

SISTEMA DE PILOTO AUTOMÁTICO PARA POUSO DE AERONAVE USANDO CONTROLADORES MFA

NATHAN C. COELHO¹, PAULO S. DA SILVA¹

1. *Laboratório de Sistemas e Controle, DEE – FEB, UNESP – Bauru
Caixa Postal 473, CEP 17033-360, Bauru, SP, Brasil
E-mails: ra910856@feb.unesp.br, pss@feb.unesp.br*

Abstract — This paper presents the simulation and analysis of an aircraft automatic landing system using controllers based on Model Free Adaptive (MFA) neural network architecture. Although promising, this controller has been little explored in the literature. The emphasis on landing is justified since, representing, on average, only 4% of the total flight time, 34% of aircraft accidents occur during this phase. Using a mathematical model of six degrees of freedom and its implementation in MATLAB / Simulink, we compare the performance of MFA and conventional (PID) controllers when subjected to environmental disturbances.

Keywords — Automatic Landing System, MFA Controller, PID Controller, Intelligent Control Systems.

Resumo — Este trabalho apresenta a simulação e análise de um sistema de piloto automático para pouso de aeronaves utilizando controladores baseados na arquitetura de rede neural *Model Free Adaptive* (MFA). Embora bastante promissor, tal controlador tem sido pouco explorado na literatura. A ênfase no pouso se justifica pois, representando, em média, apenas 4% do tempo total de voo, 34% dos acidentes aéreos ocorrem nessa fase. Utilizando um modelo matemático de seis graus de liberdade e sua implementação no ambiente MATLAB/Simulink, compara-se os desempenhos dos controladores MFA e convencionais (PID) quando sujeitos a distúrbios ambientais.

Palavras-chave — Sistema de Pouso Automático, Controlador MFA, Controlador PID, Sistemas de Controle Inteligentes

1 Introdução

A preocupação do homem em aprimorar a tecnologia do voo para, assim, garantir maior segurança, principalmente, em condições adversas de clima, teve início com a aviação comercial (Sanders & Fritch Jr 1973).

Segundo relatórios da Boeing (2009), 34% dos acidentes aéreos ocorrem na fase de pouso, devido às severas variações que sofrem os parâmetros da aeronave, sendo que essa fase representa, em média, apenas 4% do tempo total de voo.

Os sistemas de piloto automático para pouso, ALS (*Automatic Landing System*), começaram a ser desenvolvidos na Grã-Bretanha em meados da década de 40 (RAF 2009). A baixa visibilidade do inverno Europeu e a crescente poluição industrial do pós-guerra ocasionavam muitos acidentes na fase do pouso (RAF 2009). Os sistemas de piloto automático melhoraram essa situação, permitindo pousos mais seguros em condições antes inviáveis.

Componentes do piloto automático, como, por exemplo, o computador de controle de voo, continuam sendo aprimorados em função da evolução dos computadores e da criação de softwares mais robustos, que permitem a implementação de modelos matemáticos de controle mais complexos.

Atualmente, várias pesquisas que visam melhorar o desempenho dos ALS se baseiam em técnicas de Inteligência Artificial (IA), como Lógica Nebulosa e Redes Neurais Artificiais. Essas pesquisas objetivam criar algoritmos computacionais adaptativos, a serem implantados no computador de controle de voo da ae-

ronave, capazes de aprimorar o tratamento dos dados recebidos do *Instrument Landing System* (ILS) para melhorar a qualidade do pouso em situações não consideradas durante o projeto do sistema e/ou aleatórias, como por exemplo, vórtices de vento e tempestades.

Jorgensen & Schiley (1995) desenvolveram um modelo de piloto automático com controle adaptativo e “treinável”, baseado em redes neurais. Tal modelo, mediante a coleta e análise de informações provenientes das ações dos pilotos, busca adquirir “sensibilidade de voo” (*flight sense*) podendo, assim, tomar decisões em situações inusitadas nas quais a intuição e as habilidades de pilotos experientes seriam determinantes.

Iguni et al. (1998) descrevem um modelo de controlador para pouso automático expresso matematicamente por meio de mapas de estados não-lineares de entrada e saída (E/S), construídos a partir dos comandos (ações) dos pilotos. Todos os estados de E/S gerados pelos pilotos são armazenados em um banco de dados e, posteriormente, usados pelo controlador para gerar comandos semelhantes aos que um piloto experiente executaria em determinada situação.

Juang (2002) investigou o uso de redes neurais em sistemas de controle inteligente de pouso, apresentando cinco controladores, demonstrando, por simulações, que tais controladores podem ser bem-sucedidos na expansão das fronteiras do envelope de segurança, permitindo que os sistemas automáticos para pouso possam ser utilizados em algumas condições adversas.

Malaek et al. (2004) testaram quatro modelos de controladores: PID, Neural, Híbrido Neural-PID e Anfis-PID (*Adaptive Network-based Fuzzy Inference System*). Para os testes, foram utilizadas condições adversas semelhantes às encontradas no aeroporto JFK, em Nova York. Os resultados mostraram que os controladores baseados em IA apresentam melhor desempenho do que os demais.

Juang & Chin (2004) propuseram três tipos de controladores de pouso automático inteligentes para melhorar o desempenho de pilotos automáticos convencionais: nebuloso, híbrido neural-nebuloso e híbrido nebuloso-genético. Com base em resultados de simulações digitais os autores concluem que os controladores baseados em técnica de IA são capazes de estender os limites de segurança do pouso obtidos com as técnicas convencionais.

Dentre os controladores baseados em redes neurais, o controlador MFA (*Model Free Adaptive*) tem se mostrado, nos últimos anos, bastante promissor pois, segundo Ma et al (2006), apresenta várias vantagens, tais como: projeto independente do modelo e dos parâmetros do sistema a ser controlado, forte robustez e garantia de estabilização em malha fechada (para sistemas estáveis em malha aberta) e respostas rápidas.

2 Propósito

Este trabalho apresenta a simulação e a análise de um sistema de piloto automático para pouso de uma aeronave, sujeita a distúrbios ambientais, utilizando controladores baseados na arquitetura MFA e compara o seu desempenho com o dos controladores convencionais (PID).

3 Métodos

Os diversos subsistemas do problema investigado foram modelados matematicamente e simulados digitalmente no ambiente Simulink. Inicialmente foram realizadas simulações do pouso da aeronave com controladores convencionais. Em seguida, esses controladores foram substituídos por controladores MFA e as simulações repetidas. Em ambos os casos, foram realizadas simulações primeiro sem distúrbios ambientais e, depois, sob diversas condições de vento. Finalmente os resultados obtidos com as duas arquiteturas de controladores foram comparados.

3.1 Geometria da Trajetória de Pouso

A trajetória de pouso pode ser dividida em quatro etapas (Paglione 1985): espera (*altitude hold*), aproximação ou reta final, (*glide-slope*), arredondamento (*flare*) e rolamento (*landing roll*) (Figura 1).

Na etapa de *espera* a altitude da aeronave (h) é mantida constante até a autorização para o pouso. Ao receber a autorização, a aeronave é alinhada com o eixo longitudinal da pista de pouso, mantendo sua al-

titude constante (h_{GS}) até que o sinal do ILS seja capturado, o que define o início da reta final (x_{GS}).

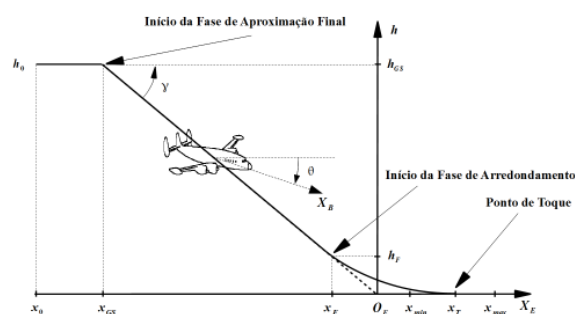


Figura 1. Nomenclatura dos Elementos da Geometria do Pouso

A *reta final* representa o início da aterrissagem; os trens de pouso já se encontram estendidos e os flaps são defletidos até se obter o valor necessário para o coeficiente de sustentação e com isso uma redução substancial da velocidade de aproximação. Nessa etapa a trajetória é uma reta com ângulo de declive (γ) constante definido pelo ILS.

O *arredondamento*, executado logo em seguida à reta final, quando a altitude da aeronave for inferior a uma altitude especificada (h_F), possibilita o toque da aeronave na pista dentro da faixa permissível de velocidade e distância de pouso. Para isso, o ângulo de ataque da aeronave é aumentado pelo piloto, através da deflexão do profundor, de maneira a manter a força de sustentação constante. Como consequência se tem uma curvatura da trajetória, que possibilita a transição entre a aproximação e o toque na pista, de maneira suave.

A etapa que vai do toque na pista (x_T) até a parada da aeronave representa o *rolamento*. A *distância de aterrissagem* é composta de um trecho de trajetória com sustentação, que inclui o arredondamento, chamada de *distância de transição*, bem como da *distância de rolamento*, que é percorrida pela aeronave no solo.

Durante toda a trajetória de pouso, o piloto tenta manter a aeronave no curso do localizador, isto é, alinhada, no plano horizontal, com a linha central longitudinal da pista.

Neste trabalho a Terra é considerada plana e o campo gravitacional, uniforme. Foram adotados dois sistemas de coordenadas (Figura 1). O primeiro, considerado inercial, S_E , com origem, O_E , na interseção da linha longitudinal central da pista de pouso com a direção do feixe de *glide-slope* produzido pelo ILS e, sem perda de generalidade, com o eixo X_E apontando para o Norte, Y_E para o Leste e Z_E para baixo. O segundo sistema, S_B , é fixo à aeronave, com origem no seu centro de massa (CM), eixo X_B paralelo à linha de referência da fuselagem, Y_B na direção da asa direita e Z_B para baixo, no plano de simetria. θ é o ângulo de arfagem da aeronave.

3.2 Componentes do Sistema de Pouso

A Figura 2 mostra os componentes típicos de um sistema de pouso. Por simplicidade, o piloto automático

de rumo (deslocamento no plano horizontal) não está mostrado, visto que o sinal de referência para esse sistema será sempre nulo, uma vez que, no pouso, deseja-se que a aeronave não se afaste do centro da pista de pouso ($y_D = 0$).

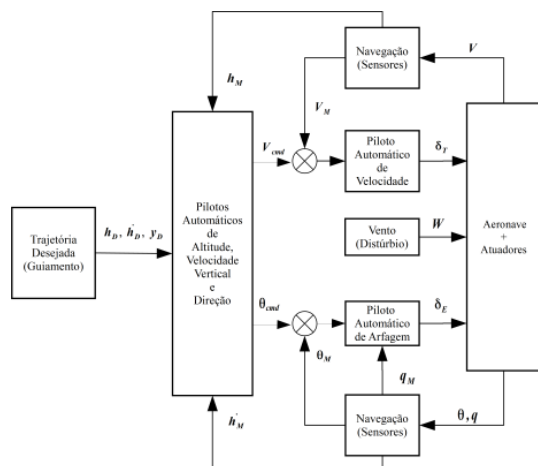


Figura 2. Componentes de um sistema de pouso

O subsistema de trajetória, com base nas informações fornecidas, inicialmente pelo ILS e, depois, pelo radar altímetro, especifica a trajetória de descida desejada para a aeronave, definindo os valores instantâneos desejados para a altitude (h_D) e velocidade vertical (\dot{h}_D). Com base no erro entre os valores de referência e os valores reais, medidos pelo subsistema de navegação, os pilotos automáticos de altitude e de velocidade vertical determinam os valores comandados de ângulo de arfagem (θ_{cmd}) e de velocidade da aeronave em relação ao ar (*true airspeed*), V_{cmd} , necessários para um pouso dentro dos limites aceitáveis, previamente especificados, de velocidades vertical e horizontal, posição horizontal e ângulo de arfagem.

Comparando o ângulo de arfagem comandado com o ângulo de arfagem medido pelo sistema de navegação (θ_M), o piloto automático de arfagem produz o ângulo de profundor (δ_E) necessário para levar o ângulo real de arfagem da aeronave até o valor comandado.

Por sua vez, comparando a velocidade comandada com a velocidade medida pelo sistema de navegação (V_M), o piloto automático de velocidade gera o comando de aceleração (δ_T) necessário para levar a velocidade da aeronave (V) até o valor comandado.

Os pilotos automáticos de altitude e de velocidade vertical são os componentes substituídos pelos controladores MFA.

3.3 Modelagem Matemática

Para a dinâmica da aeronave utilizou-se um modelo de corpo rígido de 6 graus de liberdade (6DoF) com as equações de força e momentos escritas no sistema do corpo (Stevens & Lewis 2003, p. 52-53). Os coeficientes aerodinâmicos de forças e momentos, bem como os valores de massa, momentos de inércia, empuxo máximo e comprimentos e área de referência usados foram os de um Boeing 747-100, fornecidos

por Heffley & Jewell (1972, p. 212-216). Para os atuadores, foram adotadas funções de transferência de primeira ordem, sendo que o atuador de aceleração incorporou o atraso de resposta típico dos motores a jato (Bryson 1994, p. 204).

Para o modelo da atmosfera (densidade, pressão e velocidade do som) adotou-se a Atmosfera Padrão Internacional (ISO 1975). O modelo matemático adotado para o vento (DoD 1980, p.51-53) incluiu turbulência e cisalhamento (*windshear*). Os valores produzidos por esse modelo são utilizados no cálculo da velocidade da aeronave em relação ao ar, da qual dependem as forças aerodinâmicas. Os modelos para a trajetória de referência e para os critérios de desempenho foram obtidos de Jorgensen & Schiley (1995, p. 414-417) e são apresentados na seção de resultados. Todos os sensores foram considerados ideais.

3.4 Simulação Digital

Os modelos matemáticos adotados foram implementados no ambiente MATLAB/Simulink utilizando-se, sempre que possível, os blocos já existentes no *Aerospace Blockset*. Assim, foi necessário desenvolver blocos para os pilotos automáticos e trajetória de referência. Em especial, deu-se atenção ao desenvolvimento do controlador MFA de modo a se obter um bloco customizável, que pudesse substituir facilmente os controladores convencionais.

3.5 Projeto dos Controladores Convencionais

Os pilotos automáticos convencionais de arfagem, velocidade relativa, altitude, velocidade vertical e rumo foram projetados de acordo com a teoria apresentada por Blakelock (1991), aplicando-se aos projetos as condições do pouso e requisitos compilados em Santos (2009).

As funções de transferências, necessárias aos projetos foram obtidas da linearização da dinâmica da aeronave em torno de um ponto de equilíbrio, determinado supondo-se um voo alinhado com a pista de pouso, nivelado em altitude e com velocidade em relação ao ar constante. Tanto o ponto de equilíbrio quanto as funções de transferências foram obtidos com a ferramenta *Control and Estimation Tools Manager* do MATLAB/Simulink.

3.6 Controlador MFA

A estrutura proposta por Cheng (2000) (Figura 3) foi adotada como base para o desenvolvimento do controlador MFA.

O controlador MFA baseia-se em uma *Time Delay Neural Network* (TDNN), ou Rede Neural com Atraso de Tempo. O esforço de controle a ser aplicado ao processo num determinado instante de tempo é computado por uma rede neural Perceptron de 3 camadas a partir do histórico dos erros normalizados, $N(\cdot)$, armazenados durante os N últimos intervalos de amostragem ($E1, E2, \dots, EN$), o que lhe permite observar e “aprender” o comportamento dinâmico do processo.

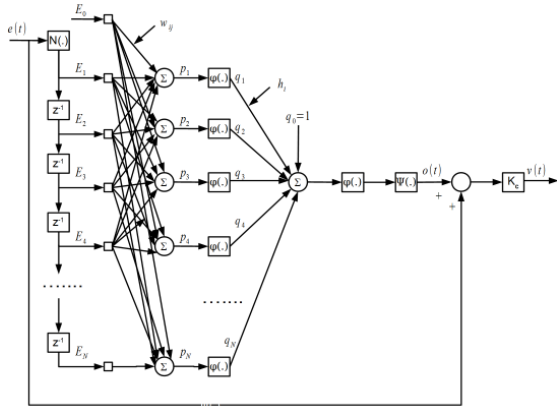


Figura 3. Estrutura interna básica de um controlador MFA (Fonte: Cheng, 2000. Editado)

Como Cheng (2000) não especificou a função de normalização, informando apenas que o valor de sua saída deve estar no intervalo $[-1,1]$, utilizou-se:

$$E_i = \frac{2(e - e_{\min})}{(e_{\max} - e_{\min})} - 1 \quad (1)$$

Como funções de ativação, $\varphi(\cdot)$, são utilizadas funções sigmoide padrão (“ganho” unitário), e, como função de mapeamento, $\psi(\cdot)$, a função inversa da sigmoide padrão (função “logística”). Os valores dos pesos sinápticos w_{ij} e h_i são continuamente atualizados. Segundo Cheng (2000), se o processo for estável em malha aberta, controlável e não alterar o seu tipo de realimentação (negativa para positiva e vice-versa) durante a atuação do controlador, os pesos sinápticos podem ser atualizados segundo as equações (2) a (5), onde n indica a iteração.

$$\Delta w_{ij}[n] = \eta K_C e[n] q_j[n] (1 - q_j[n]) E_i[n] \sum_{k=1}^N h_k[n] \quad (2)$$

$$\Delta h_j[n] = \eta K_C e[n] q_j[n] \quad (3)$$

$$w_{ij}[n+1] = w_{ij}[n] + \Delta w_{ij}[n] \quad (4)$$

$$h_j[n+1] = h_j[n] + \Delta h_j[n] \quad (5)$$

Os valores iniciais $w_{ij}[0]$ e $h_j[0]$ são números pseudoaleatórios da ordem de 10^{-3} .

Os parâmetros passíveis de ajuste/sintonia por parte do usuário do MFAC são: a taxa de aprendizado (η), o ganho do controlador (K_C), o intervalo de amostragem (T_s) e os valores mínimo (e_{\min}) e máximo (e_{\max}) do bloco de normalização.

Vendramini e Silva (2010) desenvolveram um controlador MFA utilizando funções do MATLAB e o aplicaram ao controle de pêndulo invertido, importando-as para o Simulink por meio do bloco *MATLAB Function*. Tal procedimento torna a simulação muito lenta, pois chama o *parser* do MATLAB a cada passo de integração. Assim, foi necessário desenvolver um controlador MFA utilizando

apenas os blocos já disponíveis no Simulink, de modo a diminuir o tempo de simulação e facilitar futuras alterações no projeto. A implementação foi testada por meio da comparação dos resultados obtidos no controle de várias plantas de testes apresentadas por Cheng (2000).

4 Resultados

Os resultados foram obtidos considerando-se que o pouso se inicia a uma altitude de 152,4m (500 pés) do solo (nível do mar), com a aeronave já posicionada corretamente em direção ao eixo central da pista, alinhado com a direção Norte-sul, sentido de pouso para Norte, e a uma distância da cabeceira da pista de cerca de 3048m (10.000 pés). Assumiu-se que o sinal do ILS ainda não havia sido capturado e que a aeronave deveria manter-se, inicialmente, com altitude constante até a sua captura.

A trajetória de referência para o pouso foi projetada para os seguintes valores nominais, no momento de toque na pista:

$$h_{TD} = 3,7\text{m} \quad (6)$$

$$\dot{h}_{TD} = -0,9\text{m/s} \quad (7)$$

$$V_{TD} = 67,4\text{m/s} \quad (8)$$

$$x_{TD} = 305\text{m} \quad (9)$$

$$\theta_{TD} = +8,5^\circ \quad (10)$$

$$y_{TD} = 0\text{m} \quad (11)$$

Onde, h_{TD} é a altitude da aeronave, \dot{h}_{TD} sua taxa de descida, V_{TD} sua velocidade total em relação ao ar, x_{TD} a distância do ponto de toque em relação a cabeceira da pista, y_{TD} a distância do ponto de toque em relação ao centro da pista e θ_{TD} sua atitude.

As seguintes condições e valores foram utilizados para os critérios de desempenho, no momento do toque na pista:

$$-1,5\text{m/s} \leq \dot{h}_{TD} \leq -0,9\text{m/s} \quad (12)$$

$$61\text{m/s} \leq V_{TD} \leq 73\text{m/s} \quad (13)$$

$$152\text{m} \leq x_{TD} \leq 457\text{m} \quad (14)$$

$$4^\circ \leq \theta_{TD} \leq 10^\circ \quad (15)$$

$$-20\text{m} \leq \Delta y_{TD} \leq 20\text{m} \quad (16)$$

Foram realizadas simulações utilizando os dois controladores implementados (convencional e MFA) sob as seguintes condições ambientais: sem vento; vento leve (7,6m/s) de proa (0° do Norte), de través (90° do Norte) e de cauda (180° do Norte); vento moderado (15,2m/s) e vento severo (22,8m/s), vindos das mesmas direções.

O ajuste dos valores utilizados na sintonia do MFAC (Tabela 1) foi uma das principais dificuldades encontradas em sua utilização. A influência de cada um dos parâmetros passíveis de ajuste sobre o desempenho do controlador não é clara. Adotou-se o seguinte procedimento para o ajuste:

- Inicialmente mantiveram-se todos os parâmetros fixos, com exceção do ganho do controlador. O número de atrasos foi fixado em 10; a taxa de aprendizado foi assumida $1E-5$; o período de amostragem igual a 0,001;
- A partir de um valor baixo de ganho (0,001), foi se aumentando esse valor gradativamente até que o processo se tornasse instável.
- Então a taxa de aprendizagem foi aumentada gradativamente e, para cada um de seus valores o ganho foi reajustado para manter o sistema estável.
- O mesmo processo foi repetido com o período de amostragem.

Tabela 1. Valores dos Parâmetros dos MFACs

Parâmetro	Controlador de Altitude	Controlador de Vel. Vertical
η	1E-2	1E-2
T_S	0,05	0,02
K_C	0,05	0,01

Devido à limitação de espaço, somente alguns exemplos dos resultados obtidos (vento moderado a 90° do Norte) são apresentados (Figuras 4 e 5) e seus respectivos esforços de controles (Figuras 6 a 9).

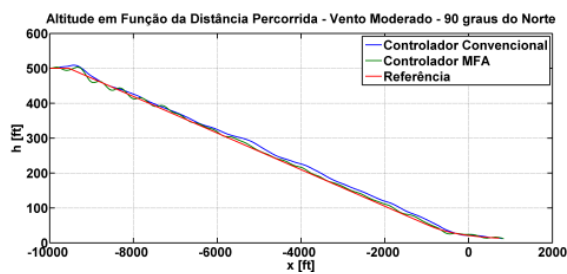


Figura 4. Comparação das Trajetórias Longitudinais

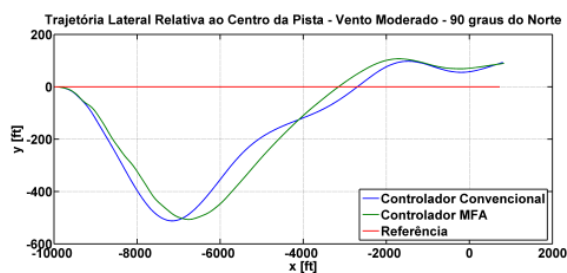


Figura 5. Comparação das Trajetórias Laterais



Figura 6. Comando de Aceleração em Função do Tempo

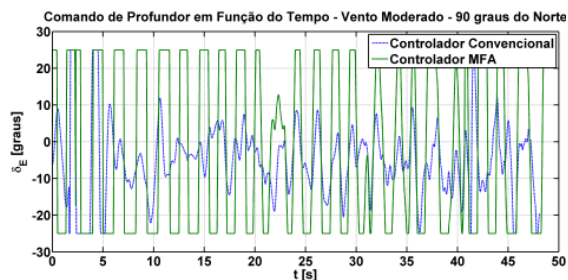


Figura 7. Comando de Profundor em Função do Tempo

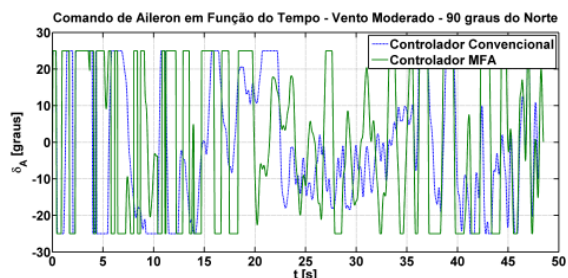


Figura 8. Comando de Aileron em Função do Tempo

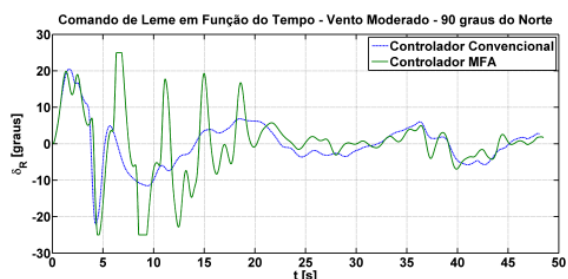


Figura 9. Comando de Leme em Função do Tempo

Como se pode observar, a trajetória obtidas com os controladores MFA é bem mais oscilatórias que a obtida com os controladores convencionais. Isso se deve ao fato de que o controlador MFA é, em sua essência, um controlador PI (VanDoren 2001), uma vez que somente valores atual e passados do erro entram na composição do sinal de controle. Na ausência de distúrbios, estas oscilações são prontamente amortecidas (não mostrado) porém, o mesmo não ocorre na presença do vento.

Nota-se ainda que o erro em regime estacionário na fase de *glide-slope* obtido com o MFAC é menor do que o obtido com o controlador PID. Isso se deve ao fato de que foi possível ajustar um ganho estático maior para o controlador de altitude com o MFA (0,05) do que para o PID (0,01). A presença do distúrbio de vento mantém o sistema constantemente sob excitação, de certa forma, impedindo que a aeronave atinja o regime de equilíbrio permanente. Outra fonte de transitório importante é a transição “abrupta” entre fase de altitude constante e a fase de *glide-slope*. Na prática (Bryson 1994), essa transição segue uma trajetória mais “suave”, evitando-se a descontinuidade na derivada da trajetória longitudinal no instante da comutação para a fase de *glide-slope*.

As trajetórias mais oscilatórias se refletem numa maior exigência (variação) das superfícies de controle (profundor, aileron, etc.) e do comando de propulsão. Esse fato pode ser observado nas Figuras 6 a 9. Percebe-se claramente que o profundor atinge mais

frequentemente o seu batente, estabelecido em $\pm 25^\circ$, quando se utiliza o controlador MFA.

5 Conclusão

Este trabalho realizou a modelagem e a simulação de um sistema de pouso automático para aeronave utilizando controladores baseado na arquitetura de redes neurais MFA. A implementação desse controlador utilizando exclusivamente blocos internos do Simulink se mostrou essencial para a viabilidade das simulações.

Com base nos resultados obtidos pode-se afirmar que nenhum dos controladores (convencional e MFA) apresentou um desempenho aceitável sob condições de distúrbios ambientais (vento). No entanto, o controlador PID mostrou-se claramente mais robusto que o MFA, cujo desempenho ficou bem aquém das expectativas sugeridas pela literatura. Portanto, mais investigações devem ser realizadas para se compreender em detalhes a razão precisa de seu baixo desempenho. Em especial, deve ser realizado um estudo minucioso sobre qual o papel dos diversos parâmetros, ajustados de forma heurística, sobre o desempenho do controlador em função do tipo de processo em que ele é utilizado.

Agradecimentos

Os autores expressam seus agradecimentos pelo apoio concedido à pesquisa por meio do processo nº 2011/23557-5, Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP).

As opiniões, hipóteses e conclusões ou recomendações expressas neste material são de responsabilidade dos autores e não necessariamente refletem a visão da FAPESP

Referências Bibliográficas

- Blakelock, J. H. (1991). *Automatic Control of Aircraft and Missiles* 2nd ed., Wiley-Interscience.
- Boeing (2009). Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959-2009, available at: <http://www.boeing.com/news/techissues/> [Accessed April 20, 2011].
- Bryson Jr, A. E. (1994). *Control of Spacecraft and Aircraft*, Princeton University Press.
- Cheng, G. S. X. (2000). Model-Free Adaptive Process Control Patent.
- Heffley, R. K. & Jewell, W. F. (1972). *Aircraft Handling Qualities Data*, NASA.
- Iguni, Y., Akiyoshi, H. & Adachi, N. (1998). An Intelligent Landing System Based on a Human Skill Model. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 34(3), pp.877–882.
- International Organization for Standardization (1975). *Standard Atmosphere ISO 2533:1975*.
- Jorgensen, C. C. & Schiley, C. (1995). A Neural Network Baseline Problem for Control of Aircraft Flare and Touchdown. In *Neural Network for Control*. Bradford Books. The MIT Press, pp. 403–485.
- Juang, J. G. & Chin, K. C. (2004). Intelligent Landing Control Based on Neural-Fuzzy-Ga Hybrid System. In *Proceedings of the 2004 IEEE International Joint Conference on Neural Networks*. pp.1781–1786.
- Juang, J. G., Chang, H. H. & Cheng, K. C. (2002) Intelligent Landing Control Using Linearized Inverse Aircraft Model. In *Proceedings of the 2002 American Control Conference*. Anchorage, AK, USA, pp.3269 – 3274.
- Ma, P. et al. (2006). The Application of Model Free Adaptive Control. In *Proceeding of the IMACS Multiconference on Computational Engineering in Systems Applications*. Beijing, pp. 393–396.
- Malaek, S. M. B. et al. (2004). Intelligent Auto-landing Controller Design Using Neural Networks and Fuzzy Logic. In *Proceeding of the 5th Asian Control Conference*. Melbourne, Victoria, Australia, pp.365 – 373.
- Paglione, P. (1985). *Desempenho de Aeronaves: Fundamentos, Condições de Voo e Segmentos de Trajetória*, São José dos Campos: ITA.
- RAF (2009). Royal Air Force Homepage. Available at: <http://www.raf.mod.uk/> [Accessed March 23, 2010].
- Sanders, L. & Fritch Jr, V. (1973). Instrument Landing Systems. *Communications, IEEE Transactions on*, 21(5), pp.435–454.
- Santos, S. R. B. dos (2009). *Arquitetura de um Piloto Automático Longitudinal “Hardware in the Loop” com o Simulador de Voo X-Plane*. Dissertação de Mestrado. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
- Stevens, B. L. & Lewis, F. L. (2003). *Aircraft Control and Simulation* 2nd ed., Wiley-Interscience.
- U. S. Department of Defense (1980). *U. S. Military Specification MIL-F-8785C*.
- VanDoren, V. (2001). Model Free Adaptive Control. *Control Engineering Europe*, (February/March), pp.25–31.
- Vendramini, G. & Silva, P. S. da (2010). Controle de um Pêndulo Invertido sobre uma Plataforma Móvel Utilizando PID e MFAC (Model-Free Adaptive Control). In *Proceeding of the 9th Brazilian Conference on Dynamics, Control and Their Applications (DINCON’10)*. Serra Negra, SP, pp. 405–414.