

DETERMINAÇÃO DO COEFICIENTE DE AMORTECIMENTO PARA SUPRESSÃO DE FLUTTER DE UM ATUADOR USANDO OTIMIZAÇÃO MULTIOBJETIVO

Raphael Milhorini Pio, rmilp22@gmail.com

ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, São Paulo, Brasil

Roberto Garcia Negrão, rgnegrao@hotmail.com

ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, São Paulo, Brasil

Luiz Carlos Sandoval Góes, goes@ita.br

ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, São Paulo, Brasil

Resumo. *Este trabalho visa aplicar técnicas de otimização multiobjetivo ao projeto de um atuador de superfície primária de uma aeronave comercial visando a supressão de flutter. A otimização de parâmetros físicos do atuador tais como área do pistão e área do orifício é feita para se determinar o coeficiente de amortecimento que assegure o seu comportamento dentro dos requisitos estabelecidos para supressão de flutter. Como resultado, as variáveis otimizadas são substituídas em um modelo integrado para análise de desempenho.*

Keywords: *Coeficiente de amortecimento, Atuador, Otimização Multiobjetivo.*

1. INTRODUÇÃO

Desde o início de sua fabricação até o final de sua vida útil, uma aeronave está sujeita a inúmeros fatores que podem levar a danos e falhas estruturais. A fase de desenvolvimento tem um papel importante no dimensionamento de estruturas e sistemas visando justamente varrer todas as condições que levam à falha da aeronave. Uma dessas condições é o fenômeno chamado flutter. Apesar de estar mais bem compreendido atualmente, quando não se entendia muito bem esse fenômeno ele foi responsável por acidentes trágicos. Flutter leva a instabilidade de superfícies em uma velocidade extremamente rápida e é uma falha catastrófica, por isso a sua supressão deve ser considerada como requisito para certificação da aeronave.

Nesse sentido, o sistema responsável por essa tarefa deve ser projetado atendendo a requisitos que não prejudiquem o desempenho da aeronave em sua condição de voo. A otimização desse componente é uma tarefa complicada, pois geralmente há critérios conflitantes presentes no sistema.

O trabalho a seguir apresenta o desenvolvimento de modelagem e otimização de um atuador para determinação de seu coeficiente de amortecimento responsável por manter a integridade da aeronave em condição de flutter. Toda a modelagem feita nesse trabalho utiliza a ferramenta Matlab/Simulink e a otimização dos parâmetros faz uso da ferramenta modeFrontier.

Em um segundo momento, é feita a integração deste modelo de atuador com um modelo que represente toda a cadeia de comando para verificar o desempenho do sistema em função das variáveis otimizadas.

2. SISTEMA DETALHADO

O sistema em estudo é o sistema de atuação FBW (Fly by Wire) da superfície do profundor de uma aeronave comercial. A atuação da superfície ocorre da seguinte maneira: o piloto atua no manche para a posição desejada e os sensores de posição da coluna enviam um sinal elétrico para o ACE (Actuator Control Electronics). Um sistema de sensibilidade artificial responde ao piloto simulando a força que age na superfície. O ACE fornece um sinal para a EHSV (Electro Hydraulic Servo Valve) que por sua vez comanda o atuador para movimentar as superfícies de controle. Sensores de posição na superfície realimentam o ACE fechando a malha conforme mostrado na Figura 1. O atuador e a servo válvula são os principais componentes da PCU (Power Control Unit).

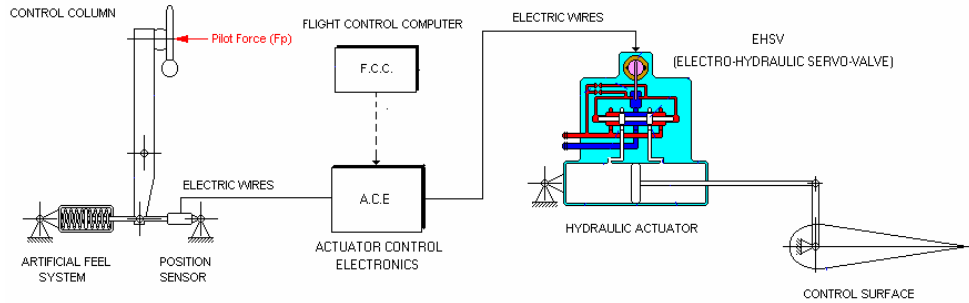


Figura 1: Cadeia de comando.

Cada superfície do profundor contém duas PCU's funcionando, em modo normal, na configuração ativo/stand-by. Quando ocorre a falha de um dos atuadores, o sistema passa a funcionar na configuração desconectado/stand-by, representado na Figura 2, onde o atuador tem a função de amortecedor, responsável pela supressão de flutter.

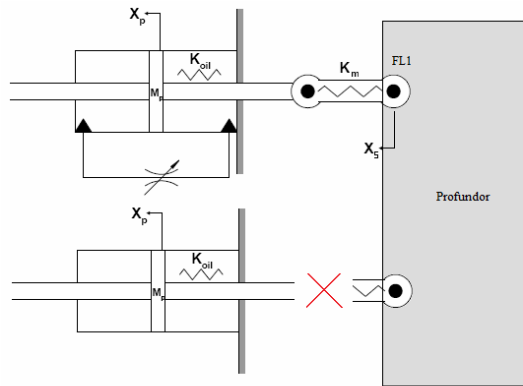


Figura 2: Modo de falha Desconectado/Amortecedor.

3. FLUTTER

Flutter é uma auto-excitação de dois ou mais modos de vibração de um sistema, devidamente alterada e realimentada pelo escoamento de um fluido. Pode vir a causar oscilações de amplitude que crescem exponencialmente levando a estrutura a uma falha dinâmica. Para garantir a integridade da aeronave quando esses efeitos ocorrem, é necessário garantir um amortecimento dinâmico que impeça a condição de ressonância.

De uma maneira geral, o controle do flutter pode ser feito de forma ativa e passiva. O controle ativo utiliza recursos da eletrônica embarcada da aeronave. O F-16, aeronave militar da força aérea americana, utiliza o aileron para compensar a flexão da asa quando o sistema de controle de voo detecta a presença de flutter. A tendência no futuro de se empregar materiais inteligentes que expandem e contraem respondendo a sinais elétricos.

Por outro lado, o controle passivo, objeto desse trabalho, é feito através do próprio sistema de atuação da superfície do profundor quando este se encontra na configuração stand-by. As unidades de controle de potência devem ter rigidez dinâmica suficiente para garantir a supressão de flutter necessária inclusive na situação de falha, quando apenas um atuador está funcionando na configuração stand-by e o outro está desconectado.

4. MODELAGEM DO ATUADOR

A modelagem do atuador considera um pistão simétrico de duplo efeito, representado na Figura 3, de maneira que as câmaras, as áreas e o curso do atuador sejam iguais e simétricos.

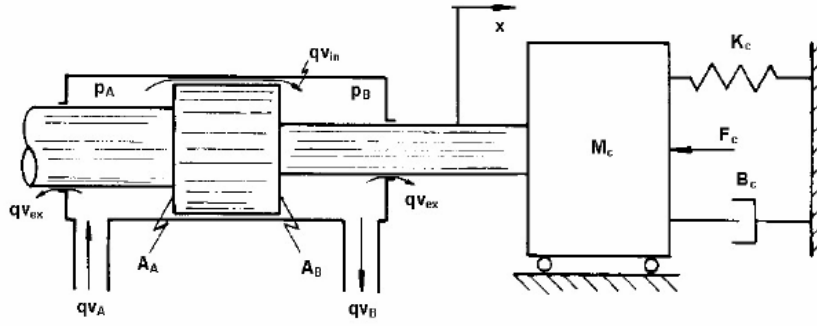


Figura 3: Atuador e superfície.

Em Merrit (1967) é aplicada a lei de conservação da massa em cada uma das câmaras do pistão com um volume de controle, pressão e coeficiente de compressibilidade, representado pela Eq. (1).

$$\sum Q_{in} - \sum Q_{out} = \frac{dV_o}{dt} + \frac{V_o}{\beta} \frac{dP}{dt} \quad (1)$$

Desconsiderando as perdas por vazamentos internos de uma câmara para outra e de vazamentos externos, as Eqs. (2) e (3) apresentam a modelagem do atuador onde Q_1 e Q_2 , V_1 e V_2 , P_1 e P_2 são respectivamente as vazões, volumes e pressões para as câmaras 1 e 2 e β é o módulo de compressibilidade.

$$Q_1 = \frac{dV_1}{dt} + \frac{V_1}{\beta} \frac{dP_1}{dt} \quad (2)$$

$$Q_2 = \frac{dV_2}{dt} + \frac{V_2}{\beta} \frac{dP_2}{dt} \quad (3)$$

O termo que representa a parcela de variação do volume da câmara do pistão pode ser reescrito em termos da variação de posição do pistão conforme a Eq. (4) onde A_p é a área do pistão e x_p seu deslocamento.

$$\frac{dV}{dt} = A_p \cdot \frac{dx_p}{dt} \quad (4)$$

Considerando que na posição central do pistão os volumes das câmaras V_1 e V_2 são iguais e combinando as Eqs. (2) e (3), a Eq. (5) leva a vazão de linha responsável pelo movimento do atuador.

$$Q_L = A_p \cdot \frac{dx_p}{dt} + \frac{V_t}{4\beta_e} \cdot \frac{dP_L}{dt} \quad (5)$$

Baseado na segunda lei de Newton, a dinâmica do atuador, resultante do balanço de forças devido à pressão, inércia, e reações, pode ser expressa de acordo com a Eq. (6).

$$AP_L = M_p \frac{dx^2}{dt^2} + B \frac{dx}{dt} + F_e \quad (6)$$

No contato da ligação do atuador com a superfície, existe uma deformação associada à rigidez do mecanismo representada pela rigidez do óleo K_o e pela rigidez da ligação K_m que é sentida pelo atuador conforme a Figura 4.

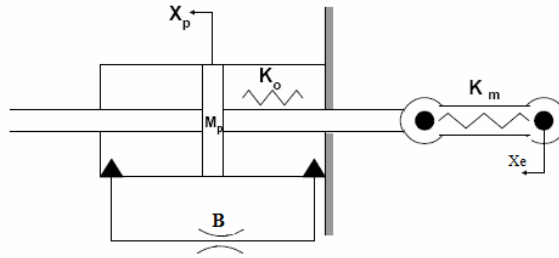


Figura 4: Atuador e Rigidez.

Sua modelagem considera um efeito de mola onde K_{eq} é a rigidez equivalente do óleo e da ligação e x_p é o deslocamento linear da superfície do profundor convertido pela cinemática do mecanismo como mostrado na Eq. (7).

$$F_e = K_{eq}(x_e - x_p) \quad (7)$$

4.1 Damper

O damper é um atuador que funciona como um sistema amortecedor e tem a função de prover o controle passivo do flutter para a superfície do profundor. Nesse modo, há a passagem de fluido através do orifício conectando as duas câmaras do atuador e simultaneamente cortando a fonte hidráulica conforme mostrado na Figura 5.

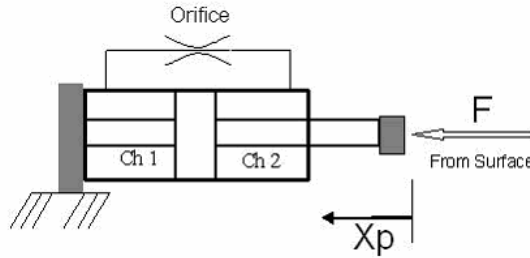


Figura 5: Damper.

O pistão do atuador, sofrendo ação da força externa aplicada na superfície, vai empurrar o fluido da câmara 1 para a câmara 2 através da restrição do orifício. Essa restrição cria uma perda de energia que juntamente com a compressibilidade do fluido causam a atenuação da força externa. A modelagem, mostrado na Eq. (8), é feita baseada na equação da vazão através de um orifício como definido em Merrit (1967) onde C_d é o coeficiente de descarga, A_o é a área do orifício, ρ é a densidade do fluido e A_p é a área do pistão.

$$Q_d = C_d A_o \sqrt{\frac{2(F / A_p)}{\rho}} \quad (8)$$

Fazendo o balanço final das forças agindo no atuador da Figura 4 obtemos a dinâmica do sistema mostrado na equação (9).

$$K_{eq}(x_e - x_p) = M_p \frac{dx^2}{dt^2} + B \frac{dx}{dt} \quad (9)$$

É possível obter, no domínio da frequência, uma função de transferência em função do deslocamento de excitação x_e e a força aplicada no sistema F_e . A impedância resultante, $I(s)$, mostrada na Eq. (10), possibilita obter o coeficiente de amortecimento e a rigidez do atuador.

$$I(s) = \frac{F_e(s)}{X_e(s)} = \frac{K_e s(M_p s + B)}{M_p s^2 + B s + K_e} \quad (10)$$

Como a amplitude da perturbação que é gerada pelo flutter é bem pequena, pode-se desprezar a massa do pistão para fins de simulação. Dessa maneira, a impedância do sistema $I(s)$ passa a ser uma função de transferência de primeira ordem mostrada pela Eq. (11).

$$I(s) = \frac{B s}{\left(\frac{B}{K_e}\right)s + 1} \quad (11)$$

A parte real de $I(s)$ representa a energia conservativa, portanto, associada à rigidez do atuador. A parte imaginária de $I(s)$ é a parcela da energia não conservativa associada ao coeficiente de amortecimento e esse deve ser determinado.

4.2 Coeficiente de amortecimento

Para se determinar o coeficiente de amortecimento é feito o seguinte procedimento. Aplica-se um deslocamento na entrada do atuador e avalia-se a força aplicada como mostrado na Figura 6. Através de um sinal chirp, é possível obter a resposta em uma faixa de frequência desejada determinada pelas características da dinâmica do sistema.

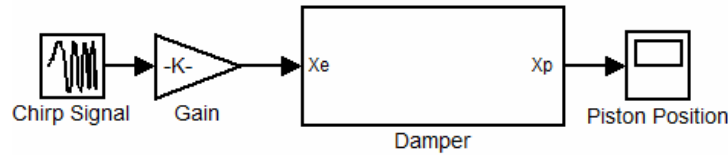


Figura 6: Modelo do Damper no ambiente Simulink.

A Figura 7 apresenta a modelagem do amortecedor responsável pela supressão de flutter. A otimização multiobjetivo agora terá a função de tratar a área do orifício e área do pistão, definidas na Eq. (8), como variáveis de projeto visto que o único meio físico do atuador para dissipar a energia é a restrição do orifício.

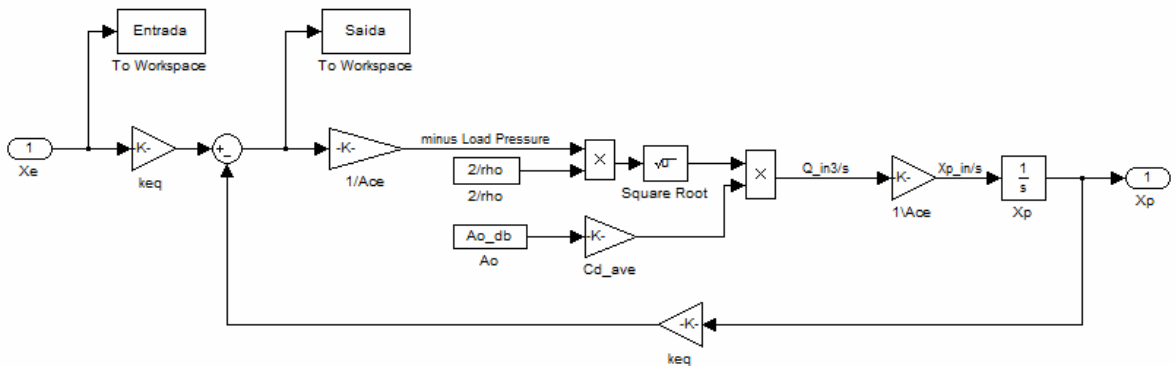


Figura 7: Modelagem do sistema amortecedor.

5. OTIMIZAÇÃO MULTI OBJETIVO

Otimização lida com o problema de procurar soluções dentro de um conjunto possíveis de escolhas que respeitem um determinado critério. Se apenas um critério deve ser considerado temos um problema de otimização de um único objetivo e uma única solução se apresenta superior a todas as outras. Um problema de otimização multiobjetivo pode ser definido como um problema de procurar um vetor de variáveis de projeto que satisfaz certas restrições e otimiza um vetor de elementos da função objetivo. Nesse caso não há exclusivamente, como na função de um único objetivo, uma única solução que represente a solução do problema.

Otimização multiobjetivo apresenta soluções de características conflitantes onde uma solução pode ser ótima para um objetivo, mas, por outro lado, pode degradar a resposta de outros objetivos do problema. Nesse caso, a solução ótima é ampliada para vários objetivos e são chamadas de Conjunto de Pareto ótimo ou soluções não dominadas. Essas soluções são aquelas nas quais nenhuma melhoria em qualquer função objetivo é possível sem a perda de resultado em qualquer outra função objetivo (Gen, Cheng 1999).

5.1 Ambiente de otimização

O processo de otimização usado no trabalho, mostrado na Figura 8, consiste em fazer seguidas análises do comportamento do sistema e direcionar, através de algoritmos de otimização, as suas configurações para a busca do valor ótimo ou do conjunto de Pareto.

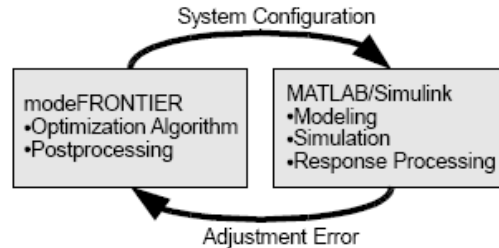


Figura 8: Integração das ferramentas de otimização e simulação.

A Figura 9 mostra o modelo no ambiente do modeFRONTIER, usado como ferramenta de otimização. Na parte inferior é possível ver as variáveis de otimização, seu range e como elas são denominadas no modelo. Na parte central aparece a interação das variáveis de entrada com o matlab, com o algoritmo de otimização e com as restrições desejadas.

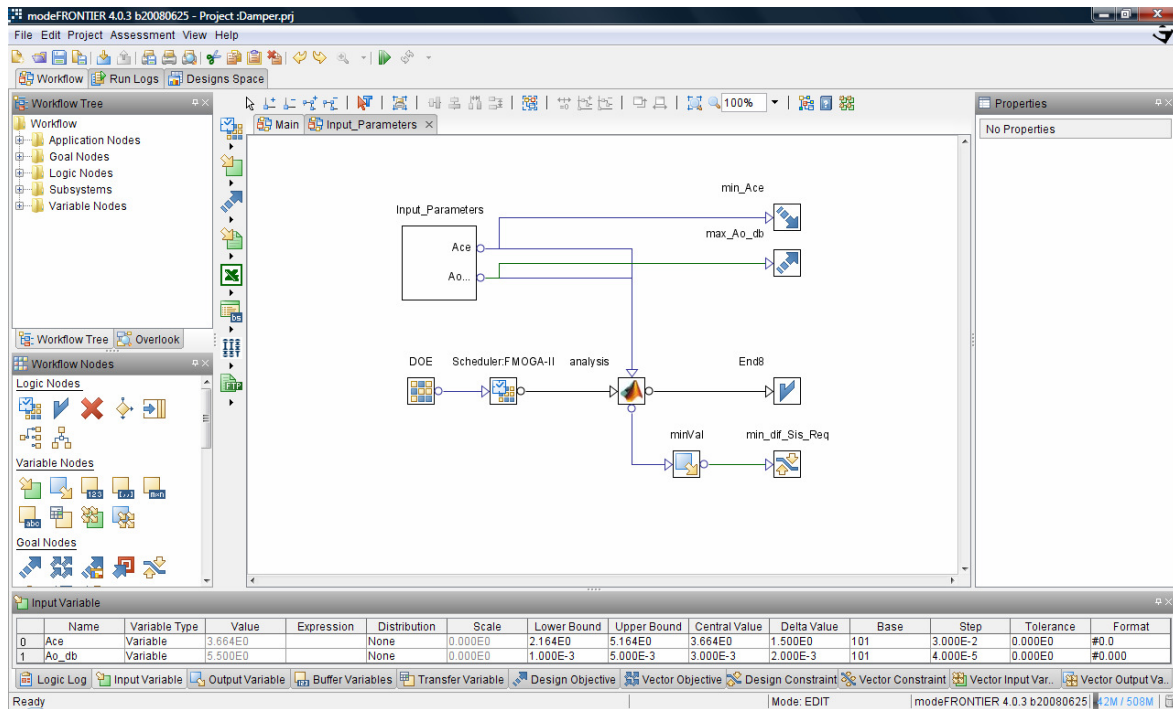


Figura 9: Ambiente de otimização.

5.2 Otimização do Atuador

O objetivo do trabalho é determinar o coeficiente de amortecimento do atuador. Para isso, a primeira etapa consiste em utilizar o ambiente da Figura 8 para otimizar o atuador. Os parâmetros de entrada utilizados são o coeficiente de descarga C_d , a rigidez equivalente do sistema K_{eq} e a deslocamento de excitação que age na extremidade do

pistão x_e . Como variáveis de otimização são usadas a área do pistão A_p e a área do orifício A_o de maneira que a área do pistão deve ser minimizada para se obter o menor atuador possível que atenda os requisitos, uma vez que existe sempre o conflito de espaço para instalação dos sistemas de comandos de voo, e a área do orifício deve ser maximizada para não comprometer o desempenho do sistema quando este estiver funcionando na configuração ativo/stand by. A Figura 10 mostra o resultado da simulação evidenciando a fronteira de Pareto.

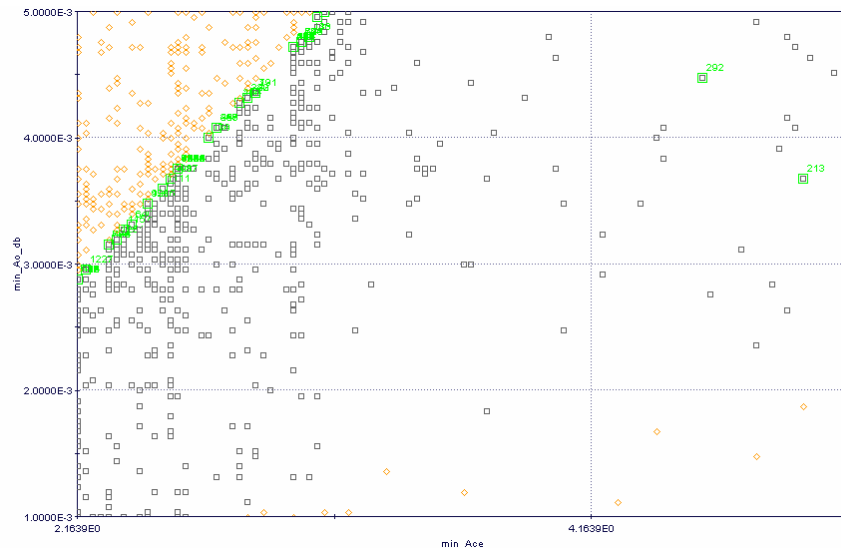


Figura 10: Fronteira de Pareto.

Os pontos acima da fronteira são valores de A_p e A_o que não atendem ao requisito mínimo de flutter. O coeficiente de amortecimento obtido como resposta da simulação é mostrado na Figura 11.

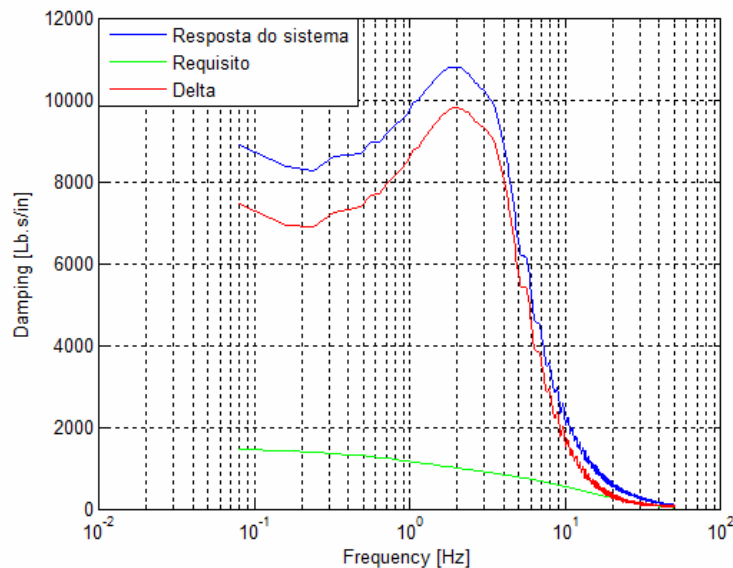


Figura 11: Coeficiente de amortecimento.

Percebe-se que o coeficiente de amortecimento obedece ao requisito em toda a faixa de frequência para determinada condição de A_p e A_o . O próximo passo é verificar o comportamento do atuador na configuração ativo/stand by através do modelo integrado.

6. MODELO INTEGRADO

O modelo integrado que representa toda a cadeia de comando é mostrado na Figura 12.

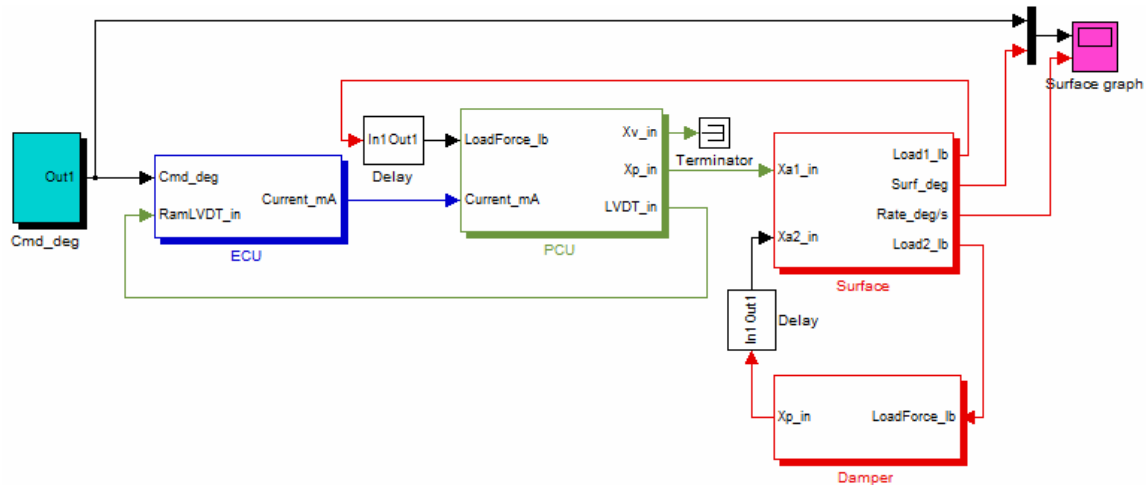


Figura 12: Modelo integrado.

O efeito otimização da área do pistão é sentido pelo Damper e pelo PCU e o efeito da área do orifício é visto somente pelo Damper. Utilizando um ponto da Figura 10, pertencente à fronteira de Pareto e o outro mais afastado da fronteira, a Figura 13 mostra o resultado da simulação.

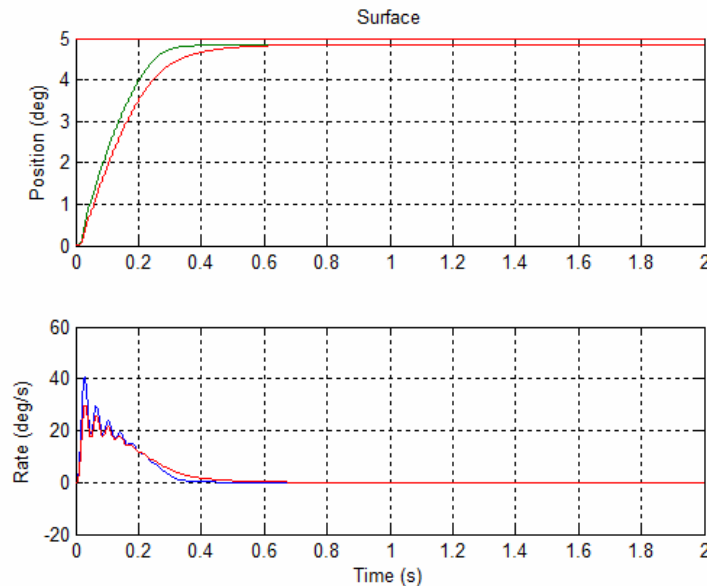


Figura 13: Resposta do modelo integrado.

A curva em vermelho caracteriza a resposta, para uma entrada degrau de 5 graus, com as variáveis não ótimas, ou seja, fora da fronteira de Pareto. As outras curvas mostram a resposta com as variáveis otimizadas.

Percebe-se uma diferença no tempo de acomodamento da posição da superfície de modo que, dependendo do seu requisito, esse atraso pode ser prejudicial. Da mesma maneira há uma degradação do rate em função da não utilização das variáveis ótimas obtidas pelo processo de otimização.

7. REFERÊNCIAS

- Adams, H. W. Aircraft Hydraulics. [S.l.]: McGraw-Hill, Inc., 1943.
De Marqui Jr., C., Belo, E.M. and Marques, F.D., 2005, "A flutter suppression active controller", Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering.
Fox, R.L. Optimization Methods for Engineering Design, Addison-Wesley Publishing Company, 1973.
Gen, M., Cheng, R., Genetic Algorithms and Engineering Optimization, New York: John Wiley & Sons, 1967.

Merrit, H.E. Hydraulic Control Systems. New York: John Willey & Sons, 1967.

Souza, B.R.D., Negrão, R.G., Filho, A. A., 2008, “Optimized design of an aircraft mobile surface control system”, V Congresso Nacional de Engenharia Mecânica.

8. NOTA DE RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluído neste artigo.