APLICAÇÕES DE TÉCNICAS DE CONTROLE ROBUSTO PARA O PROJETO DE UM PILOTO AUTOMÁTICO DE ALTITUDE DE AERONAVES FLEXÍVEIS

Cássio Cancela e Penna, cassiopenna@terra.com.br Pedro Paglione, paglione@ita.br

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias – CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo. Em sistemas de controle aeronáutico, aeronaves flexíveis são aquelas cuja dinâmica estrutural possui freqüências próximas às de corpo rígido. Filtros estruturais do tipo notch são tipicamente implementados quando existe separação suficiente entre o modo de maior freqüência da dinâmica de corpo rígido e o modo de menor freqüência da dinâmica estrutural. Entretanto, para aeronaves que apresentam maior flexibilidade estrutural, os filtros citados não são efetivos no seu papel. Este paper apresenta o projeto de um piloto automático de altitude para a aeronave flexível B1, cujo modelo longitudinal utilizado, que integra as dinâmicas de corpo rígido e flexível, está disponível na literatura. A estrutura de controle escolhida possui uma malha interna, para controle da atitude e do modo elástico simétrico, e uma malha externa, para controle da altitude. Duas técnicas de controle robusto são aplicadas no projeto do controlador da malha interna: HIFOO ($H\infty$ Fixed-order Optimization) e Loop Shaping. Dois projetos são desenvolvidos para a malha externa. O primeiro utiliza um índice de otimização, ITAE (Integral of Time and Absolute Error), para calcular os parâmetros do controlador da malha externa e o controlador da malha interna é projetado atécnica da técnica HIFOO. No segundo projeto, a técnica HIFOO é utilizada para projeto do controlador da malha interna forma do controlador da malha interna é projetado atécnica bara projeto do controlador da controlador da malha interna é projetado atexes da técnica Lioop Shaping. Dois projetado utilizando a técnica HIFOO. No segundo projeto, a técnica HIFOO é utilizada para projeto do controlador da malha interna é projetado atexes da técnica Loop Shaping. Os resultados destes projetos são discutidos e comparados.

Palavras-Chaves: Piloto Automático, Controle Robusto, Aeronave Flexível, Sistemas de Controle de Vôo

1. INTRODUÇÃO

Duas fortes tendências têm influenciado a fabricação de aeronaves nos últimos anos. A primeira delas se refere aos contínuos esforços que têm sido feitos na direção de reduzir o consumo de combustível das aeronaves visando torná-las mais lucrativas do ponto de vista operacional. A segunda tendência é baseada em estudos que mostram um mercado potencial para aeronaves que transportem um número cada vez maior de passageiros. Estas duas tendências levaram a indústria aeronáutica a investir no emprego de materiais leves (compostos) na fabricação de aviões – redução de peso estrutural e conseqüente redução de consumo de combustível – e ao aumento do comprimento e da envergadura das aeronaves – capacidade para maior número de passageiros.

Aeronaves mais leves e maiores, por sua vez, tornam a estrutura menos rígida e acentuam os efeitos aeroelásticos que podem gerar problemas relativos à qualidade de vôo, fadiga ou flutter. Esses efeitos surgem devido ao acoplamento entre os modos estruturais e os de corpo rígido, fazendo com que as vibrações indesejadas influenciem no movimento da aeronave. As aeronaves flexíveis, portanto, são aquelas cujas dinâmicas de corpo rígido e estrutural estão acopladas, o que ocorre quando os pólos mais rápidos do primeiro estão próximos dos pólos mais lentos do segundo.

2. MODELO DA AERONAVE

O projeto de sistemas de controle tem como objetivo alcançar a dinâmica de corpo rígido desejada, garantindo boa qualidade de vôo e rastreamento de variáveis como altitude e fator de carga. Além disso, deseja-se que estes sistemas não excitem os modos estruturais da aeronave. Quando existe uma separação suficientemente grande entre a maior freqüência da dinâmica de corpo rígido e a menor da dinâmica flexível, filtros estruturais, do tipo notch filters, são implementados com sucesso. Esses filtros limitam a banda passante do sinal de controle, evitando a excitação dos modos estruturais pelos sistemas projetados.

Entretanto, para aeronaves que apresentam significativa flexibilidade estrutural, ou seja, aeronaves de grande comprimento e envergadura, que utilizam materiais leves, os filtros citados não são efetivos no seu papel. Para estas aeronaves é necessário utilizar um modelo flexível que integre as dinâmicas de corpo rígido e flexível, conforme discutido nas referências Cardoso (2007) e Andrade (2006), para o qual os sistemas de controle sejam projetados. Neste trabalho será utilizado o modelo longitudinal da aeronave flexível B1, (Cardoso, 2007 e Andrade, 2006).

A dinâmica longitudinal linearizada da aeronave B1 é representada pela Eq. (1).

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}.\mathbf{x} + \mathbf{B}.\mathbf{u}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}.\mathbf{x}$$
(1)

(3)

Onde os estados e as entradas consideradas para o movimento longitudinal da aeronave são definidos a seguir:

 $\begin{aligned} \mathbf{x} &= \left[\begin{array}{ccc} \mathbf{u} & \mathbf{w} & \mathbf{q} & \mathbf{\theta} & \mathbf{H} & \eta_z & \dot{\mathbf{n}_z} \end{array} \right]^T \\ \mathbf{u} &= \left[\delta_{\pi} & \delta_t & \delta_{cv} \right]^T \end{aligned}$

Os estados **u** e **w** são as velocidades lineares nas direções x e z da aeronave, respectivamente. A velocidade de arfagem (*pitch rate*) e o ângulo de arfagem são representados por **q** e θ , respectivamente. H é a altitude de vôo e η_z , a coordenada generalizada do primeiro modo estrutural simétrico.

As entradas comandadas do sistema, δ_{π} , $\delta_t e \delta_{cv}$, são a manete de potência, a deflexão da empenagem horizontal e a deflexão do control-vane, respectivamente.

As matrizes A e B que definem o sistema linearizado para a aeronave voando a 1500 metros de altitude a uma velocidade de 200 m/s são apresentadas na Eq. (2) e na Eq. (3).

	-0.011892	0.033752	-1.759	-9.8064	-2.3598e-005	0	0 —
	-0.095854	-0.38238	205.08	-0.05643	-0.00093604	-0.74617	-0.025611
	-0.00013383	-0.01517	-0.94482	0	-2.0124e-007	-0.06577	-0.003807
A =	0	0	1	0	0	0	0
	-0.0057543	0.99998	0	-200	0	0	0
	0	0	0	0	0	0	1
	4.1703	-0.063665	-260.76	0	0.040075	-148.06	-2.2374
							_

	Γ	1.5134	0.070449	0.015545	
		0	-0.20126	-0.041453	
		0.033562	-0.092894	0.028872	
B =		0	0	0	
		0	0	0	
		0	0	0	
	L	0	-52.681	-34.967	_

3. PROJETO DO SISTEMA DE CONTROLE

O objetivo deste trabalho é projetar um sistema de piloto automático de altitude (altitude hold). Portanto, para o projeto deste sistema apenas a dinâmica longitudinal da aeronave será considerada. A estrutura de controle escolhida possui uma malha interna – para controle da atitude (θ) e do modo estrutural simétrico (η z) – e uma malha externa – para controle da altitude (H). Inicialmente, será projetado o controlador para a malha interna e, então, será projetado o controlador para a malha externa de altitude (H), cujo sinal de controle será a referência para θ (malha interna). Serão feitos dois projetos de sistemas de controle, utilizando as seguintes técnicas para as malhas internas e externas:

- Projeto 1:

- Malha externa: Minimização de índice de desempenho (ITAE)
- Malha interna: HIFOO

- Projeto 2:

- Malha externa: HIFOO

- Malha interna: Loop Shaping

3.1. Técnicas de Projeto de Controladores

Nesta seção será feita uma breve apresentação das técnicas de projeto de controladores HIFOO e Loop Shaping.

3.1.1. HIFOO (H^{\pi} Fixed-order Optimization)

HIFOO é um pacote de projeto de controlador desenvolvido para o software Matlab, apresentado em Burke *et al.* (2006). A seguir será feita uma descrição resumida deste pacote.

Um sistema linear pode ser descrito conforme a Eq. (4).

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \mathbf{z} \\ \mathbf{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}_1 & \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{D}_{11} & \mathbf{D}_{12} \\ \mathbf{C}_2 & \mathbf{D}_{21} & \mathbf{D}_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \\ \mathbf{u} \end{bmatrix}$$
(4)

onde x é o vetor de estados, u são as entradas de controle, y são as saídas de controle, w é a entrada de desempenho e z, a saída de desempenho.

O controlador é dado pelo sistema linear da Eq. (5).

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{c} \\ \mathbf{u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{c} & \mathbf{B}_{c} \\ \mathbf{C}_{c} & \mathbf{D}_{c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{c} \\ \mathbf{y} \end{bmatrix}$$
(5)

onde x_c são os estados do controlador. A entrada do controlador (y) é saída controlada do sistema e a saída do controlador (u) é a entrada do sistema da Eq. (4).

Combinando o sistema em malha-aberta da Eq. (4) com o controlador da Eq. (5), obtém-se o sistema em malha-fechada da Eq. (6).

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_{c} \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{K} & B_{K} \\ & \\ C_{K} & D_{K} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ x_{c} \\ \\ w \end{bmatrix}$$
(6)

A função de transferência entre o sinais de entrada (w) e saída (z) de desempenho é dada pela Eq. (7).

$$T(s) = \frac{Z(s)}{W(s)} = C_K \cdot (sI - A_K)^{-1} \cdot B_K + D_K$$
(7)

O pacote HIFOO apresenta solução de projeto de controladores para diferentes objetivos. No presente trabalho será aplicada a solução de otimização da norma H_{∞} com controlador de ordem fixa: dado um sistema em malha-aberta, é projetado um controlador de ordem n qualquer, tal que o sistema em malha-fechada seja estável e que minimize localmente a norma H_{∞} da função de transferência de malha-fechada (T(s)) da Eq. (7). É importante ressaltar que uma das principais características desta técnica é a possibilidade de escolha da ordem do controlador. A ordem máxima possível do controlador é limitada à ordem da planta. Uma das principais desvantagens dos controladores de ordem muito elevada é o alto custo computacional inerente aos mesmos.

Para otimização da norma H_{∞} (minimizar localmente) é utilizado um algoritmo híbrido que combina:

- um algoritmo quasi-Newton, que rapidamente se aproxima do mínimo local
- um algoritmo que tenta verificar se o ponto encontrado pelo algoritmo quasi-Newton é realmente um mínimo local
- um algoritmo para refinar a aproximação em direção ao mínimo local.

Os três algoritmos citados utilizam gradientes em seu processo de otimização e são capazes de extrapolar descontinuidades dos gradientes em pontos excepcionais.

É válido lembrar que os pontos iniciais são gerados aleatoriamente, o que produz resultados diferentes a cada vez que se roda o programa para os mesmos sistema e ordem de controlador.

3.1.2. Loop Shaping

Para atender aos requisitos de robustez, o valor singular mínimo de um sistema deve ser grande em baixas freqüências enquanto que o valor singular máximo deve ser pequeno em altas freqüências. Dessa forma, a função de sensitividade $S(j\omega)$ do sistema será pequena em baixas freqüências e a função de sensitividade complementar ($T(j\omega)$), pequena em altas freqüências. E, conseqüentemente, o erro será pequeno em todas as freqüências.

É possível definir limites ou barreiras para os valores singulares mínimo e máximo, conhecidos como limites de baixa e alta freqüência. Estes limites podem ser, por exemplo, uma rajada de vento e dinâmicas de modos estruturais não modeladas, respectivamente.

Definidos estes limites, deseja-se projetar controladores de forma que os valores singulares do sistema em malha aberta atendam aos requisitos de robustez. A idéia principal da técnica de Loop Shaping aplicada ao controle robusto é

analisar as barreiras de robustez no domínio da freqüência (gráficos de valores singulares em função da freqüência) e projetar um controlador que faça com que o sistema atenda aos requisitos de robustez.

Uma das restrições deste método, quando aplicado via o comando loopsyn do Matlab[®], é a impossibilidade de escolha da ordem do controlador. Caso seja desejado um controlador de ordem menor que a projetada, é necessário aplicar alguma técnica de redução de ordem.

3.2. Projeto 1 – Malha Interna: HIFOO e Malha Externa: ITAE

Nesta seção será abordado o projeto 1 para o sistema de controle da altitude da aeronave B1, cuja estrutura é apresentada no diagrama de blocos da Fig. 1.



Figura 1. Diagrama de blocos da estrutura de controle do projeto 1

3.2.1. Projeto do Controlador da Malha Interna: HIFOO

A estrutura do sistema de controle escolhida para o projeto da malha interna é apresentada no diagrama de blocos da Fig. 2. Pode-se observar que as dinâmicas, saturações e limites de taxa de variação dos atuadores foram considerados.



Figura 2. Diagrama de blocos do sistema de controle da malha interna para técnica HIFOO

De acordo com a estrutura de controle escolhida para aplicação desta técnica, as entradas do controlador são: - e_{θ} : erro de θ , ou seja, $rc_{\theta} - \theta$, onde rc_{θ} é o sinal de referência para ângulo de arfagem

- C_{θ} : integral do erro de θ

- $e_{\eta z}$: erro de η_z , ou seja, $rc_{\eta z} - \eta_z$, onde $rc_{\eta z}$ é o sinal de referência para o modo estrutural

- $\mathcal{E}_{\eta z}$: integral do erro de η_z

- q: velocidade angular de arfagem

E as saídas do controlador são os sinais de comando, \mathbf{u}_{π} , $\mathbf{u}_t \in \mathbf{u}_{cv}$, para as três entradas do sistema.

Para projeto do controlador através da técnica HIFOO é necessário desenvolver um sistema aumentado. Este sistema possui 12 estados, são eles:

 $\mathbf{x}_{a} = \begin{bmatrix} \mathbf{u} & \mathbf{w} & \mathbf{q} & \mathbf{\theta} & \mathbf{H} & \eta_{z} & \dot{\mathbf{n}}_{z} & \delta_{\pi} & \delta_{t} & \delta_{cv} & \mathbf{\varepsilon}_{\theta} & \mathbf{\varepsilon}_{\eta z} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$

Os demais termos da Eq. (4) são:

- Entradas da planta (saídas do controlador): $u = [u_{\pi} u_t u_{cv}]^T$
- Saídas planta (entradas do controlador): $\underline{y} = [C_{\theta} e_{\theta} C_{\eta z} e_{\eta z} q]^{T}$
- Entradas de desempenho: $w = [rc_{\theta} \ rc_{\eta z}]^{T}$ Saídas de desempenho: $z = [\theta \ \eta_{z}]^{T}$

Dessa forma, o sistema apresentado na Eq. (4) é definido. O objetivo é encontrar as matrizes do controlador, conforme a Eq. (5), tal que o sistema em malha-fechada, mostrado na Eq. (7), seja estável e que a norma H_{∞} da função de transferência deste sistema seja minimizada.

Para testar a eficácia do sistema de controle projetado, simulações serão feitas com aplicação de perturbação à aeronave, como mostra o diagrama de blocos da Fig. 2. Essa perturbação é uma rajada de vento vertical estocástica. O pacote HIFOO permite projetar controladores estáticos (ordem 0) até controladores da mesma ordem do sistema aumentado. As respostas obtidas com controladores de ordem 0, 6 e 12, que é a ordem do sistema aumentado e, portanto, ordem máxima possível quando se utiliza o pacote HIFOO, são bem similares. A Fig. 3 apresenta as respostas em malha fechada do sistema quando o avião é exposto a uma rajada de vento vertical (Fig. 3a) com controlador de ordem 6. As seguintes variáveis são mostradas: θ (Fig. 3b), w (Fig. 3c), δ_t (Fig. 3d), η_z (Fig. 3e) e δ_{cv} (Fig. 3f).



Figura 3. Respostas do sistema com controlador HIFOO (malha interna)

Na Fig. 3d observa-se a deflexão do estabilizador horizontal da aeronave como forma de compensar a perturbação. O controlador apresenta bom desempenho, visto que θ e w, Fig. 3b e Fig. 3c, sofrem pequenas alterações em relação ao ponto de equilíbrio. É importante ressaltar que controladores diferentes serão obtidos a cada cálculo feito utilizando o pacote HIFOO. Isto ocorre porque os pontos iniciais são gerados aleatoriamente, o que produz resultados diferentes a cada vez que se roda o programa para os mesmos sistema e ordem de controlador.

A resposta do modo estrutural e a deflexão do control-vane são mostradas na Fig. 3e e Fig. 3f, respectivamente. Pode-se observar que a variação do modo estrutural também foi muito pequena, mostrando o bom desempenho do controlador.

3.2.2. Projeto do Controlador da Malha Externa: ITAE

Definido o controlador da malha interna, que será mantido fixo, pode-se partir para o projeto do controlador da malha externa de altitude, de acordo com a Fig. 1. Será utilizado um controlador PI (ações Proporcional e Integral) em cascata com um compensador de avanço de fase, conforme apresentado por Stevens e Lewis (2003). A Fig. 4 apresenta o diagrama de controle completo – malhas interna e externa – do piloto automático de altitude. Como pode ser observado na Fig. 4, o controlador da malha externa, K_{cext} é dado pela Eq. (8).

$$K_{cext} = -\left(\frac{K_{h1}}{s.(s+p_c)} + \frac{K_{h2}}{s} + K_{h3}\right) = -\left[\frac{K_{h3}.s^2 + (K_{h3}.pc + K_{h2}).s + K_{h1} + K_{h2}.p_c}{s^2 + p_c.s}\right]$$
(8)

2009 Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications Copyright $\textcircled{\mbox{$\odot$}}$ 2009 by AAB



Figura 4. Diagrama de controle do piloto automático de altitude - Projeto 1

Para determinar os ganhos e o pólo do controlador da malha externa (K_{h1} , K_{h2} , K_{h3} e p_c) é utilizada a técnica de otimização que visa minimizar o índice de desempenho ITAE (Integral do erro absoluto ponderado pelo tempo), mostrado na Eq. (9). Este índice penaliza principalmente o erro em estado estacionário.

ITAE =
$$\int t |e_{\rm H}| dt$$

(9)

Onde e_H é a diferença entre a referência de altitude e a altitude da aeronave. Os ganhos do controlador K_{cext} obtidos através da minimização do índice ITAE são: $K_{h1} = 0.000042693$ $K_{h2} = -0.00046552$ $K_{h3} = 0.0078473$ $p_c = 0.091759$

A Fig. 5 mostra a resposta da altitude (H) da aeronave com os controladores projetados utilizando as técnicas HIFOO (malha interna) e ITAE (malha externa) quando a aeronave é exposta ao vento estocástico – rajada de vento vertical, conforme Fig. 3a. A curva em vermelho representa o resultado da simulação feita apenas com a malha interna. A curva preta mostra a resposta do sistema com a malha externa implementada.



Figura 5. Resposta da altitude H a rajada de vento vertical – projeto 1

Pode-se observar na Fig. 5 que o piloto de automático de altitude projetado faz com que a altitude da aeronave retorne ao ponto de equilíbrio após a rajada de vento, o que não ocorria quando era utilizada apenas a malha interna (curva vermelha), cumprindo o principal objetivo deste sistema de controle. Os comportamentos de θ e do modo estrutural são bem parecidos com e sem a malha externa. As deflexões da empenagem horizontal e do control-vane e a variação da manete também não apresentam grandes diferenças quando se compara o sistema com e sem a malha externa de altitude.

3.3. Projeto 2 – Malha Interna: Loop Shaping e Malha Externa: HIFOO

Nesta seção será abordado o projeto 2 para o sistema de controle da altitude da aeronave B1, cuja estrutura é apresentada no diagrama de blocos da Fig. 6.



Figura 6. Diagrama de blocos da estrutura de controle do projeto 2

3.3.1. Projeto do Controlador da Malha Interna: Loop Shaping

A estrutura do sistema de controle escolhida para o projeto da malha interna é apresentada no diagrama de blocos da Fig. 7. Pode-se observar que as dinâmicas, saturações e limites de taxa de variação dos atuadores foram considerados.



Figura 7. Diagrama de blocos do sistema de controle da malha interna para técnica Loop Shaping

Para utilizar a técnica de projeto Loop Shaping é necessário definir os limites de robustez do sistema. O limite superior será dado pela dinâmica do 2º modo estrutural simétrico que não foi modelado. Se a dinâmica de corpo rígido mais o 1º modo estrutural simétrico é G(s), ao incluir o 2º modo estrutural, cuja dinâmica é representada por F(s), temse, segundo Stevens e Lewis (2003):

$$G'(s) = G(s).F(s)$$
 (10)

A dinâmica do 2° modo estrutural, F(s), pode ser aproximada por um sistema de 2° ordem, conforme Eq. (11).

$$F(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2.\zeta. \ \omega_n . s + \omega_n^2}$$
(11)

De acordo com a referência Pedro e Bigg (2005), a freqüência ω_n para o 2º modo estrutural da aeronave B1 é igual a 21,18 e o fator de amortecimento ζ , igual a 0,02. Assim, F(s) é definido:

$$F(s) = \frac{448.6}{s^2 + 0.8472.s + 448.6}$$
(12)

Assim, é possível definir a incerteza M(s):

G.F = (I + M).G

$$M(s) = F(s) - I(s) = \frac{-s^2 - 0.8472.s}{s^2 + 0.8472.s + 448.6}$$
(13)

A magnitude do limite superior de robustez no domínio da freqüência é dada pelo inverso de $m(\omega)$. A Fig. 8 mostra esse limite para a aeronave B1 em vermelho. O valor singular máximo de G.K deve ser menor que este limite em altas freqüências. O limite de robustez inferior pode ser representado por uma rajada de vento. Portanto, o gráfico de valores

singulares em função da freqüência, que tem como entrada a velocidade da rajada e saída o estado controlado θ , constitui a barreira de robustez inferior. A Fig. 8 mostra essa barreira na curva em azul. Analogamente ao limite de alta freqüência, o valor singular mínimo de G.K deve ser maior que esta barreira inferior em baixas freqüências.

Para utilizar a técnica Loop Shaping, aplicada neste trabalho através do comando *loopsyn*, deve-se definir uma função desejada, G.K_{des}, que atenda aos requisitos de robustez. Ou seja, analisando a Fig. 8, é necessário definir uma função tal que seus valores singulares sejam maiores que a barreira de robustez do vento em baixas freqüências e menores que os valores da barreira de dinâmicas não-modeladas em alta freqüência. Esta função é mostrada na Eq. (14) e a Fig. 8 comprova que ela atende aos requisitos de robustez (curva verde).

$$G.K_{des}(s) = \frac{1}{s^2 + s}$$
 (14)



Figura 8. Valores singulares: barreiras de robustez e função G.K desejada

Portanto, a técnica Loop Shaping (comando *loopsyn* do Matlab[®]) consiste em projetar um controlador robusto H_{∞} , K(s), para a planta G(s) de forma que a malha aberta do sistema G.K(s) seja o mais próxima possível da função desejada $G.K_{des}$.

Ao utilizar o comando loopsyn do Matlab[®] para a dinâmica longitudinal da aeronave B1 obtém-se um controlador de ordem 20, com duas entradas (erros de $\theta \in \eta_z$) e 3 saídas (sinais de controle para manete, estabilizador horizontal e control-vane). Portanto, as dimensões das matrizes deste controlador são:

- Matriz A_c: 20x20 (20 linhas e 20 colunas)

- Matriz B_c: 20x2
- Matriz C_c: 3x20
- Matriz D_c: 3x2

A Fig. 9 mostra os valores singulares de G.K obtidos com o controlador de ordem 20 projetado (curva preta tracejada). Pode-se observar que o desempenho do sistema com o controlador projetado é bem próximo daquele desejado, quando são analisados os valores singulares.



Figura 9. Valores singulares com controlador projetado de ordem 20 (tracejado)

A Fig. 10 mostra as respostas dos estados de corpo rígido obtidas com o controlador projetado. Observa-se que o sistema apresenta bom desempenho com este controlador. Entretanto, foram necessárias grandes deflexões do control-vane (Fig. 10f) para controlar o modo estrutural.



Figura 10. Respostas do sistema com controlador Loop Shaping (malha interna)

As respostas mostradas na Fig. 10 foram obtidas com controlador de ordem muito elevada (ordem 20). O comando *reduce* do Matlab[®] reduz a ordem de um sistema utilizando uma metodologia baseada nos valores singulares de Hankel. Utilizando este comando é possível reduzir a ordem do controlador projetado para qualquer uma desejada.

Analisando o gráfico de valores singulares em função da freqüência observa-se, através de sucessivas simulações, que a menor ordem possível para que o controlador atenda aos limites de robustez é 4. Entretanto, ao reduzir a ordem do controlador observa-se que o sistema perde em desempenho em relação ao sistema com controlador de ordem 20.

3.3.2. Projeto do Controlador da Malha Externa: HIFOO

Definido o controlador da malha interna (controlador de ordem 20), que será mantido fixo, pode-se partir para o projeto do controlador da malha externa de altitude. A técnica HIFOO será utilizada para projeto deste controlador. O diagrama de blocos do sistema de controle é mostrado na Fig. 11. De acordo com este diagrama, as entradas do controlador são:

- e_H : erro de H, ou seja, $rc_H - H$, onde rc_H é o sinal de referência para altitude

- \mathcal{C}_{H} : integral do erro de H

A saída do controlador é a referência de θ para a malha interna (rc_{θ}).



Figura 11. Diagrama de controle do piloto automático de altitude - Projeto 2

Será projetado um controlador estático (ordem 0), conforme mostra a Eq. (15), onde o primeiro ganho da matriz D_c multiplica a integral do erro (C_H) e o segundo, o próprio erro (e_H). Pode-se notar que este controlador é um PI.

$$A_c = 0$$
 $B_c = 0$ $C_c = 0$ $D_c = [-7.444 \times 10^{-6} -0.001743]$ (15)

A Fig. 12 mostra a resposta da altitude (H) da aeronave com os controladores projetados utilizando as técnicas Loop Shaping (malha interna) e HIFOO (malha externa) quando a aeronave é exposta ao vento estocástico – rajada de vento vertical, conforme Fig. 3a. A curva azul representa o resultado da simulação feita apenas com a malha interna. A curva vermelha mostra a resposta do sistema com a malha externa implementada. Pode-se observar na Fig. 12 que o piloto de automático de altitude projetado faz com que a altitude da aeronave retorne ao ponto de equilíbrio após a rajada de vento, o que não ocorria quando era utilizada apenas a malha interna (curva vermelha), cumprindo o principal objetivo deste sistema de controle. Os comportamentos de θ e do modo estrutural são bem parecidos com e sem a malha externa. As deflexões da empenagem horizontal e do control-vane e a variação da manete também não apresentam grandes diferenças quando se compara o sistema com e sem a malha externa de altitude.

Em comparação com o sistema de controle utilizado no Projeto 1 (malha externa: ITAE e malha interna: HIFOO), o desempenho deste sistema se mostra superior, uma vez que a altitude da aeronave retorna ao ponto de equilíbrio muito mais rapidamente após sofrer a rajada de vento.



Figura 12. Resposta da altitude H a rajada de vento vertical - projeto 2

4. CONCLUSÕES

As técnicas HIFOO e Loop Shaping foram aplicadas para o projeto dos controladores da malha interna de um sistema de piloto automático de altitude. Após ter sido feito o projeto do controlador para malha interna, foi projetado o controlador para a malha externa também utilizando duas técnicas de projeto. Para o primeiro projeto, o controlador da malha interna foi projetado através da técnica HIFOO e o da malha externa, através de otimização – minimização do índice de desempenho ITAE. No segundo projeto o controlador da malha interna foi projetado a técnica Loop Shaping e o da malha externa, utilizando a técnica HIFOO. As simulações comprovaram a eficácia dos sistemas de controle projetados com relação à perturbação (vento estocástico),

5. REFERÊNCIAS

Andrade, B. G., 2006, "Estudo da Dinâmica de Aeronaves Flexíveis e Modelos de Ordem Reduzida", Tese de Mestrado, ITA, 2006.

Burke, J. V.; Henrion, D.; Lewis, A. S. e Overton, M. L., 2006, "HIFOO – A Matlab Package for Fixed-Order Controller Design and H∞ Optimization", IFAC Symposium on Robust Control Design, Toulouse, France.

Cardoso, G. O., 2007, "Projeto de um Controlador Robusto para o Movimento Látero-Direcional de Aeronaves Flexíveis", Tese de Mestrado, ITA.

Pedro, J. O. e Bigg, C., 2005, "Development of a Flexible Embedded Aircraft / Control System Simulation Facility". AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, San Francisco, California, USA.

Stevens, B. L. e Lewis, F. L., 2003, "Aircraft Control and Simulation", 2nd Edition. John Wiley & Sons Inc.

6. NOTA DE RESPONSABILIDADE

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