

USO DE COMPENSAÇÃO MECÂNICA – TIPO AVANÇO DE FASE –EM CONTROLE DE ATITUDE DE MÍSSEIS

Waldemar de Castro Leite Filho

Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais
CEP 12228-904 São José dos Campos, SP, Brasil

Resumo. *Este trabalho descreve a estratégia de compensação do acoplamento de um sistema de controle de um míssil rotativo. O sistema de controle usa somente um plano de atuação e um único girômetro que compara a velocidade medida com a comandada pelo sistema de guiagem. Devido ao acoplamento causado pela alta rotação do míssil, sua velocidade angular média resultante não está dentro do plano desejado em que se fez a atuação. Para resolver este problema é utilizada uma estratégia de avanço de fase mecânico, ou seja, o plano de referência do sinal comandado é deslocado em relação ao plano de atuação. Para obter-se o valor do ângulo que esses planos devem ser deslocados é utilizada uma função de transferência vetorial.*

Palavras-chave: Sistema de controle, Míssil rotativo, Compensação em avanço de fase,

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho descreve a estratégia de compensação de acoplamento do sistema de controle de um míssil rotativo. O míssil, que gira a 5 rotações por segundo, possui um único plano de atuação (por deflexão de jato) e um girômetro, no plano transversal ao de atuação, que mede a velocidade angular na direção de seu eixo sensível, compara com a velocidade angular comandada pelo sistema de guiagem e após uma compensação eletrônica tipo “lead-lag” atua nos defletores de jato. A velocidade angular comandada, nos planos de guinada e arfagem, tem como referência a direção dada por um giroscópio, que memoriza a direção do instante de lançamento (figura 1). Devido ao acoplamento causado pela alta rotação do míssil, além de atrasos inerentes à própria malha de controle, o efeito médio na velocidade angular do veículo não se coloca no plano sensor onde foi feita a medida. Para solucionar este problema utiliza-se uma estratégia de “avanço de fase” mecânico, ou seja, coloca-se o plano de referência (dado pelo giroscópio) diferente do plano de atuação dos defletores de jato de tal forma que após o efeito de acoplamento o movimento médio encontra-se dentro do plano sensor, de onde foi elaborada a ordem de comando. A obtenção do valor do ângulo entre o eixo sensível do giroscópio e o plano dos defletores de jato (plano de atuação) é feita com o uso de função de transferência “vetorial”. Esta técnica vem do fato de que o míssil gira com velocidade aproximadamente constante, o que permite tratar o problema multivariável como

dois planos de comando, de igual dinâmica, acoplados por uma função de transferência. Isto provê os meios necessários para a análise dos sistema tendo um deslocamento angular entre os eixos. Como o valor da defasagem causada pelo acoplamento não pode ser medido em valor instantâneo, é necessário o uso de plano de fase para visualizar o valor médio do acoplamento real.

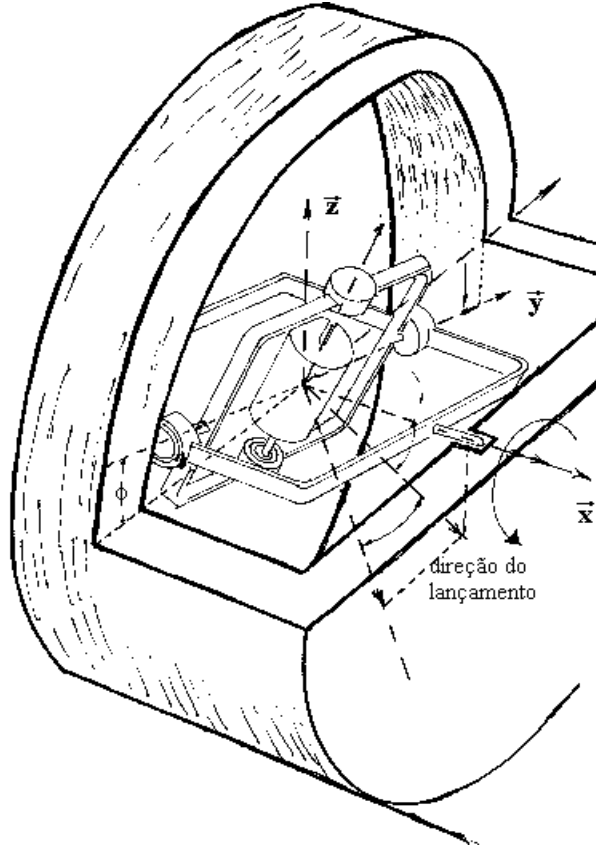


Figura 1 – Referência Giroscópica

2. EQUACIONAMENTO DO PROCESSO

A dinâmica do processo a ser controlado, ou seja, a dinâmica lateral (arfagem e guinada) do míssil relaciona a força do atuador no plano de controle projetada nos planos perpendiculares y e z (F_{cy} e F_{cz}) com a velocidade angular sentida pelo girômetro, também projetada nos mesmos planos (q e r). O desenvolvimento de seu equacionamento foi apresentado por Leite Filho (1986), de forma linearizada, devido à suposição de que a velocidade de rotação $\dot{\Phi}$ seja alta, resultando na Eq.(1):

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{r} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Mw/I & -Mi/I & -Ix.\dot{\Phi}/I & 0 \\ 1 & -1/\tau & 0 & 0 \\ Ix.\dot{\Phi}/I & 0 & -Mw/I & Mi/I \\ 0 & 0 & -1 & -1/\tau \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ r \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & xe/I \\ 0 & 1/m.V \\ -xe/I & 0 \\ 1/m.V & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{cy} \\ F_{cz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Nota-se na Eq.(1) que a matriz da dinâmica do estado poderia ser separada em duas dinâmicas independentes (uma para cada plano de manobra), não fosse o termo de acoplamento $Ix.\dot{\Phi}/I$. Este acoplamento de ordem física faz com que movimentos comandados em um plano

produzam movimento no outro plano. Além disso, esta influência é proporcional à velocidade de rotação $\dot{\Phi}$.

Caso o míssil não estivesse em rolamento ($\dot{\Phi}=0$) o sistema acima poderia ser decomposto em dois subsistemas que relacionam a força de controle aplicada com a velocidade angular produzida, naquele plano. Ambos os planos teriam a mesma função de transferência:

$$\begin{aligned} Q(s) &= G(s).Fc_z(s) \\ R(s) &= -G(s).Fc_y(s) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\text{onde } G(s) = \frac{xe}{I} \cdot \frac{s + 1/\tau - Mi/(m.V.xe)}{s^2 + (Mw/I + 1/\tau)s + (Mw/I.\tau + Mi/I)}$$

Isto significa que uma manobra qualquer, para o míssil sem rolamento, pode ser considerada como a soma vetorial de manobras no plano vertical e horizontal de referência. Para o caso do míssil com rolamento, aplica-se a transformada de Laplace na Eq.(1) para obter:

$$\begin{aligned} Q(s) &= -\Gamma(s).R(s) + G(s).Fc_z(s) \\ R(s) &= \Gamma(s).Q(s) - G(s).Fc_y(s) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\text{onde } \Gamma(s) = \frac{\dot{\Phi}.Ix}{I} \cdot \frac{s + 1/\tau}{s^2 + (Mw/I + 1/\tau)s + (Mi/I + Mw/I.\tau)} \quad (4)$$

Nota-se o surgimento do termo $\Gamma(s)$ como uma função de transferência do acoplamento entre os planos considerados.

Como o míssil só possui um plano de comando, que está girando, e um único sensor que mede a velocidade angular neste plano, tanto os valores de medida (r e q) como os comandos (Fc_y e Fc_z) que aparecem na Eq.(3) representam as componentes desta medida e deste comando nos planos vertical e horizontal de referência. Para o processo ser melhor entendido, define-se velocidade angular e força de comando vetoriais em notação complexa:

$$\begin{aligned} \Omega(s) &= R(s) + j.Q(s) \\ F(s) &= -Fc_y(s) + jFc_z(s) \end{aligned} \quad (5)$$

Com isso pode-se definir uma função de transferência *total* que considera como entrada e saída a força de comando e a velocidade angular complexas, respectivamente:

$$Gt(s) = \frac{\Omega(s)}{F(s)} = \Gamma(s) \cdot \frac{Q(s) - j.R(s)}{-Fc_y(s) + jFc_z(s)} + G(s) = -j.\Gamma(s).Gt(s) + G(s) \quad (6)$$

$$Gt(s) = \frac{1 - j.\Gamma(s)}{1 + \Gamma^2(s)} \cdot G(s) \quad (7)$$

A Equação (7) indica que o acoplamento dado por $\Gamma(s)$ faz com que a velocidade angular produzida pela excitação da força de comando não esteja no mesmo plano do comando – devido à sua componente complexa – além de ter sua amplitude e fase modificados. Evidentemente, esses efeitos são indesejáveis e devem ser evitados.

3. AVALIAÇÃO DA DEFASAGEM

A defasagem total é produzida por dois componentes principais: defasagem devido ao atraso eletro-mecânico dos defletores de jato (atuadores) de 10 ms e ao tempo de resposta (dinâmica) do processo, explicitada através da função de transferência total Eq.(7). A defasagem devido ao atraso dos atuadores é constante já que a rotação do míssil é constante. Já a defasagem devido à dinâmica do processo depende da frequência estimulada, considerando o modelo linearizado. No caso real, o tempo de resposta também é função da amplitude (devido à variação dos coeficientes aerodinâmicos com o ângulo de ataque). Em qualquer caso, esta contribuição representa um avanço de fase.

O retardo dos defletores de jato, devido à rotação do míssil, causa um erro angular em rotação de 18° (5Hz implica um ciclo completo de 200ms). É possível compensar este efeito, deslocando-se o plano de atuação – que inclui o eixo sensível do girômetro – do plano de referência dado pelos eixos do giroscópio. Contudo, tal ângulo não será 18° já que a dinâmica do míssil girante provoca um avanço de fase, que deverá ser subtraído dos 18° . Como o deslocamento mecânico dos eixos do giroscópio em relação ao plano de atuação gera uma compensação angular fixa, é necessário definir qual o ângulo da resposta de sistema a ser considerado.

A função de transferência “vetorial” Eq.(7) deve ser entendida da seguinte maneira: se F_{cy} é excitado com uma senóide ($F_{cy} = \text{sen}(\omega t)$), a parte real de $\Omega(t)$ será a resposta da velocidade angular no mesmo plano y e a parte complexa de $\Omega(t)$ será o aparecimento de velocidade angular no plano perpendicular (z) à excitação, ou seja, o acoplamento. Para possibilitar a visualização deste efeito de acoplamento, traça-se a resposta de $\Omega(t)$ em um “plano de fase” onde os eixos correspondem às velocidades angulares r e q, resultantes da excitação senoidal em y. A figura 2 mostra dois exemplos de resposta para as frequências de 2,3 hz (Fig. 2a) e 0,8 hz (Fig. 2b)

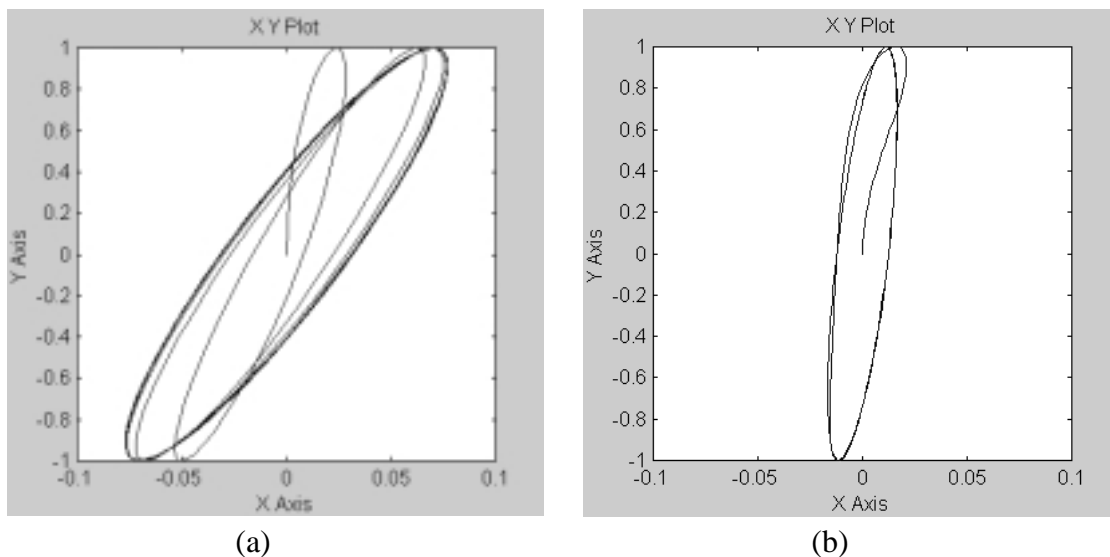


Figura 2 – Referência Giroscópica

As defasagens resultantes são: $4,3^\circ$ para a frequências de 2,3 hz (Fig. 2a) e $0,57^\circ$ para a frequência de 0,8 hz (Fig. 2b). O ângulo total escolhido para a defasagem mecânica foi de 15° , após um estudo extensivo de simulações de vôo, para otimizar os erros de acoplamento.

Esta compensação, em avanço de fase, feita mecanicamente, apresenta bons resultados, aliando simplicidade de implementação e performance. Foi realizado um ambiente de

simulação integrada a elementos físicos (hardware in the loop) para avaliação desta performance e seus resultados apresentados, parcialmente, em Leite Filho (1997).

4. CONCLUSÃO

É apresentado um caso aplicativo de uma estratégia de compensação mecânica na malha de controle. Analisada a dinâmica do processo (controle da velocidade angular de um míssil rotativo), encontra-se um atraso de fase bem definido. Este atraso de fase, somado ao avanço de fase provocado pelo efeito giroscópico do míssil em rotação, é responsável pelo acoplamento entre os planos de manobra do míssil. Avalia-se, então qual o melhor ângulo que se deve deslocar a referência mecânica (eixos do giroscópio) do plano de atuação e assim minimizar o efeito de acoplamento. Esta estratégia é de simples implementação e demonstrou, por simulação e em vôos reais (o míssil Roland foi usado na Guerra das Malvinas e no Golfo Pérsico) produzir um desempenho satisfatório.

REFERÊNCIAS

- Leite Filho, W.C., 1986, Modelagem de Mísseis Rotativos na Fase de Cruzeiro, Anais do VI Congresso Brasileiro de Automática, pp. 958-963, Belo Horizonte.
- Leite Filho, W.C. & Mallaco L.M.R., 1986, Algoritmo de Simulação Analógica para Foguetes na Fase Propulsada, Anais do VI Congresso Brasileiro de Automática, pp. 964-969, Belo Horizonte.
- Leite Filho, W.C., 1997, Simulação Híbrida/Integrada como Ferramenta de Análise e como Aceitação da Produção”, Anais do XIV Congresso Brasileiro de Eng. Mecânica, COB365, Bauru.
- Blakelock J.H., 1981, Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley, 2nd ed..

Flow Diagram to Space Vehicle Control Systems Design

Abstract - This work describes the strategy of coupling compensation of the control system of a rotative missile. The control system uses only one plan of actuation and one rate gyro that compares with the angular speed commanded by the guidance system. Due to the coupling caused by the high rotation of the missile, the mean angular rate of the vehicle is not placed in the sensor plan where it was made the measurement. To solve this problem a strategy of mechanical phase lead is used, that is to say, the sensor plan is different of the plan of actuation in such a way is placed that the mean movement meets inside of the sensor plan, from where the command order was elaborated. To obtain the value of the angle between the sensitive axis of the gyro and the plan of the actuators, a vectorial transfer function is used.

Keywords: Control system, lead compensation, rotative missile, mechanic compensation.