenada

Na mecânica celeste, é vital conhecer a atitude dos satélites para o sucesso de uma missão. Como no espaço não existe um horizonte evidente, nem a noção de cima e baixo, é mais difícil ainda se orientar. Logo, é fundamental definir os sistemas de coordenadas que serão utilizados na resolução de problemas (Zanardi, 2018). Segundo Dang e Suh (2021), Ok *et al.* (2021), Guo *et al.* (2020), Silva *et al.* (2015), Silva *et al.* (2014), Silva *et al.* (2021), Cabette *et al.* (2015) e Zanardi *et al.* (2005) argumentam que para auxiliar a análise e estimação da atitude do satélite artificial existem diversos sensores como por exemplo o giroscópio, magnetômetro e sensor de estrelas que fornecem medidas que auxiliarão na determinação da atitude do satélite no espaço.

É importante saber utilizar os sistemas de coordenadas ao seu favor, pois dependendo da escolha feita, as equações do movimento podem adquirir uma forma muito mais simples de se tratar (Zanardi, 2018).

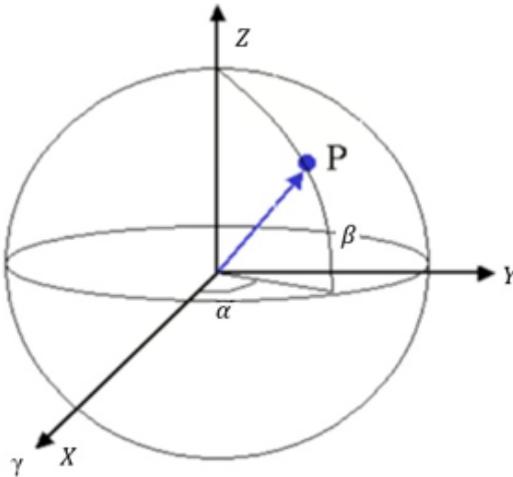
#### 5.1.1 Sistema Equatorial OXYZ

Reiterando os argumentos apresentados por Lívio (2017) e Zanardi (2018), ressalta a importância de obter-se um sistema referencial inercial para tratar os dados do seu problema, ou da sua missão, pois as leis de Newton só funcionam para um referencial inercial. É possível assumir o centro da Terra como a origem desse sistema **OXYZ**, onde todos os eixos do sistema são ortogonais entre si como pode ser observado na figura 6.

Deste modo Zanardi (2019), considera-se o centro de massa do planeta como a origem O, com o plano **XY** sendo coincidente com o plano do Equador. O Eixo **Z** aponta na direção do Polo Norte e o eixo **X** está apontado na direção do Ponto Vernal,  $\gamma$  (também chamado de Primeiro Ponto de Áries). O Ponto Vernal marca a posição do Sol, quando ele intercepta a eclíptica (órbita da Terra ao redor do Sol) e o plano do equador ao mesmo tempo. Ele foi chamado de Primeiro Ponto de

Áries por apontar na direção da constelação zodiacal quando foi definido. Hoje, devido à precessão, aponta na direção da constelação de peixes.

**Figura 6 | Plano Equatorial**



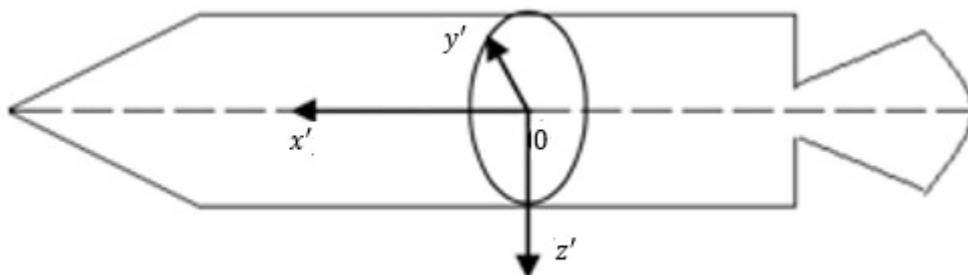
Fonte: Zanardi (2005)

### 5.1.2 Sistema do Veículo $0'X'Y'Z'$

A instrumentação utilizada para a medição da atitude de satélites é embarcada na estrutura do satélite, geralmente essa instrumentação para o referenciamento não inercial da atitude do satélite é alocada em lugares que possam ser referenciados junto ao sistema inercial do satélite, estes dados estão baseados em um referencial centrado no veículo,  $0'x'y'z'$  como pode ser observado na figura 7.

Seungo Livio (2017) este sistema possui sua origem  $0'$  no Centro de Massa do veículo, com o eixo  $x'$  alinhado ao longo do eixo longitudinal, positivo para frente. Os eixos  $y'$  e  $z'$  alinham-se de tal maneira a formar um sistema dextrogiro. Sua utilização é interessante do ponto de vista que facilita a manipulação de suas equações dinâmicas, pois o tensor de inércia terá os produtos de inércia nulos.

**Figura 7 | Exemplo de um Sistema de Coordenadas centrado em um Veículo.**



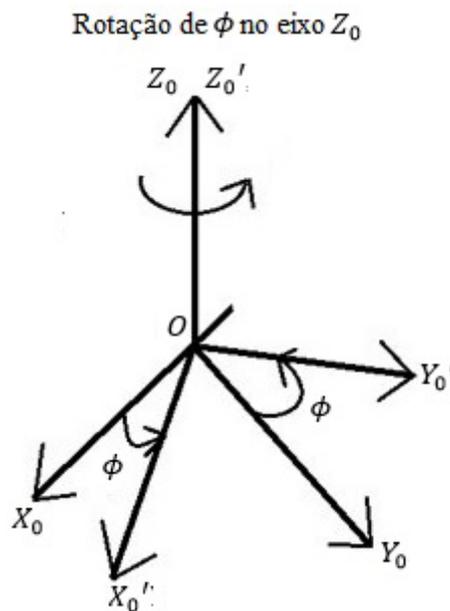
Fonte: Zanardi (2005)

## 5.2 Matriz de Rotação Principal do Sistema Tether

Por vezes, na mecânica celeste, é necessário converter dados entre sistemas de coordenadas diferentes, como por exemplo, converter dados medidos no sistema do veículo para o sistema inercial terrestre. Segundo Zanardi (2018), há uma maneira de relacionar estes parâmetros, através de uma técnica de rotações individuais sucessivas em eixos de coordenadas.

Caso seja necessário relacionar o sistema  $S_a:OX_0Y_0Z_0$ , com o sistema  $S_b:OX_0'Y_0'Z_0'$ , como mostra a figura 8 sendo que ambos os eixos  $OZ_0$  e  $OZ_0'$  coincidem. Caso o eixo  $OZ_0'$  sofrer uma rotação de  $\phi$ , os eixos  $OX_0$  e  $OY_0$  serão reposicionados, coincidindo com os eixos  $OX_0'$  e  $OY_0'$ . Assim ambos os sistemas  $S_a$  e  $S_b$  se correlacionam.

Figura 8 | Rotação do Eixo



Fonte: Livio (2017)

As componentes de  $S_a$  se relacionam a  $S_b$  de acordo com uma matriz de rotação  $R$ , representada por  $R_z(\phi)$ . O subscrito  $z$  indica o eixo que sofreu rotação, e o ângulo indica de quantos graus foi essa rotação.

Segundo Zanardi (2018) e Zanardi (2019), cada um dos 3 eixos cartesianos apresenta sua própria matriz de rotação, como mostra a equação 1, 2 e 3 respectivamente.

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R_y(\phi) = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & 0 & -\text{sen}(\phi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\phi) & 0 & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2)$$

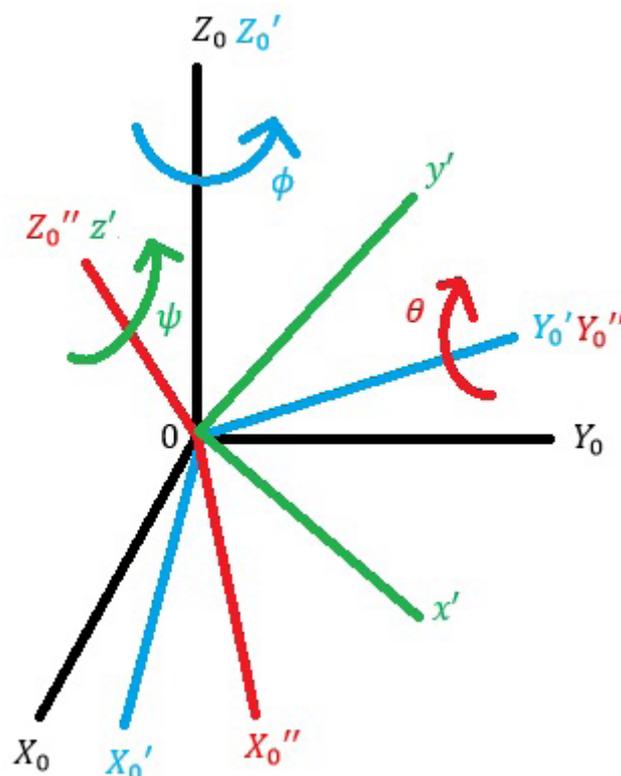
$$R_z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) & 0 \\ -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Nesse mesmo contexto Zanardi (2019) e Zanardi (2018) argumenta que pode ser relacionado qualquer sistema pode ser relacionado em si, através de 3 rotações sucessivas em torno de 3 eixos coordenados, sendo que a matriz de rotação que relaciona os 2 sistemas é composta pela multiplicação das matrizes individuais, e depende do eixo de rotação e da ordem de rotação. Os ângulos envolvidos nas rotações são denominados de ângulos de Euler.

As rotações são identificadas pela ordem na qual seus eixos são rotacionados. Por exemplo, a rotação 3-2-3, que é utilizada na elaboração deste trabalho e está ilustrada na figura 9, obedece a seguinte sequência:

1. Rotação de um ângulo  $\phi$  no eixo inicial  $OZ_0$
2. Rotação de um ângulo  $\theta$  no eixo intermediário  $OY_0'$
3. Rotação de um ângulo  $\psi$  no eixo final  $OZ_0''$

Figura 9: Rotação 3-2-3.



Fonte: Livio (2017)

Os elementos da matriz de rotação  $R_{323}(\phi, \theta, \psi)$ , pode ser obtida, de forma geral, e observadas através da equações (6).

$$R_{323}(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_z(\phi) \quad (4)$$

$$R_{323}(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) & 0 \\ -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$R_{323}(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta c\phi - s\psi s\phi & c\psi c\theta s\phi + s\psi c\phi & -c\psi s\theta \\ -s\psi c\theta c\phi - c\psi s\phi & -s\psi c\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta \\ s\theta c\phi & s\theta s\phi & c\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

Os ângulos que compõem a equação (10.2) são chamados de ângulos de Euler. Eles são um conjunto de 3 ângulos que, juntos, fornecem a orientação de um corpo rígido em relação a um sistema de coordenadas inercial, relacionando o sistema  $0'x'y'z'$  fixo no corpo com  $0XYZ$  do sistema inercial.

Esses ângulos também são conhecidos como:

- **Ângulo de precessão:  $\phi$**
- **Ângulo de nutação:  $\theta$**
- **Ângulo de spin:  $\psi$**

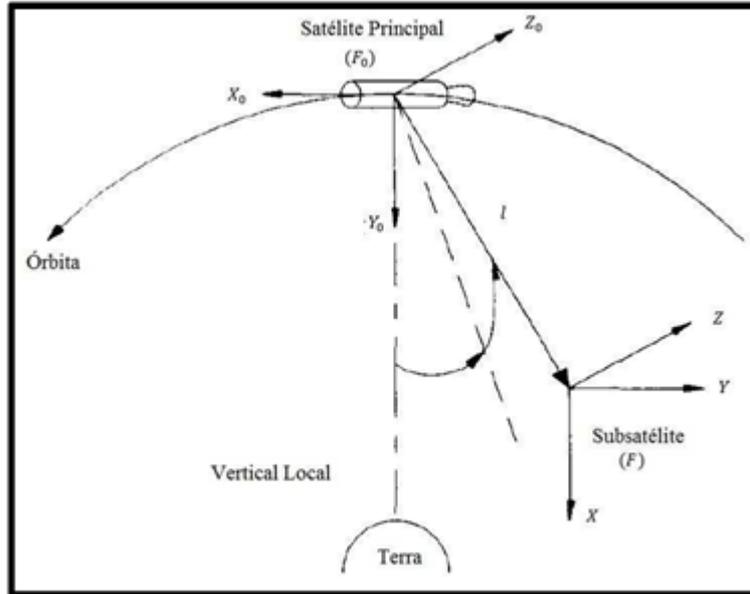
Através da matriz de rotação principal foi utilizado os valores iniciais de  $\psi = 0$ ,  $\theta = 0,5$  e  $\phi = 0$ .

### 5.3. Delimitando o Problema Através das Equações do Movimento

#### 5.3.1. Movimento Translacional do Subsatélite

O movimento translacional do subsatélite em relação ao satélite principal é descrito pelas coordenadas esféricas  $(l, \alpha, \beta)$ , representadas na figura 10 segundo Greene e Denney (1991). Seja  $0Y_0X_0$  o plano orbital do satélite principal ao redor da Terra. A coordenada  $\alpha$  representa o ângulo no plano entre o eixo  $0Y_0$  e a projeção da posição de  $S_2$  no plano  $0Y_0X_0$ , enquanto que  $\beta$  representa o ângulo fora do plano entre  $l$  e a projeção da posição de  $S_2$  no plano  $0Y_0X_0$ . Vale mencionar que a tensão  $T$  está escrita no sistema de coordenadas  $F_0(0X_0Y_0Z_0)$ , com origem no centro de massa do satélite principal, cujo eixo  $X_0$  aponta na direção que une o CM do satélite principal ao CM da Terra, o eixo  $Y_0$  aponta na direção da velocidade e o eixo  $Z_0$  perpendicular ao plano orbital da órbita do satélite principal.

Figura 10 | Esquema de coordenadas esféricas para o conjunto de satélite



Fonte: Greene e Denney (1991)

De acordo com o trabalho de Greene e Denney (1991), as equações do movimento translacional são dadas por:

$$\ddot{l} = M_{21}l\dot{\beta}^2 + M_{21}l(\dot{\alpha} + \dot{u})^2 \cos(\beta)^2 + M_{21}\dot{u}^2l(3 \cos(\alpha)^2 \cos(\beta)^2 - 1) - \frac{T}{m_2} \quad (7)$$

$$\ddot{\alpha} = -M_{23} \left( \frac{\dot{l}}{l} \right) (\dot{\alpha} + \dot{u}) - 2\dot{\beta} (\dot{\alpha} + \dot{u}) \tan(\beta) - 3\dot{u}^2 \sin(\alpha) \cos(\alpha) \quad (8)$$

$$\ddot{\beta} = -M_{23} \left( \frac{\dot{l}}{l} \right) \dot{\beta} - (\dot{\alpha} + \dot{u})^2 \sin(\beta) \cos(\beta) - 3\dot{u}^2 \cos(\alpha)^2 \sin(\beta) \cos(\beta) \quad (9)$$

Sendo que :

$l$ : comprimento do *tether*;

$\alpha$ : ângulo no plano;

$\beta$ : ângulo fora do plano;

$u$ : argumento de latitude;

$l, \alpha, \beta, u$ : diferenciação com respeito ao tempo;

$m_2$ : massa do subsatélite;

$m_t$ : massa do *tether*;

$T$ : módulo da tensão no cabo.

Os seguintes parâmetros de massa não dimensionais também são assim listados:

$$M_{21} = \frac{\left[ m_2 + \left( \frac{m_1}{s} \right) \right]}{m_2 + m_1} \quad (10)$$

$$M_{23} = \frac{\left[ m_2 + \left( \frac{m_1}{s} \right) \right]}{m_2 + \frac{m_1}{s}} \quad (11)$$

A função que representa o argumento de latitude ( $u$ ) está representada pela equação (6), e é composta pela soma do argumento do perigeu ( $\omega$ ) e anomalia verdadeira ( $v$ ).

$$u = \omega + v \quad (12)$$

E como a órbita é circular  $\dot{u} = \dot{v} = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$

Neste projeto será também considerado a mesma lei de controle assumida por Yong *et al.* (2009) para o controle do comprimento do tether ( $l$ ), que não depende das outras variáveis de estado.

$$\dot{l} = (l_{inicial} - l_{final})e^{-ct} \quad (13)$$

Onde  $c$  é uma constante de valor 0,005. Isso afeta as taxas de variação do comprimento e da velocidade do *tether* no tempo:

$$\dot{l} = -c (l_{inicial} - l_{final})e^{-ct} \quad (14)$$

$$\ddot{l} = c^2 (l_{inicial} - l_{final})e^{-ct} \quad (15)$$

Assim não será mais necessário considerar  $l$  e  $\dot{l}$  como variáveis de estado pois já são conhecidas através de (7) e (8). As equações do movimento de translação do subsatélite são dadas por (2), (3) e (7).

### 5.3.2. Movimento Rotacional do Subsatélite

Um dos métodos de estimação de atitude de um satélite artificial por ser feito através dos ângulos de Euler como pode ser observado em Moraes *et al.* (2009), Silva *et al.* (2012) e Garcia *et al.* (2012). Porém devido as singularidades que ocorrem nas equações cinemáticas dos ângulos de Euler, Zanardi (2018) e Luo *et al.* (2021) ressaltam que apresenta uma maior coerência a utilização dos quaternions para estimar a atitude do satélite, neste projeto, devido essa singularidade apresentada

nas equações cinemáticas os quaternions foram utilizados para representar a atitude do subsatélite propriamente dito. O quaternion é útil na navegação inercial a bordo do satélite, pois segundo Santos *et al.* (2013), o quaternion não apresenta singularidades nas equações cinemáticas, apresenta uma regra de produtos conveniente para rotações sucessivas e a matriz de rotação em termos do quaternion não depende de funções trigonométricas. Nesse contexto Zanardi (2005) argumenta que o quaternion possui uma componente a mais em relação aos ângulos de Euler e não possui uma interpretação física. Os quaternions também são denominados de parâmetros simétricos de Euler.

Nesse contexto Zanardi (2005), o quaternion ( $q$ ) pode ser determinado em função do ângulo de rotação  $\phi$  e do eixo de rotação  $\hat{n}$ , definido por um vetor (4x1), composta por uma parcela vetorial e uma parcela escalar ( $q_4$ ). Com isso o quaternion ( $q$ ) pode ser obtido da seguinte forma.

$$q = \begin{pmatrix} \vec{q} \\ q_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \quad (16)$$

Sendo que:

$$q = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} = \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \\ n_4 \end{pmatrix} = \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \hat{n} \quad (17)$$

$$q_4 = \cos\frac{\phi}{2} \quad (18)$$

O quaternion é caracterizado por ter módulo unitário, de modo que os quatro elementos satisfaçam a seguinte propriedade:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (19)$$

Desse modo Zanardi (2005), a matriz de rotação em termos de quaternions pode ser colocada da seguinte fórmula, e aqui representa a matriz de rotação entre o sistema  $F_0$  e o sistema  $F'$  fixo no subsatélite.

$$A(q) = (q_4^2 - |\vec{q}|) I + 2 \vec{q} \vec{q}^t + 2 q_4 [[\vec{q}]] \quad (20)$$

$$[[\vec{q}]] = \begin{bmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

Com isso é possível determinar os elementos da matriz de rotação A.

$$a_{11} = q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \quad (22)$$

$$a_{12} = 2(q_1q_2 + q_3q_4) \quad (23)$$

$$a_{13} = 2(q_1q_3 - q_2q_4) \quad (24)$$

$$a_{21} = 2(q_2q_1 - q_3q_4) \quad (25)$$

$$a_{22} = -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \quad (26)$$

$$a_{23} = 2(q_2q_1 + q_3q_4) \quad (27)$$

$$a_{31} = 2(q_3q_1 + q_2q_4) \quad (28)$$

$$a_{32} = 2(q_3q_2 - q_1q_4) \quad (29)$$

$$a_{33} = -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \quad (30)$$

As equações cinemáticas para o quaternions são expressas da seguinte maneira.

$$\frac{dq_1}{dt} = 0,5 (q_4 Wx - q_3 Wy + q_2 Wz) \quad (31)$$

$$\frac{dq_2}{dt} = 0,5 (q_4 Wy - q_1 Wz + q_3 Wx) \quad (32)$$

$$\frac{dq_3}{dt} = 0,5 (q_4 Wz - q_2 Wx + q_1 Wy) \quad (33)$$

$$\frac{dq_4}{dt} = 0,5 (q_1 Wx - q_2 Wy + q_3 Wz) \quad (34)$$

Sendo  $w_x$ ,  $w_y$  e  $w_z$  as componentes da velocidade de rotação no sistema principal de inércia  $F'$  do subsatélite, cujo comportamento pode ser avaliado pelas equações de Euler.

As equações de Euler fornecem a variação das componentes da velocidade de rotação do subsatélite e são apresentada por Greene e Denney (1991).

$$\dot{\omega}_x = \left(\frac{1}{I_{xx}}\right) [(I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z - d_z \bar{T}_y + d_y \bar{T}_z + N_x] \quad (35)$$

$$\dot{\omega}_y = \left(\frac{1}{I_{yy}}\right) [(I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x - d_z \bar{T}_y + d_y \bar{T}_z + N_y] \quad (36)$$

$$\dot{\omega}_z = \left(\frac{1}{I_{zz}}\right) [(I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y - d_y \bar{T}_x + d_x \bar{T}_y + N_z] \quad (37)$$

Sendo  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  e  $\omega_z$  são as velocidades angulares no sistema principal  $F'$  com eixos ( $x'$ ,  $y'$ ,  $z'$ ) e  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  e  $I_{zz}$  são os momentos principais de inércia com relação ao mesmo eixos  $x'$ ,  $y'$  e  $z'$ ,  $\vec{T} = (\bar{T}_x, \bar{T}_y, \bar{T}_z)$  é o vetor de tração no tether  $T$  expresso no sistema  $F'$ , E  $\vec{N} = (\bar{N}_x, \bar{N}_y, \bar{N}_z)$  são as componentes do torque de controle, que pode estar associado a um sistema de jato de gás a bordo do subsatélite. Nesta parcela do torque  $\vec{N}$  podem também ser incluídas as componentes dos torques ambientais no sistema  $F'$ , além do torque de controle. A tração  $T$  no tether, expressa no sistema  $FO$  é dada pela equação (38).

$$T = \begin{bmatrix} -T \cos(\beta) \cos(\alpha) \\ -T \cos(\beta) \sin(\alpha) \\ -T \sin(\beta) \end{bmatrix} \quad (38)$$

Assim utilizando a matriz de rotação  $A(q)$ , expressa em quaternions na equação (19), as

componentes de  $\vec{T}$  no sistema  $F'$  são apresentadas por LIVIO (2017):

$$\vec{T} = A(q) = \begin{bmatrix} -T \cos(\beta) \cos(\alpha) \\ -T \cos(\beta) \sin(\alpha) \\ -T \sin(\beta) \end{bmatrix} \quad (39)$$

O valor de  $T$  será utilizado através da equação a seguir LIVIO (2017):

$$T = m_2 [-c^2 (I_{inicial} - I_{final}) e^{-\alpha} + M_{21} l \dot{\beta}^2 + M_{21} l (\dot{\alpha} + \dot{u})^2 \cos(\beta)^2 + M_{21} \dot{u}^2 l (3 \cos(\alpha)^2 \cos(\beta)^2 - 1)] \quad (40)$$

As equações (8), (9), (13), (31), (32), (33), (34), (35), (36), (37) serão utilizadas para a determinação do sistema de controle do movimento rotacional do subsatélite.

## 5. 4. Sistema de Controle

### 5. 4. 1. Introdução ao Sistema de Controle

A teoria de controle foi amplamente desenvolvida no século XX, visando controlar máquinas e realizar o aperfeiçoamento de sistemas industriais, a grandeza a ser controlada em algum equipamento pode variar de acordo com a determinada aplicação. Citando alguns exemplos são eles controle de rotação, temperatura, nível, pressão, velocidade, posição e etc.

Atualmente a utilização dos sistemas de controle vem sendo amplamente utilizada pela sociedade contemporânea. Segundo Nise (2017) argumenta que “os sistemas de controle são uma parte integrante da sociedade moderna”. Ainda sobre os sistemas de controle na vida do ser humano Distefano III *et al.* (2014) ressalta que “os sistemas de controle abundam no ambiente humano”

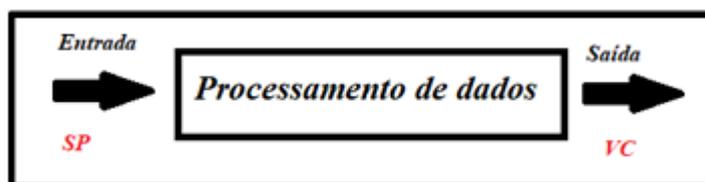
Diversos ramos da engenharia utilizam desses conceitos de controle para aplicação nas determinadas circunstâncias a serem controladas, Nise (2017) em seu livro argumenta que “atualmente os sistemas de controle encontram um vasto campo de aplicação na orientação, navegação e controle de veículos espaciais”. O que vai muito de encontro com esse trabalho que visa propor um sistema de controle para um subsatélite de um sistema tether espacial. Uma aplicação dos sistemas de controle na área espacial que ilustra essa importância de estudar tais técnicas de controle, sendo primordial para condução dos ônibus espaciais da agência espacial dos Estados Unidos à NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). As missões que envolviam esses veículos espaciais, necessitava-se à aplicação de teorias de controle para que fosse possível colocar a espaçonave na órbita correta para manter o suporte à vida dos astronautas.

O ônibus espacial fornece um excelente exemplo do uso de sistemas de controle, sem tais sistemas de controle seria impossível orientar a nave para órbita terrestre e da órbita terrestre, ajustando para órbita propriamente dita e manter suporte à vida a bordo. (NISE, 2017)

Um sistema de controle consiste em subsistemas e processos (ou planta) construídos com objetivo de obter saída desejada com um desempenho desejado, dada uma entrada representa uma saída desejada. (NISE, 2017)

A definição apresentada anteriormente de um sistema de controle pode ser visualizada de uma maneira mais simplificada na figura 11:

**Figura 11** | Esquematização básica de um controlador

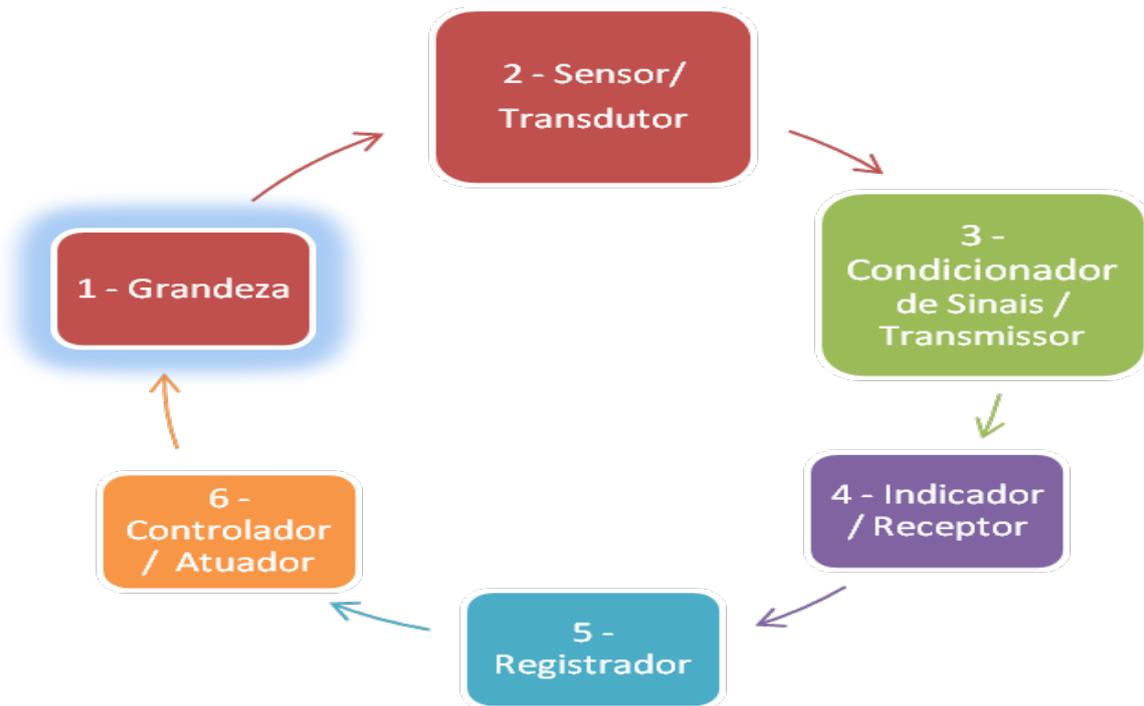


Fonte: Autoria própria

Uma outra definição de sistema de controle expressa por Distefano III *et al.* (2014), argumenta que:

Um sistema de controle é uma disposição de componentes físicos, conectados ou relacionados de maneira a comandar, dirigir ou regular a si mesmo ou a outros sistemas. (DISTEFANO III *et al.*, 2014)

**Figura 12 |** Esquemática de um Sistema de Controle



Fonte: Autoria própria

#### 5. 4. 2. Importância do Estudo do Controle de Atitude de Satélites Artificiais

A aplicação das técnicas de controle para satélites artificiais, foram úteis do ponto de vista que um satélite artificial está constantemente sujeito a correções em sua órbita e atitude. A atitude de um satélite pode ser representada como a orientação do veículo no espaço. Segundo Stray (2010) ressalta que “desde o início da era espacial, muito trabalho foi feito em relação ao Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) em satélites”, de maneira análoga, com os avanços das missões espaciais essa necessidade de constante controle para correção de atitude e determinação da mesma foi se tornando cada vez mais necessário para o sucesso das missões espaciais.

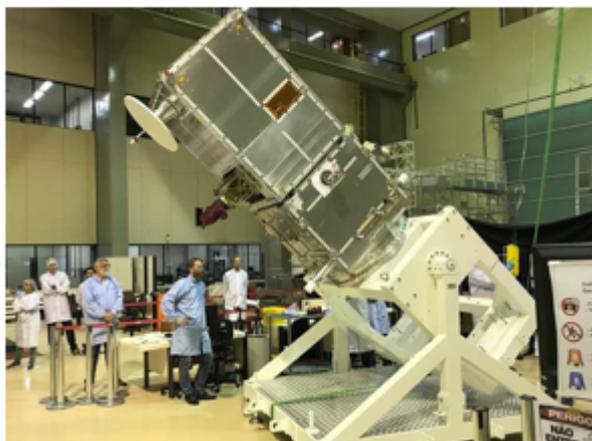
O sistema de determinação de atitude é um sistema muito importante. Sem ele, não é possível estimar a atitude da espaçonave e, portanto, sem o seu controle de atitude ativo será inútil, ocasionando no fracasso da missão. (STRAY, 2010)

Por atitude de satélites artificiais, queremos dizer como uma espaçonave é orientada no espaço. Todo satélite compõe um complemento de instrumentos, geralmente chamados de carga útil, que devem ser direcionados de alguma forma no satélite a ser lançado, e a resposta dessa carga

depende de um modo fundamental da atitude. Assim, a habilidade de saber a atitude do satélite (determinação da atitude) e a habilidade de comandar a atitude desejada (controle de atitude) são indispensáveis para o desempenho dessa espaçonave. (PISACANE, 2005)

Assim o estudo do controle de atitude de um satélite artificial, vai muito além de conceitos científicos, mas também fatores de benefício social. Um exemplo disso, são o satélite Amazônia 1, primeiro satélite de sensoriamento remoto totalmente brasileiro, o satélite está sendo desenvolvido pelo *INPE* (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) e tem como intuito mensurar as queimadas e desmatamentos da floresta amazônica. Com isso torna-se o estudo de controle de atitude essencial, por exemplo no caso do Amazônia 1 as câmeras de mapeamento terrestre devem estar sempre apontadas para a Terra e principalmente sobre a floresta amazônica visando estimar a degradação da floresta, na figura 13 pode ser observado o teste de controle de atitude.

**Figura 13 | Simulação e Controle de Atitude do Satélite Amazônia 1**



Fonte: Inpe (2020)

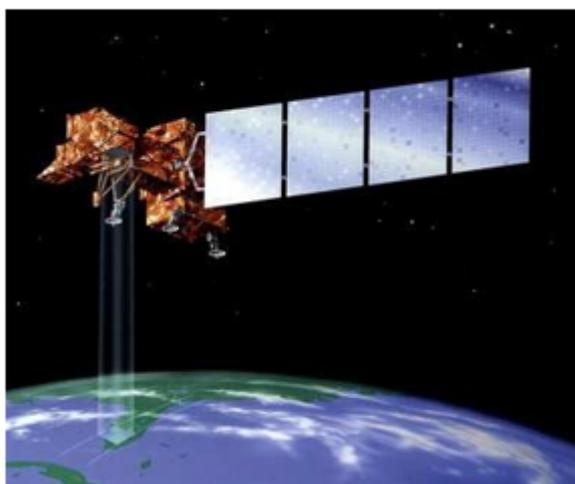
Segundo Pisacane (2005), reforça essa aplicação de controle de atitude, para uma missão com viés de missões científicas de observações da Terra, e outra um exemplo da aplicação do controle de atitude para uma missão com viés de telecomunicações e meteorologia.

Um satélite científico projetado para estudar a Terra, como o satélite Landsat, sendo um satélite meteorológico, e sua missão dedicada exclusivamente à observação dos recursos naturais terrestres, pode exigir uma atitude em que as cargas úteis do satélite estejam sempre apontadas para a Terra. Segundo Pisacane (2005), a carga útil de um satélite de comunicações é sempre apontada

para a Terra. Sendo que o satélite pode estar girando em uma orientação inercial fixa ou, no caso de um satélite apontado para a Terra, estar girando muito lentamente.

Na figura 14, pode ser observado uma ilustração do instrumento óptico do satélite Landsat apontado para a Terra e realizando todo o mapeamento terrestre e realizando todas as medições meteorológicas necessárias.

**Figura 14 | Satélite Landsat em operação**



Fonte: Esa (2020)

Segundo Pisacane (2005), o controle de atitude também assume várias formas. Pode ser passivo, dependendo de sua resposta natural ao meio ambiente para manter a atitude; ou pode estar ativo e depender dos torques do atuador calculados para atingir e manter a atitude desejada; ou pode combinar essas duas estratégias de controle. Dependendo da missão, os requisitos de controle de atitude podem estar dentro de apenas alguns graus de alguma atitude nominal, ou a espaçonave pode ser controlada dentro de uma pequena fração de um segundo de arco, como para o Telescópio Espacial Hubble.

#### **5. 4. 3. Sistema de Controle PID**

Um controlador proporcional (P) tem uma saída proporcional à sua entrada erro denominada por  $e$ , sendo  $K_p$  é a constante de proporcionalidade, sua equação pode ser observada na equação (41).

$$u = Kp \times e \tag{41}$$

Logo o controlador integral (I) tem uma saída proporcional à sua integral da sua entrada erro denominada por  $e$ , o  $Ki$  é a constante de proporcionalidade, sua equação pode ser observada na equação (42).

$$u = Ki \times \int e(t) dt \tag{42}$$

No controlador derivativo (D) tem uma saída proporcional à sua derivada da sua entrada erro denominada por  $e$ , o  $Kd$  é a constante de proporcionalidade, sua equação pode ser observada na equação (43).

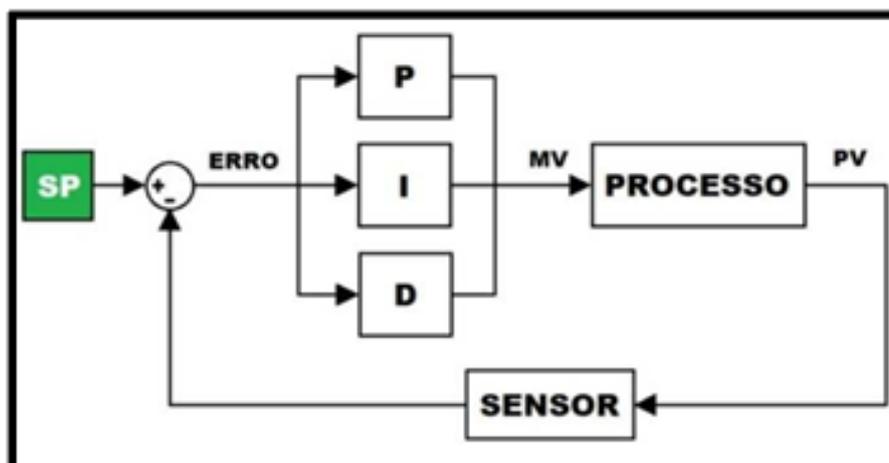
$$u = Kd \times \frac{de}{dt} \tag{43}$$

Assim a equação que rege o sistema de controle PID, que será implementado nesse projeto, pode ser descrita como é observado na equação (44).

$$u = Kp \times e + Ki \times \int e(t) dt + Kd \times \frac{de}{dt} \tag{44}$$

O diagrama de blocos do controle PID, pode ser observado na figura 15, esse diagrama de blocos é importante para o auxílio da compreensão do sistema por um todo.

Figura 15 – Esquematização de um Sistema de Controle PID



Fonte: Novus (2020)

Desse modo Ogata (2004), argumenta que em sistemas com a realimentação da saída, é formado um laço no processo. Esta disposição é chamada de malha-fechada. No sistema de malha fechada o controlado recebe constantemente a diferença entre o valor da variável desejada conhecida por Set Point (SP), e o valor real da Variável de Processo (PV). Esta diferença é chamada de Erro  $e$ , com base nela, o equipamento gera um sinal de controle para diminuir o erro a um valor muito pequeno ou nulo.

Para esse trabalho será atribuído um controle ativo que nesse caso foi estipulado o PID, os torques dos atuadores serão calculados pelo sistema de controle para atingir e manter a atitude do desejada.

O controle PID existe uma particularidade, pode-se combinar os tipos de controladores, como por exemplo PD ou PI. Analisando o trabalho de Stray (2010), onde o mesmo estudou um sistema de controle para um nano satélite.

Stray (2010) argumenta que o objetivo desta tese é examinar o problema de usar o controle PD com um atuador magnético para estabilizar a atitude um nano satélite de 2 kg, ou seja, um satélite com massa inferior a 10 kg. Nesse modelo a massa é assumida uniformemente distribuída ao longo do volume.

Nesse projeto será utilizado a confecção do controle de PD, assim investigando mais a fundo proposta de projeto seria estudar a fundo os tipos de característica do controle PID e analisar qual configuração de sistema de controle, melhor se adequa ao problema proposto para um subsatélite de um sistema tether espacial, com suas particularidades próprias.

Por fim, outra obra que será utilizada, agregando nos conhecimentos valiosos a essa pesquisa, é a obra de Tewari (2007), nesse livro é encontrado no capítulo 14 todo conhecimento prévio necessário para implementação do sistema de controle na área espacial, contribuindo com a modelagem e simulação de sistemas de controle de malha fechada para uma grande variedade de aplicações aeroespaciais com base em conceitos de controle modernos.

#### **5. 4. 4. Representação em Espaço de Estados**

Com o advento da exploração espacial, os requisitos para os sistemas de controle aumentaram em escopo. Modelar sistemas através de equações diferenciais lineares e invariantes no tempo e subsequentemente através de funções de transferência se tornou inadequado. A abordagem do *espaço de estados* (também conhecida como abordagem *moderna* ou no *domínio do tempo*) é um método unificado para modelar, analisar e projetar uma vasta variedade de sistemas. Por exemplo,

a abordagem do espaço de estados pode ser utilizada para representar sistemas não lineares que possuam folgas, saturação e zona morta. Além disso, ela pode tratar, convenientemente, sistemas com condições iniciais não nulas. Sistemas variantes no tempo (por exemplo, mísseis com variação do nível de combustível, ou a sustentação de uma aeronave voando através de uma grande faixa de altitudes) podem ser representados no espaço de estados (NISE, 2017).

Diversos sistemas não possuem apenas uma única entrada e uma única saída. Sistemas com múltiplas entradas e múltiplas saídas (como um veículo com entrada de direção e entrada de velocidade produzindo uma saída de direção e uma saída de velocidade) podem ser representados de forma compacta no espaço de estados através de um modelo similar, em forma e complexidade, àquele utilizado para sistemas com uma única entrada e uma única saída. A abordagem no domínio do tempo pode ser utilizada para representar sistemas com um computador digital na malha ou para modelar sistemas para simulação digital (NISE, 2017).

Com um modelo simulado, a resposta do sistema pode ser obtida para variações em seus parâmetros, uma importante ferramenta de projeto. A abordagem no espaço de estados também é atrativa devido à disponibilidade de vários pacotes de programas que trabalham com o espaço de estados para computadores pessoais. A abordagem no domínio do tempo também pode ser utilizada para a mesma classe de sistemas modelados pela abordagem clássica. Este modelo alternativo dá ao projetista de sistemas de controle uma outra perspectiva a partir da qual ele pode criar um projeto. Embora a abordagem do espaço de estados possa ser aplicada a uma vasta variedade de sistemas, ela não é tão intuitiva quanto a abordagem clássica. O projetista deve realizar diversos cálculos antes que a interpretação física do modelo se torne aparente, enquanto no controle clássico uns poucos cálculos ou uma representação gráfica dos dados fornecem rapidamente uma interpretação física (NISE, 2017).

A sua representação em forma de equação matemática, pode ser observada nas equações 45 e 46.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{45}$$

$$y = Cx + Du \tag{46}$$

Para  $t \geq t_0$  e condições iniciais,  $X(t_0)$ , em que:

- $X$  é o vetor de estado
- $\dot{x}$  é a derivada do vetor de estado em relação ao tempo
- $y$  é o vetor de saída
- $u$  é o vetor de entrada ou vetor de controle
- $A$  é a matriz do sistema
- $B$  é a matriz de entrada
- $C$  é a matriz de saída
- $D$  matriz de transmissão direta

## 6. RESULTADOS

Com a implementação de uma rotina computacional de sistema de controle para o subsatélite do sistema tether, desenvolvida no MATLAB solucionou as equações de movimento translacional e rotacional para um sistema de satélites Tether (STS), tais equações estão dispostas no item (5.1.1) e (5.1.2) respectivamente. As equações que descrevem o movimento translacional, retiradas do trabalho de Yong *et al* (2009), enquanto que as equações de Euler e dos ângulos de Euler, que descrevem o movimento rotacional, foram extraídas do trabalho de Greene e Denney (1991).

A rotina de programação para o sistema de controle, foi desenvolvida no MATLAB, o torque de controle para esse projeto será modelado como um jato de gás, pois esse atuador é o mais acessível financeiramente no mercado aeroespacial, fácil modelagem e com relação custo benefício para aplicar no subsatélite desse projeto é o mais adequado devido ao tamanho pequeno e as características do mesmo de acordo estudados com os trabalhos de Greene e Denney (1991), Yong *et al.* (2009), Prado (2019) e Lívio (2017).

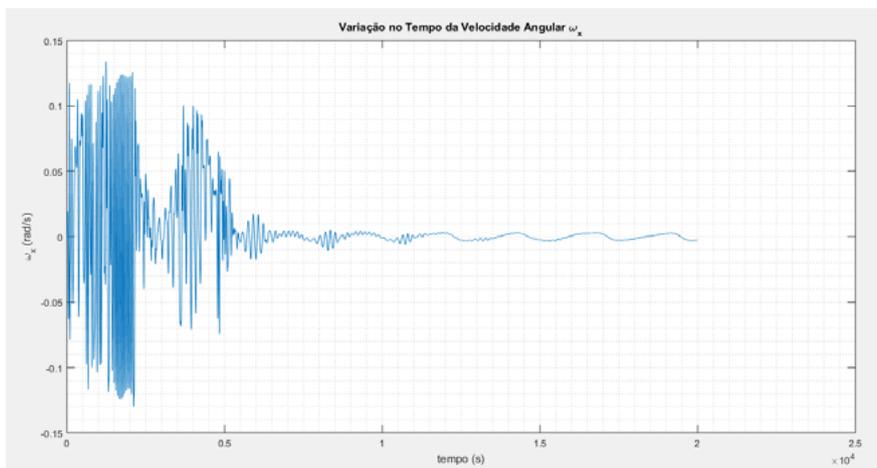
O sistema de controle a ser aplicado foi o PID, devido a sua grande aplicação em processos de engenharia. A seguir será apresentado os resultados obtidos.

### 6. 1. Velocidades Angulares

#### 6. 1. 1. Velocidade Angular $\omega_x$

O sistema de controle a ser aplicado foi o PID, para a velocidade angular  $\omega_x$  foi obtido o resultado como apresentado na figura 16.

**Figura 16 | Esquematização de um Sistema de Controle PID**



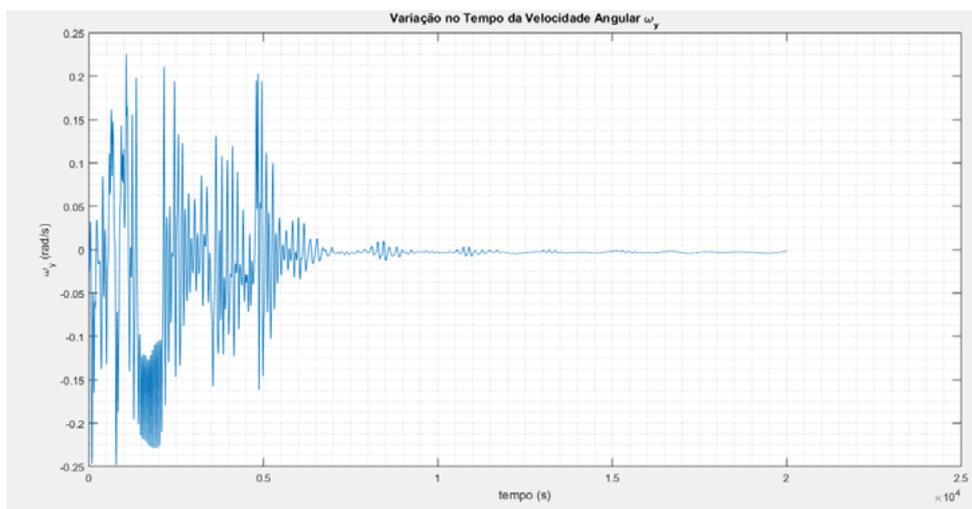
Fonte: Autores (2021)

Até o tempo de 5000 segundos de simulação, o gráfico oscilou de maneira ininterrupta notando ainda pouca atuação do torque de controle. Após o tempo mencionado anteriormente é notado uma atuação do sistema de controle. Notou-se que o controle atuou de maneira que apresentasse uma pequena variação em torno do 0 rad/s.

### 6. 1. 2. Velocidade Angular $\omega_y$

Para a velocidade angular  $\omega_y$  foi obtido o resultado como apresentado na figura 17.

**Figura 17 | Esquematização de um Sistema de Controle PID**



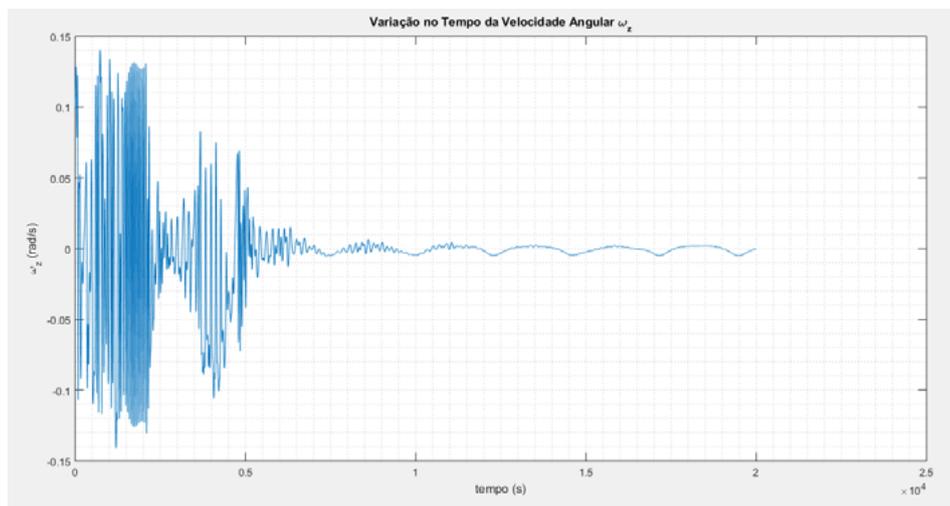
Fonte: Autores (2021)

Até o tempo de um pouco mais de 5000 segundos de simulação, o gráfico oscilou de maneira ininterrupta notando ainda pouca atuação do torque de controle, porém variando menos que  $\omega_x$  e  $\omega_z$  no início de simulação. Após o tempo mencionado anteriormente é notado uma atuação do sistema de controle. Notou-se que o controle atuou de maneira que apresentasse uma pequena variação em torno do 0 rad/s, vale que salientar que nesse período de estabilidade do sistema a variação foi ainda bem menos que apresentado para a velocidade angular do  $\omega_x$ .

### 6. 1. 3. Velocidade Angular $\omega_z$

Para a velocidade angular  $\omega_z$  foi obtido o resultado como apresentado na figura 18.

**Figura 18 |** Esquematização de um Sistema de Controle PID



Fonte: Autores (2021)

Até o tempo de 5000 segundos de simulação, o gráfico oscilou de maneira ininterrupta notando ainda pouca atuação do torque de controle. Após o tempo mencionado anteriormente é notado uma atuação do sistema de controle e uma leve estabilidade. Observa-se que o controle atuou de maneira que apresentasse uma pequena variação em torno do 0 rad/s.

## 7. CONSIDERAÇÕES FINAIS

A importância de se estudar STS, sistemas de satélites conectados entre si por tethers (cabos flexíveis) e realizar o controle dos mesmos, se faz evidente devido ao vasto leque da aplicação destes em diversas áreas do conhecimento aeroespacial (aerodinâmica, eletrodinâmica, coleta de dados atmosféricos, transporte, entre outras) e conseqüentemente, a obtenção de sucesso de missões espaciais e suas aplicações para a sociedade em geral.

Deste modo, faz-se necessário estudar a dinâmica de voo destes sistemas. Para isso, é necessário entender os diversos parâmetros envolvidos e resolver as equações de movimento translacional e rotacional destes sistemas e como controlá-las de maneira eficiente. Por meio de melhor precisão e aquisição de dados de propagação do movimento, missões espaciais podem trazer melhoria em transmissão de dados a Terra para diversos fins e pesquisa tecnológica para o clima, sensoriamento remoto, obtenção de imagens, GPS, sinais de televisão, desmatamento florestal, monitoramento de fronteira, prevenção de desastres ambientais e etc.

No que diz respeito ao sistema de controle PID, aplicado para esse tipo de missão encontrada nos trabalhos de Greene e Denney (1991) e Yong *et al.* (2009), a conclusão é que os resultados foram plausíveis e de fato realizou um controle como proposto nesse trabalho. Porém identificou-se que o controle PID para esse caso específico não é o ideal, devido ao fato de demorar para estabilizar o sistema e apresentar pequenas variações em torno do 0 rad/s.

Para trabalhos futuros, proponha-se estudar um sistema de controle ideal para esse sistema. E também realizar uma análise mais fina de um controle que se adapte com as condições adversas do ambiente.

## REFERÊNCIAS

- BILÉN, S. G.; GILCHRIST, B. E. Electrodynamics-tether time-domain reflectometer for analyzing tether faults and degradation. In: SPACE TECHNOLOGY AND APPLICATIONS INTERNATIONAL FORUM - 2001, Online. **AIP Conference Proceedings**. Aip, 2001. v. 552, p. 461-466.
- CABETTE, R. E. S.; *et al.* Magnitude of Solar Radiation Torque in the Transition Region from the Umbra to the Dark Shadow of the Earth. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 641, p. 012023, 2015. IOP Publishing. Doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/641/1/012023>
- CAI, C. An Improved Electron Pre-Sheath Model for TSS-1R Current Enhancement Computations. **Aerospace**, v. 4, n. 1, p. 16, 16 mar. 2017. MDPI AG. Doi: <http://dx.doi.org/10.3390/aerospace4010016>
- CASANOVA-ÁLVAREZ, M.; *et al.* Conceptual design of Electrodynamic Multi Tether system for self-propelled Jovian capture. **Acta Astronautica**, v. 184, p. 299-307, 2021. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.04.031>
- CHEN, Y.; *et al.* History of the Tether Concept and Tether Missions: a review. **Isrn Astronomy And Astrophysics**, v. 2013, p. 1-7, 2013. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/502973>
- COSMO, M. L.; LORENZINI, E. C. Tethers is Space Handbook. 3. ed. Cambridge: Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997. p. 1-235.
- DANG, D. C.; SUH, Y. S. Improved Single Inertial-Sensor-Based Attitude Estimation during Walking Using Velocity-Aided Observation. **Sensors**, v. 21, n. 10, p. 3428, 2021. MDPI AG. Doi: <http://dx.doi.org/10.3390/s21103428>
- DIAKOV, P.A.; *et al.* Estimation of parameters of the space tethered system for stable load transportation along the tether. **Acta Astronautica**, v. 181, p. 602-605, 2021. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.006>
- DISTEFANO III, J. J.; STUBBERUD, A. R.; WILLIAMS, I. J. **Sistemas de controle**. Bookman Editora, 2ª. ed., 2014.
- ELENEV, D. V.; *et al.* Aerodynamic space tether system as a system with distributed parameters. **Iop Conference Series: Materials Science and Engineering**, v. 1060, n. 1, p. 012016, 2021. IOP Publishing. Doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899x/1060/1/012016>
- ELENEV, D. V.; ZABOLOTNOV, Y. M. Analysis of the dynamics of the deployed aerodynamic space tether system. **Cosmic Research**, v. 55, n. 5, p. 371-379, set. 2017. Pleiades Publishing Ltd. Doi: <http://dx.doi.org/10.1134/s0010952517050057>
- ESA. **Landsat**. Disponível em: <[https://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace\\_Global\\_PT/SEMCCO60A2G\\_1.html](https://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_Global_PT/SEMCCO60A2G_1.html)>. Acesso em: 03 set. 2020.
- GARCIA, R. V.; *et al.* Unscented Kalman Filter Applied to the Spacecraft Attitude Estimation with Euler Angles. **Mathematical Problems In Engineering**, v. 2012, p. 1-12, 2012. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2012/985429>
- GREENE, M.E; DENNEY, T.S. On state estimation for an orbiting single tether system. **Ieee Transactions On Aerospace And Electronic Systems**, v. 27, n. 4, p. 689-695, 1991. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). Doi: <http://dx.doi.org/10.1109/7.85043>
- GUO, H.; *et al.* A Global Interconnected Observer for Attitude and Gyro Bias Estimation with Vector Measurements. **Sensors**, v. 20, n. 22, p. 6514, 2020. MDPI AG. Doi: <http://dx.doi.org/10.3390/s20226514>
- HUANG, P.; *et al.* A review of space tether in new applications. **Nonlinear Dynamics**, v. 94, n. 1, p. 1-19, 4 jun. 2018. Springer Science and Business Media LLC. Doi: <http://dx.doi.org/10.1007/s11071-018-4389-5>
- INPE. **Amazônia**. Disponível em: <<http://www.inpe.br/amazonia1/galeria.php>>. Acesso em: 03 set. 2020.
- LI, G.; *et al.* A novel looped space tether transportation system with multiple climbers for high efficiency. **Acta Astronautica**, v. 179, p. 253-265, 2021. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.003>

LIU, J.; *et al.* Dynamics of the Space Tug System with a Short Tether. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2015, p. 1-16, 2015. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2015/740253>

LÍVIO, B.G. **Propagação dinâmica do movimento do sistema de satélites tether**. Trabalho de Conclusão de Curso em Engenharia Aeroespacial. Santo André –Sp. Ufabc, 2017.

LUO, C.; *et al.* Dynamics of a flexible multi-tethered satellite formation in a Halo orbit with uncertain parameters. **Communications In Nonlinear Science And Numerical Simulation**, v. 99, p. 105828, 2021. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cnsns.2021.105828>

LUO, C.; *et al.* Libration control of bare electrodynamic tether for three-dimensional deployment. **Astrodynamics**, v. 2, n. 3, p. 187-199, 2018. Springer Science and Business Media LLC. Doi: <http://dx.doi.org/10.1007/s42064-018-0020-0>

MINOR, M. A.; HIRSCHI, C. R. Automated tether management system for extravehicular activities. **Journal of Field Robotics**, v. 24, n. 4, p. 311-337, 2007. Wiley. Doi: <http://dx.doi.org/10.1002/rob.20188>

MOIA, G. P.; *et al.* ESTUDO DE TETHER SYSTEMS FORMADOS POR NANOSSATÉLITES. In: 2º CONGRESSO AEROESPACIAL BRASILEIRO, 2019, Santa Maria, Rio Grande do Sul. **Anais do 2º Congresso Aeroespacial Brasileiro**. Santa Maria, Rio Grande do Sul: Even3, 2019. p. 1-7.

MORAES, R. V.; *et al.* Attitude stability of artificial satellites subject to gravity gradient torque. **Celestial Mechanics And Dynamical Astronomy**, v. 104, n. 4, p. 337-353, 5 jul. 2009. Springer Science and Business Media LLC. Doi: <http://dx.doi.org/10.1007/s10569-009-9216-3>

NISE, N. S. **Engenharia de sistemas de controle**. 7ª. ed. Editora LTC, 2017. p.1-772.

NOVUS. **Controle PID: rompendo a barreira do tempo**. Disponível em: <<https://www.novus.com.br/blog/artigo-controle-pid-rompendo-a-barreira-do-tempo/>>. Acesso em: 03 set. 2020.

OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno**, 5ª. ed. Editora Pearson, 2010. p. 1-824.

OK, M.; *et al.* Estimation of Vehicle Attitude, Acceleration, and Angular Velocity Using Convolutional Neural Network and Dual Extended Kalman Filter. **Sensors**, v. 21, n. 4, p. 1282, 2021. MDPI AG. Doi: <http://dx.doi.org/10.3390/s21041282>

PISACANE, V. L. **Fundamentals of space systems**. 2a. Edição. New York, USA: Oxford University Press, 2005.

PRADO, P.R. **DINÂMICA E CONTROLE DO MOVIMENTO DE UM SISTEMA TETHER ESPACIAL**. Trabalho de Conclusão de Curso em Engenharia Aeroespacial. Santo André –Sp. Ufabc, 2019.

SANTOS, J. C.; *et al.* Semi-analytical study of the rotational motion stability of artificial satellites using quaternions. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 465, p. 012012, 2013. IOP Publishing. Doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/465/1/012012>

SILVA, R. D.; *et al.* DESIGN AND IMPLEMENTATION OF A REAL TIME ATTITUDE ESTIMATION SYSTEM WITH LOW COST SENSORS. **Brazilian Journal of Development**, v. 7, n. 3, p. 21745-21768, 2021. Brazilian Journal of Development. <http://dx.doi.org/10.34117/bjdv7n3-065>

SILVA, W. R.; *et al.* Nonlinear Least Squares Method for Gyros Bias and Attitude Estimation Using Satellite Attitude and Orbit Toolbox for Matlab. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 641, p. 012005, 2015. IOP Publishing. Doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/641/1/012005>

SILVA, W. R.; *et al.* Study of Stability of Rotational Motion of Spacecraft with Canonical Variables. **Mathematical Problems In Engineering**, v. 2012, p. 1-19, 2012. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2012/137672>

SILVA, W.R.; *et al.* Least Squares Method for Attitude Determination Using the Real Data of CBERS-2 Satellite. **Applied Mechanics And Materials**, v. 706, p. 181-190, 2014. Trans Tech Publications, Ltd. <http://dx.doi.org/10.4028/www.scientific.net/amm.706.181>

- STRAY, F. G. **Controle de atitude de um nano satélite**. 2010. Dissertação de (Mestrado de Ciências em Engenharia Cibernética) – Faculdade de Matemática e Ciências Naturais, Universidade de Oslo, Kjeller, Noruega, 2010.
- TEWARI, A. **Dinâmica de voo atmosférico e espacial**. 1ª. ed. Birkhüser Boston, 2007. p. 1-547.
- TIROP, P.; JINGRUI, Z. Review of Control Methods and Strategies of Space Tether Satellites. **American Journal of Traffic and Transportation Engineering**, v. 4, n. 5, p. 137, 2019. Science Publishing Group. Doi: <http://dx.doi.org/10.11648/j.ajtte.20190405.11>
- TRAGESSE, S. G.; UMBERT, L. Tethered aerobraking design for repeatable maneuvers. **Acta Astronautica**, v. 185, p. 148-160, 2021. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.04.027>
- XIE, K.; *et al.* Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2021, p. 1-13, 2021. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2021/8834196>
- YONG, H.; *et al.* The research of real-time estimation method on tether parameters for tethered satellite. **2009 International Conference On Information And Automation**, Zhuhai/Macau, p. 148-153, jun. 2009. IEEE. Doi: <http://dx.doi.org/10.1109/icinfa.2009.5204910>
- ZANARDI, M. C. F. P. S. **Dinâmica do Voo Espacial**. 1. ed. Santo André - Sp: EdUFABC, 2018. p.1-256.
- ZANARDI, M. C. F. P. S. **Tese de Livre Docência**. 1. ed. Guaratínguetá - Sp: Unesp, 2005.
- ZANARDI, M. C. F.P.S.; *et al.* Dynamic propagation of space tether system motion. **Journal of Physics: Conference Series**, São José dos Campos, v. 1365, n. 1, p.01-11, 2019. IOP Publishing. Doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/1365/1/012006>
- ZANARDI, M. C.; *et al.* Spacecraft's attitude prediction: solar radiation torque and the earth's shadow. **Advances in Space Research**, v. 36, n. 3, p. 466-471, jan. 2005. Elsevier BV. Doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2005.01.070>
- ZHAI, G.; *et al.* Circular Orbit Target Capture Using Space Tether-Net System. **Mathematical Problems In Engineering**, v. 2013, p. 1-11, 2013. Hindawi Limited. Doi: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/601482>

