

UMA DISCUSSÃO SOBRE OS EFEITOS DOS MODOS DE VIBRAÇÃO INDESEJADOS SOBRE O CONTROLE DA ATITUDE DE UM SATÉLITE

Naira Cunha Costa

naira.costa@uol.com.br
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE
P. O. Box 515, 12201-010, São José dos Campos, SP, Brasil

Marcelo Lopes de Oliveira e Souza

marcelo@dem.inpe.br
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/DMC
P. O. Box 515, 12201-010, São José dos Campos, SP, Brasil

Evandro Marconi Rocco

evandro@dem.inpe.br
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/DMC
P. O. Box 515, 12201-010, São José dos Campos, SP, Brasil

Resumo: *Este artigo apresenta uma breve discussão sobre os efeitos dos modos de vibração indesejados sobre o controle da atitude de um satélite. Para isto, a partir de uma modelagem e simulação preliminar da atuação dos possíveis efeitos da vibração no apontamento do satélite, pretende-se analisar os efeitos dos modos de vibração sobre o controle da atitude de um satélite de maneira a avaliar o comprometimento da missão devido a essa perturbação.*

Palavras-Chave: *controle de atitude de um satélite, análise de missões espaciais, modos de vibração.*

1 Introdução

Este artigo objetiva fazer uma discussão preliminar sobre os efeitos dos modos de vibração indesejados sobre o controle da atitude de um satélite. Tal discussão é baseada nos conceitos básicos (Wertz, 1978), (Ogata, 1982), e na literatura revisados até então, incluindo trabalhos recentes como (He & Fu, 2001), (Seidhgi e Mohammadi, 2001), (Xu, Kong, Wang, 2006). Esta revisão preliminar dos conceitos básicos e da literatura é o primeiro passo de um estudo mais detalhado. Além desta revisão preliminar, é feita uma simulação preliminar da atuação dos possíveis efeitos da vibração no apontamento do satélite utilizando o ambiente de modelagem e simulação SAS (*Satellite Attitude Simulator*) em desenvolvimento na Divisão de Mecânica Espacial do INPE, conforme Costa Filho (2010). Esta simulação preliminar constitui o segundo passo de tal estudo.

Para o estudo serão necessários: A partir de ensaios utilizando estruturas da área espacial, definir modos de vibração da estrutura de um satélite e suas frequências naturais de oscilação. Uma vez feita essa análise modal e determinadas as frequências naturais de oscilação, pretende-se considerar os modos de vibração na modelagem e simulação do movimento em atitude do satélite, que será simulado por meio do SAS (Gomes e Rocco, 2011). O simulador SAS controla o movimento de atitude em três eixos considerando não linearidades de sensores e atuadores e, ainda, torques perturbadores agindo sobre o satélite. Entretanto, os torques perturbadores gerados pela vibração da carga útil não foram modelados e implementados no SAS. Assim, pretende-se modelá-los e implementá-los de forma a permitir a análise dos efeitos das vibrações durante manobras de atitude. Supondo que a carga útil do satélite apresente comportamento semelhante ao da carga útil ensaiada, esta análise será feita para várias manobras considerando diversos modos de vibração, determinados por meio da técnica de Análise Modal Operacional (OMA). A técnica OMA, assim como a Análise Modal Clássica (AMC), consiste na determinação de três parâmetros: frequência natural, forma modal e amortecimento estrutural. No entanto, a Análise Modal Operacional utiliza apenas as medições das saídas (ou respostas) do sistema para identificar o modelo modal.

Os resultados esperados de tal estudo são: Espera-se analisar missões espaciais quando se considera os efeitos dos modos de vibração indesejados sobre o controle da atitude de um satélite. E, obter subsídios para minorar tais interferências.

2 Motivação

Este artigo constitui um primeiro e um segundo passos para o estudo completo, visando nos familiarizar com o estudo completo.

O estudo representa um exercício da análise de missões espaciais quando se considera uma possível interferência de modos de vibração, até da carga útil, no movimento de atitude do veículo. Essa interferência pode levar ao fracasso da missão, tornando imprescindível a análise dos seus efeitos. Isso se torna ainda mais relevante quando o cumprimento da missão para a qual o satélite foi projetado depende do adequado controle da atitude como, por exemplo, o caso de satélites de sensoriamento remoto em que o efeito de vibrações pode comprometer o correto apontamento das câmeras e assim resultar na produção de imagens de baixa qualidade. Portanto, a interação dos diversos sistemas do satélite, como carga útil e sistema de controle de atitude, deve ser estudada e analisada. Dessa forma, a experiência adquirida com este trabalho poderá auxiliar na análise de missão e no desenvolvimento das futuras missões do INPE.

3 Revisão Preliminar dos Conceitos Básicos e da Literatura; e sua Discussão

3.1 Controle de Atitude

Segundo Wertz (1978):

Atitude de um satélite é sua orientação no espaço em relação a algum referencial conhecido. A análise da atitude de um satélite, pode ser dividida em três partes: predição, determinação e controle.

Predição de atitude consiste em calcular a orientação futura da espaçonave, quando não se dispõe de observações. Para isso, são utilizados modelos dinâmicos de atitude, formulados a partir de informações sobre a órbita, a partir do conhecimento dos torques que agem sobre o satélite e a partir da identificação do referencial adotado.

Determinação de atitude é o cálculo da orientação da espaçonave em relação a algum objeto de interesse ou a um referencial inercial. Para se determinar a atitude, são necessárias observações que provêm de sensores, como os sensores de estrelas, sensores de horizonte, girômetros e outros instalados no satélite.

Controle de atitude é o processo pelo qual o satélite alcança e mantém sua orientação em uma direção especificada, ou seja, pré-determinada pela missão. Para isso, é necessário o conhecimento da órbita, da atitude do satélite a cada instante e também dos possíveis torques que agem sobre o satélite. Os torques podem ser internos, como os gerados pelos movimentos da tripulação e os distúrbios magnéticos; ou podem ser externos, como os gerados pela radiação solar, o gradiente de gravidade e o campo geomagnético. Vale lembrar que esses torques são importantes, pois podem ajudar ou afetar negativamente o controle de atitude.

O controle de atitude pode ser dividido em dois processos: a manobra e a estabilização de atitude. Durante a manobra o satélite é colocado em sua posição definida pela missão ou reorientado de uma atitude para outra. Durante a estabilização o objetivo é manter o satélite na atitude especificada, fazendo apenas pequenas correções de atitude.

3.1.2 Equações do Movimento de um Corpo Rígido em Três Dimensões

Segundo Wertz (1978), as equações da dinâmica do movimento de um satélite definem as dependências no tempo das quantidades vetoriais, tais como a velocidade angular, relacionadas com a geometria do movimento frente a perturbações externas, tais como torques perturbadores. Segundo Gobato (2006), as equações (1) e (2) são uma forma de representação (de Euler) das equações (de Newton) do movimento do satélite definido em relação ao referencial inercial, porém descritos nas coordenadas do satélite.

$$\begin{aligned}\sum M_x &= \bar{I}_x \dot{W}_x - (\bar{I}_y - \bar{I}_z) W_y W_z \\ \sum M_y &= \bar{I}_y \dot{W}_y - (\bar{I}_z - \bar{I}_x) W_z W_x \\ \sum M_z &= \bar{I}_z \dot{W}_z - (\bar{I}_x - \bar{I}_y) W_x W_y\end{aligned}\tag{1}$$

$$\begin{aligned}\sum F_x &= m \cdot \bar{a}_x \\ \sum F_y &= m \cdot \bar{a}_y \\ \sum F_z &= m \cdot \bar{a}_z\end{aligned}\tag{2}$$

Onde, $M_x; M_y; M_z$ são os torques aplicados nos eixos x, y e z respectivamente; $F_x; F_y; F_z$ são as forças aplicadas nos eixos x, y e z respectivamente; $\bar{I}_x; \bar{I}_y; \bar{I}_z$ são os momentos centrais de inércia do corpo. $W_x; W_y; W_z$ são as velocidades angulares. m é a massa do corpo e os eixos x, y e z coincidem com os eixos principais de inércia do corpo.

A utilização da equação dinâmica utilizando a forma de Euler para o movimento de atitude é mais conveniente, pois os sensores e atuadores estão a bordo do satélite e seus dados são obtidos no referencial do satélite.

3.2 Vibrações

Qualquer movimento que se repita após um intervalo de tempo é denominado vibração ou oscilação. Segundo Rao (2008) a Teoria das Vibrações trata do estudo de movimentos oscilatórios de corpos e as forças associadas a eles. Como todo sistema dinâmico vibra quando excitado, o comportamento do sistema depende de suas características dinâmicas, ou seja, de suas frequências naturais, de seus fatores de amortecimento e de seus **modos de vibração**.

As frequências naturais de um sistema são determinadas por sua massa e rigidez. É importante ressaltar que se a frequência gerada por uma força externa for a mesma que a frequência natural do sistema, ocorrerá **ressonância**. Em consequência, o sistema poderá sofrer danos imediatos ou ainda ter diminuída sua vida útil.

O fator de amortecimento representa a capacidade do modo de vibração em dissipar energia e é definido como a relação entre a constante de amortecimento do modo de vibração e a constante de amortecimento crítica do modo de vibração. O sistema pode ser classificado em: a) sub-amortecido, onde o coeficiente de amortecimento ξ é menor do que um ($\xi < 1$); b) criticamente amortecido, onde o coeficiente de amortecimento ξ é igual a zero ($\xi = 0$); c) super-amortecido, onde o coeficiente de amortecimento ξ é maior do que um ($\xi > 1$).

Já os modos de vibração são as diversas formas que um sistema pode vibrar de acordo com a frequência de excitação.

O estudo das vibrações de uma estrutura, que envolve a obtenção de suas frequências naturais ou de ressonância, seus fatores de amortecimento e modos de vibração, recebe o nome de Análise Modal.

3.3 Análise Modal

O processo de determinar as características dinâmicas que fazem parte de um sistema, e modelar seu comportamento matematicamente é conhecido como Análise Modal. Ela parte do princípio de que as respostas de um sistema dinâmico linear invariante no tempo podem ser expressas como uma combinação linear de uma série de movimentos harmônicos simples, ou seja, os modos naturais de vibração.

A Análise Modal engloba análises tanto teóricas quanto experimentais. Uma análise teórica é baseada em modelos matemáticos do sistema dinâmico e envolvem propriedades de massa, rigidez e amortecimento. Em contrapartida, a análise experimental é baseada em dados obtidos durante ensaios dinâmicos com o sistema ou seus modelos físicos; e ainda pode ser dividida em dois tipos: Análise Modal Experimental Clássica e Operacional.

3.3.1 Análise Modal Experimental Clássica

Para a realização da análise modal experimental clássica é necessário que o sistema de excitação seja conhecido e medido. Os mecanismos de excitação mais comuns e mais utilizados são o martelo e a mesa vibratória.

A análise modal realizada com o martelo como mecanismo de excitação. Este consiste de um acelerômetro inserido na cabeça de um martelo e outros acelerômetros no sistema a ser analisado. Durante as medições o intervalo de frequência do pulso de entrada depende principalmente da dureza do material do martelo e também do material da estrutura a ser analisada. Com a utilização do martelo, a mudança dos materiais utilizados na cabeça do martelo é a única maneira de se controlar as componentes de frequência no teste.

Já a mesa vibratória, ou *shaker* eletrodinâmico é o mecanismo de excitação mais utilizado. Ele usa um motor eletromagnético para mover uma superfície móvel, de modo que a força seja proporcional à corrente fornecida, possuindo também um grande intervalo dinâmico de frequências e amplitudes.

3.3.2 Análise Modal Experimental Operacional

As técnicas de Análise Modal Operacional são baseadas apenas na resposta do sistema. Ou seja, permitem a obtenção dos parâmetros modais utilizando apenas as respostas do modelo. Sendo assim, diferentemente da abordagem clássica, são utilizados apenas os dados de saída do modelo e a excitação não necessitaria ser medida, de forma que a estrutura poderia ser excitada pelas próprias condições de operação.

O estudo do comportamento estrutural do modelo a partir das próprias condições de operação proporciona uma identificação dos parâmetros modais do modelo muito mais próxima das reais condições de operação do modelo, e se torna essencial quando a estrutura em análise é muito grande, dificultando assim o uso de martelos, vibradores convencionais, ou ainda medir a excitação aplicada.

4 Simulações Preliminares da atuação dos possíveis efeitos das vibrações sobre o apontamento de um satélite; e sua Discussão

As simulações preliminares da atuação dos possíveis efeitos das vibrações sobre o apontamento de um satélite foram realizadas com o auxílio do ambiente de modelagem e simulação: *Satellite Attitude Simulator* (SAS), em desenvolvimento na Divisão de Mecânica Espacial do INPE.

Para a realização da simulação foram considerados erros nos sensores (incertezas nas medidas) com o objetivo de tornar a simulação desses dispositivos a mais próxima possível do comportamento real. Em um primeiro momento foram gerados gráficos das correções na atitude do satélite sem perturbações. Em seguida, foram inseridas as vibrações, perturbações no mesmo sistema para que fosse possível a análise. Os parâmetros iniciais utilizados na simulação são mostrados na Tabela 1.

Tabela 1- Parâmetros Iniciais da Simulação

Parâmetros	Roll	Pitch	Yaw
Posição Angular Inicial	0°	90°	0°
Velocidade Angular Inicial	1°/s	2°/s	3°/s
Momento Principal de Inércia	3000kg/m ²	3000kg/m ²	3000kg/m ²

Simulação 1: A primeira simulação é realizada sem que o sistema sofresse influência das vibrações. As Figuras 1, 2 e 3 mostram os valores de referência (curva em rosa) e correntes (curva em azul) dos ângulos de rolagem (roll), arfagem (pitch) e guinada (yaw).

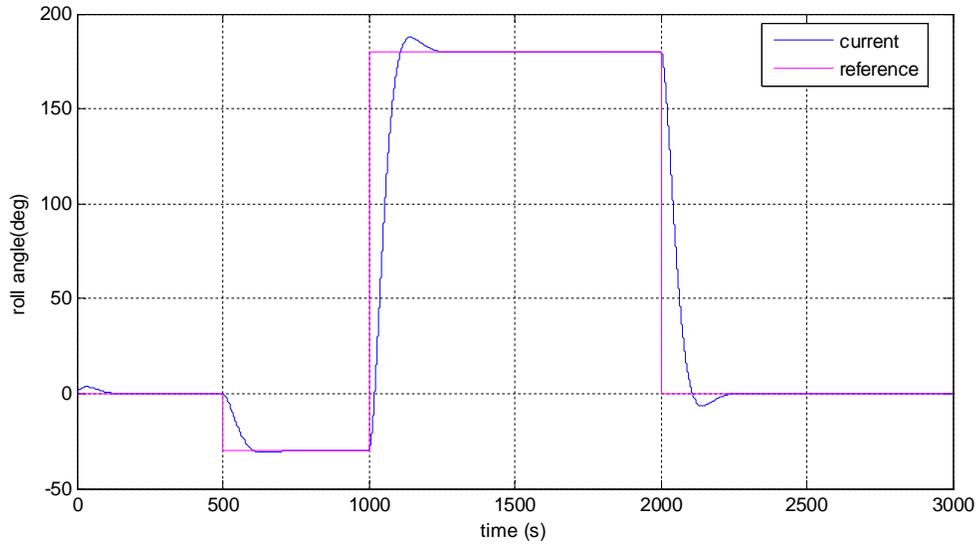


Figura 1 – Controle do ângulo roll.

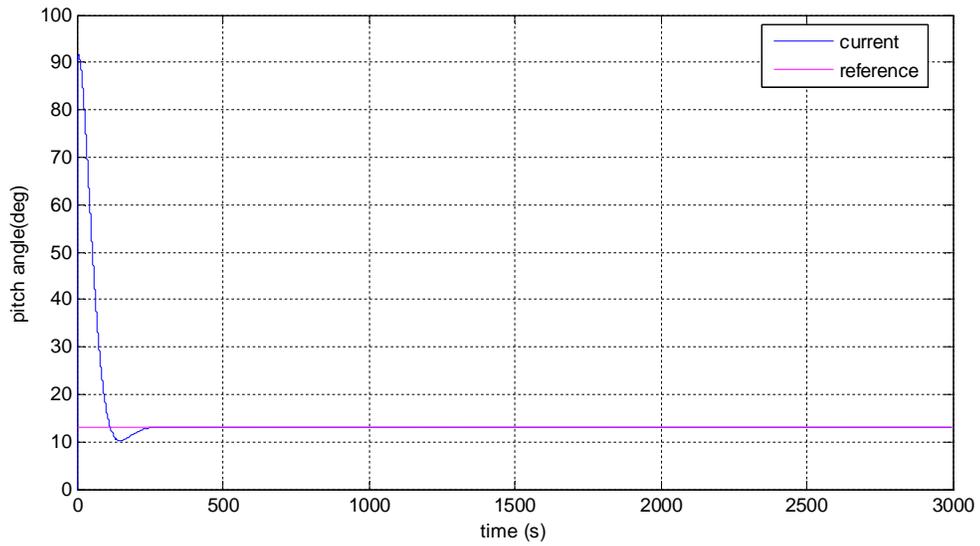


Figura 4.2 – Controle do ângulo pitch.

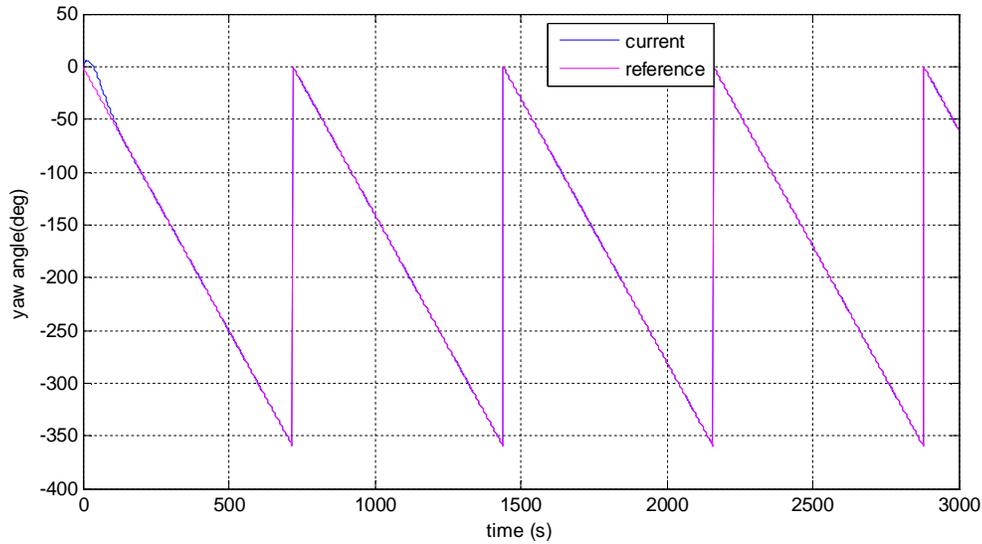


Figura 3 – Controle do ângulo yaw.

Simulação 2: A segunda simulação é realizada com o sistema sofrendo influência das vibrações. A vibração inserida nos 3 eixos tem frequência de 400 Hz (valor obtido a partir de estudos preliminares em modos de vibração de cargas úteis). As Figuras 4, 6 e 7 mostram os valores de referência (curva em rosa) e correntes (curva em azul) dos ângulos de rolagem (roll), arfagem (pitch) e guinada (yaw), com a vibração de 400 Hz inserida. É possível perceber (Figura 5) que a atuação dos controladores é eficaz mesmo com a presença da vibração.

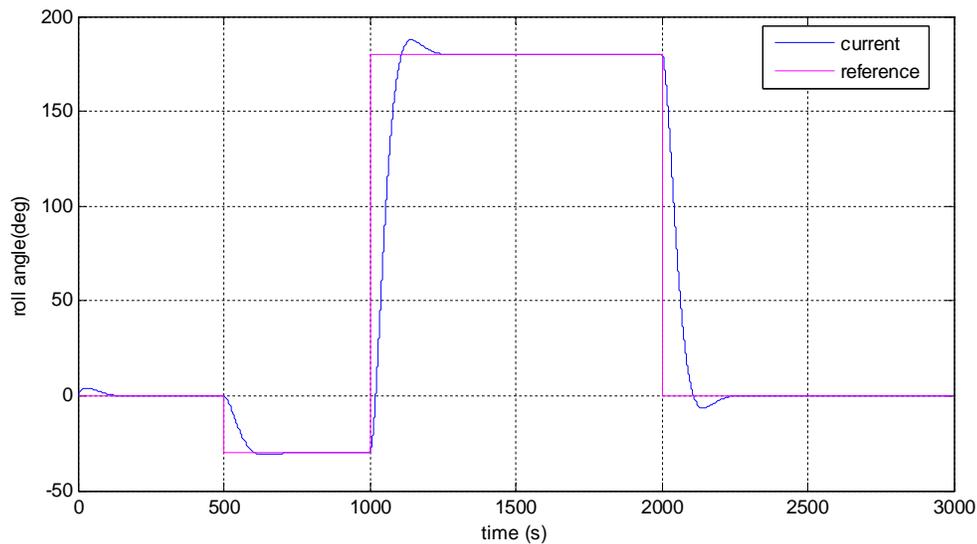


Figura 4 – Controle em roll com vibração de 400Hz.

A Figura 5 é, na verdade, a Figura 4 ampliada, para que seja possível observar os efeitos da vibração sobre o controle da atitude. É também importante observar que, mesmo com a vibração, o sistema de controle funciona de maneira eficaz.

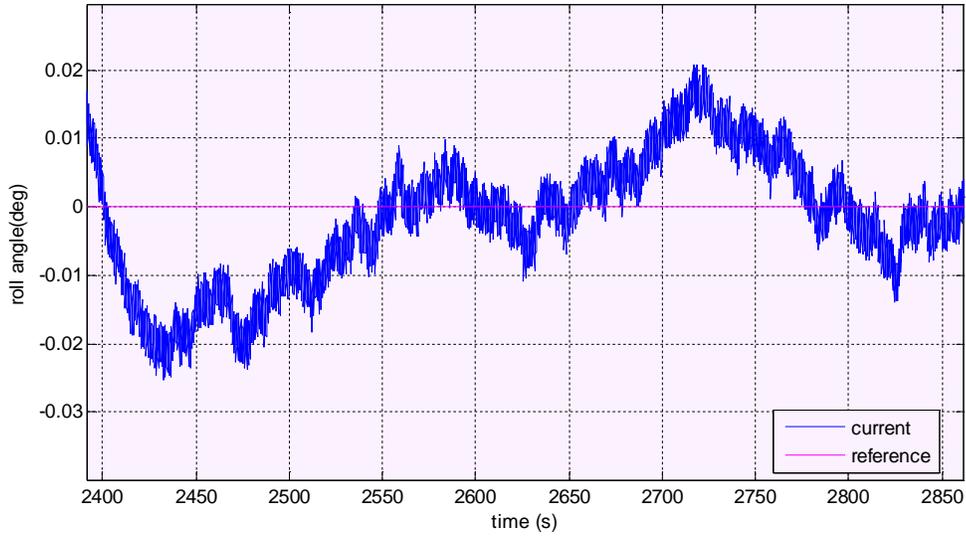


Figura 5 – Controle em roll com vibração de 400 Hz.

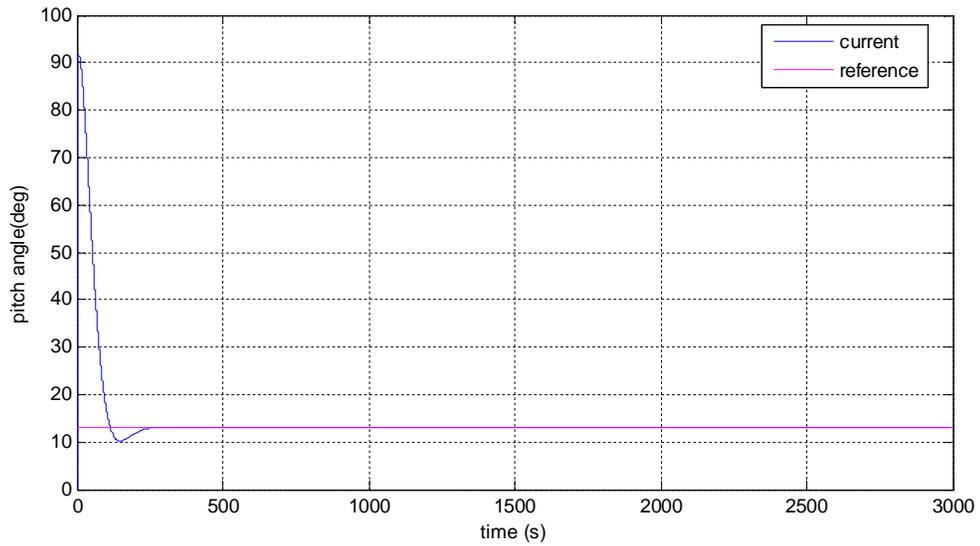


Figura 6 – Controle em pitch com vibração de 400Hz.

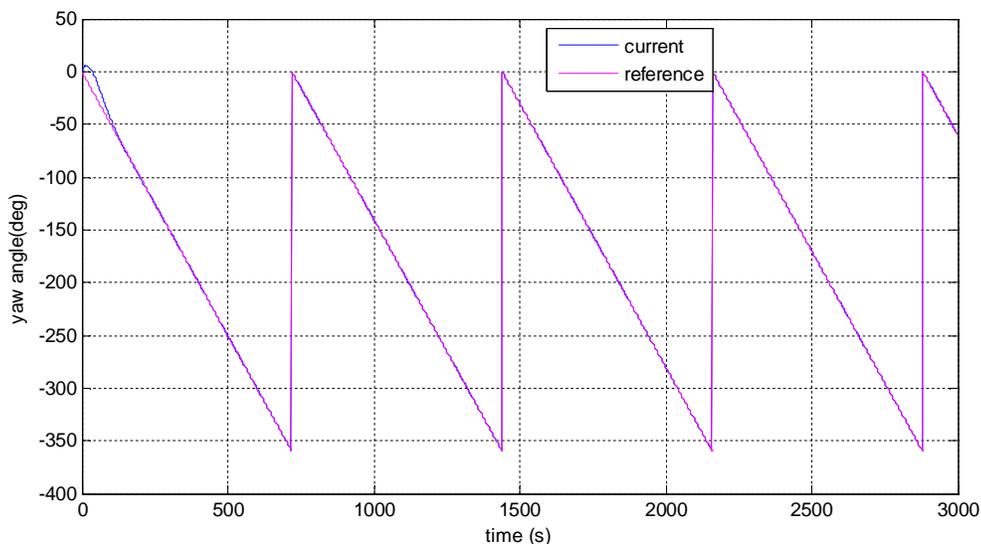


Figura 7 – Controle em yaw com vibração de 400Hz.

Simulação 3: A terceira simulação é realizada com o sistema sofrendo influência de uma vibração em frequências mais baixas nos 3 eixos. Foi utilizada a frequência de 100 Hz. As Figuras 8, 10 e 11 mostram os valores de referência (curva em rosa) e correntes (curva em azul) dos ângulos de rolagem (roll), arfagem (pitch) e guinada (yaw). Ao se alterar a frequência da vibração do ruído para 100 Hz é possível observar (Figura 9) que os efeitos da vibração em frequências mais baixas são mais intensos, e mais difíceis de serem controlados pelo controlador.

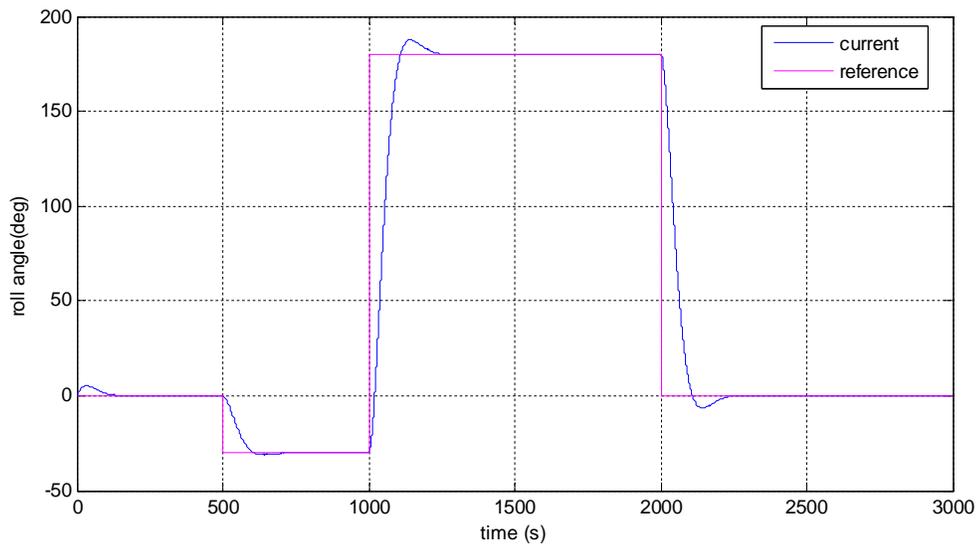


Figura 8 – Controle em roll com vibração de 100Hz.

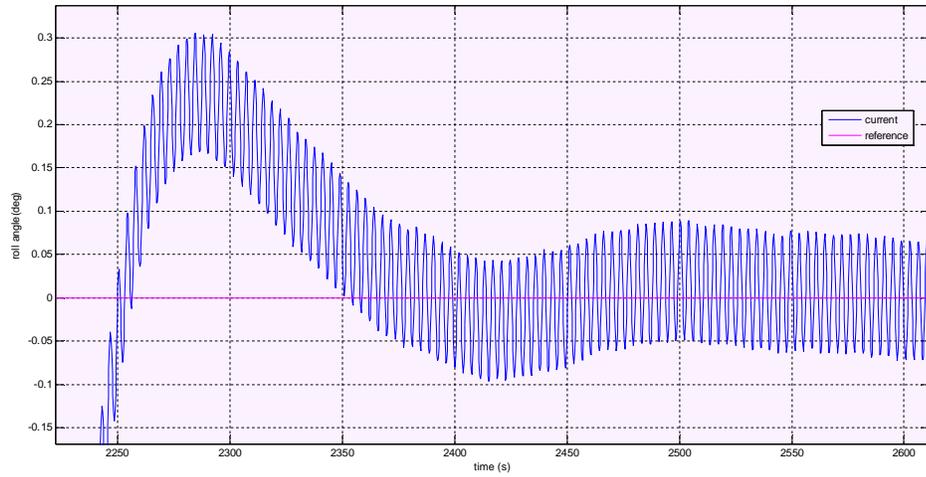


Figura 9 - Controle em roll com vibração de 100Hz (ampliação).

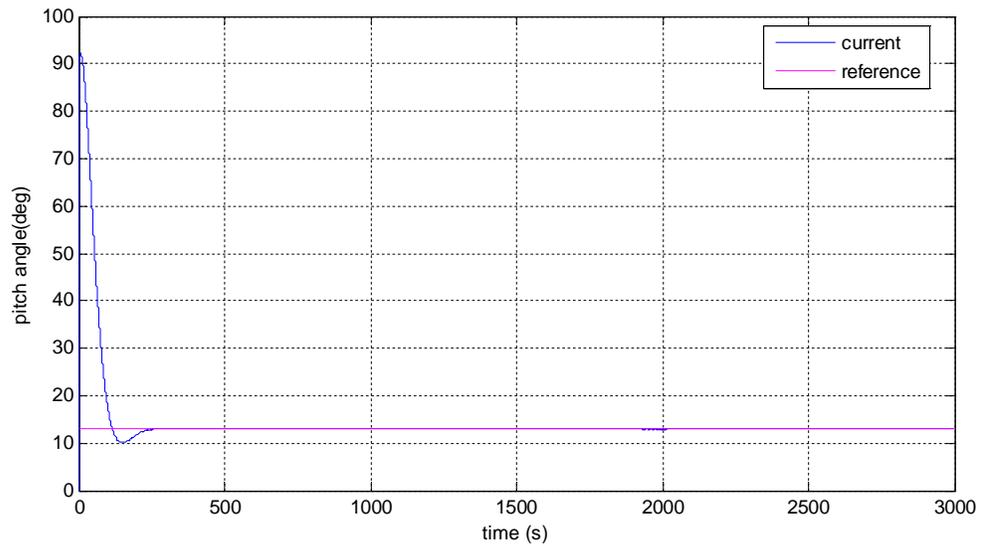


Figura 10 - Controle em pitch com vibração de 100Hz.

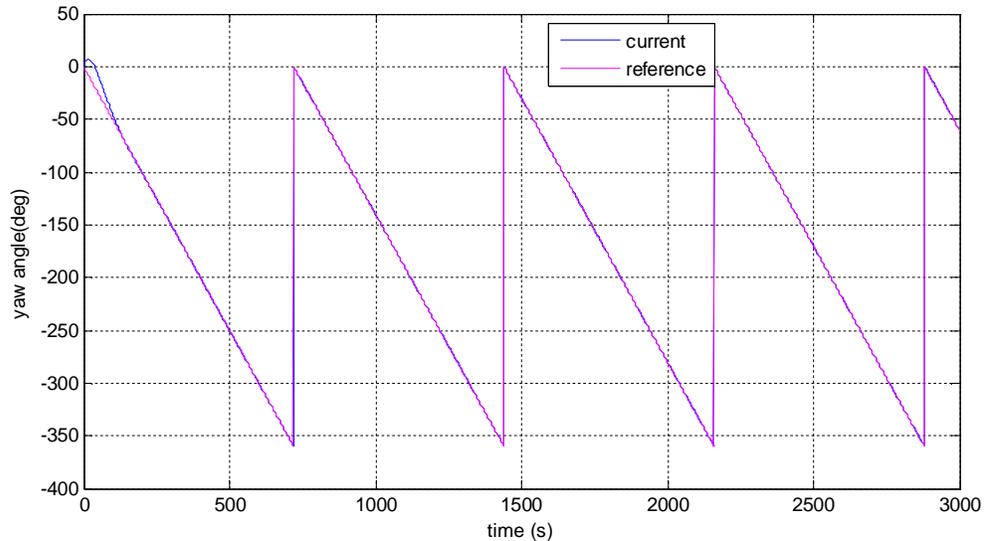


Figura 11 - Controle em yaw com vibração de 100Hz.

5 Conclusão

Este artigo objetivou fazer uma discussão preliminar sobre os efeitos dos modos de vibração indesejados sobre o controle da atitude de um satélite. Tal discussão foi baseada nos conceitos básicos e na literatura revisados até então. Esta revisão preliminar dos conceitos básicos e da literatura é o primeiro passo de um estudo mais detalhado. Além desta revisão preliminar, foi feita uma simulação preliminar da atuação dos possíveis efeitos das vibrações sobre o apontamento do satélite. Esta simulação preliminar constitui o segundo passo de tal estudo. Nele, espera-se analisar missões espaciais quando se considera os efeitos dos modos de vibração indesejados sobre o controle da atitude de um satélite. E, obter subsídios para minorar tais interferências.

Agradecimentos

Os autores agradem ao INPE e a CAPES por apoiá-los durante este trabalho e estudos futuros.

Referências

- Costa Filho, A. C. Análise do Acoplamento entre o Controle de Atitude e de Trajetória Durante Manobras Orbitais de Empuxo Contínuo. Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, INPE, 2010.
- Gobato, M. F. Controles monovariáveis e multivariáveis aplicados a sistemas aeroespaciais fracamente ou fortemente acoplados. – São José dos Campos: INPE, 2006.
- Gomes, W.; Rocco, E. M. Satellite Attitude Maneuver Using Fuzzy Logic Controllers. X Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações-DINCON, Águas de Lindóia, 2011.
- He, J.; Fu, Z. Modal Analysis. Butterworth-Heinemann 1st.ed. Outubro, 2001.304p.
- Ogata, K. Engenharia de Controle Moderno. 2^a. ed. Rio de Janeiro, RJ: Prentice Hall, 1982. 992 p.
- Rao, S. Vibrações Mecânicas. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.
- Seidghi, M.; Mohammadi, B. On the Static and Dynamic Analysis of Small Satellite (MESBAH). Mechanical Engineering Department, IROST, Tehran, Iran. 2001.
- Wertz, J.R. Spacecraft Attitude Determination and Control. London, D.Reidel, 1978.
- Xu, D.; Kong, X.; Wang, B. Modeling and Dynamics Analysis of Micro-Satellite. Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2006. ISSCAA 2006. 1st International Symposium on.