

Lei de Controle para Piloto Automático de Decolagem Utilizando LQR e ITAE

Wesley Jaques Genova and Pedro Paglione
Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA

Salvador Jorge da Cunha Ronconi
Empresa Brasileira de Aeronáutica AS - Embraer

Copyright © 2010 SAE International

RESUMO

Este trabalho descreve o desenvolvimento de leis de controle para um sistema de piloto automático de decolagem. Primeiramente, o procedimento de decolagem é dividido em duas etapas, o arredondamento, baseado no rastreamento do ângulo de atitude, e a subida, baseada em um segurador de velocidade. O foco do trabalho é mantido no controle da dinâmica longitudinal, se utilizado duas técnicas de projeto de controle, o regulador linear quadrático (LQR) e a integral do tempo multiplicado pelo valor absoluto do erro.

INTRODUÇÃO

Atualmente, a grande maioria dos diretores de vôo das aeronaves fornece referências fixas durante o processo de decolagem que garantam a realização segura dessa fase de vôo, dependendo apenas das habilidades dos pilotos em segui-las. Com a competitividade cada vez maior e novos requisitos de mercado surgindo, seria uma grande vantagem aliar aos aspectos de segurança outras características de desempenho, como a diminuição da distância de decolagem, ou a minimização da exposição ao ruído das regiões ao redor dos aeroportos, ou a diminuição do consumo de combustível. Para isso, duas medidas têm que ser tomadas: primeiramente, as referências, que anteriormente eram estáticas, teriam que se transformar em referências dinâmicas; e a execução dos comandos deveria ser transferida do piloto para o sistema de controle automático da aeronave, de maneira a garantir uma boa repetibilidade das manobras, uma minimização da variação das mesmas em relação às referências, diminuindo a carga de trabalho do piloto e focando suas atividades no monitoramento do sistema.

Esses motivos justificam este estudo de um sistema de piloto automático de decolagem para aeronaves convencionais, que abordará as características do processo de decolagem, descreverá as arquiteturas dos sistemas de controle adotados para cada fase da decolagem, apresentará as técnicas de projeto de malhas de controle adotadas neste trabalho, os resultados das simulações realizadas e uma análise dos mesmos.

DESCRIÇÃO DA DECOLAGEM

O processo de decolagem consiste na aeronave atingir várias velocidades que são calculadas de maneira a garantir um desempenho mínimo no caso da falha do motor crítico para aeronaves bimotoras. Ele inicia-se no momento em que os freios são liberados até o momento em que a aeronave atinge 457,2 m (1500 ft).

A decolagem será abordada a partir do instante no qual a aeronave atinge a velocidade de rotação, V_R , a qual o piloto inicia a rotação da aeronave. Em seguida, a aeronave atinge V_{MU} , que é a mínima velocidade na qual a aeronave pode descolar-se do solo e continuar a decolagem de maneira segura. Posteriormente, a aeronave descola-se do solo em V_{LOF} , passa pela mínima velocidade de segurança, V_{2min} , até atingir V_2 , velocidade necessária para prover o gradiente de subida requerido no FAR § 25.121 ao ultrapassar a altura de obstáculo de 10,668 m (35 ft). Apesar de V_2 estar ligada diretamente à trajetória, os diretores de voo fornecem o ângulo de atitude da aeronave como referência na decolagem. Por isso, ele deve ser calculado de maneira que o desempenho mínimo necessário, descrito anteriormente, seja atingido.

Após a aeronave atingir V_2 , o sistema de controle muda de uma malha de controle de ângulo de atitude para o controle da velocidade, fazendo com que V_2 seja rastreada para o caso de falha de um motor ou V_2 acrescidos de um valor constante no caso bimotor.

Durante todo o período de decolagem, a manete encontra-se na posição de decolagem, que equivale a uma potência dos motores de aproximadamente 95% da potência total. A variável de controle é apenas o profundor.

MODELO DINÂMICO

As equações que governam a dinâmica longitudinal de corpo rígido da aeronave podem ser derivadas de relações cinemáticas e da segunda lei de Newton, que dizem que o somatório das forças externas que atuam num corpo é igual à variação da quantidade de movimento, e que o somatório dos momentos externos é igual à variação da quantidade de movimento angular. Além disso, é assumido que a variação da massa é desprezível durante a decolagem, e o centro de gravidade move-se em um plano vertical em relação à superfície da Terra. Dessa forma, o conjunto de equações, expresso no sistema aerodinâmico de eixos, que descrevem a dinâmica da aeronave é expresso pela Eq (1).

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cdot \cos(\alpha) - D - m \cdot g \cdot \sin(\gamma)) / m \\ \dot{\gamma} = (T \cdot \sin(\alpha) + L - m \cdot g \cdot \cos(\gamma)) / (m \cdot V) \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = (M_0 + M_{eng}) / I_{yy} \\ \dot{H} = V \cdot \sin(\gamma) \\ \dot{S} = V \cdot \cos(\gamma) \end{cases} \quad (1)$$

Onde V é a velocidade, T é a tração total, α é o ângulo de ataque, γ é o ângulo de trajetória, D é o arrasto L é a sustentação, m é a massa, q é a taxa de arfagem, H é a distância vertical, S é a distância horizontal, M_0 é o momento aerodinâmico, M_{eng} é o momento gerado pelos motores e I_{yy} é o momento de inércia.

SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLE

Com o desempenho das aeronaves crescendo, cada vez mais os sistemas de aumento de controle são necessários para que as manobras sejam executadas de maneira mais precisa e seguras. Esse aumento de precisão juntamente com um sistema mais confiável pode tornar uma aeronave comercial mais competitiva, fazendo, por exemplo, com que o comprimento de pista necessário para decolagem possa ser diminuído, capacitando-a atuar em aeroportos onde a operação seria de grande risco sem este tipo de sistema.

Para este trabalho, serão apresentados dois tipos sistema de aumento de controle: o controlador de taxa de arfagem; e o controlador de velocidade. O primeiro controlador é utilizado basicamente para manobras que

exigem elevada precisão no rastreamento. Já o controlador de velocidade é projetado para cumprir características de erro de estado estacionário e rejeição de distúrbios, com uma ênfase menor no comportamento dinâmico.

PITCH-RATE CONTROL AUGMENTATION SYSTEM

O controle da taxa de arfagem é normalmente utilizado para missões que exigem um rastreamento preciso. Por este motivo também é bastante utilizado na aproximação, pouso e decolagem.

Para evitar que o sinal de controle na entrada da planta seja elevado um compensador do tipo 1 é utilizado. Além disso, o integrador presente no compensador torna o controle mais preciso.

A arquitetura do sistema, apresentada na Fig. (1), é composta de duas malhas de controle. A malha interna apresenta a realimentação dos modos que compõem o período curto, ângulo de ataque e taxa de arfagem, enquanto a realimentação externa, juntamente com o pré-compensador, forma o sistema de rastreo da taxa de arfagem.

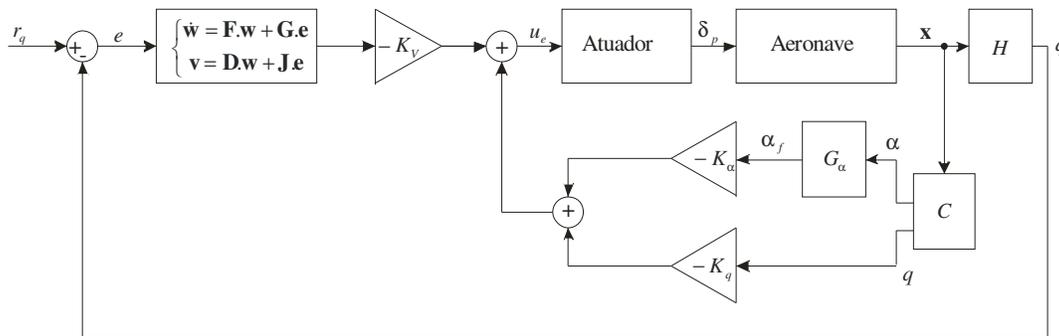


Figura 1. Arquitetura do sistema de aumento de controle da taxa de arfagem Lewis et al (2003)

CONTROLE DA VELOCIDADE

O controle de velocidade é amplamente utilizado em condições de cruzeiro, ou seja, em altas velocidades. Esta estrutura, assim como a anterior, utiliza a deflexão do profundor como variável de controle e uma malha interna de realimentação que mistura os pólos rápidos (taxa de arfagem) e os lentos (atitude). Como a aeronave apresenta uma aceleração positiva durante toda a decolagem, a manutenção da velocidade requer uma energia cinética constante, considerando que a alteração da massa da aeronave é desprezível, a energia excedente gerada pelo sistema de tração é transformada em energia potencial. A arquitetura do sistema descrito anteriormente está presente na Fig. (2).

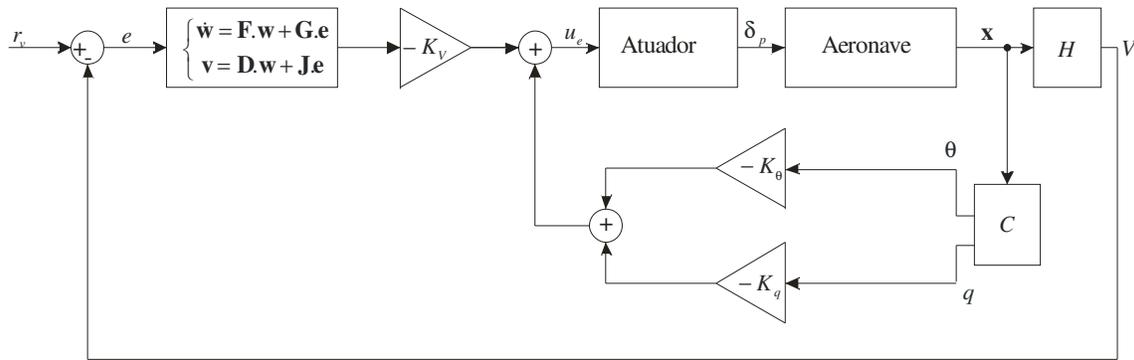


Figura 2. Arquitetura do sistema de aumento de controle da taxa de arfagem Lewis et al (2003)

MÉTODOS DE PROJETO DE CONTROLADORES

Neste item serão apresentados os métodos de controle utilizados para o projeto das malhas de controle. Inicialmente será abordado o conceito de realimentação das saídas do sistema, que é a base para o desenvolvimento da teoria do regulador linear quadrático. Este, por sua vez, é uma metodologia de projeto que consiste na determinação simultânea dos ganhos de todas as malhas de controle envolvidas de forma a estabilizar o sistema e conseguir boas respostas dinâmicas.

Outros fatores considerados no índice de desempenho do regulador linear quadrático são a influência do tempo e da taxa de variação instantânea das saídas nas respostas.

Outro índice de desempenho também é apresentado, denominado ITAE.

REALIMENTAÇÃO DE SAÍDA

A dinâmica linearizada escrita na forma de espaço dos estados está presente na Eq. (2).

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (2)$$

Onde $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ são os estados, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$ são as entradas e $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}^p$ são as saídas medidas.

A realimentação dos estados é descrita na Eq. (3)

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}\mathbf{x} + \mathbf{v} \quad (3)$$

Onde $\mathbf{v}(t)$ constitui as entradas auxiliares fornecidas pelo piloto e \mathbf{K} é uma matriz de ganhos de realimentação de dimensões $m \times n$ caso todos os estados sejam realimentados.

Fechando a malha do sistema com a nova equação de entrada tem-se a nova dinâmica do sistema.

Dessa maneira, ajustando a matriz de ganhos pode-se modificar a dinâmica do sistema de modo a obterem-se as características desejadas.

Como muitas vezes não é possível medir todos os estados do sistema têm-se somente os estados de saída, dados por $\mathbf{y}(t)$. A lei de controle da realimentação de saída é apresentada na Eq. (4) possibilita o equacionamento em malha fechada dado pela Eq.(5), onde \mathbf{rc} é a referência do sistema.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}.\mathbf{y} + \mathbf{v} = -\mathbf{K}.\mathbf{C}.\mathbf{x} + \mathbf{rc} \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = (\mathbf{A} - \mathbf{B}.\mathbf{K}.\mathbf{C}).\mathbf{x} + \mathbf{B}.\mathbf{rc} \quad (5)$$

Neste caso, a matriz de ganhos de malha fechada tem dimensões $n \times m$. Uma vantagem deste tipo de realimentação é a possibilidade da implementação de um compensador no sistema em malha fechada.

REGULADOR LINEAR QUADRÁTICO

Neste item serão discutidas técnicas modernas que envolvem a estabilização de aeronaves pelo posicionamento dos pólos de malha fechada em regiões de interesse. As técnicas de controle moderno permitem que todas as malhas sejam fechadas simultaneamente, resultando em um projeto de controle mais simples.

A planta é assumida como um modelo linear e invariante no tempo de espaço dos estados, com a mesma forma apresentada na Eq. (2) e o controle proposto é a realimentação das saídas.

O problema do regulador consiste na obtenção de uma boa resposta temporal e a estabilidade em malha fechada. Por este motivo o critério de desempenho escolhido está no domínio do tempo.

O objetivo do índice de desempenho (*performance index* - PI) é levar a zero todo erro de condição inicial, garantindo a estabilidade. Para isto, determina-se o sinal de entrada $\mathbf{u}(t)$ para que o índice de desempenho quadrático, presente na Eq.(6), seja minimizado.

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \cdot \mathbf{R} \cdot \mathbf{u}) \cdot dt \quad (6)$$

As matrizes \mathbf{Q} e \mathbf{R} são as matrizes de peso dos estados e das entradas respectivamente, elas são simétricas e positivo-semidefinida. A minimização do PI é generalizada como um problema de minimização de energia, ou seja, a minimização da energia dos estados sem a utilização de muita energia de controle. Quanto maior for \mathbf{Q} mais o sinal de controle será penalizado fazendo com que as normas dos sinais de controle sejam menores do que a dos sinais do vetor de estado. Analogamente, o aumento de \mathbf{R} penaliza o vetor de estados.

O problema do regulador linear quadrático consiste em definir a matriz de ganhos \mathbf{K} em malha fechada que minimize PI. Com demonstrado por Lewis et al (2003), o PI pode ser calculado de acordo com a Eq.(7), uma vez que \mathbf{X} é definido pela Eq. (8), \mathbf{P} mantenha a igualdade presente na Eq. (9) verdadeira e \mathbf{A}_C é a matriz de malha fechada definida na Eq. (10)

$$f = \frac{1}{2} \cdot \text{traço}(\mathbf{P}.\mathbf{X}) \quad (7)$$

$$\mathbf{X} \equiv \mathbf{x}(0).\mathbf{x}^T(0) \quad (8)$$

$$g \equiv \mathbf{A}_c^T \cdot \mathbf{P} + \mathbf{P} \cdot \mathbf{A}_c + \mathbf{Q} + \mathbf{C}^T \cdot \mathbf{K}^T \cdot \mathbf{R} \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{K} = 0 \quad (9)$$

$$\mathbf{A}_c = \mathbf{A} - \mathbf{B} \cdot \mathbf{K} \cdot \mathbf{C} \quad (10)$$

ÍNDICE DE DESEMPENHO DERIVATIVO

Muitas vezes, torna-se conveniente expressar PI em função das derivadas dos estados, pois podem apresentar uma relação maior com a energia de controle do que os próprios estados, por exemplo, a taxa de deflexão do profundor.

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} \dot{\tilde{\mathbf{x}}}^T \cdot \mathbf{Q} \cdot \dot{\tilde{\mathbf{x}}} \cdot dt \quad (11)$$

O desvio da posição de equilíbrio dos estados é designado por $\tilde{\mathbf{x}}$. Para evitar o acoplamento entre estados de saídas na matriz de ganhos, os sinais de controle são desconsiderados no PI. A solução proposta por Lewis et al (2003) para o índice de desempenho derivativo é similar àquela apresentada anteriormente e é descrita pela Eq. (12). A taxa de variação instantânea inicial do desvio dos estados é definida pela Eq. (13) e \mathbf{P} deve manter verdadeira a igualdade da Eq. (14).

$$f = \frac{1}{2} \text{traço}[\mathbf{P} \cdot \dot{\tilde{\mathbf{x}}}(0) \cdot \dot{\tilde{\mathbf{x}}}^T(0)] \quad (12)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}}(0) = (\mathbf{G} - \mathbf{B} \cdot \mathbf{K} \cdot \mathbf{C}) \cdot r_0 \quad (13)$$

$$\mathbf{A}_c^T \cdot \mathbf{P} + \mathbf{P} \cdot \mathbf{A}_c + \mathbf{Q} = 0 \quad (14)$$

ÍNDICE DE DESEMPENHO COM PONDERAÇÃO NO TEMPO

Muitas vezes os sistemas têm uma resposta transitória com características desejáveis, porém o tempo para que o desvio da posição de equilíbrio aproxime-se de zero é muito grande, tornando-se inadmissível. Por este motivo, o tempo torna-se parte do PI presente na Eq. (15).

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} (t^k \cdot \tilde{\mathbf{x}}^T \cdot \mathbf{P} \cdot \tilde{\mathbf{x}} + \tilde{\mathbf{x}}^T \cdot \mathbf{Q} \cdot \tilde{\mathbf{x}}) \cdot dt \quad (15)$$

Devido ao termo t^k a matriz de ganhos de malha fechada, \mathbf{K} , deixa de ser invariante no tempo. Para contornar este problema, é determinada uma solução sub-ótima tornando-a invariante no tempo. Para o PI com ponderação no tempo, Lewis et al (2003) propõe a solução presente na Eq. (16), em que \mathbf{X} é definido pela Eq. (17) e \mathbf{P}_k deve tornar verdadeiro o conjunto de equações Eq. (18).

$$f = \frac{1}{2} \cdot \text{traço}(\mathbf{P}_k \cdot \mathbf{X}) \quad (16)$$

$$\mathbf{X} \equiv \tilde{\mathbf{x}}(0) \cdot \tilde{\mathbf{x}}^T(0) \quad (17)$$

$$\begin{aligned}
0 &= g_0 \equiv \mathbf{A}_C^T \mathbf{P}_0 + \mathbf{P}_0 \mathbf{A}_C + \mathbf{P} \\
0 &= g_1 \equiv \mathbf{A}_C^T \mathbf{P}_1 + \mathbf{P}_1 \mathbf{A}_C + \mathbf{P}_0 \\
&\vdots \\
0 &= g_{k-1} \equiv \mathbf{A}_C^T \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{A}_C + \mathbf{P}_{k-2} \\
0 &= g_k \equiv \mathbf{A}_C^T \mathbf{P}_k + \mathbf{P}_k \mathbf{A}_C + k! \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{Q} + \mathbf{C}^T \mathbf{K}^T \mathbf{R} \mathbf{K} \mathbf{C}
\end{aligned} \tag{18}$$

Pode-se ainda combinar a ponderação no tempo com o índice de desempenho derivativo, e utilizando-se a Eq. (13), Eq. (18) para o cálculo da Eq. (16).

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} (t^k \dot{\mathbf{x}}^T \mathbf{P}_k \dot{\mathbf{x}} + \dot{\mathbf{x}}^T \mathbf{Q} \dot{\mathbf{x}}) dt \tag{19}$$

MATRIZES DE PONDERAÇÃO DOS ESFORÇOS DE CONTROLE

Uma maneira conveniente de escolher as matrizes de pesos é minimizar os estados da saída de desempenho, $\mathbf{z}(t)$. Uma vez escolhido $\mathbf{z}(t)$ define-se \mathbf{H} em função dos estados do sistema e, conseqüentemente, o novo PI pode ser escrito de acordo com a Eq. (21).

$$\mathbf{z} = \mathbf{H} \mathbf{x} \tag{20}$$

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} (\mathbf{z}^T \mathbf{z} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \tag{21}$$

Substituindo a Eq. (20) na Eq. (21) é possível expressar o PI em função dos estados e das variáveis de controle, tornando possível obter \mathbf{Q} a partir de \mathbf{H} .

$$f = \frac{1}{2} \cdot \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{H}^T \mathbf{H} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \tag{22}$$

$$\mathbf{Q} = \mathbf{H}^T \mathbf{H} \tag{23}$$

INTEGRAL DO TEMPO MULTIPLICADO PELO VALOR ABSOLUTO DO ERRO

O índice de desempenho ITAE (v) consiste na minimização da soma da integral do tempo multiplicado pelo valor absoluto do erro, e , durante o período de simulação.

O tempo é inserido no equacionamento para ponderar a importância da rapidez da convergência do sistema. Essa importância pode ser mais ou menos acentuada alterando-se o valor da potência k , resultando no índice de desempenho proposto pela Eq. (24).

$$f = \int_0^{Tf} t^k |e| dt \tag{24}$$

RESULTADOS NUMERICOS

Inicialmente, foi estabelecido o pré-compensador do tipo proporcional para duas malhas de controle. Em seguida, as referências foram definidas. Para o controlador de taxa de arfagem a referencia foi obtida de

maneira indireta. Ela está apresentada na Fig. (3), no gráfico de ângulo de atitude, θ [rad], em função do tempo, t [s]. Este sinal consiste em uma aproximação do ângulo de atitude obtido a partir de uma decolagem manual. Como a malha é baseada no controle da taxa de arfagem, sua referência também de ser baseada nessa grandeza, então $\theta(t)$ foi derivado obtendo-se a referência presente no gráfico da taxa de arfagem, q [rad/s], em função do tempo, t [s].

Quanto à referência de velocidade, ela consiste no valor de V_2 adicionado a uma constante, referente à decolagem de uma aeronave bimotora sem falha de motor, neste caso o valor é de 108 m/s.

Para o método do regulador linear quadrático, foi considerado o espaço dos estados aumentado que consiste na união de todas as dinâmicas relevantes em um único sistema. Na malha interna, são levadas em conta as variáveis de período curto, os filtros e os atuadores. A malha externa engloba o as variáveis rastreadas e o pré-compensador. Estes parâmetros são considerados simultaneamente, pois é desejado que suas dinâmicas sejam consideradas na minimização do índice de desempenho utilizado. Os estados considerados para as malhas de controle de taxa de arfagem (índice q) e velocidade (índice V) são $\mathbf{x}_q = [\alpha \ q \ \delta_p \ \alpha_f \ \varepsilon]^T$ e $\mathbf{x}_V = [V \ \gamma \ \alpha \ h \ \delta_p \ \alpha_f \ \varepsilon]^T$, onde δ_p é a deflexão do profundor, α_f é ângulo de ataque filtrado e ε é o estado integral do pré compensador.

Posteriormente, foi escolhido o índice de desempenho derivativo com ponderação no tempo e suas matrizes de ponderação apresentadas a seguir.

Como o estado integrado do controle possui pólo em zero, (\mathbf{H}, \mathbf{A}) não é detectável fazendo com que o projeto da malha resulte em um ganho $\mathbf{K}=0$ para o estado do integrador. Para contornar este problema, este estado deve ser incluído de maneira a torná-lo observável no PI.

Dessa maneira, \mathbf{P} é uma matriz de zeros com uma ponderação do esforço de controle da saída do integrador dada por: $\mathbf{P}_q = \text{diag} \{0, 0, 0, 0, 10\}$ e $\mathbf{P}_V = \text{diag} \{0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 10\}$. Além disso, devido à escolha do PI derivativo, a taxa de deflexão do profundor também é considerada na matriz \mathbf{Q} , pois ela relaciona-se mais à energia de controle do que a deflexão do mesmo. \mathbf{Q} é dado por: $\mathbf{Q}_q = \text{diag} \{0, 0, 1, 0, 0\}$ e $\mathbf{Q}_V = \text{diag} \{0, 0, 0, 0, 0, 1, 0, 0\}$. Lewis et al (2003) afirma para a determinação ótima dos ganhos a partir do índice de desempenho derivativo com ponderação no tempo deve-se considerar $\mathbf{R}=\mathbf{0}$.

O próximo passo consiste na determinação dos ganhos de malha fechada. Para isso, foi utilizado o algoritmo *simplex* de Nelder-Mead, que minimizasse os índices de desempenho propostos, derivativo ou ITAE. Com exceção dos ganhos máximos e mínimos, não foi considerada nenhuma restrição não linear à minimização.

Tabela 1. Ganhos do rastreador de taxa de arfagem

<i>Método de projeto</i>	K_α	K_q	K_p	K_I
LQR	5,73	-78,05	0,37	38,81
ITAE	99,51	-31,44	29,28	85,32

Tabela 2. Ganhos do controlador de velocidade

<i>Método de projeto</i>	K_θ	K_q	K_p	K_I
--------------------------	------------	-------	-------	-------

LQR	-100,00	-23,65	-2,02	-29,64
ITAE	-100,00	-21,23	-3,35	-35,70

Após a determinação dos ganhos, foi estabelecido o tipo de transição entre as malhas de controle. Essa transição é um simples chaveamento da referência, das malhas internas e externas e dos ganhos. A transição ocorre assim que a aeronave atinge o valor de 107 m/s.

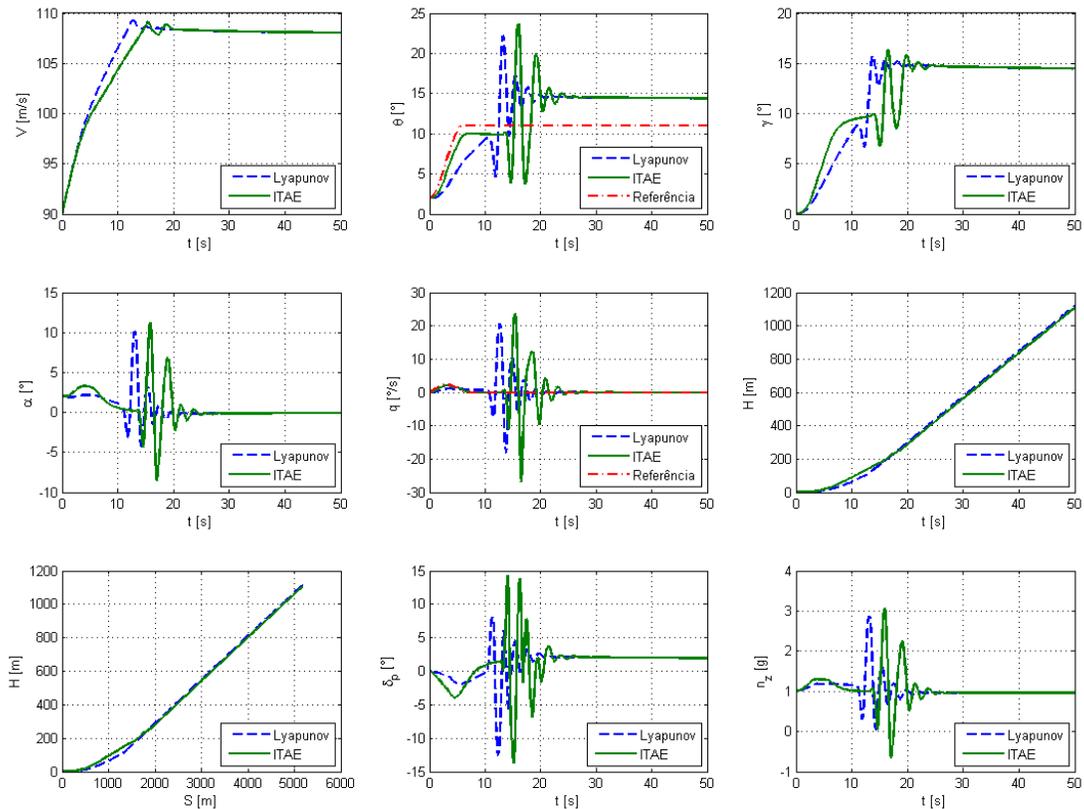


Figura 3. Simulação não linear integrada do sistema de piloto automático de decolagem projetado pelo método de linear quadrático e ITAE

CONCLUSÃO

A simulação integrada apresenta características semelhantes tanto para o índice de desempenho derivativo com ponderação no tempo como para o ITAE. Sua análise será dividida em três partes: resposta do controlador de taxa de arfagem; resposta do controlador de velocidade; e transição dos controladores.

Inicialmente serão discutidos os resultados referentes ao período em que o controlador de taxa de arfagem está atuando, ou seja, aproximadamente 10 segundos. Apesar de o controlador atuar de maneira a zerar o erro da taxa de arfagem, esta parte da decolagem é baseada no ângulo de atitude, o qual apresenta um erro diferente de zero. As principais causas deste efeito são as não linearidades presentes, compostas principalmente pelo

recolhimento dos trens de pouso e pelo efeito solo, que alteram a posição dos pólos de período longo de maneira significativa até uma altura de aproximadamente 20m.

Além disso, o erro do índice de desempenho ITAE é menor, pois os ganhos são obtidos a partir de um período de simulação do sistema não linear enquanto que a outra metodologia é baseada em um espaço dos estados, que é linearizado em torno de um ponto. Isso possibilita que as não linearidades sejam levadas em conta de maneira mais significativa nos ganhos da malha projetada utilizando-se o ITAE, fazendo com que o erro do ângulo de atitude seja menor.

Em segundo lugar, o comportamento do sistema de controle de velocidade consegue manter a velocidade de referência com um erro que se aproxima de zero, apesar de ser uma estrutura comumente utilizada em altas velocidades.

Por último, o tipo de transição dos controladores não se mostra adequado, pois a condição em que o controlador de velocidade é iniciado faz com que o profundor seja altamente solicitado incorrendo em valores de fator de carga incompatíveis com conforto exigido em aeronaves comerciais.

Este problema poderia ser contornado projetando o sistema de maneira integrada com o índice de desempenho ITAE e uma restrição não linear que limita o fator de carga da aeronave, porém o esforço computacional que esta solução exige é muito maior que as soluções adotadas neste trabalho. Outra maneira seria projetar uma malha de controle intermediária que desacelerasse a aeronave de maneira mais suave até que a transição para o controlador de velocidade resultasse em uma perturbação mínima no sistema.

Outro fato que pode ser observado na transição dos controladores é que o sistema com ganhos baseados no índice de desempenho derivativo estabiliza mais rápido que aquele projetado por ITAE, indicando que a energia de controle de velocidade pode estar mais relacionada às derivadas dos estados que aos estados em si.

REFERENCIAS

1. Åström, K. J. and Wittenmark, B., Computer Controlled Systems, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, ISBN 0133148998, 1996.
2. Federal Aviation Regulation, "Electronic Code of Federal Regulation," <http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/text-idx?c=ecfr&sid=062b28471bc8dcb97674778cc622f2a2&rgn=div5&view=text&node=14:1.0.1.3.11&idno=14>, Março 2010.
3. Jeanneau, M. and Villaumé, F., "Control Laws For Automatic Take-Off Using Robust Nonlinear Inversion Techniques," IFAC Technical Paper 10.3182/20070822-3-US-00170, 2007.
4. Lewis, F. L. and Stevens, B., L., Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Inc, New Jersey, ISBN 0471371459, 2003.
5. Roskam, J. and Lan, C. T. E., Airplane Aerodynamics and Performance, Design, Analysis and Research Corporation, Kansas, ISBN 1-884885-44-6, 1997.

INFORMAÇÕES DE CONTATO

Wesley Jaques Genova

e-mail: wesleyjg@gmail.com

Cel: +55 12 8811-1844

Pedro Paglione

e-mail: paglione@ita.br

Salvador Jorge da Cunha Ronconi

e-mail: salvador.ronconi@embraer.com.br