



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

CONTROLE LINEAR QUADRÁTICO PARA APROXIMAÇÃO LONGITUDINAL DE AERONAVES

Cristina Alves Maertens, cristina.maertens@gmail.com
Pedro Paglione, paglione@ita.br
Cleiton Diniz Pereira da Silva e Silva, cleitonsilva@gmail.com

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50, Vila das Acácias – 12228-900 – São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

Resumo: *O presente trabalho tem como objetivo o desenvolvimento de uma lei de controle longitudinal para o rastreamento do sinal de glideslope através do uso da metodologia Linear Quadrática. Várias condições de voo de uma aeronave comercial a jato em aproximação para pouso foram consideradas, incluindo diferentes configurações de centro de gravidade, massa, velocidade e altitude. A arquitetura básica utilizada para o projeto consistiu na criação de uma malha interna, responsável pelo aumento de estabilidade do sistema (SAS), e de malhas externas, cuja função é efetuar o seguimento das variáveis que traduzem o perfil da trajetória. O cálculo dos parâmetros do controlador foi realizado por um método algorítmico de otimização local com restrições, de acordo com a metodologia proposta e utilizando matrizes de ponderação diagonais. O desempenho do sistema de controle foi avaliado através de respostas em frequência, análises de estabilidade e de qualidade de voo. Usando simulações temporais, foi possível mostrar que o sistema em malha fechada é capaz de efetuar o seguimento das trajetórias propostas, ainda que submetido a rajadas de vento e turbulência. Um escalonamento de ganhos do SAS, em função da velocidade verdadeira e da pressão dinâmica, foi proposto de modo a englobar o envelope de operação da aeronave. Através desse escalonamento, foi possível manter as mesmas características dinâmicas para o conjunto aeronave com SAS, independentemente da condição de altitude de voo, massa da aeronave, posição do centro de gravidade e velocidade calibrada de aproximação.*

Palavras-chave: *Controle de trajetória, Piloto automático, Controle longitudinal, Escalonamento de ganhos*

1. INTRODUÇÃO

Em cada procedimento de pouso, uma aeronave pode apresentar diferentes velocidades, massas e configurações das superfícies. Além disso, parâmetros como pista, terreno de aproximação, infra-estrutura e equipamentos do aeroporto, condições de visibilidade, de atmosfera e características do vento também são específicos para cada pouso.

Tendo em vista diferentes condições enfrentadas em cada pouso, o desenvolvimento de sistemas de controle é de extrema importância, uma vez que devem controlar o movimento da aeronave dentro de um extenso envelope de variações de parâmetros, com desempenho satisfatório.

O objetivo deste trabalho é o desenvolvimento de uma lei de controle para o movimento longitudinal de aeronaves em procedimento de aproximação para pouso baseado na metodologia Linear Quadrática, com realimentação de saída e restrições do conjunto de controles admissíveis. Esta lei de controle tem como finalidade manter o desvio linear em relação ao feixe do *glideslope* em zero durante a aproximação, bem como minimizar a variação da velocidade. Além disto, ela deve satisfazer requisitos de estabilidade, desempenho, amortecimento e conforto.

2. MODELAGEM MATEMÁTICA

2.1. Aeronave

As equações do movimento de uma aeronave são detalhadamente apresentadas em Stevens e Lewis (2003). Neste trabalho foi utilizado o modelo de uma aeronave comercial de asa baixa, cauda convencional, com dois motores *turbofan* e capacidade para 100 passageiros. A dinâmica do movimento longitudinal foi modelada e linearizada para uma configuração típica de pouso e apresentada na Eq. (1).

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A \cdot x + B \cdot u & x &= [V \ \alpha \ q \ \theta]^T \\ y &= C \cdot x + D \cdot u & u &= [\delta_p \ \delta_s \ N_1 \ u_g \ w_g]^T \\ & & y &= [V \ \alpha \ q \ \theta \ n_z \ n_x]^T \end{aligned} \quad (1)$$

Onde α é o ângulo de ataque em [rad], θ é o ângulo de atitude em [rad], V é a velocidade verdadeira em [m/s], q é a velocidade angular em torno do eixo y ou velocidade de arfagem em [rad/s], N_1 é a rotação percentual do motor em [%], δ_p é a deflexão do profundor em [rad], δ_s é a deflexão do estabilizador horizontal em [rad], u_g é a velocidade do vento na direção do eixo x do corpo em [m/s], w_g é a velocidade do vento na direção do eixo z do corpo em [m/s], n_z é a aceleração normal no eixo z do corpo em [g] e n_x é a aceleração normal no eixo x do corpo em [g].

A ação de controle foi concentrada na resposta à variação da posição do profundor, uma vez que o estabilizador horizontal da aeronave somente é utilizado para estabilizar uma aeronave em certa condição de voo e apresenta uma dinâmica lenta. O controle da tração foi realizado através do comando da rotação percentual do motor (N_1), relacionado à posição da manete de tração. Além disso, as entradas u_g e w_g são perturbações externas causadas pelo vento.

2.2. Geometria do Rastreo para Pouso

Um sistema de pouso por instrumentos (ILS - *Instrument Landing System*) usa um feixe de radio que define uma rampa de planeio (*glideslope*) que direciona os receptores do avião em relação à pista, calculando o desvio angular (ε) entre a trajetória do avião e a trajetória desejada. A geometria para a aproximação é apresentada na Fig. 1. O sinal de desvio angular (ε) e a desvio linear (d) entre a posição da aeronave e o feixe do *glideslope* podem ser obtidos através de relações geométricas, onde a altitude (H) é obtida através do altímetro da aeronave e o ângulo de aproximação do aeroporto (γ_r) é conhecido.

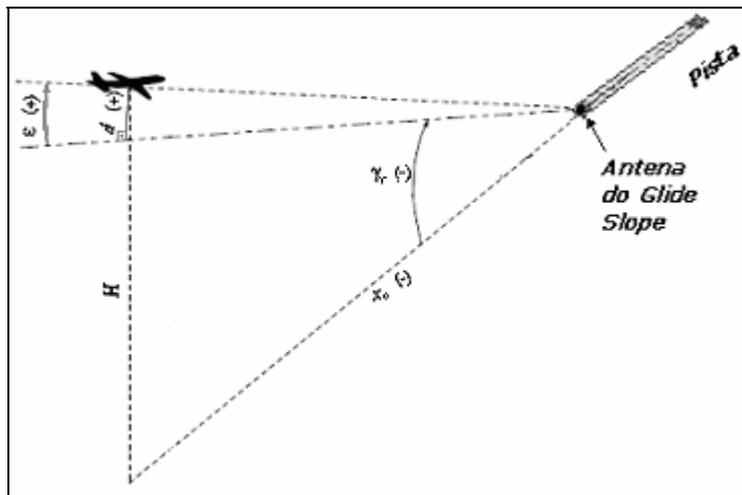


Figura 1. Geometria do *glideslope*

Para inserir o desvio (d) como estado no modelo da aeronave linearizada em uma determinada condição de operação, foi utilizada a Eq. (2), onde γ é o ângulo de trajetória do avião.

$$\dot{d} = V \cdot \sin(\gamma - \gamma_r) \approx V \cdot (\gamma - \gamma_r); \quad \gamma = \theta - \alpha \quad (2)$$

2.3. Ventos

Foi avaliada a influência de dois tipos de vento no movimento da aeronave:

- Vento determinístico, no caso, uma rajada. O vento de rajada utilizado possui componentes no eixo do corpo u_g e w_g , geradas através de funções na forma 1-cosseno e de amplitude máxima de 15 nós.
- Vento estocástico, no caso, turbulência descrita pelo modelo de Von Kármán. Foi utilizado o modelo estocástico de turbulência de Von Kármán apresentado na norma MIL-HDBK-1797A (1997). A turbulência utilizada neste trabalho possui componentes no eixo do corpo u_g e w_g , com intensidade moderada, utilizando velocidade do vento a 20 pés acima do solo de 30 nós e nível de turbulência moderado para altitudes acima de 2000 pés.

3. PROJETO DO CONTROLADOR

Neste trabalho, a lei de rastreamento do sinal de *glideslope* foi feita para uma aeronave de transporte classe III. Essa lei de controle será avaliada na fase de aproximação para pouso e o projeto deve atingir um nível 1 de qualidade de voo, de acordo com normas MIL-F-8785C (1980) e MIL-HDBK-1797A (1997).

3.1. Requisitos de Projeto

Com base nos requisitos de projeto utilizados atualmente da indústria aeronáutica, foram estabelecidos os seguintes requisitos para o projeto do controlador:

- Amortecimento e qualidade de voo:
 - Nível de qualidade de voo 1;
 - Fator de amortecimento de todos os pólos do sistema em malha fechada maior ou igual a 0,4;
 - Fator de amortecimento dos pólos de período curto maior ou igual a 0,7.
- Desempenho para as malhas das variáveis controladas:
 - Erro em regime permanente nulo para malha de trajetória;
 - Minimizar o erro em regime permanente para malha de velocidade;
 - Frequência de corte da malha de velocidade (V) deve ser $0,3 \pm 0,1$ rad/s;
 - Frequência de corte da malha do desvio linear (d) deve ser $0,5 \pm 0,1$ rad/s.
- Desempenho para as malhas das variáveis de atuação:
 - Frequência de corte do profundor (δ_p) deve ser 3 ± 1 rad/s;
 - Frequência de corte da rotação percentual do motor (N_1) deve ser $0,3 \pm 0,1$ rad/s.
- Estabilidade:
 - Garantir que cada malha individualmente possua margem de ganho de ± 6 dB e margem de fase de $\pm 45^\circ$, de acordo com norma SAE-AS94900 (2007). Nesta norma é exigida a análise de uma malha por vez.
- Conforto:
 - Garantir que a variação do fator de carga no centro de gravidade e no passageiro mais traseiro da aeronave seja menor que $\pm 0,15$ g em 95% do tempo, durante uma aproximação em turbulência moderada. Considera-se que o fator de carga é uma medida diretamente ligada ao conforto dos passageiros.

3.2. Estrutura do Controlador

Com base em estruturas de controle comumente utilizadas na indústria aeronáutica, a estrutura escolhida para este trabalho, mostrada na Fig. 2, é composta por:

- Um sistema de aumento de estabilidade (SAS) - malha interna que controla principalmente o movimento de período curto da aeronave. A estrutura escolhida para o SAS possui realimentação a velocidade de arfagem (q) e do ângulo de atitude (θ) multiplicados por ganhos simples (K_q, K_θ).
- Uma malha de rastreamento de velocidade (Piloto Automático de velocidade) – malha externa que controla a velocidade da aeronave. A estrutura de controle escolhida consiste em um compensador em avanço, de modo a melhorar a resposta transiente e minimizar o erro em regime permanente.
- Uma malha de rastreamento de trajetória (Piloto Automático de trajetória) – malha externa que controla o desvio linear da aeronave em relação ao feixe do *glideslope*. A estrutura de controle escolhida consiste em um compensador Proporcional-Integral-Derivativo (PID), tanto para melhorar o regime transiente quanto para zerar o erro em regime permanente.

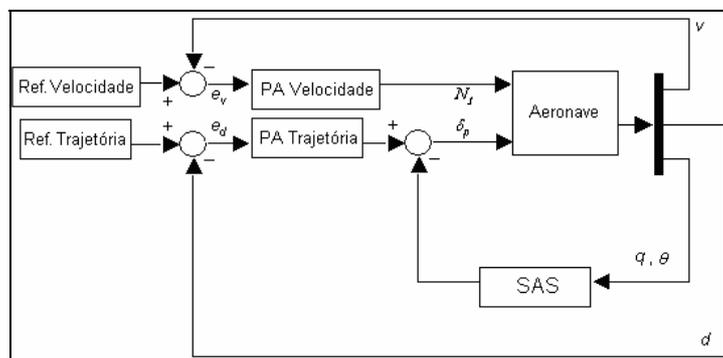


Figura 2. Estrutura do Sistema de Controle

As equações dos compensadores das malhas de rastreamento de velocidade e de trajetória utilizados neste projeto são mostradas na Eq. (3).

$$C_v(s) = K_{v_p} + \frac{K_{v_d}}{s + P_v}$$

$$C_d(s) = K_{d_p} + \frac{K_{d_i}}{s} + \frac{K_{d_d}}{s + P_d}$$
(3)

3.3. Cálculo dos Ganhos

Com o objetivo de projetar o sistema de controle, a metodologia Linear Quadrática (Stevens; Lewis, 2003) foi utilizada. Esta metodologia é utilizada para o cálculo de ganhos ótimos com o objetivo de minimizar uma determinada função custo, é computável, possibilita o cálculo de vários ganhos simultaneamente, apresenta boa robustez e resulta em um sistema em malha fechada estável. O índice de desempenho quadrático utilizado é mostrado na Eq. (4).

$$J_C = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad x = [V \ \alpha \ \theta \ q \ d]^T, \ u = [N_1 \ \delta_p]^T$$
(4)

A escolha das matrizes Q e R determina as características da resposta temporal e da resposta em frequência para a malha fechada. Foi escolhido utilizar matrizes diagonais, cujos elementos de suas diagonais são inversamente proporcionais ao quadrado do desvio máximo que as variáveis de estado e controle podem assumir (Stevens; Lewis, 2003). Os parâmetros ajustados pela função de otimização foram: $K_q, K_\theta, K_{d_i}, K_{d_p}, K_{d_d}, K_{v_p}, K_{v_d}, P_v$ e P_d .

Primeiramente foram calculados os ganhos do SAS utilizando a metodologia para regulador linear quadrático com realimentação de saída. Os ganhos do SAS foram fixados e utilizou-se a metodologia de projeto de rastreador linear quadrático com realimentação de saída e estrutura de controle definida para fechar as malhas externas, uma a uma. Deste modo, interações dinâmicas entre os módulos do controlador foram consideradas.

4. ANÁLISES E SIMULAÇÕES

4.1. Qualidade de Vôo

A fim de garantir um nível 1 de qualidade de vôo, o posicionamento dos pólos de período curto foi restringido através de limitações na razão de amortecimento e na frequência natural. Na Tab. 1 são apresentados os parâmetros que caracterizam o movimento de período curto tanto para a aeronave quanto para o conjunto aeronave com SAS projetado: razão de amortecimento dos pólos (ζ_{sp}), frequência natural (ω_{nsp}) e parâmetro de controle de antecipação (CAP). O CAP é obtido através da Eq. (5), e seu denominador é a resposta do fator de carga em relação ao ângulo de ataque.

$$CAP = \frac{\omega_{nsp}^2}{n_z / \alpha}$$
(5)

A aeronave considerada já possuía um nível de qualidade de vôo igual a 1, porém nos limiares do nível 2. Com o SAS projetado, este nível 1 de qualidade de vôo distanciou-se dos limites do nível 2.

Os pólos do sistema em malha fechada são apresentados na Fig. 3 (Maertens, 2009). Pode-se observar que todos os pólos possuem fator de amortecimento maior que 0,6. Os requisitos de amortecimento e qualidade de vôo foram atendidos pelo projeto.

Tabela 1. Características do movimento de período curto

	Aeronave	Aeronave com SAS
ω_{nsp} (rad/s)	1,2	2,94
ζ_{sp}	0,6	0,7
CAP	0,17	0,98

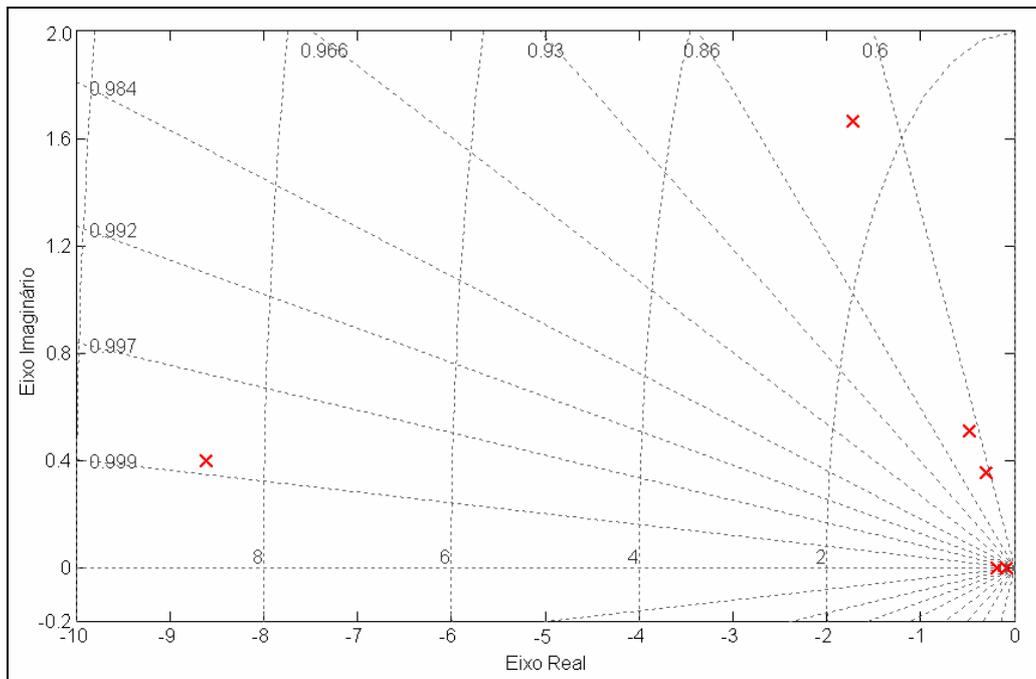


Figura 3. Pólos do movimento longitudinal para malha fechada

4.2. Desempenho

Na Fig. 4 (Maertens, 2009), são apresentados os diagramas de Bode da rotação percentual do motor (N_1), da deflexão do profundor (δ_p), da velocidade verdadeira (V) e do desvio linear (d) para o sistema com o controlador projetado. A frequência de corte do profundor possui um valor próximo a 2,5 rad/s. As frequências de corte da rotação percentual do motor e a da velocidade possuem valores próximos a 0,25 rad/s. A frequência de corte do desvio linear possui valor próximo a 0,5 rad/s, atendendo aos requisitos de desempenho.

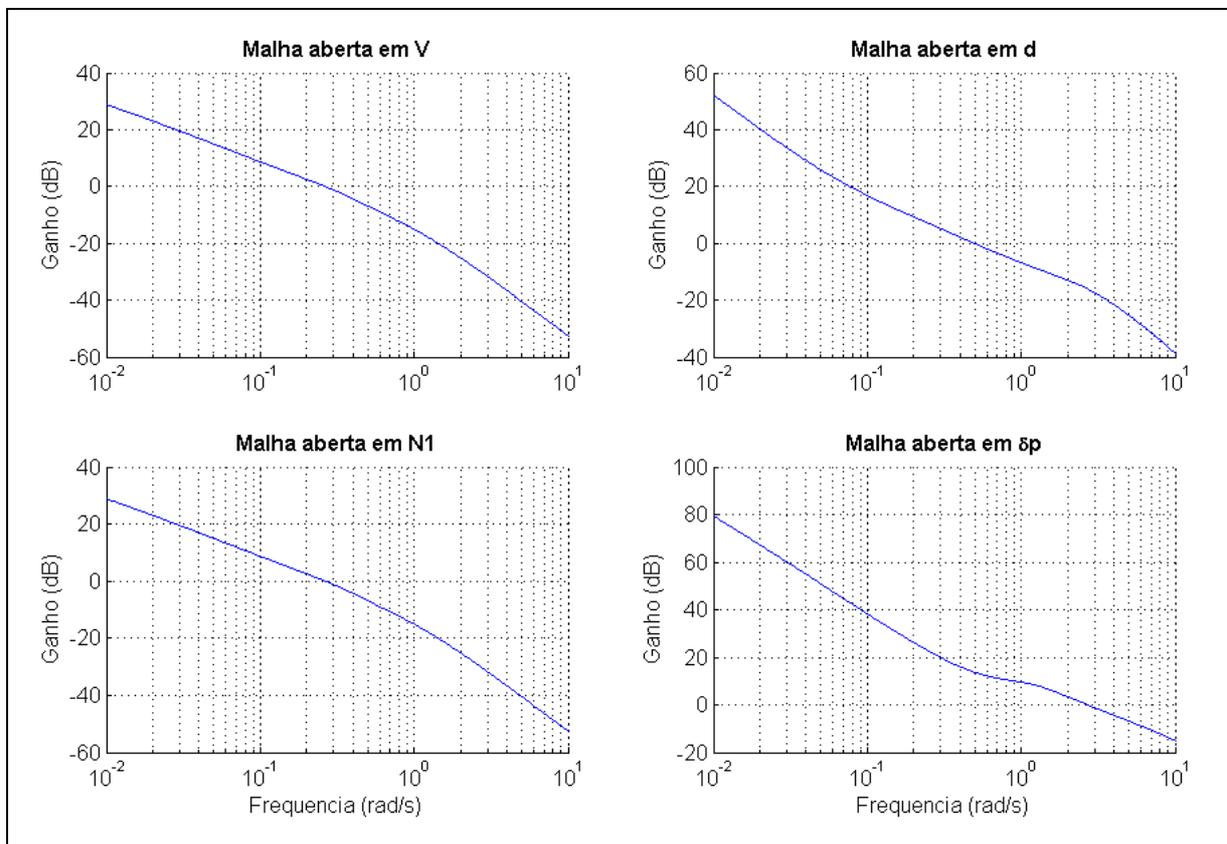


Figura 4. Diagrama de Bode do sistema projetado

4.3. Estabilidade

Para análise de estabilidade a técnica *break-the-loop* (Bates *et al*, 2003) foi utilizada, de modo a realizar a análise de uma malha por vez (SAE-AS94900, 2007). As malhas foram quebradas em cada atuador ou sensor, uma a uma, enquanto as outras malhas permaneceram fechadas. Na Fig. 5 (Maertens, 2009), são apresentados diagramas de Nichols das variáveis velocidade (V), desvio linear (d), ângulo de arfagem (q), ângulo de atitude (θ), rotação percentual do motor (N_1) e deflexão do profundor (δ_p) para o sistema com o controlador projetado. Nota-se que todas as variáveis atendem os limites de margem de fase de no mínimo $\pm 45^\circ$ e margem de ganho de no mínimo ± 6 dB, representados pelos losangos nos gráficos.

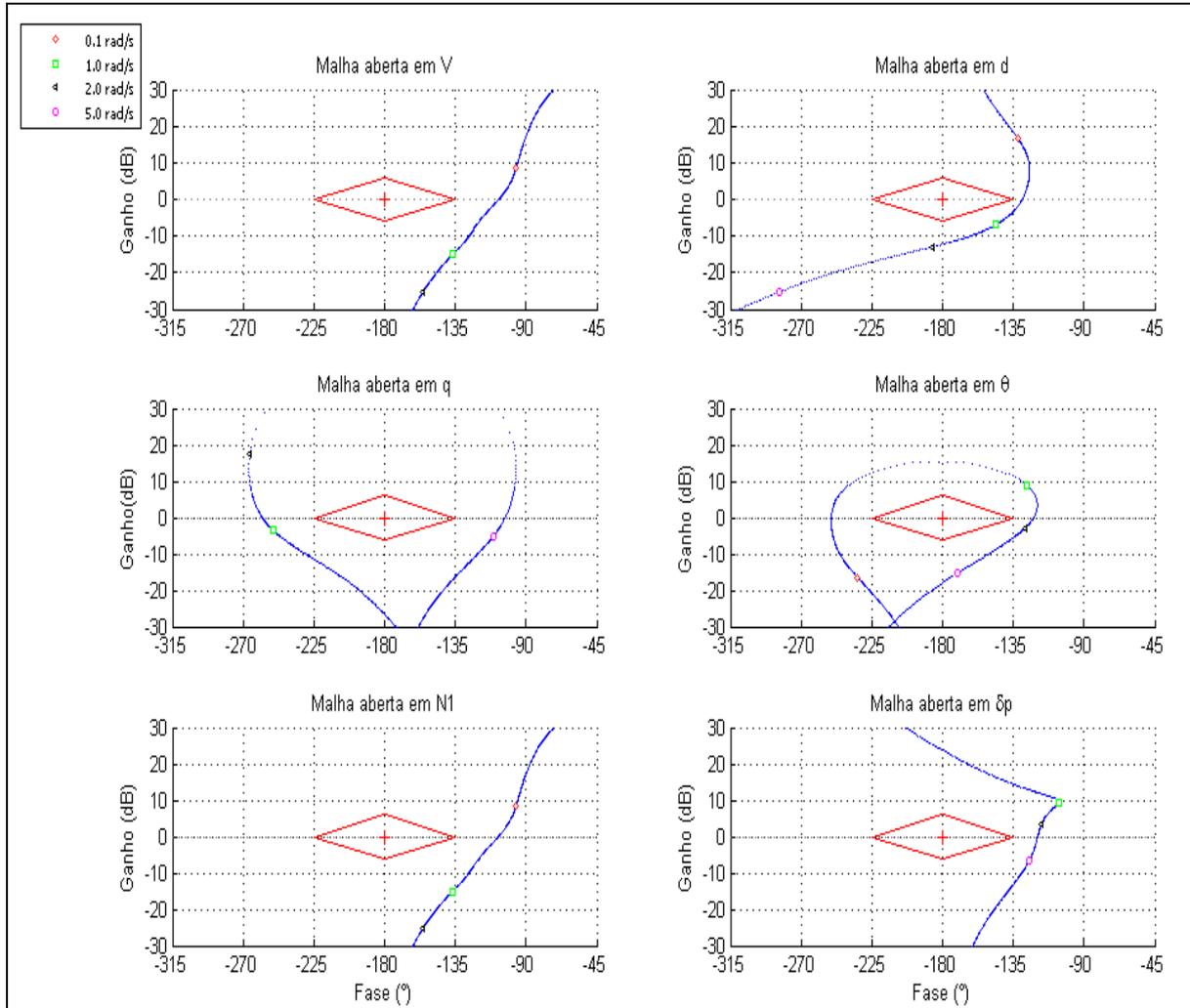


Figura 5. Diagrama de Nichols do sistema projetado

4.4. Simulação e Conforto

O desempenho do sistema em malha fechada com o controlador projetado foi avaliado nas seguintes situações: aeronave numa condição de ventos de rajada e numa condição de turbulência, ambas de intensidade moderada.

Na Fig. 6 (Maertens, 2009), a simulação para o sistema em malha fechada numa condição de rajada com intensidade moderada é apresentada. Pode-se perceber que a aeronave controlada apresenta desvios de até 4 m em relação ao feixe do *glideslope*, influenciados principalmente pela componente dos ventos u_g . Uma vez que a aeronave em malha aberta não rejeita as perturbações desta natureza, o desempenho do sistema controlado é satisfatório, apesar de não conseguir eliminar totalmente a influência da rajada.

Na Fig. 7 (Maertens, 2009), a simulação para o sistema em malha fechada numa condição de turbulência de intensidade moderada é apresentada. O desvio padrão e a média das variáveis velocidade (V), desvio linear (d) e fator de carga no passageiro (n_{zp}) foram calculados e estão na Tab. 2. A título de comparação, a simulação para o sistema em malha aberta numa condição de turbulência de intensidade moderada foi feita e os resultados estão na Tab. 3.

Na simulação do sistema em malha fechada, a variação do fator de carga no centro de gravidade não ultrapassa o limite de $\pm 0,15g$, considerado bom para o conforto. Já a variação do fator de carga no passageiro mais traseiro

ultrapassa o limite de $\pm 0,15$ g em menos de 0,5% do tempo da aproximação. Logo, para o projeto considerado, os requisitos de conforto foram atendidos.

Tabela 2. Influência da turbulência para aeronave em malha fechada

	Velocidade V (m/s)	Desvio linear d (m)	Fator de carga n_{zp} (g)
Desvio padrão	0,1939	0,8669	0,0443
Média	69,9877	0,0212	0,9990

Tabela 3. Influência da turbulência para aeronave em malha aberta

	Velocidade V (m/s)	Desvio linear d (m)	Fator de carga n_{zp} (g)
Desvio padrão	0,9488	7,4391	0,0447
Média	70,252	0,9992	1,002

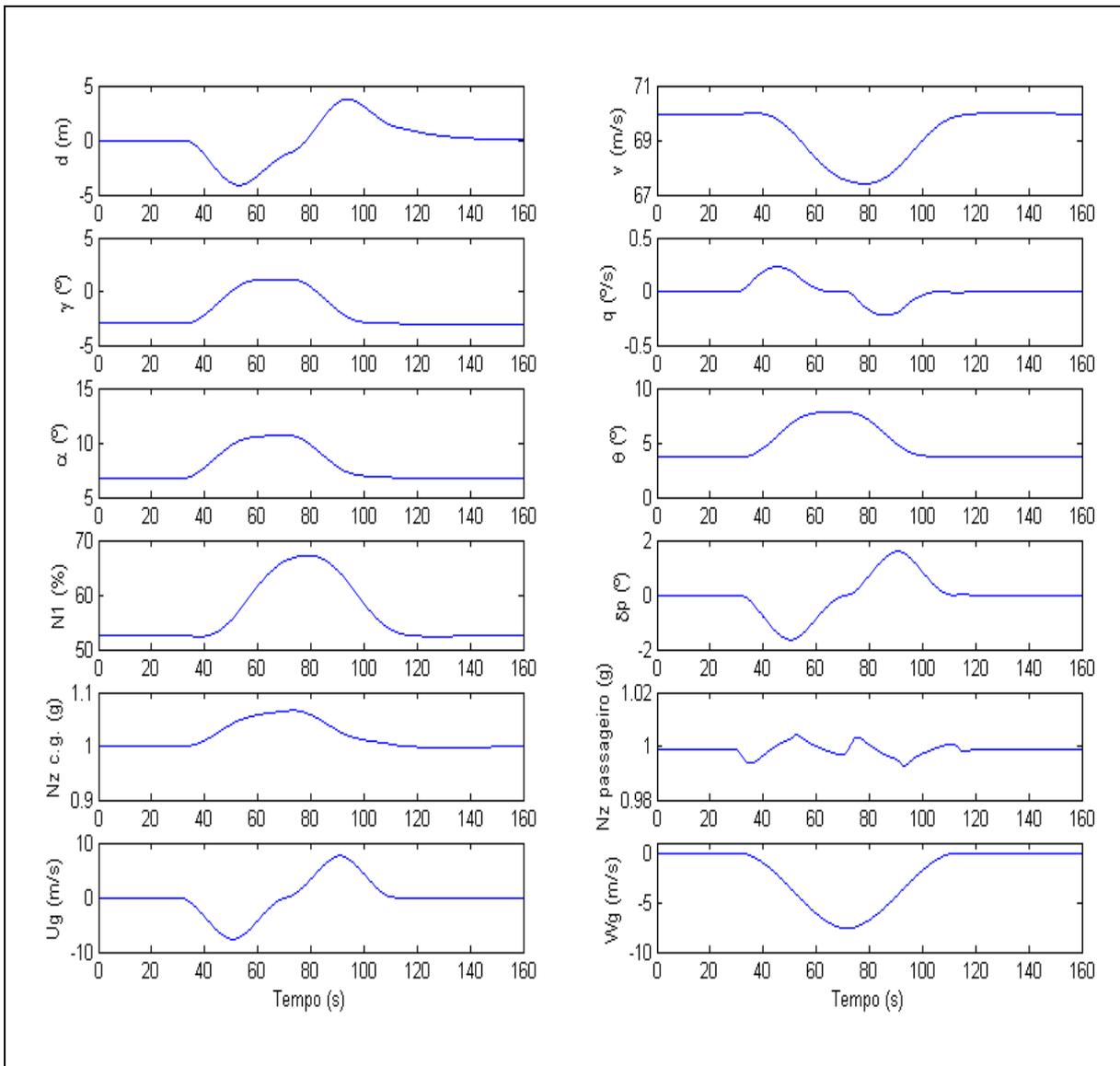


Figura 6. Resposta da aeronave em malha fechada numa condição de rajada

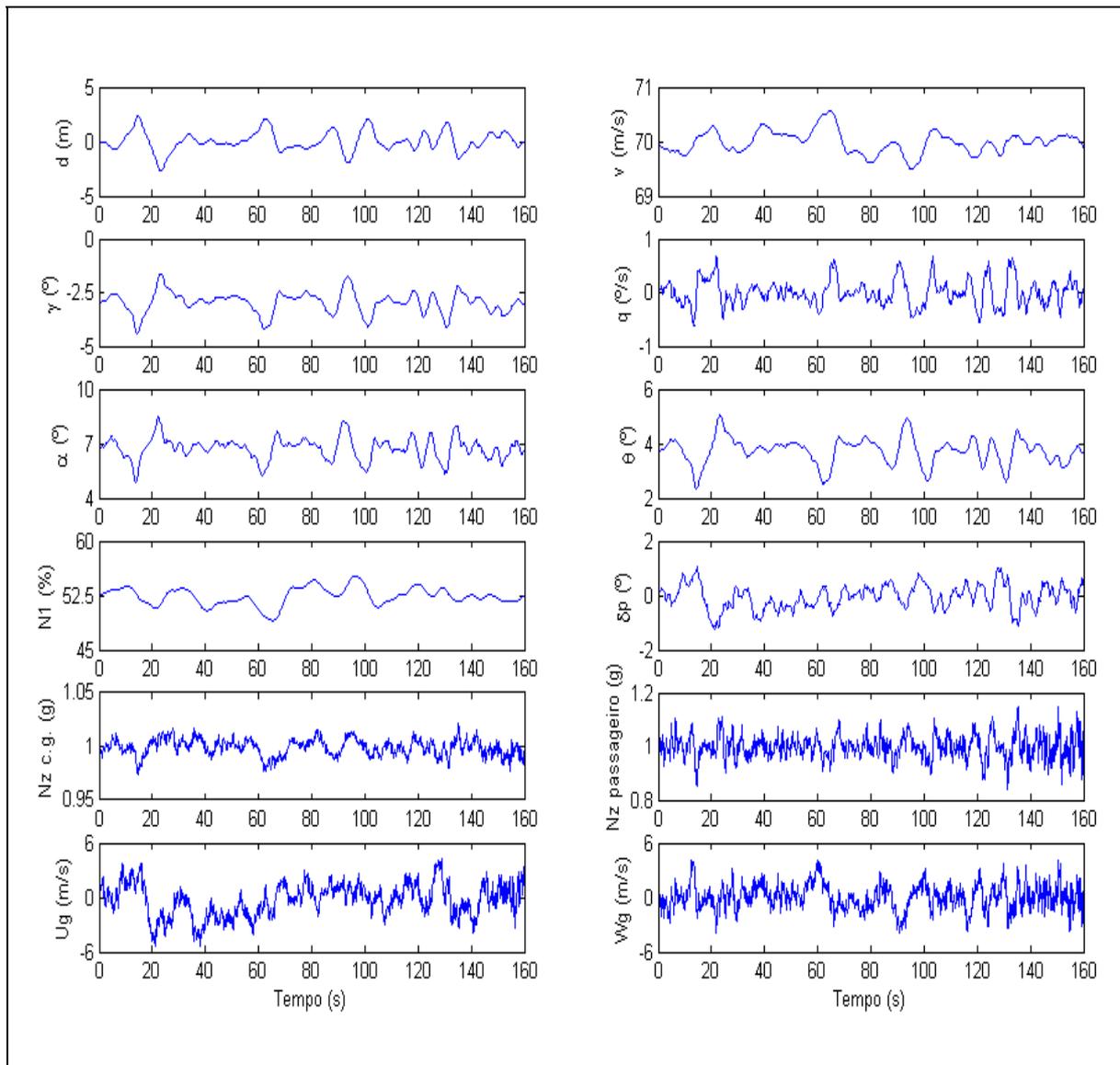


Figura 7. Resposta da aeronave em malha fechada numa condição de turbulência

5. ESCALONAMENTO DE GANHOS DO SAS

Para que seja possível utilizar o controlador projetado nas diferentes configurações da aeronave para pouso, um escalonamento de ganhos para o SAS foi proposto. Foram consideradas 48 diferentes configurações de pouso, com diversas altitudes de vôo, massas da aeronave, posições do centro de gravidade e velocidades calibradas de aproximação, de modo a cobrir o envelope operacional da aeronave.

O projeto do SAS foi repetido para cada configuração considerada, cumprindo os mesmos requisitos e em seguida determinou-se uma função de interpolação para implementação do escalonamento de ganhos no *software* da aeronave.

Para ajustar as curvas de cálculo dos ganhos, utilizou-se uma regressão linear. Foi estudado o uso de alguns parâmetros para este ajuste, tais como: velocidade verdadeira (V_{TAS}), velocidade indicada (V_{IAS}), velocidade calibrada (V_{CAS}) e a pressão dinâmica (Q_p). Os parâmetros que permitiram melhor ajuste da curva foram a velocidade verdadeira e a pressão dinâmica. As funções obtidas para o escalonamento de ganhos do SAS são mostradas na Eq. (6).

$$\begin{aligned} K_q &= -4,075 - 0,0012 \cdot V_{TAS} + 0,00063 \cdot Q_p \\ K_\theta &= -8,200 + 0,0176 \cdot V_{TAS} + 0,00091 \cdot Q_p \end{aligned} \quad (6)$$

O escalonamento de ganhos do SAS foi implementado, conforme apresentado na Fig. 8.

Para as 48 diferentes configurações consideradas, foram obtidos os pólos do movimento longitudinal da aeronave com o SAS de ganho escalonado, mostrados na Fig. 9 (Maertens, 2009). Pode-se observar que para todas as configurações os pólos estão localizados em uma região próxima, o que garante características de período curto similares para todo o envelope de vôo.

Devido ao SAS de ganho escalonado, as malhas mais externas (piloto automático de trajetória e velocidade) atuam em um sistema composto por aeronave e SAS com as mesmas características dinâmicas, independentemente da condição de altitude de vôo, massa da aeronave, posição do centro de gravidade e velocidade calibrada de aproximação.

A velocidade de resposta do atuador do profundor, as análises de estabilidade e simulações temporais foram realizadas para todas as configurações consideradas. O escalonamento de ganhos propostos manteve as características de qualidade de vôo, estabilidade e velocidade de resposta do atuador nos valores desejados, sem desvios consideráveis.

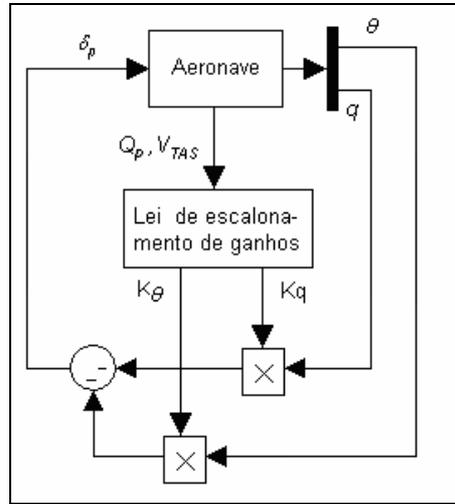


Figura 8. Estrutura do escalonamento de ganhos do SAS

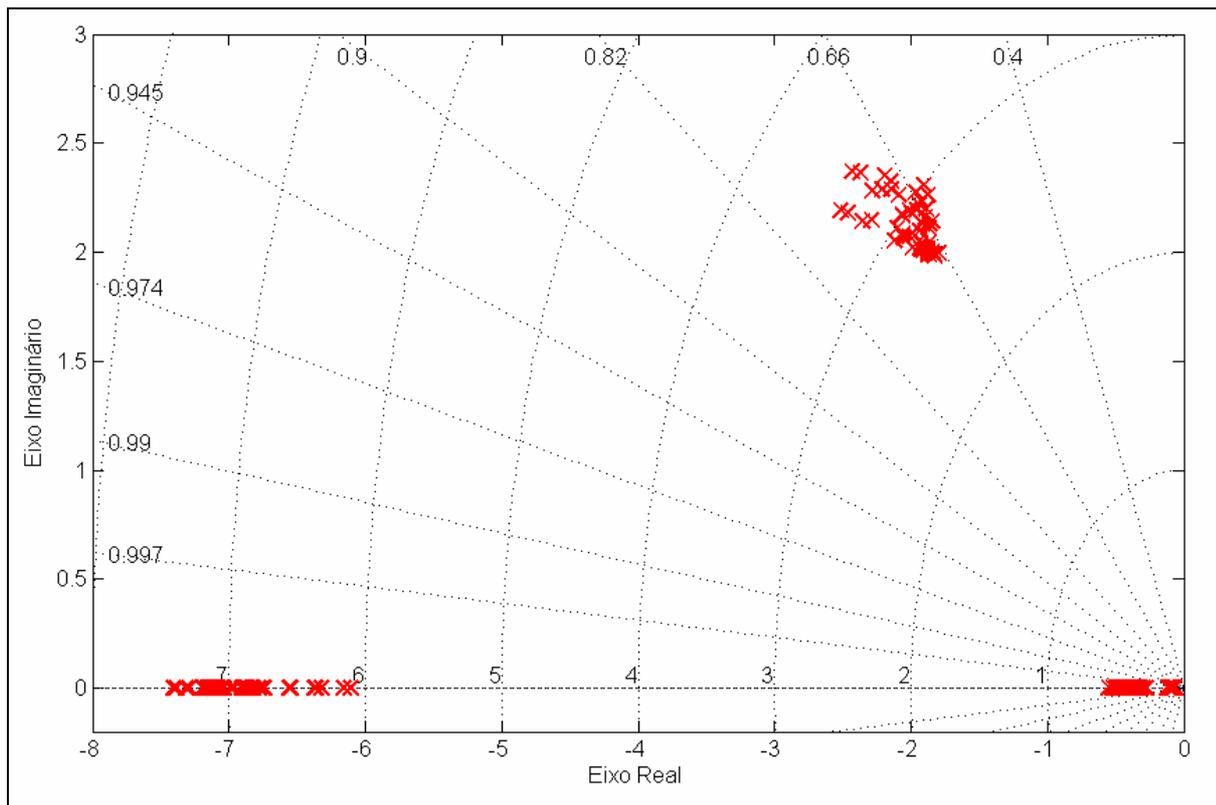


Figura 9. Pólos do movimento longitudinal para o SAS de ganho escalonado

6. CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou um estudo de uma lei de controle longitudinal para uma aeronave comercial a jato, em aproximação para pouso, baseado na metodologia Linear Quadrática. A estrutura de cada módulo do controlador foi escolhida de acordo com a necessidade de melhoria das respostas e requisitos de projeto.

O cumprimento dos requisitos de projeto foi avaliado através do lugar das raízes, análises de qualidade de vôo, análises de estabilidade e velocidade da resposta das variáveis. Além disso, o desempenho do controlador projetado foi

demonstrado através de simulações temporais, considerando a incidência de rajadas e turbulência durante a aproximação.

Um escalonamento de ganhos em função da velocidade verdadeira e da pressão dinâmica foi proposto para o sistema de aumento de estabilidade, de modo a englobar o envelope de operação da aeronave. O escalonamento de ganhos proposto conseguiu manter as mesmas características dinâmicas para o movimento de período curto, independentemente da condição de altitude de vôo, massa da aeronave, posição do centro de gravidade e velocidade calibrada de aproximação.

7. REFERÊNCIAS

- Bates, D. G.; Kureemun, R.; Mannchen, T., 2003, "Improved clearance of a flight control law using μ -analysis techniques". Journal of Guidance, Control and Dynamics, v. 26, n. 6, p. 869-884.
- Maertens, C. A., 2009, "Controle Linear Quadrático para Aproximação Longitudinal de Aeronaves". 123f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- MIL-F-8785, 1980, "Flying Qualities of Piloted Airplanes".
- MIL-HDBK-1797A, 1997, "Department of Defense Handbook: Flying Qualities of Piloted Aircrafts".
- SAE-AS94900, 2007, "Flight Control Systems – Design, Installation and Test of Piloted Military Aircraft".
- Stevens, B. L.; Lewis, F. L., 2003, "Aircraft Control and Simulation". 2nd ed. New Jersey: John Wiley & Sons.

8. DIREITOS AUTORAIS

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

LINEAR QUADRATIC CONTROL IN LONGITUDINAL APPROACH

Cristina Alves Maertens, cristina.maertens@gmail.com

Pedro Paglione, paglione@ita.br

Cleiton Diniz Pereira da Silva e Silva, cleitonsilva@gmail.com

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50, Vila das Acácias – 12228-900 – São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

Abstract. *The purpose of this work is to design a glideslope tracker and a speed hold control law, using the output feedback Linear Quadratic method. Several flight conditions eventually encountered during an aircraft normal operation were considered, including different configurations of mass, center of gravity position, airspeed and altitude. The glideslope tracker architecture consists of an inner-loop, responsible for the stability augmentation, and of an outer-loop, whose function is to track the path profile. The speed hold consists only of one loop, responsible for the speed maintenance. The controller's parameters were calculated by solving a local optimization problem with restrictions, in accordance with the proposed method and using diagonal weighting matrices. The performance of the designed control law was assessed by frequency responses, stability analysis and flight handling qualities. Using time domain simulations, it was possible to show that the closed loop system was capable to track the proposed paths, when submitted to gust and turbulence conditions. It was proposed a gain schedule to the stability augmentation system as a function of true airspeed and dynamic pressure in order to cover the operational envelop of the aircraft. Through the gain schedule, the dynamic characteristics of the aircraft with stability augmentation system were maintained, even with different configurations of mass, center of gravity position, airspeed and altitude.*

Keywords: *Flight path control, Autopilot, Longitudinal control, Gain schedule*

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