
OTIMIZAÇÃO NEBULOSA COM ESPECIFICAÇÃO LINGÜÍSTICA DOS REQUISITOS DE DESEMPENHO: APLICAÇÃO AO PROJETO TFL/LTR DE AUTOPILOTO PARA HELICÓPTERO

Marcus Vinicius da Costa Ramalho

Jacques Waldmann

Depto. Controle e Conversão de Energia
Instituto Tecnológico de Aeronáutica
São José dos Campos - 12228-900 - SP
Fax (012)340-3089 Tel.:(012)341-2211
E-mail: jacques@ele.ita.cta.br

Resumo Este trabalho apresenta o projeto TFL/LTR de um autopiloto para o helicóptero BO-105, objetivando melhorar sua resposta na execução da manobra conhecida como *bob-up*. O desempenho da malha-objetivo de um modelo de ordem reduzida é especificado no domínio do tempo através de variáveis lingüísticas. Os parâmetros de síntese desta malha-objetivo são computados mediante técnica de otimização dos elementos diagonais das matrizes de peso do critério quadrático. A recuperação das propriedades de robustez da malha-objetivo é realizada através da otimização dos parâmetros do filtro, considerando-se especificações lingüísticas acerca dos erros entre os valores singulares da malha-objetivo e da malha recuperada. Os critérios de otimização empregados baseiam-se em funções de pertinência modificadas $\mu_N : X \rightarrow (-\infty, 1]$ para evitar mínimos locais decorrentes da definição $\mu_N : X \rightarrow [0, 1]$. As funções são selecionadas inicialmente segundo conhecimento prévio das características do modelo e limitações físicas da planta, e são ajustadas iterativamente pelo projetista, segundo sua avaliação dos resultados obtidos com o modelo reduzido. O autopiloto foi avaliado com o modelo linear completo, o qual inclui a dinâmica do rotor, tendo demonstrado ótimas características de resposta no domínio do tempo com desacoplamento entre os modos látero-direcionais e longitudinais, além de robustez a perturbações estruturadas de intensidade significativa nas saídas dos sensores.

Abstract A TFL/LTR-based autopilot design for the BO-105 rotorcraft is presented, aiming at the improvement of time response under a bob-up maneuver. The time-domain performance specs of the reduced-order model TFL are defined by use of linguistic variables. TFL synthesis is carried out with fuzzy optimization techniques and employing previous knowledge of plant dynamics. LTR is accomplished via fuzzy optimization of filter parameters according to linguistic specs

Artigo submetido em 12/09/96

1a. Revisão em 27/01/97 2a. Revisão em 30/09/97

Aceito sob recomendação do Ed. Cons. Prof. Dr. Ricardo Tanscheit

which define the admissible singular value recovery errors. The resulting autopilot is evaluated by simulation with the complete dynamical model, with rotor dynamics included. Good decoupling characteristics between latero-directional and longitudinal motions in the time-domain have been obtained, as well as robust behavior under structured perturbations with significant intensity at sensor outputs have been observed.

1 INTRODUÇÃO

Veículos de asas rotativas dependem fortemente de sistemas de aumento da estabilidade para operarem adequadamente. O projeto destes sistemas de controle requer o estabelecimento de um compromisso entre estabilidade e desempenho, este último diretamente relacionado à manobrabilidade do veículo. À medida em que as plantas a serem controladas aumentam de complexidade, a eficácia de técnicas de projeto de sistemas de controle requer o emprego de ferramentas originadas em aplicações distintas daquelas costumeiramente encontradas na área de controle aeronáutico. Dentre estas ferramentas, o emprego de conceitos advindos da teoria de conjuntos nebulosos vem se adequando ao campo aeronáutico (KrishnaKumar *et alii*, 1995), devido à possibilidade de tratamento sistemático de especificações baseadas em variáveis lingüísticas. Esta é uma qualidade interessante, devido ao fato de plantas complexas, que apresentam alto grau de acoplamento dinâmico, partilharem a dificuldade de terem seu desempenho esperado caracterizado de forma quantitativa.

Estudos na área de lógica nebulosa têm focalizado aplicações como a tomada de decisões sob incertezas (Bellman e Zadeh, 1970) e otimização de processos industriais de usinagem (Dubois, 1987), assim como desenvolvimentos de cunho mais teórico (Chanas, 1989; Yager, 1988). Aqui empregamos otimização nebulosa visando maior automação dos esforços investidos em projetos de sistemas de controle assistidos por computador. A validação desta abordagem direcionada à automação do projeto requer um modelo da planta a ser controlada, a definição do problema de controle com suas

especificações lingüísticas de operação, e a seleção de uma técnica de projeto de controle.

Este trabalho apresenta a fusão da técnica TFL/LTR (Target Feedback Loop / Loop Transfer Recovery) (Maciejowski, 1988) para projeto de controladores multivariáveis robustos e da otimização nebulosa em uma aplicação de engenharia, especificamente o projeto de um autopiloto de helicóptero, objetivando melhoria das características no domínio do tempo para uma manobra de *bob-up*. Esta manobra corresponde a uma perturbação degrau na razão de subida. Formula-se o problema de controle linear ótimo com critério quadrático segundo uma otimização paramétrica de matrizes de ajuste nas equações de Ricatti envolvidas no projeto TFL/LTR. Esta otimização paramétrica é baseada em critérios que empregam funções de pertinência na avaliação de sinais de saída de um modelo linear de ordem reduzida da dinâmica do veículo. As funções de pertinência são construídas a partir de especificações lingüísticas do comportamento desejado e ajustadas a cada iteração pelo projetista de acordo com a comportamento dinâmico verificado na simulação em malha fechada do controlador em série com um modelo linear de ordem reduzida. O modelo linear reduzido é derivado do modelo linear, chamado por nós de ordem completa, do helicóptero BO-105 descrito em (Tischler e Cauffman, 1992), considerado adequado para validação inicial do autopiloto resultante por incluir uma representação simplificada da dinâmica do rotor principal. O acoplamento giroscópico entre a dinâmica do rotor principal e o movimento do helicóptero é um dos fatores mais relevantes no problema de controle de helicópteros e um modelagem não-linear deste processo envolveria uma complexidade matemática que não se coaduna com a proposta do presente trabalho.

O presente artigo está estruturado da seguinte maneira: a seção seguinte apresenta a metodologia de projeto do autopiloto, com um breve tutorial acerca da técnica TFL/LTR e detalhando as etapas de síntese da malha-objetivo e recuperação através de otimização nebulosa. Após, são mostrados os resultados obtidos da avaliação do autopiloto empregando-se o modelo completo, quando sujeito a perturbações estruturadas nas saídas dos sensores. Finalmente são expostas as conclusões e propõem-se sugestões para a continuação deste trabalho.

2 METODOLOGIA

O projeto empregou um modelo linear invariante no tempo da dinâmica acoplada do helicóptero e do rotor descrito pela relação $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}$, $\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du}$, sendo as matrizes e o ponto de operação identificados em Tischler e Cauffman (1992) e constantes do Apêndice. Os vetores de estado, controle e medidas são dados abaixo:

$$\mathbf{x} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ a_{1s} \ b_{1s} \ x_1 \ x_2]^T$$

$$\mathbf{u} = [\delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{ped} \ \delta_{col}]^T$$

$$\mathbf{y} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ a_x \ a_y \ a_z \ \phi \ \theta]^T$$

Os componentes do vetor de estado representam, segundo o sistema de coordenadas fixo ao corpo do helicóptero e com origem no CG, as velocidades longitudinal, lateral e vertical, as velocidades angulares de rolamento (em torno do eixo longitudinal fixo ao corpo), arfagem (em torno do eixo lateral fixo ao corpo) e guinada (em torno do eixo vertical fixo ao

corpo), os ângulos de rolamento e arfagem. Finalmente, os quatro últimos componentes de \mathbf{x} resultam da identificação (Tischler e Cauffman, 1992) da dinâmica simplificada do acoplamento entre o *momentum* giroscópico do rotor principal e o movimento angular de corpo rígido do helicóptero.

Os componentes do vetor de controle estão associadas aos comandos de cíclico longitudinal, cíclico lateral, rotor de cauda e coletivo, respectivamente. Estes sinais atuam sobre o ângulo de ataque das pás ao longo do movimento de rotação e modificam o fluxo de ar pelos rotores principal e de cauda, com atuação sobre os movimentos longitudinal, lateral, guinada e vertical, respectivamente. Os componentes do vetor de medidas correspondem às velocidades lineares e angulares, às acelerações longitudinal, lateral e vertical, e aos ângulos de rolamento e arfagem, descritos no sistema de coordenadas fixo ao corpo já mencionado.

A metodologia de projeto Target Feedback Loop / Loop Transfer Recovery (TFL/LTR) está intimamente associada à solução do problema de controle ótimo de um modelo linear sujeito a ruído Gaussiano empregando custo quadrático (LQG). Esta solução emprega o princípio da separação, segundo a qual o controle ótimo consiste na estimação ótima $\hat{\mathbf{x}}$ do estado \mathbf{x} (no sentido de minimizar-se $E[(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}})^T(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}})]$) e a utilização desta estimativa como se fôsse uma medida exata do estado para a resolução do problema determinístico de controle linear quadrático. Enfatiza-se que a validade do princípio da separação requer a satisfação dos três requisitos, a saber, modelo linear, custo quadrático e perturbações estocásticas Gaussianas. A solução para o sub-problema de estimação do estado baseia-se no filtro de Kalman, que possui uma estrutura de observador de estados, diferenciando-se deste pelo fato de empregar um ganho ótimo \mathbf{K}_f computado a partir da solução de uma equação de Ricatti associada a este sub-problema. O segundo sub-problema, por sua vez, consiste em achar-se o sinal de controle \mathbf{u} que minimiza o custo determinístico com horizonte infinito dado por:

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt, \mathbf{Q} \geq 0, \mathbf{R} > 0 \text{ sujeito a } \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}$$

e sua solução é dada por

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}_c \hat{\mathbf{x}}$$

onde o ganho ótimo de realimentação do estado \mathbf{K}_c é por sua vez computado a partir da solução de outra equação de Ricatti, associada a este segundo sub-problema. A solução do problema LQG consiste então no emprego da aproximação $\mathbf{u} = -\mathbf{K}_c \hat{\mathbf{x}}$ utilizando um controlador com estrutura interna definida pela conexão em série de um filtro de Kalman com uma matriz de realimentação de estado, conforme a figura 1. Como mencionado, o controlador resultante é ótimo desde que o modelo dinâmico linear seja confiável, os processos ruidosos Gaussianos representem bem as perturbações incidentes sobre o modelo dinâmico e os sensores, e o objetivo seja a minimização do custo quadrático. Entretanto, há aspectos de implementação relacionados com a robustez do projeto que não são capturados pela formulação LQG e que devem ser salientados. Incertezas paramétricas no modelo linear, dinâmicas rápidas da planta comumente deixadas de lado no modelo de projeto com o intuito de obter-se uma lei de controle linear de menor complexidade, a utilização de modelos lineares excluindo portanto diversos efeitos não-lineares presentes na

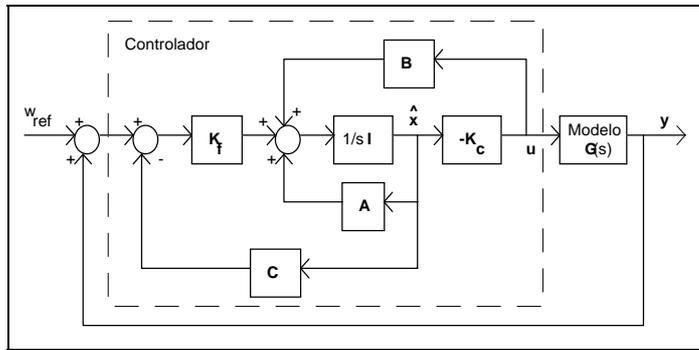


Fig. 1 - Estrutura do controlador.

planta real, perturbações de características diversas daquelas assumidas na formulação LQG e a imposição de restrições para fins de obtenção de soluções factíveis, enfim, todos estes são aspectos de robustez relacionados à implementação que devem ser considerados no projeto. São encontradas na literatura referências (Maciejowski, 1988) indicando projetos LQG com margens de estabilidade insatisfatórias. Felizmente, é possível projetar o filtro de Kalman de maneira que as margens de estabilidade do que chamaremos malha-objetivo, definida pelo modelo em série com a lei de realimentação de estado, sejam recuperadas na entrada do modelo. Uma parte dos polos do filtro é posicionada de forma a cancelar os zeros do modelo, e os polos do filtro restantes são posicionados para fornecer modos de resposta muito rápidos (quando comparados à dinâmica da planta). Uma vez que este procedimento, chamado de TFL/LTR, emprega cancelamento de zeros do modelo, ele é bem-sucedido no controle de modelos de fase mínima. Quando o modelo é de fase não-mínima, como no problema aqui tratado, o procedimento resulta no posicionamento de parte dos polos do filtro sobre posições simétricas, com relação ao eixo imaginário, àquelas dos zeros do modelo que estejam no lado direito do semiplano complexo. Bons resultados ainda podem ser obtidos se os zeros de fase não-mínima estiverem situados além da banda passante do sistema de controle projetado.

Portanto, pode-se empregar a formulação LQG para a síntese de controladores com a estrutura interna de filtro de Kalman em cascata com realimentação de estado. Entretanto, as matrizes de peso \mathbf{Q} , \mathbf{R} do critério quadrático e as matrizes $\mathbf{V}_1, \mathbf{V}_2$, envolvidas na equação de Riccati associada ao projeto de \mathbf{K}_f e que descrevem, na formulação LQG, processos físicos reais como a covariância dos processos Gaussianos de perturbação incidentes sobre o modelo e medidas, respectivamente, são vistas dentro da técnica TFL/LTR como parâmetros de ajuste do projeto. A variação destas matrizes de parâmetros resulta em mudanças nas matrizes $\mathbf{K}_c, \mathbf{K}_f$ e portanto podem ser empregadas na sintonia do controlador, buscando um balanço entre desempenho e robustez satisfatórios. A seguir serão apresentados aspectos da síntese da malha-objetivo.

2.1 Malha-Objetivo:

A ordem do modelo empregado na síntese foi reduzida para nove segundo uma análise dos valores singulares de Hankel, que consistem na raiz quadrada dos autovalores do produto dos gramianos de controlabilidade e observabilidade do modelo completo. Esta redução de ordem objetiva simplificar a complexidade do projeto da lei de controle sem incorrer em perda significativa de informação acerca da dinâmica da planta

dentro de uma faixa de frequências adequada aos propósitos do projeto (Safonov, Chiang e Limebeer, 1987). A síntese da malha-objetivo requer a solução da equação de Riccati associada, solução esta relacionada à lei de controle ótima que minimiza o custo :

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}_{obj}^T \mathbf{Q} \mathbf{x}_{obj} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt, \mathbf{Q} \geq 0, \mathbf{R} > 0$$

sujeito a

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_{obj} \mathbf{x}_{obj} + \mathbf{B}_{obj} \mathbf{u} \quad (1)$$

onde \mathbf{x}_{obj} é o estado do modelo de projeto da malha objetivo.

Esta solução requer uma seleção criteriosa dos elementos das matrizes \mathbf{Q} e \mathbf{R} , de maneira a satisfazer os requisitos estabelecidos para a resposta no tempo. Entretanto, a relação entre os valores destes elementos e a resposta resultante não é direta, advindo assim a possibilidade de selecionar os valores para os elementos destas matrizes segundo critérios lingüísticos estabelecidos para a resposta desejada. Inicialmente, deseja-se erro em regime nulo para entrada degrau em w_{ref} . Este requisito foi satisfeito por intermédio do aumento da dinâmica da planta através da adição de integrador processando o sinal $w_{ref} - w$. A redução de ordem do modelo completo seguida da adição deste integrador resultou num modelo de projeto da malha-objetivo $[\mathbf{A}_{obj}, \mathbf{B}_{obj}, \mathbf{C}_{obj}, \mathbf{D}]$ de ordem 10. Portanto, \mathbf{Q} e \mathbf{R} possuem dimensões 10×10 e 4×4 , respectivamente. As especificações restantes de desempenho da malha objetivo, no domínio do tempo, segundo uma descrição lingüística, encontram-se abaixo:

- Pequeno acoplamento entre os modos látero-direcionais e longitudinais, significando que, para um comando no plano longitudinal, o sistema de controle deve atenuar o surgimento de movimentos látero-direcionais causados por efeitos giroscópicos do rotor; e
- Tempo de subida aceitável para os propósitos do veículo; e
- Pequeno sobressinal.

Estes requisitos foram traduzidos nas funções de pertinência que se seguem, as quais mapeiam as especificações lingüísticas, de caráter incerto, em faixas de valores numéricos, sugerindo o emprego de otimização nebulosa. As funções de pertinência empregadas tiveram a definição modificada de $\mu_N: X \rightarrow [0,1]$ para $\mu_N: X \rightarrow (-\infty,1]$ por razões computacionais advindas do processo de otimização. Este artifício evita a convergência para pontos de mínimo local em regiões do

espaço de parâmetros com gradiente nulo, mas de pouco interesse para o projeto, o que ocorre ao empregar-se a definição costumeira das funções de pertinência. As formas iniciais das funções foram escolhidos a partir de variações consideradas aceitáveis para a resposta desejada, tendo-se em vista as limitações do sistema e foram ajustadas ao longo das iterações de projeto. A figura 2 ilustra as funções de pertinência empregadas ao final do projeto. A definição do processo de otimização será formalizada posteriormente.

Como é mostrado na figura 2, o desacoplamento foi avaliado em termos dos tempos de estabilização e magnitudes aceitáveis das variáveis v e r . Isto significa que estes sinais, característicos do modo látero-direcional de movimento, não devem ter amplitude excitada por comandos longitudinais e

devem estabilizar-se rapidamente. Observando-se a forma da função de pertinência relativa ao tempo de subida, nota-se o decrescimento da função para pequenos valores de t_s . Esta redução objetiva evitar que requisitos por demais exigentes dificultem a recuperação da malha em estágio posterior.

2.2 Recuperação da Malha-Objetivo:

A síntese do filtro de Kalman após a recuperação da malha-objetivo também requer a solução $\mathbf{P} > \mathbf{0}$ de uma equação de Riccati algébrica,

$$\mathbf{A}_{\text{obj}} \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_{\text{obj}}^T + \mathbf{P} \mathbf{C}_{\text{obj}}^T \mathbf{V}_2^{-1} \mathbf{C}_{\text{obj}} \mathbf{P} + \mathbf{V}_1 = \mathbf{0}, \mathbf{K}_f = \mathbf{P} \mathbf{C}_{\text{obj}}^T \mathbf{V}_2^{-1} \quad (2)$$

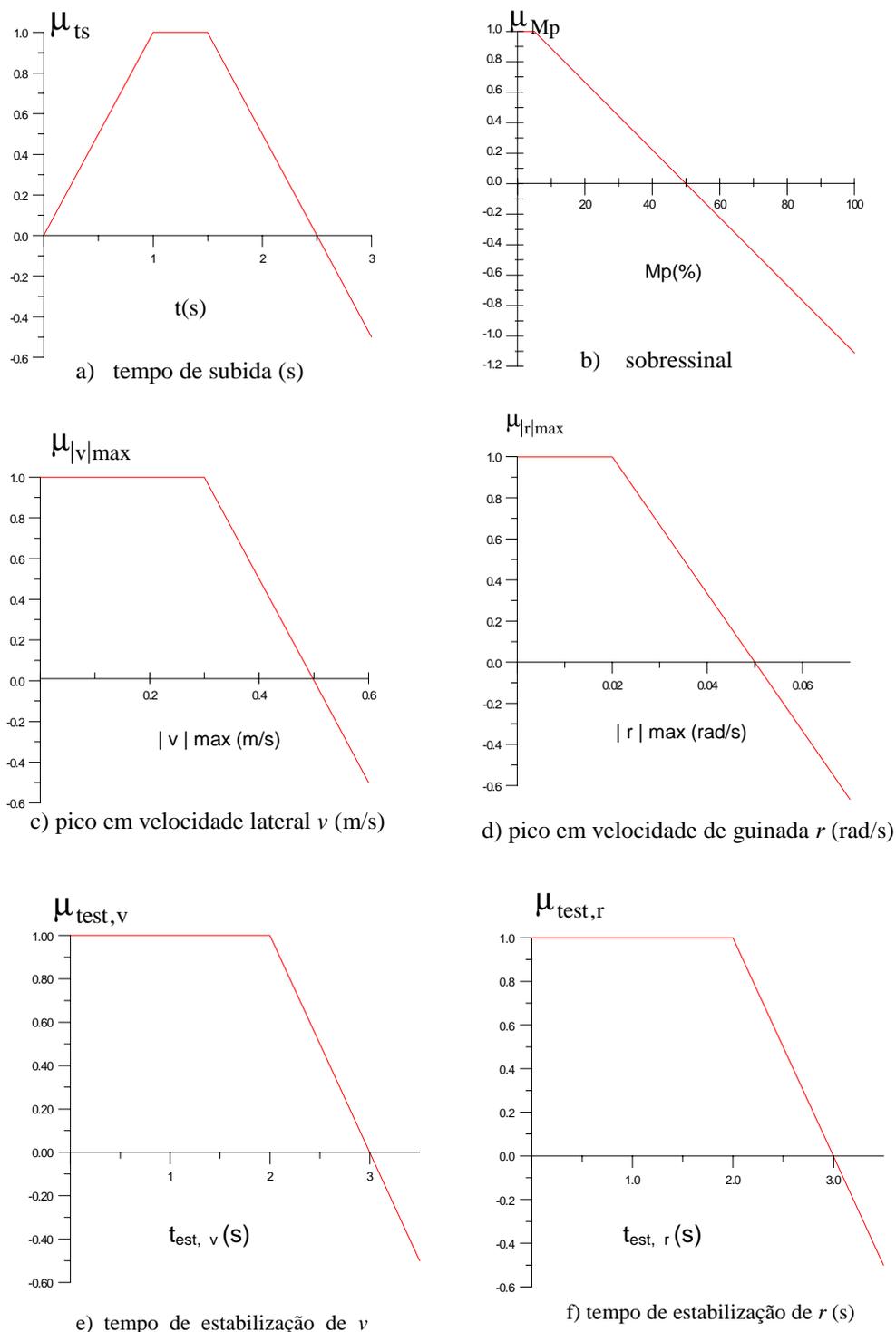


Figura 2 – Funções de pertinência empregadas na síntese da malha-objeto

a qual por sua vez requer a seleção de matrizes simétricas $\mathbf{V}_1 \geq 0$ e $\mathbf{V}_2 > 0$. A influência dos valores dos elementos destas matrizes sobre a recuperação da malha não é direta, e o julgamento quantitativo desta recuperação torna-se uma tarefa complexa. O emprego de otimização nebulosa no projeto do filtro faz-se mediante a especificação lingüística dos erros de recuperação considerados aceitáveis. Especificações lingüísticas no domínio do tempo, entretanto, são dificultadas pela influência das condições iniciais do filtro sobre a resposta da malha recuperada e uma adequada avaliação das funções de pertinência requer a escolha de condições iniciais representativas do problema completo. Tal escolha não é óbvia, pois os componentes do estado de ordem reduzida, não sendo diretamente relacionadas àquelas do estado completo, não são de entendimento físico direto. Portanto, optou-se por especificações no domínio da frequência para a recuperação da malha-objetivo.

A qualidade da recuperação foi avaliada segundo os erros médios dos valores singulares máximo, $\bar{\epsilon}_{\lambda, \max}$, e mínimo, $\bar{\epsilon}_{\lambda, \min}$, entre a malha-objetivo (dada por $-\mathbf{K}_c(s\mathbf{I} - \mathbf{A}_{\text{obj}})^{-1}\mathbf{B}_{\text{obj}}$) e a malha recuperada na entrada do modelo (dada por $-\mathbf{K}_c(s\mathbf{I} - \mathbf{A}_{\text{obj}} + \mathbf{B}_{\text{obj}}\mathbf{K}_c + \mathbf{K}_f\mathbf{C}_{\text{obj}})^{-1}\mathbf{K}_f\mathbf{C}_{\text{obj}}(s\mathbf{I} - \mathbf{A}_{\text{obj}})^{-1}\mathbf{B}_{\text{obj}}$), ambos devendo assumir valores *adequados*. Esta média foi computada entre o nível DC e a frequência de corte (3 dB abaixo do ganho em regime) do valor singular mínimo da malha-objetivo. As especificações lingüísticas relativas à qualidade *adequada* da recuperação foram traduzidas segundo a função de pertinência da figura 3, empregada para os valores singulares máximo e mínimo.

Na seção seguinte será detalhado o uso de otimização nebulosa para a síntese da malha-objetivo empregando critérios lingüísticos no domínio do tempo.

2.3 Otimização Nebulosa No Domínio Do Tempo Da Malha-Objetivo:

O problema de otimização da malha objetivo é dado por:

$$\mathbf{Q}^*, \mathbf{R}^* = \max_{\mathbf{Q}, \mathbf{R}} \min(\mu_{ts}, \mu_{Mp}, \mu_{|v|_{\max}}, \mu_{|r|_{\max}}, \mu_{t_{est,v}}, \mu_{t_{est,r}})_{\text{malha-objetivo}} \quad (3)$$

Dadas as matrizes \mathbf{Q} (10x10) e \mathbf{R} (4x4), optou-se por simplificar o problema adotando-se formas diagonais, resultando 14 parâmetros a selecionar. Procedeu-se, então, a uma seleção dos parâmetros considerados mais relevantes.

Numa primeira fase, fixou-se \mathbf{R} como matriz identidade e procedeu-se à seleção dos parâmetros de \mathbf{Q} segundo a seguinte heurística:

A saída de interesse é a velocidade vertical w , associada à terceira linha da matriz de observação \mathbf{C}_{obj} . Observou-se que os componentes do estado reduzido correspondentes com maiores magnitudes nesta linha são os de índice 6 a 9. Aqui empregamos índices devido ao fato dos componentes de estado não possuírem um significado físico direto após a redução de ordem do modelo completo para o modelo de projeto da malha-objetivo. Os elementos diagonais correspondentes na matriz \mathbf{Q} foram então inicializados de acordo com aquelas magnitudes relativas, normalizadas de forma a se obter soma igual a um por razões de comodidade. Os elementos restantes foram mantidos constantes e iguais a zero durante a otimização. A técnica de otimização consistiu no método de Nelder-Mead (Gill *et alii*, 1981), otimizando-se os elementos da diagonal pertinentes (os quais constituem os parâmetros de projeto da

malha-objetivo) através da maximização do valor mínimo dentre as funções de pertinência, avaliadas em cada iteração. Cada iteração correspondia a uma proposta de síntese da malha objetivo, que por sua vez era avaliada através de simulação do modelo reduzido em malha fechada com a matriz de realimentação de estados \mathbf{K}_c , gerando valores para as funções de pertinência. Realizada a etapa de otimização dos elementos da matriz \mathbf{Q} , procedeu-se à otimização, de forma análoga, com respeito aos elementos diagonais da matriz \mathbf{R} . As matrizes \mathbf{Q} e \mathbf{R} resultantes da otimização podem ser consultadas no apêndice. O processo de otimização acima objetiva melhorar, a cada iteração de síntese, o resultado da avaliação da função de pertinência mais crítica, assemelhando-se a uma abordagem do tipo pior-caso. As características obtidas para resposta nominal da malha-objetivo no domínio do tempo são mostradas na figura 4, onde se observa o desacoplamento entre os modos longitudinal e látero-direcionais, pois u , v , p , q , r não sofrem

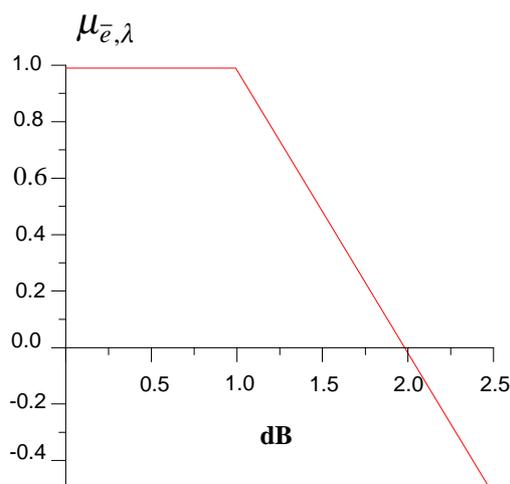


Figura 3 - Função de pertinência do erro na recuperação dos valores singulares máximo e mínimo

praticamente excitação significativa durante o rastreamento do sinal de referência de velocidade vertical, w_{ref} .

Procedeu-se em seguida à recuperação das propriedades de robustez dinâmica através de projeto de estrutura análoga ao filtro de Kalman, como detalhado na seção seguinte.

2.4 Otimização Nebulosa no Domínio da Frequência da Recuperação da Malha-Objetivo:

O problema de otimização da recuperação da dinâmica da malha objetivo, recuperação esta obtida a partir da solução de (2), é definido como:

$$\mathbf{V}_1^*, \mathbf{V}_2^* = \max_{\mathbf{V}_1, \mathbf{V}_2} \min(\mu_{\bar{\epsilon}, \lambda, \max}, \mu_{\bar{\epsilon}, \lambda, \min})_{\text{malha recuperada}} \quad (4)$$

\mathbf{V}_1 e \mathbf{V}_2 foram assumidas diagonais. O procedimento consistiu em se fixar uma das matrizes (no presente trabalho $\mathbf{V}_1 = \mathbf{I}_{10 \times 10}$) e otimizar os os elementos diagonais de \mathbf{V}_2 como parâmetros de projeto da fase de recuperação. Este procedimento requeria a otimização de 11 parâmetros, cujas relações entre seus valores e as características da malha recuperada não eram óbvias. Tal número de parâmetros a otimizar impôs uma forte carga computacional sobre o método de otimização de Nelder-Mead, exigindo-se assim uma seleção dos parâmetros críticos para o sub-problema de recuperação.

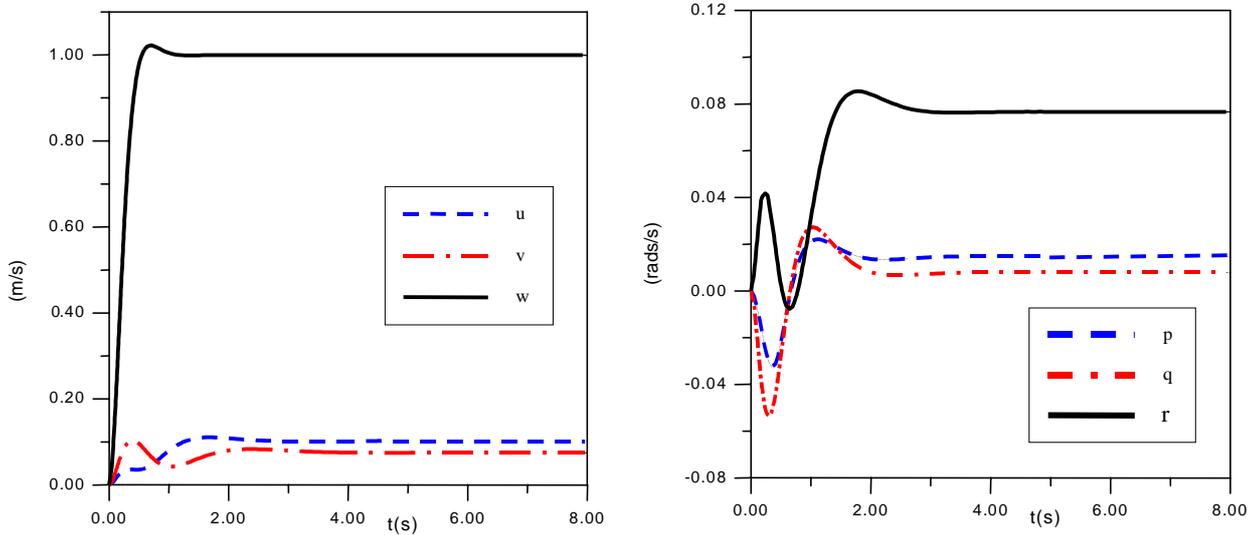


Figura 4 - Resposta nominal da malha-objetivo a degrau em velocidade w_{ref}

Esta seleção baseou-se na linha de raciocínio delineada a seguir.

Para a malha-objetivo sujeita a uma referência degrau, observaram-se as magnitudes dos sinais de controle, tendo-se concluído que $\delta_{lon}, \delta_{lat}, \delta_{col}$ eram os sinais mais relevantes. Para estes sinais de controle, julgou-se, através dos elementos da matriz de realimentação K_c obtida na síntese da malha-objetivo, quais eram os componentes do estado reduzido mais significativos na composição de cada sinal de controle. Em seguida, foram selecionados os componentes mais significativos do estado reduzido que eram comuns a todos os sinais de controle mais relevantes. Tais componentes, como já foi mencionado anteriormente, não possuem necessariamente um significado relacionado às grandezas físicas do modelo completo.

Procedeu-se então a uma análise das magnitudes das entradas da matriz de observação C_{red} objetivando selecionar as saídas mais afetadas pelos componentes de estado mais significativos acima mencionados. Desta forma, foram selecionadas as variáveis de saída v, w, a_z, ϕ . A matriz V_2 , a qual na formulação do filtro de Kalman corresponde à covariância do ruído de medida, teve seus elementos diagonais associados a estas variáveis de saída otimizados segundo as funções de pertinência definidas na Fig. 3. A inicialização dos parâmetros foi obtida através de experimentação, de maneira que a

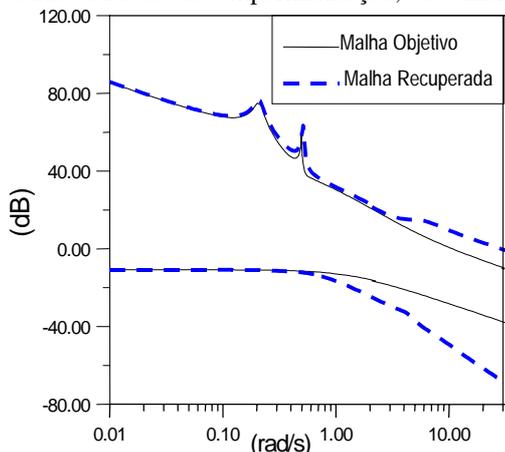


Figura 5 - Valores singulares máximos e mínimos para malhas objetivo e recuperada

otimização nebulosa fornecesse uma recuperação adequada. A matriz V_2 resultante também é encontrada no apêndice deste trabalho. A figura 5 mostra a recuperação obtida, satisfatória até a frequência de corte do valor singular mínimo da malha-objetivo, em torno de 2 rad/s, observando-se erros médios de recuperação dos valores singulares máximo e mínimo da malha-objetivo em torno de 1dB.

A seção seguinte apresenta a avaliação do autopiloto resultante em malha-fechada com o modelo de ordem completa, sujeito a perturbação estruturada nas saídas dos sensores.

3 RESULTADOS:

A figura 6 consiste na estrutura utilizada para avaliação do autopiloto resultante. Δ representa a incerteza estruturada aditiva na saída do modelo (Maciejowski, 1988), com $\Delta = \text{diag}(\Delta_1, \dots, \Delta_{11})$; $\Delta_i = 0,3$; $i = 1, \dots, 11$. Esta estrutura de incerteza modela a independência entre os erros dos diversos sensores e as magnitudes representam o pior caso esperado (30% de erro relativo) nesta avaliação de robustez.

O controlador resultante do projeto TFL/LTR possui ordem 10 como o modelo de projeto da malha objetivo (9 estados do modelo reduzido e um do integrador que reduz o erro de rastreamento de velocidade vertical ($w_{ref} - w$)). A figura 7 apresenta os sinais de saída ideais (i.e., não corrompidos pelos erros na leitura dos sensores) do modelo completo quando sujeito à perturbação Δ na saída.

A figura 7a mostra claramente o desacoplamento entre os movimentos de translação, apresentando componente vertical w com sobressinal 5%, tempo de subida 0,4s e tempo de acomodação 1,5s. O componente longitudinal u acomodou-se

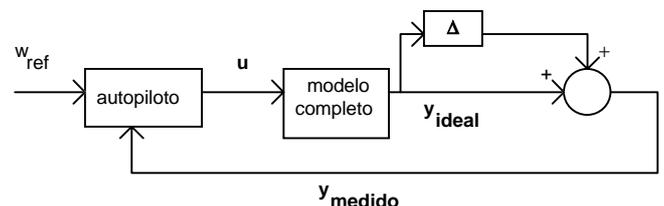


Figura 6 - Estrutura de simulação utilizada na avaliação do autopiloto

em 2s com valor de regime 0,20m/s. O componente transversal v apresentou baixo fator de amortecimento com tempo de acomodação acima de 5s, mas com pequena magnitude de valor em regime, menor que 0,10m/s, tendo sido este sinal o mais crítico na fase de síntese da malha-objetivo. Saliente-se o erro em regime no componente vertical, em torno de 20%, tendo sido causado pela forte perturbação Δ na saída dos sensores.

Observa-se na figura 7b o comportamento das velocidades angulares p, q e r , cujas magnitudes não ultrapassam 0,15 rad/s (9 graus/s), convergindo as velocidades de rolamento e arfagem p e q para zero e a velocidade de guinada para 0,1 rad/s (5.7 graus/s), considerada aceitável. A figura 7c apresenta os ângulos de rolamento e arfagem ϕ e θ , cujas magnitudes não ultrapassam 0,035 rad (2 graus), demonstrando o desacoplamento entre o rastreamento do comando de velocidade vertical w_{ref} e os diversos componentes de atitude angular do corpo do helicóptero. Portanto, o emprego da velocidade vertical w para controle da manobra de *bob-up* é desta forma justificado. A figura 7d ilustra as acelerações, limitando-se a magnitude da aceleração vertical a_z a valores inferiores a $3m/s^2$, enquanto deixa claro seu desacoplamento com relação às acelerações restantes a_x e a_y , as quais apresentam magnitudes significativamente menores com amortecimentos satisfatórios. Finalmente, a figura 7e apresenta os sinais de controle mais relevantes gerados pelo autopiloto, que se encontram dentro dos limites aceitáveis, sem variações abruptas, exceto para os primeiros instantes do sinal de coletivo δ_{col} . Tal característica permite prever a necessidade de um atuador de alto desempenho, com dinâmica suficientemente rápida para rastrear adequadamente este sinal de comando e, portanto, reproduzir a manobra real segundo as características acima descritas.

Os resultados das simulações com o modelo completo evidenciam assim que o projeto apresentado possui um equilíbrio adequado entre suas características de robustez e desempenho.

4 CONCLUSÕES:

Este trabalho apresentou o uso de otimização nebulosa no projeto de um autopiloto robusto para o helicóptero BO-105. A síntese empregou a metodologia TFL/LTR, tendo sido especificados os requisitos de desempenho através de variáveis lingüísticas. Isto se justifica pelo fato de a influência dos valores assumidos pelos elementos das matrizes Q, R, V_2 - parâmetros críticos na síntese do autopiloto - sobre a resposta de um modelo de tal complexidade não ser de entendimento direto. A avaliação do projeto empregou a simulação do modelo de ordem completa, com a dinâmica do rotor incluída e considerou perturbações estruturadas de magnitudes significativas nas saídas dos sensores. Os resultados observados comprovam o equilíbrio adequado entre as qualidades de robustez e desempenho, além do desacoplamento bem sucedido entre os modos látero-direcionais e longitudinais.

Crerios lingüísticos adequam-se bem à necessidade de definir requisitos de operação para sistemas cuja elevada complexidade dificulta a elaboração de especificações em termos quantitativos. O uso de funções de pertinência em um critério de otimização multiobjetivo acomoda-se bem a estes casos. Reproduz-se assim, de forma simplificada, a maneira como os especialistas avaliam as etapas intermediárias da

síntese de um autopiloto, segundo um conjunto de critérios qualitativos derivados do conhecimento prévio acerca do problema.

Finalmente, nossa proposta para a continuidade deste trabalho compreende a avaliação das características da versão discretizada do autopiloto, o emprego de técnicas para a redução de ordem do sistema de controle, a consideração da dinâmica de atuadores, a modelagem mais realista das incertezas no modelo dinâmico, a inclusão de modelos que descrevam perturbações atmosféricas e a avaliação mais exigente do projeto empregando-se pontos de operação distintos dentro do envelope de voo.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS:

- Bellman R.E. e L.A.Zadeh (1970). Decision-Making in a Fuzzy Environment, *Management Science*, 17-B(4), pp.141-164.
- Chanas,S. (1989). Fuzzy Programming in Multiobjective Linear Programming - A Parametric Approach, *Fuzzy Sets & Systems*, 29, pp.303-313.
- Dubois,D. (1987). An Application of Fuzzy Arithmetic to the Optimization of Industrial Machining Process, *Mathematical Modelling*, 9(6), pp.461-475.
- Gill, P.E. W.Murray e M.H.Wright (1981). Practical Optimization. Academic Press, Inc.
- Gomide,F.A.C. e R.R.Gudwin (1994). Modelagem, Controle Sistemas e Lógica Fuzzy. *SBA Controle & Automação*, 4(3), pp.97-115.
- KrishnaKumar, K., P.Gonsalves, A.Satyadas e G.Zacharias. (1995). Hybrid Fuzzy-Logic Flight Controller Synthesis via Pilot-Modeling. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 18(5), pp.1098-1105.
- Kwakernaak, H. e R. Sivan (1972). *Linear Optimal Control Systems*. Wiley-Interscience, N.Y.
- Prakash, R.(1990). Target Feedback Loop/Loop Transfer Recovery (TFL/LTR) Robust Control Design Procedures. *Proceedings of the 29th Conference on Decision and Control*, Honolulu, Hawaii, pp.1203-1209.
- Safonov,M.G., R.Y.Chiang,. e D.J.N.Limebeer (1987). Hankel Model Reduction Without Balancing - A Descriptor Approach, *Proc.IEEE Conference on Decision and Control*, USA.
- Tischler, M.B. e M.G.Cauffman (1992). Frequency-Response Method for Rotorcraft System Identification: Flight Applications to BO-105 Coupled Rotor-Fuselage Dynamics. *Journal of the American Helicopter Society*, 37(3), pp3-17.
- Yager,R.R. (1988). On Ordered Weighted Averaging Aggregation Operators in Multicriteria Decision Making, *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, 18, pp.183-190.

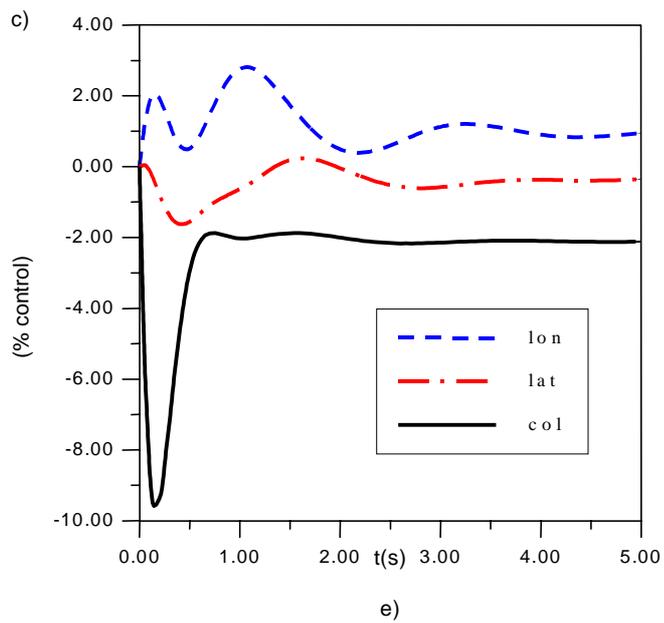
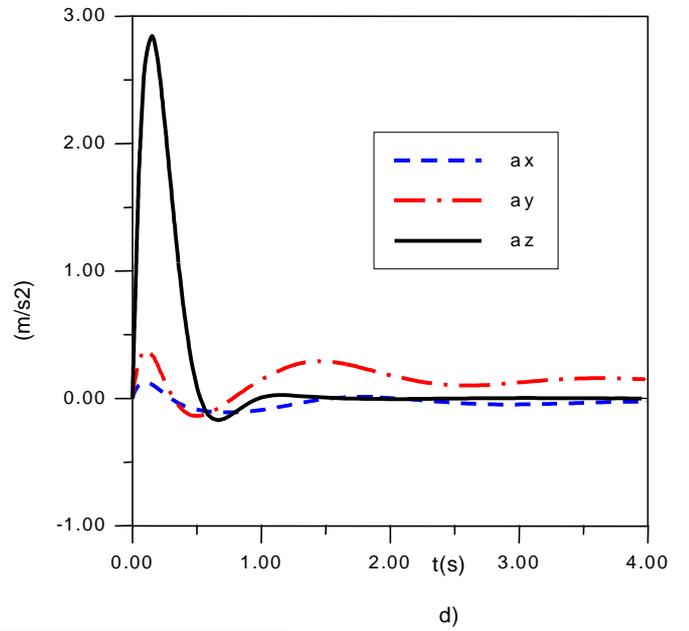
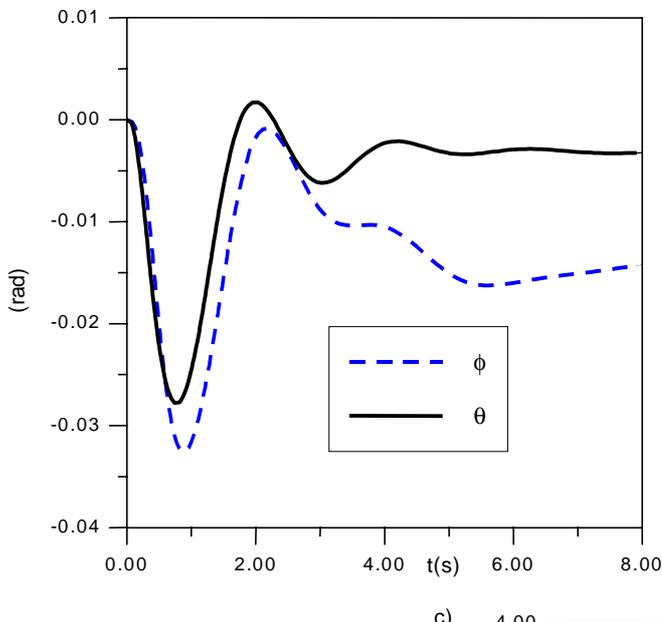
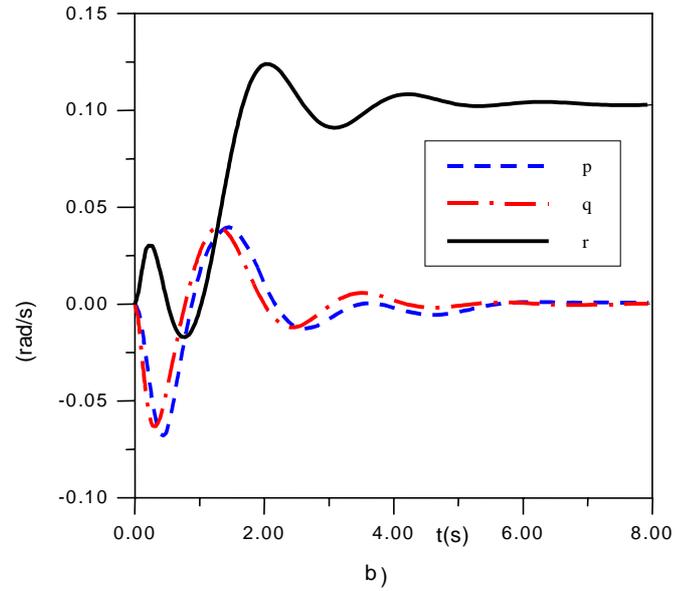
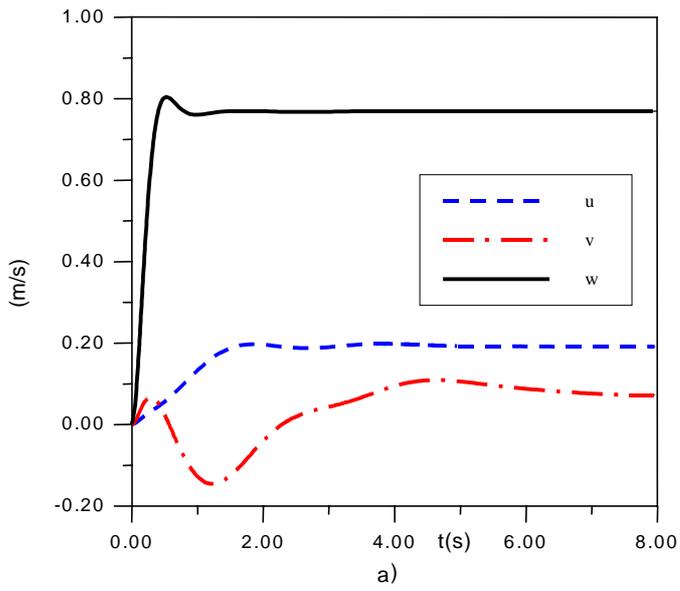


Figura 7 (a)-(e)- Resposta do sistema completo sujeito a perturbação na saída

APÊNDICES:

A seguir são mostradas as matrizes **A**, **B**, **C** e **D** do modelo linear de validação do helicóptero BO-105, em torno do ponto de operação: $U_0 = 40$ m/s; $V_0 = 3$ m/s; $W_0 = -5$ m/s.

A. Modelo Dinâmico Linear Completo do BO-105:

Matriz **A**

<i>u</i>	<i>v</i>	<i>w</i>	<i>p</i>	<i>q</i>	<i>r</i>	ϕ	θ	<i>als</i>	<i>bIs</i>	<i>x1</i>	<i>x2</i>
-0,033	0	-0,049	0,847	1,475	0	0	-9,81	0	0	0	0
0	-0,223	-0,104	-1,609	5,450	1,263	9,81	0	0	0	0	0
0,202	0	-0,954	2,015	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,077	-0,212	0,161	0	4,067	0	0	0	0	163,6	0	0
0	0,043	0,073	-0,781	0	-0,382	0	0	68,134	0	0	0
0	0,097	-0,124	0	5,078	-1,225	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	-1	0	0	0	-20,28	0	0	0
0	0	0	-1	0	0	0	0	0	-20,28	0,439	0,038
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	-243,1	-1,736

Matriz **B**

δ_{lon}	δ_{lat}	δ_{ped}	δ_{col}
-0,062	0	0	-0,034
0	0,060	0	-0,059
0	0	0	-0,331
0,063	0	-0,013	0,031
0	0	0,009	0,059
-0,079	0,027	0,063	-0,054
0	0	0	0
0	0	0	0
0,024	0	0	0
0	0,021	0	0
0	0	0	0
0	1	0	0

Matriz **D**

δ_{lon}	δ_{lat}	δ_{ped}	δ_{col}
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
-0,062	0	0	-0,035
0	0,060	0	-0,059
0	0	0	-0,331
0	0	0	0
0	0	0	0

Matriz **C**

<i>u</i>	<i>v</i>	<i>w</i>	<i>p</i>	<i>q</i>	<i>r</i>	ϕ	θ	<i>als</i>	<i>bIs</i>	<i>x1</i>	<i>x2</i>
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
-0,033	0	-0,049	0,847	1,475	0	0	0	0	0	0	0
0	-0,223	-0,104	-1,609	5,450	1,263	0	0	0	0	0	0
0,202	0	-0,954	2,015	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0

B. Matrizes **Q**, **R**, **V₂** Resultantes da Otimização Nebulosa:

$$Q = \text{diag} (0; 0; 0; 0; 0; 0; 0,40; 0,09; 0,04; 0,47; 0)$$

$$R = 4,725 \cdot 10^{-5} \cdot I_{4 \times 4}$$

$$V_2 = \text{diag} (1; 25,93; 11,12; 1; 1; 1; 1; 1; 3,53; 2,93; 1)$$