



COMPROMETIDA COM A PROMOÇÃO DO DESENVOLVIMENTO DA ENGENHARIA E DAS CIÊNCIAS MECÂNICAS

VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

PROJETO DE UM CONTROLADOR PARA UMA AERONAVE DE HÉLICES PARALELAS

Ricardo Breganon, breganon@sc.usp.br¹

Eduardo Morgado Belo, belo@sc.usp.br¹

Marcio Aurelio Furtado Montezuma, montezum@sc.usp.br²

¹Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

Av. Trabalhador São Carlense, 400, CEP 13566-590, São Carlos, SP, Brasil.

²Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

Av. Alberto Carazzai, 1640, CEP 86300-000, Cornélio Procopio, PR, Brasil

Resumo: *Este trabalho apresenta o desenvolvimento e a implementação de um controle multivariável seguidor com realimentação de estados, junto com um observador de estados, utilizado para reconstruir os estados a partir das saídas medidas, devido ao fato, de que na prática é impossível fisicamente ou economicamente instalar sensores para medir todos os estados desejados. O projeto do controlador é obtido através de um modelo não linear da planta, linearizado em torno de um ponto de operação, que tem como objetivo controlar os ângulos de arfagem e guinada do sistema. O modelo matemático é adquirido através da prototipagem virtual no ambiente de desenvolvimento ADAMS[®], que utiliza técnicas de modelagem de sistemas multicorpos para a obtenção das equações dinâmicas do movimento, aplicada em uma planta experimental não linear de um sistema de hélices paralelas (helicóptero) com três graus de liberdade, mas, porém com apenas dois graus de liberdade controlados. O pacote de modelagem ADAMS[®] é de extrema importância para dar flexibilidade e rapidez na obtenção do modelo dinâmico. Resultados experimentais são empregados para ilustrar a robustez e desempenho do controlador em fazer com que a saída siga uma entrada especificada.*

Palavras-chave: *Modelagem de Sistemas, Controle Multivariável, Sistema Seguidor, Helicóptero.*

1. INTRODUÇÃO

Um sistema com vários graus de liberdade tem muitas entradas e muitas saídas e não sendo possível desacoplá-las em vários sistemas SISO (*Single Input Single Output*) muitas vezes. Serão adotadas algumas hipóteses simplificadoras como considerar todos os elos que compõem o sistema como corpos rígidos, desconsiderar os atritos nas juntas móveis, perdas devido a efeitos aerodinâmicos indesejados nas hélices e perdas nos motores. A abordagem com base no espaço de estados é apropriada para analisar os sistemas com vários graus de liberdade. (Ogata, 2003).

Dinâmicas de voo de helicópteros são regidas por muitos fenômenos não lineares, difíceis de serem modelados. Os mecanismos de controle das pás dos rotores são de difícil modelagem, também, o que torna a concepção de novos controladores um desafio (Mansur and Tischler, 1998; Walker, 2002).

O objetivo desse trabalho é desenvolver um modelo matemático de um sistema de hélices paralelas (helicóptero), e implementar um sistema de controle seguidor, com observador de estados, para uma aplicação do setor aeronáutico.

Dado que em muitos processos o acesso a medição de determinadas variáveis de estado é muito difícil e ou resulta em um sensoriamento muito caro, torna-se interessante o uso de um observador de estado, que utiliza informações apenas da entrada e da saída do processo (Oliveira et al., 2005).

Este sistema composto basicamente por duas hastes que possui em uma das extremidades dois motores de corrente contínua, cada um com uma hélice, que serão utilizadas para gerarem o empuxo, necessário para a realização dos movimentos de arfagem e guinada do sistema. Na outra extremidade da haste, possui um contrapeso que tem a finalidade de manter o desequilíbrio do sistema dentro da capacidade de empuxo das hélices para que o conjunto possa atuar dentro de uma faixa de deslocamento e com velocidade desejados, auxiliando para que o conjunto mantêm-se suspenso no ar. Este sistema dispensa a necessidade de um rotor de cauda. O sistema possui também dois encoders que são responsáveis em fornecer o posicionamento da haste principal fornecendo os ângulos de *pitch* e *yaw* em cada instante de tempo. A Figura (1) mostra o protótipo utilizado para a realização deste trabalho.

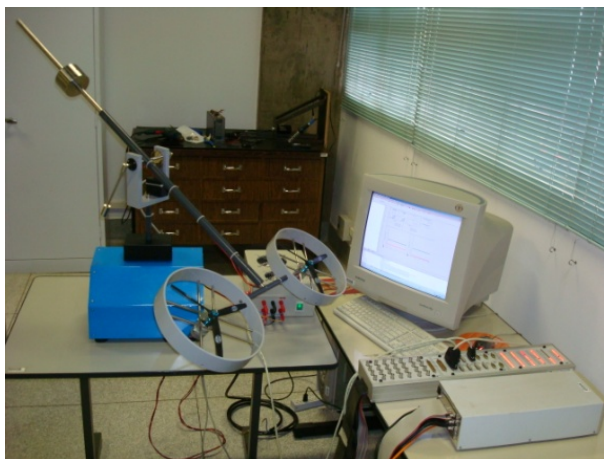


Figura 1 Planta Experimental

2. MODELAGEM DA AERONAVE DE HÉLICES PARALELAS

O aumento de desempenho dos computadores aliado à evolução da teoria de sistemas multicorpos na última década levou ao surgimento de softwares capazes de formular e resolver automaticamente as equações de sistemas mecânicos complexos.

O modelo matemático de um sistema dinâmico é definido como um conjunto de equações que representa com precisão suficiente a dinâmica do sistema. Note que um modelo matemático não é único para um determinado sistema. Um sistema é representado de muitas maneiras diferentes e, portanto, pode ter vários modelos matemáticos, dependendo da perspectiva a ser considerada (Ogata, 2003).

O modelo foi construído utilizando o software de simulação de sistemas mecânicos *ADAMS*[®], conforme mostra a Fig. (2), que utiliza técnicas de modelagem de sistemas multicorpos para a obtenção das equações dinâmicas do movimento. Este software oferece uma interface gráfica para auxiliar a criação do modelo matemático e para visualização dos resultados da simulação, onde os parâmetros necessários são fornecidos de maneira simples e rápida. O sistema desenvolvido apresenta características geométricas e inerciais aproximadas do modelo experimental que se deseja simular. O cálculo de inércia foi realizado pelo próprio *ADAMS*[®] através da geometria das peças e das massas de cada uma.

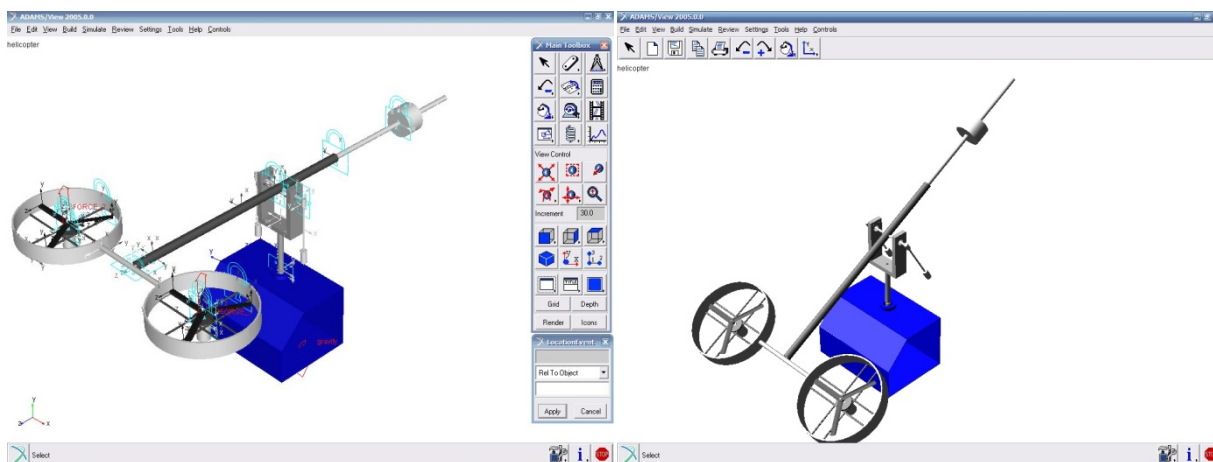


Figura 2 Modelo Virtual Desenvolvido no Ambiente de Sistemas Multicorpos *ADAMS*[®]

O *ADAMS*[®] exige o seguinte, para realizar uma simulação de um modelo mecânico:

- Características inerciais das partes;
- Interação entre as partes;
- Movimentos e forças para o sistema.

O modelo pode também incluir equações diferenciais e algébricas adicionais acopladas, ou independentes do sistema mecânico.

Os dados de entrada para uma simulação incluem os seguintes parâmetros:

- Massa e inércia dos corpos rígidos ou partes;

- Definição dos aspectos geométricos do sistema incluindo os centros de massa para as partes, as posições nas partes das juntas que unem os elementos do sistema, e os pontos nos quais as funções de movimento específicas e forças se aplicam;
- Conectividade para o sistema (o mecanismo para a conexão das partes) definidos em termos das juntas mecânicas, e outros vínculos e elementos elásticos;
- Descrição das forças externas e excitações agindo no sistema;
- Atributos gráficos que possibilitam a animação e a visualização do comportamento do sistema.

Uma biblioteca de juntas padrões simplificam a tarefa da definição das conexões entre as partes do sistema.

Cada simulação começa com uma análise dos dados de entrada para verificar se a descrição do sistema mecânico é completa, correta e consistente.

O processo de verificação é minucioso. Um conjunto completo de mensagens identificará quaisquer erros que poderão ocorrer nos dados de entrada. A montagem das equações diferenciais e algébricas para a simulação real do problema apenas acontecerá após os dados de entrada passar pelos padrões listados acima.

O modelo linearizado em termos de variáveis de estados é utilizado para realizar o controle em torno da posição de linearização. É representado por quatro matrizes: A , B , C e D . A matriz A possui dimensões $n \times n$, onde n é o número de estados que no caso é igual a duas vezes o número de graus de liberdade do sistema. Como a planta possui três graus de liberdade, n é igual a seis. A matriz B possui dimensões $n \times m$ onde m é igual a dois que é o número de entradas do sistema. A matriz C é $p \times n$ onde p é o número de saídas do sistema e a matriz D é $p \times m$ que no caso tem todos os seus elementos nulos.

As matrizes das equações de estado e de saída (A , B , C e D) obtidas pelo ADAMS[®] foram:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1.5024 & 0 & 0.3168 & 0 & -0.0001 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3358 & 0 & -1.4834 & 0 & 0.0001 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0167 & 0 & -0.9591 & 0 & 0.0002 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -174.0700 & 526.6620 \\ 0 & 0 \\ 537.2187 & -163.4590 \\ 0 & 0 \\ -10.8330 & 10.8330 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0.0011 & 0 & 0.0011 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0025 \end{bmatrix}$$

3. SISTEMA DE CONTROLE

O sistema linearizado de malha aberta é representado abaixo pelas equações de estado de n -ésima ordem e as equações de saída de p -ésima ordem.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{1}$$

$$y = Cx = \begin{bmatrix} E \\ F \end{bmatrix} x \tag{2}$$

onde A é chamada de matriz de estado, B , de matriz de entrada, C , de matriz de saída, D , de matriz de transição direta, y é um vetor $p \times 1$ e $w = Ex$ é um vetor $m \times 1$ representando as saídas que são requeridas para seguir o vetor de entrada r .

O controle por realimentação de estados é projetado com o intuito de que o vetor w siga o comando de entrada r no sentido de que a resposta em regime seja

$$\lim_{t \rightarrow \infty} w(t) = r(t) \tag{3}$$

quando r é um comando de entrada constante por partes. Segundo D'Azzo e Houpis (1995) o método do projeto consiste em adicionar um vetor comparador e integrador que satisfaça a equação

$$\dot{z} = r - w = r - Ex \quad (4)$$

O sistema de malha aberta composto é então governado pelas equações aumentadas de estado e saída formadas a partir das equações (1) a (4)

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -E & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} r = \bar{A}x' + \bar{B}u + \bar{B}'r \quad (5)$$

$$y = [C \quad 0] \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} = \bar{C}x' \quad (6)$$

onde

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -E & 0 \end{bmatrix}; \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}; \bar{B}' = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}; \bar{C} = [C \quad 0]. \quad (7)$$

D'Azzo e Houpis (1995) mostram que a lei de controle a ser usada é

$$u = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{bmatrix} = K_1x + K_2z = [K_1 \quad K_2] \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\text{Sendo } \bar{K} = [K_1 \quad K_2]. \quad (9)$$

Esta lei de controle atribui o espectro de autovalores de malha fechada, se e somente se, a planta aumentada e o par de matrizes de controle (\bar{A}, \bar{B}) é controlável (D'Azzo e Houpis, 1995). Esta condição é satisfeita se (A, B) é um par controlável ou seja

$$\text{posto} \begin{bmatrix} B & A \\ 0 & -E \end{bmatrix} = n + m \quad (10)$$

Para que (A, B) seja controlável é necessário que satisfaça a seguinte condição de controlabilidade

$$\text{posto } M_c = \text{posto} [B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-m}B] = n. \quad (11)$$

Satisfeitas as condições das equações (10) e (11) garante-se que a lei de controle pode ser sintetizada tal que a saída da malha fechada w siga o comando de entrada r . E neste caso a equação de malha fechada é

$$\dot{x}' = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + BK_1 & BK_2 \\ -E & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} r = A'_{cl}x' + B'r. \quad (12)$$

A matriz de realimentação deve ser selecionada tal que os autovalores da matriz da planta de malha fechada estejam todos no semiplano complexo esquerdo.

A obtenção da matriz \bar{K} é realizada a partir da seleção dos autovalores a serem atribuídos à matriz da planta de malha fechada A'_{cl} na equação (12)

$$\sigma(\bar{A} + \bar{B}\bar{K}) = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_{n+m}\} \quad (13)$$

e um conjunto associado de autovetores

$$v(\bar{A} + \bar{B}\bar{K}) = \{v_1, v_2, \dots, v_{n+m}\} \quad (14)$$

que são selecionados a fim de se obter as características de resposta no tempo desejadas. Os autovalores e autovetores são relacionados pela equação

$$(\bar{A} + \bar{B}\bar{K})v_i = \lambda_i v_i \quad (15)$$

que pode ser colocada na forma

$$[\bar{A} - \lambda_i I \quad \bar{B}] \begin{bmatrix} v_i \\ g_i \end{bmatrix} = 0 \quad \text{para } i = 1, 2, \dots, n + m, \quad (16)$$

onde v_i é o autovetor e

$$g_i = \bar{K}v_i \quad (17)$$

Para satisfazer a equação (4.16), o vetor $[v_i^T \quad g_i^T]$ deve pertencer ao *kernel* de

$$\bar{S}(\lambda_i) = [\bar{A} - \lambda_i I \quad \bar{B}] \quad \text{para } i = 1, 2, \dots, n + m \quad (18)$$

A notação $\ker \bar{S}(\lambda_i)$ é usada para definir o espaço nulo que contém todos os vetores $[v_i^T \quad g_i^T]$ para que a equação (4.16) seja satisfeita (D'Azzo e Houpis, 1995). A equação (17) pode ser usada para formar a igualdade matricial

$$[g_1 \quad g_2 \quad \dots \quad g_{n+m}] = [\bar{K}v_1 \quad \bar{K}v_2 \quad \dots \quad \bar{K}v_{n+m}] \quad (19)$$

de onde se obtém a matriz \bar{K} como segue:

$$\bar{K} = [g_1 \quad g_2 \quad \dots \quad g_{n+m}][v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_{n+m}]^{-1} = QV^{-1} \quad (20)$$

Observa-se que os autovalores podem ter valores repetidos de número igual às entradas do sistema. Isso se deve ao fato do espaço nulo ter dimensão igual ao número de entradas. Assim associa-se um autovalor repetido a um vetor da base do espaço nulo. Com isso, todas as colunas da matriz V continuam sendo linearmente independentes e, por isso, a matriz V^{-1} existe.

A síntese do controle por realimentação de estados, apresentada anteriormente assume que todos os estados x são mensuráveis ou que possam ser gerados a partir da saída. Na prática em muitos sistemas de controle é impossível fisicamente ou economicamente impraticável instalar todos os sensores que seriam necessários para medir os estados. Para que se possam reconstruir os estados da planta, a partir das saídas, requer que todos os estados sejam observáveis. A condição necessária para observabilidade completa é dada pela equação (21).

$$\text{posto } M_o = \text{posto}[C^T \quad A^T C^T \quad (A^T)^2 C^T \quad \dots \quad (A^T)^{n-1} C^T] = n \quad (21)$$

O objetivo é apresentar uma forma de reconstruir os estados a partir das saídas medidas de um sistema dinâmico, utilizando um observador de estados. O vetor de estados estimados \hat{x} pode, então, ser usado para implementar a lei de controle com realimentação de estados $u = K\hat{x}$.

Um método básico de reconstrução dos estados é simular as equações de estado e de saída da planta. Essas equações serão simuladas utilizando a mesma entrada u que é aplicada ao sistema físico. Os estados do sistema simulado e do sistema físico deverão ser idênticos, somente se as condições iniciais de simulação e do sistema físico forem iguais.

Como a planta física pode estar sujeita a distúrbios não mensuráveis que não podem ser aplicados a simulação, então, a diferença entre a saída atual da planta y e a saída simulada \hat{y} é usada como outra entrada na equação da simulação. Assim, as equações de estado e de saída do observador se tornam (D'Azzo e Houpis, 1995).

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - \hat{y}) \quad (22)$$

$$\hat{y} = C\hat{x} \quad (23)$$

onde L é a matriz de ganho $n \times l$ do observador.

Um método para sintetizar L usa a reconstrução do erro do observador definido por

$$e \equiv x - \hat{x} \quad (24)$$

Subtraindo a equação (22) da equação (1) e usando as equações (2), (23) e (24) resulta na equação de estado do erro do observador

$$\dot{e} = (A - LC)e \quad (25)$$

Para uma escolha apropriada da matriz L do observador, todos os autovetores de $(A - LC)$ atribuídos devem estar no semiplano complexo esquerdo, de tal forma que o valor em regime do erro $e(t)$ para qualquer condição inicial seja zero:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (26)$$

A equação (25) indica que a equação do erro do observador não possui entrada e é excitada somente pela condição inicial, assim o erro do observador independe da entrada do sistema. O valor do erro em regime é desta forma igual a zero. A importância disto é que haverá a convergência dos estados do observador para os da planta, em regime, independentemente de quais sejam as entradas.

Os autovalores de $(A - LC)$ são usualmente escolhidos de tal modo que fiquem a esquerda dos autovalores de A . Assim, se o observador de estados tiver um erro inicial em relação à planta física, este rapidamente tenderá a zero (D’Azzo e Houpis, 1995).

A representação da planta física dada pelas equações (1) e (2) e o observador pelas equações (22) e (23) são mostrados na Figura (3).

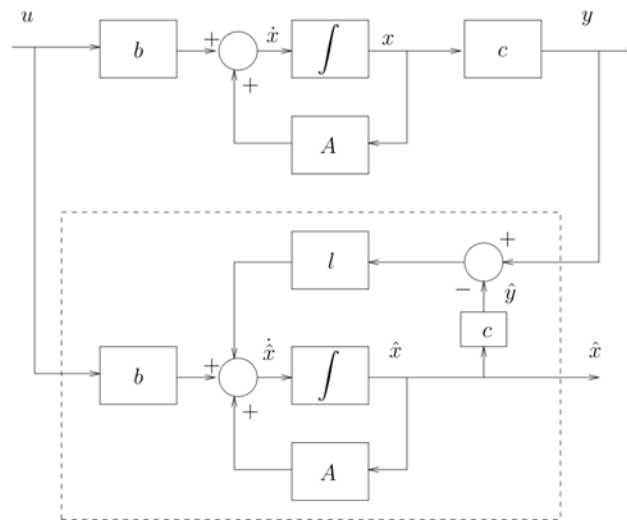


Figura 3 Planta com Observador de Estados

4. SIMULAÇÃO ADAMS®/ SIMULINK®

O modelo é obtido através de prototipagem virtual no ambiente de desenvolvimento *ADAMS*®, que utiliza técnicas de modelagem de sistemas multicorpos para a obtenção das equações dinâmicas do movimento, fornecendo as matrizes A , B , C e D , que compõe as equações de estado e de saída do modelo matemático. Em seguida é adicionado ao modelo o sistema de controle e o observador de estados no ambiente de simulações *SIMULINK*®. A simulação é utilizada para verificar o desempenho do sistema de controle levando-se em consideração o modelo linear. Se for possível controlar o modelo linear com as características de desempenho desejadas e o mesmo estiver próximo ao modelo não linear (planta real) o sistema de controle deve ser capaz de controlar a planta real próximo ao ponto de linearização. A Figura 4 mostra o diagrama de blocos utilizado para simular o sistema de controle em uma planta linear.

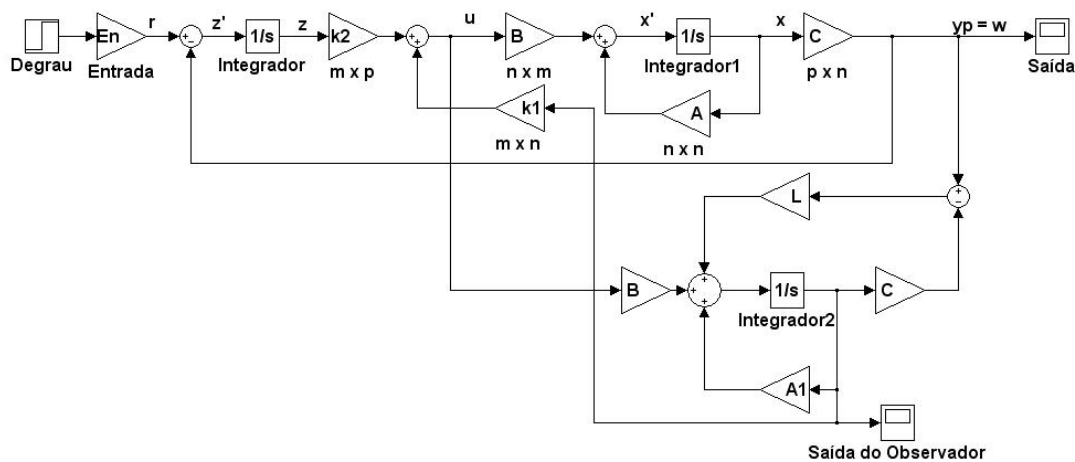


Figura 4 Diagrama de Blocos do Sistema

Na simulação o ângulo de arfagem aplicado foi de 30° e o de guinada de 0° , mostrado na Fig (5). Para validação da metodologia empregada, utiliza-se uma planta real, onde é verificada a eficiência do controlador utilizado.

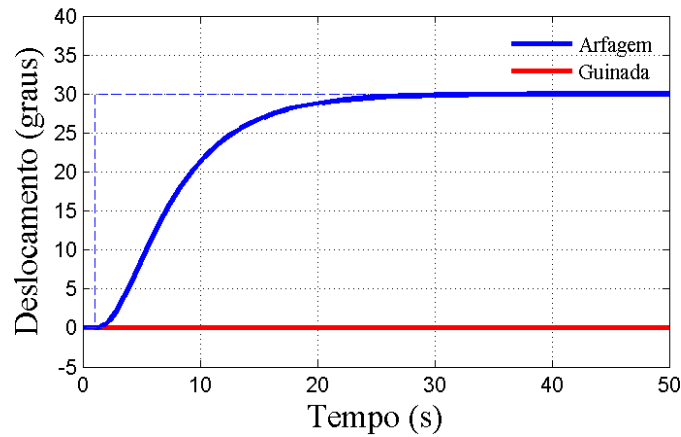


Figura 5 Resposta do ângulo de arfagem e guinada

5. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

O sistema de controle seguidor com realimentação de estados foi implementado em um helicóptero com três graus de liberdade, mas, porém, apenas dois controlados. O posicionamento do sistema é corrigido através da resposta dos sensores (encoders), através da atuação dos motores 1 e 2.

Para a realização do experimento, foram utilizados seguintes equipamentos: um computador com sistema operacional Windows XP, uma placa controladora dSPACE 1103, que possui boa capacidade de processamento, vitais para aplicações que envolvem inúmeros sensores e atuadores. A dSPACE também trabalha com uma interface em tempo real, onde o controlador é totalmente programável em diagramas de blocos no *SIMULINK*[®], um módulo de potência dos motores, utilizado para receber a variação do PWM e transformá-lo em tensão para cada um dos motores e a planta que é o protótipo com três graus de liberdade.

O primeiro experimento realizado foi através da variação do contrapeso localizado na extremidade traseira do sistema de hélices paralelas, simulando uma variação nas características do modelo utilizado. Utilizaram-se duas posições diferentes para comparar as respostas, sendo essas [100 mm; 50 mm] respectivamente. Uma característica do sistema, é que ele apresenta uma resposta lenta, isso ocorre devido a algumas limitações físicas do modelo.

Os resultados da variação do ângulo de arfagem Fig. (6), foram obtidos a partir de uma entrada degrau unitário de 30°, onde depois de um tempo de 100 segundos, foi aplicado um novo comando de entrada de -15°, novamente foi contado um tempo de 100 segundos, em seguida o sistema retornou ao ponto de partida (0°). As respostas em relação ao ângulo de arfagem, tanto para o contrapeso na posição 100 mm, quanto para o contrapeso na posição 50 mm obtiveram resultados satisfatórios, mostrando que o controle seguidor com realimentação de estados consegue atuar bem.

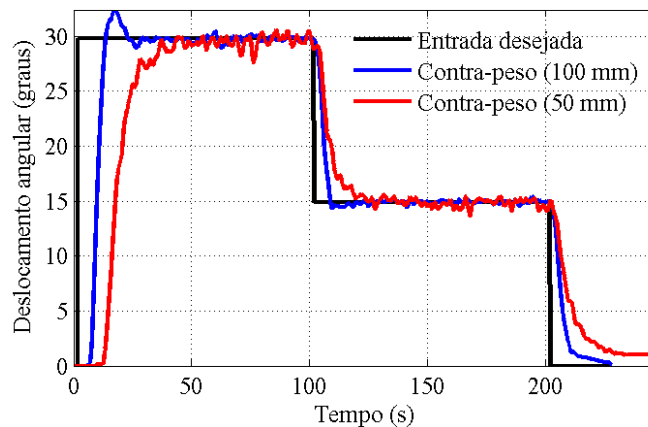


Figura 6. Resposta do ângulo de arfagem referente à variação do contra peso traseiro

O ângulo de guinada permaneceu em 0°, porem pode-se observar que o sistema não teve uma boa precisão, apesar de tentar corrigir o erro, o sistema oscilou muito em torno do ponto desejado Fig. (7). Uma justificativa para que essas oscilações aconteçam é o fato de que os motores possuem o mesmo sentido de rotação, fazendo surgir o efeito giroscópio, dificultando o controle do sistema. A outra simplificação que se fez, e que se pode contribuir para essas oscilações, foi considerar que a variação da força de empuxo é instantânea para uma variação de tensão de alimentação dos motores. É necessário dizer que o conjunto está acoplado, e que o ângulo de guinada, depende diretamente do ângulo de arfagem.

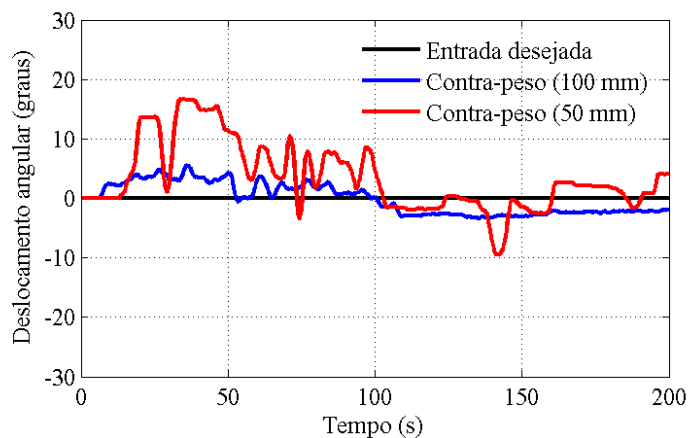


Figura 7. Resposta do ângulo de guinada referente à variação do contra peso traseiro

Outro experimento realizado foi fixando o contrapeso traseiro na posição 100 mm e alterando se os contrapesos laterais, em duas posições distintas. Foram utilizadas as duas extremidades, curso máximo e curso mínimo, também simulando uma variação nas características físicas do modelo real. Os resultados obtidos para o ângulo de arfagem é mostrado na Fig. (8).

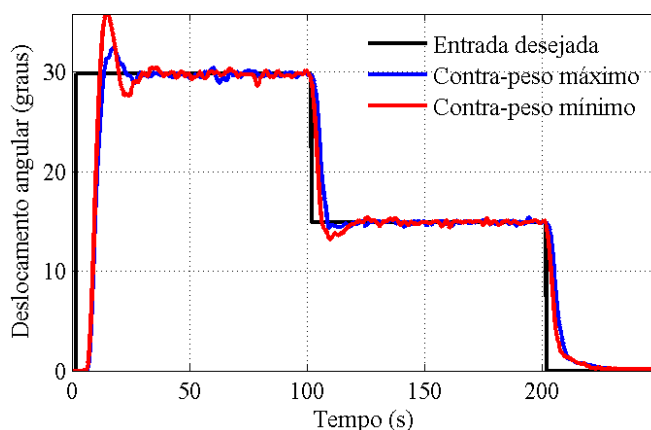


Figura 8. Resposta do ângulo de arfagem referente à variação do contra peso lateral.

O ângulo de guinada desejado permaneceu em 0°, conforme Fig. (9) nota-se que depois de 100 segundo, ocorreu à minimização do erro, e o sistema conseguiu estabilizar em torno do ângulo desejado, com isso é possível observar que a variação do contrapeso lateral melhora significativamente as não linearidades do movimento de guinada.

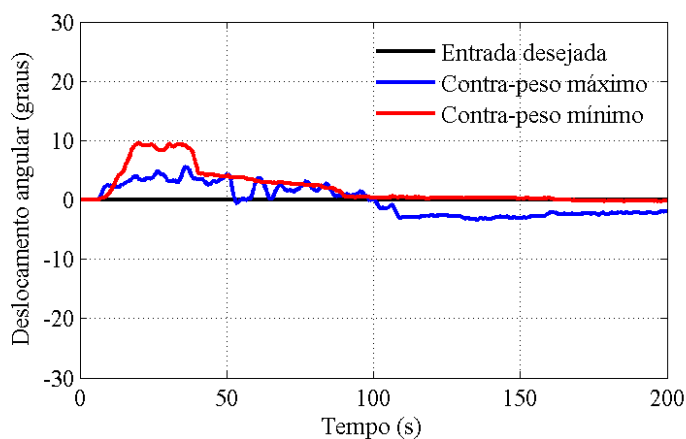


Figura 9. Resposta do ângulo de guinada referente à variação do contra peso lateral.

6. CONCLUSÕES

Conclui-se que o software de modelagem *ADAMS*[®] foi fundamental para o auxílio e desenvolvimento do modelo dinâmico do sistema estudado. Uma desvantagem do processo de modelagem utilizando o software de sistemas multicorpos *ADAMS*[®] é o fato de não apresentar as equações dinâmicas que governam o movimento. Isso impossibilita uma análise mais detalhada para conhecer melhor os tipos de não linearidades presentes no sistema. O sistema de controle seguidor com realimentação de estados junto com o observador se mostrou eficiente, mostrando que o controlador consegue atuar razoavelmente bem em diferentes condições de trabalho, e que o modelo linear utilizado para gerar as matrizes de ganho do controlador, consegue controlar a planta não linear (helicóptero), apesar de possuir oscilações no ângulo de guinada.

7. AGRADECIMENTOS

Agradecimentos ao CNPq pelo suporte financeiro no desenvolvimento desse trabalho.

8. REFERÊNCIAS

- Breganon, Ricardo ; Montezuma, M. A. F. and Belo, E. M., 2009, “Control of a Parallel Propeller System”, In: 20th International Congress of Mechanical Engineering, Gramado, Brasil.
- Breganon, R., 2009, ‘Controle de Arfagem e Guinada de um Sistema de Hélices Paralelas’, Dissertação de Mestrado. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Carlos, SP.
- Campo, A. B., 2007, “Project and Simulation of a Digital Controller for na Aero-Stabilizing System”, *Integração*, São Paulo. vol.48, pp 61-65.
- Campo, A.B., 2005, Development of Pedagogical Prototypes for the Study of Digital Control Theory”, *Integração*, São Paulo, vol. 43, pp 347-351.
- D’Azzo, J.J., and Houpis, H.C., 1995, “Linear Control System Analysis and Design: Conventional and Modern”, New York, McGraw Hill, Inc.
- Halsey, K.M., and Glover, K., 2005, “Analysis and Snthesis of Nested Feedback Systems”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol 50, pp 984-996.
- Lopes, R. V., Galvão, R.K.H., Milhan, A.P., Becerra, V.M. and Yoneyama, T. 2006, “Modelling and Constrained Predictive Control of a 3Dof Helicopter”, XVI Brazilian Automation Conference, Salvador, Brasil, pp 429-434.
- Mansur, M. H., & Tischler, M.B. 1998. “An empirical correction for imporving off-axes response in flight-mechanics helicopter models”. *Journal of the American Helicopter Society*, 43(2), 94-102.
- Montezuma, M.A.F., Capolari, A.S., and Belo,E.M., 2002, “Modelagem e Controle de Posição e Orientação de uma Plataforma de Stewart”, In: XIV Congresso Brasileiro de Automática, Natal -RN.
- Ogata, K., “Engenharia de Controle Moderno”. 4^ª ed. São Paulo, Prentice-Hall do Brasil, 2003.
- Oliveira, V.A., Aguiar, M.L. and Vargas, J.B., 2005. “ Sistemas de Controle – Aulas de Laboratório”. Departamento de Engenharia Elétrica. EESC-USP, São Carlos, SP.
- Walker, D.J., 2002. “ Multivariable control of the longitudinal and lateral dynamics of a fly-bu-wire helicopter”, *Control Engineering Practice*, 2002.
- Witt, J., Boonto, S., and Werner, H., 2007, “Approximate Model Predictive Control of a 3-DOF Helicopter”, *Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision an Control*, New Orleans, USA, pp 4501-4506.

9. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

CONTROLLER DESIGN OF A PARALLEL PROPELLER AIRCRAFT

Ricardo Breganon, breganon@sc.usp.br¹

Eduardo Morgado Belo, belo@sc.usp.br¹

Marcio Aurelio Furtado Montezuma, montezum@sc.usp.br²

¹School of Engineering of São Carlos, University of São Paulo
Av. Trabalhador São Carlense, 400, CEP 13566-590, São Carlos, SP, Brasil.

²Federal Technological University of Paraná.
Av. Alberto Carazzai, 1640, CEP 86300-000, Cornélio Procópio, PR, Brasil

Abstract: *This work presents the development and implementation of a multivariable control tracking system, and an observers, assumes that all the states are measurable or that they can be generated from the output. In many practical control system it is physically or economically to install all the transducers which would be necessary to measure all of the states. The controller design is obtained by a nonlinear model about the linearization position, which aims to control the pitch and yaw angles. The mathematical model is obtained using the virtual prototyping environment system ADAMS[®], that uses modeling techniques of multi-body system to obtain the dynamic motion equations, applied in an experimental plant nonlinear (helicopter) and has three degrees of freedom with two of them controlled. The dynamic modeling package ADAMS[®] is very important to give flexibility and speed in obtaining the dynamic model. Experimental results are used to illustrate the efficiency and performance of the controller to make the output tracks the command input.*

keywords: *System Modeling, Multivariable Control, Tracking System, Helicopter.*

1. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.