



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

DINÂMICA E CONTROLE DE AERONAVES EM MANOBRAS LAPES

João Flávio Reis Negreti, negreti@gmail.com¹

Cleiton Diniz Pereira Silva e Silva, cleiton.silva@embraer.com.br²

Pedro Paglione, paglione@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos – SP.

²Empresa Brasileira de Aeronáutica, Avenida Faria Lima, 2170, São José dos Campos – SP.

Resumo: *As manobras de extração de cargas em baixas alturas (Low Altitude Parachute Extraction System – LAPES) configuram-se num dos maiores desafios aeronáuticos do ponto de vista de controle, devido às rápidas variações de posição de centro de gravidade, momentos de inércia e peso da aeronave, associados a pequenas margens para variação da altitude. Assim, este trabalho propõe o desenvolvimento de modelos que simulem as perturbações envolvidas em manobras LAPES e apresentar alternativas para o controle da aeronave, de maneira a tornar esse tipo de missão exequível de maneira segura e com uma carga de trabalho adequada ao piloto. É discutida a implementação do sistema de controle em dois laços: um laço interno de aumento de estabilidade e outro laço externo para aumento de controle. Utiliza-se para o laço interno a técnica de inversão estática, com os ganhos sendo definidos através da alocação de polos relativos ao movimento de período curto da aeronave. Para o laço externo, será discutida a implementação de um sistema de comando de variação e segurador de trajetória de voo, sendo utilizado nesse sistema um controlador tipo proporcional integral em conjunto com ganhos preditivos de ramo direto, sendo que os valores para os ganhos serão definidos através da minimização de uma função custo tipo integral do módulo do erro. Em conjunto com o sistema de controle de trajetória, será implementada um piloto automático de velocidade. Finalmente, com o sistema de controle definido, serão feitas simulações para diversas condições de extração de carga.*

Palavras-chave: *Manobra LAPES, Modelagem, Inversão Estático, Controle Ótimo*

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho tem por finalidade simular, propor alternativas de controle e avaliar os resultados para aeronaves durante a execução de manobras de extração de cargas por pára-quedas em baixa altura.

Para tanto, será discutida a implementação do modelo longitudinal de uma aeronave de carga de grande porte em configuração apropriada (com as superfícies hipersustentadoras defletidas) e aplicado a esse modelo perturbações que simulem os efeitos da manobra LAPES, tais como: variações na massa total da aeronave, na posição do centro de gravidade e nos momentos de inércia conforme discutido por Martin, Ramires e Franzen (1967). Por se tratar de uma missão que envolve pequenas margens de erro para variações de altitude, será inserido no modelo os efeitos causados por perturbações atmosféricas.

Serão apresentados os procedimentos relativos ao projeto de sistema de controle, que podem ser sintetizados em: obtenção dos estados dos atuadores (posição de manete e deflexão do estabilizador horizontal) e o ângulo de ataque para o equilíbrio da aeronave nas condições de voo de interesse, linearização da aeronave ao redor das condições de equilíbrio, aplicação das técnicas de controle linear nos modelos obtidos, simulações e análise do sistema controlado obtido.

Aplicar-se-á, no intuito de se atender as especificações de qualidade de pilotagem, a técnica de inversão estática para modificação da dinâmica de curto período da aeronave, com os ganhos sendo definidos através do processo de alocação de pólos.

Para o movimento fugoidal, será analisada a implementação de um sistema de comando de variação e segurador de trajetória de voo (CVSTV). Será projetado em conjunto com o sistema de controle de trajetória um piloto automático de velocidade, sendo que todos os ganhos dos sistemas de controle serão definidos através da minimização de uma função custo tipo integral do módulo do erro.

Definidos os ganhos dos controladores, serão apresentados os resultados obtidos em simulação para diversas condições de extração de carga e, também, simulações da manobra completa, envolvendo não somente a etapa de extração, mas também as etapas de aproximação, arredondamento e estabilização.

Será feita uma análise no domínio da frequência utilizando-se os valores singulares da malha de ramo direto. E, finalmente, será feita uma análise de robustez para a presença de rajadas verticais e para variações na planta devida a incertezas na posição do centro de gravidade.

1.1. Manobra LAPES

Segundo Litchford (1968) deseja-se que, durante a manobra LAPES, a carga seja lançada de uma distância máxima de 4,9 m entre o trem de pouso e o solo. A Fig. (1) apresenta os perfis de voo típicos para duas missões com manobra LAPES: com uma única extração de carga e com extrações sequenciais de carga.

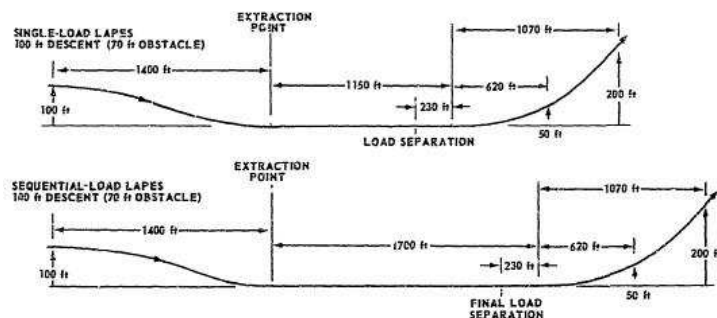


Figura 1. Perfis de voo típicos para manobras LAPES – extraído de Litchford (1968).

As etapas para as manobras LAPES são as seguintes:

- Aproximação ao local de entrega;
- Descida e arredondamento com o pára-quedas guia inflado;
- Liberação do pára-quedas de extração;
- Inflagem do pára-quedas de extração e retirada da carga útil;
- Impacto no solo e parada da carga útil.

É apresentada na Fig. (2) a aeronave Lockheed C-130 Hercules executando a manobra LAPES.



Figura 2. Aeronave Lockheed C-130 Hercules Executando a Manobra LAPES.

2. MODELAGEM DA AERONAVE

2.1. Aeronave Utilizada

O modelo de avião para as simulações deste trabalho será baseado no Boeing 747 series 100/200. Esta aeronave possui uma grande quantidade de dispositivos (“Flaps” de bordo de ataque e de fuga, “spoilers”, diversas superfícies de controle, quatro motores turbofan, etc.) que a tornam bastante representativa em relação a qualquer aeronave convencional em operação, conforme Hanke (1971) e Hefley e Jewell (1972). O Boeing 747 é uma aeronave de fuselagem larga intercontinental equipada com quatro motores turbofan, projetada para operar em aeroportos internacionais. Algumas características desse avião são: alcance de 6.000 NM, velocidade de cruzeiro superior a 965 km/h e teto de serviço de 13.715 m. A Fig. (3) apresenta as três vistas dessa aeronave.

2.2. Equações Diferenciais Ordinárias para o Modelo Longitudinal

Stevens e Lewis (2003) apresentam uma discussão detalhada a respeito da dedução das equações diferenciais ordinárias para o modelo longitudinal, que estão listadas a seguir (adaptadas para uma aeronave de quatro motores):

$$\dot{V} = [(F_{T_1} + F_{T_2} + F_{T_3} + F_{T_4}) \cdot \cos(\alpha + \alpha_T) - D - m \cdot g \cdot \sin \gamma] / m \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = [(F_{T_1} + F_{T_2} + F_{T_3} + F_{T_4}) \cdot \sin(\alpha + \alpha_T) + L - m \cdot g \cdot \cos \gamma] / (mV) \quad (2)$$

$$\dot{q} = \{M - [(F_{T_2} + F_{T_3}) \cdot x_{T_i} + (F_{T_1} + F_{T_4}) \cdot x_{T_o}] \cdot \sin \alpha_T + [(F_{T_2} + F_{T_3}) \cdot z_{T_i} + (F_{T_1} + F_{T_4}) \cdot z_{T_o}] \cdot \cos \alpha_T\} / I_{YY} \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (4)$$

$$\dot{H} = V \cdot \sin \gamma \quad (5)$$

$$\dot{x}_0 = V \cdot \cos \gamma \quad (6)$$

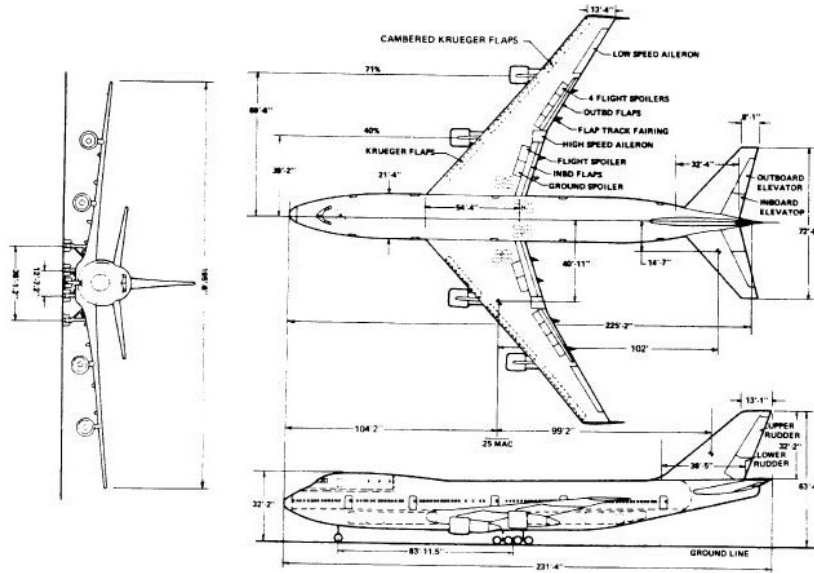


Figura 3. Aeronave Boeing 747-100/200 – Extraído de Hanke (1971).

2.2.1. Implementação das Perturbações Atmosféricas

Com o surgimento de uma perturbação aerodinâmica definida pela Eq. (7) ocorre uma modificação na direção e na intensidade do escoamento sobre o avião e, em consequência disso, ocorre também uma variação no ângulo de ataque da aeronave.

$$v_w = \begin{bmatrix} v_{w_x} \\ 0 \\ v_{w_z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

A soma vetorial da velocidade da perturbação atmosférica com a velocidade da aeronave resulta no apresentado pela Eq. 8, para o referencial aerodinâmico.

$$\begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V - v_{w_x} \cdot \cos \gamma + v_{w_z} \cdot \sin \gamma \\ 0 \\ -v_{w_x} \cdot \sin \gamma - v_{w_z} \cdot \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (8)$$

O módulo da velocidade do escoamento e a variação do ângulo de ataque ficam definidos pelas Eq. (9) e (10), respectivamente:

$$V_a = \sqrt{u_a^2 + w_a^2} \quad (9)$$

$$\Delta \alpha = \tan^{-1} \frac{w_a}{u_a} \quad (10)$$

Finalmente, as forças aerodinâmicas de interesse devem ser aplicadas no referencial da trajetória. Dessa forma, as novas forças de sustentação e arrasto ficam definidas pelas Eq. (11) e (12), respectivamente:

$$L_0 = L \cdot \cos \Delta \alpha + D \cdot \sin \Delta \alpha \quad (11)$$

$$D_0 = -L \cdot \sin \Delta \alpha + D \cdot \cos \Delta \alpha \quad (12)$$

2.3. Coeficientes Aerodinâmicos

Equações (13), (14) e (15) apresentam os coeficientes aerodinâmicos para a aeronave rígida relacionadas ao movimento longitudinal: coeficiente de sustentação C_L , coeficiente de arrasto C_D e coeficiente de momento de arfagem C_m , respectivamente. Esses coeficientes estão amplamente discutidos e caracterizados em Hanke e Nordwall (1970) e em Hanke (1971).

$$C_L = C_{L_{basico}} + \frac{dC_L}{d\alpha} \cdot \left(\frac{\alpha \bar{c}}{2 \cdot V_E} \right) + \frac{dC_L}{dq} \cdot \left(\frac{q \bar{c}}{2 \cdot V_E} \right) + K_\alpha \cdot \frac{dC_L}{d\delta_{hestab}} \cdot \delta_{hestab} + K_\alpha \cdot \frac{dC_L}{d\delta_p} \cdot \delta_p \quad (13)$$

$$C_D = K \cdot \left[C_{D_{basico}} + \frac{dC_D}{d\delta_{hestab}} \cdot \delta_{hestab} \right] + [1 - K] \cdot [C_D]_M \quad (14)$$

$$C_m = C_{m_{basico}} + C_L \cdot (cg - .25) + \frac{dC_m}{d\alpha} \cdot \left(\frac{\alpha \bar{c}}{2 \cdot V_E} \right) + \frac{dC_m}{dq} \cdot \left(\frac{q \bar{c}}{2 \cdot V_E} \right) + K_\alpha \cdot \frac{dC_L}{d\delta_{hestab}} \cdot \delta_{hestab} + K_\alpha \cdot \frac{dC_L}{d\delta_p} \cdot \delta_p \quad (15)$$

2.4. Forças e Momentos Aerodinâmicos

As forças de sustentação e de arrasto e o momento de arfagem são definidos conforme se segue:

$$L = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \tag{16}$$

$$D = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \tag{17}$$

$$M = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot l \cdot C_L \tag{18}$$

2.5. Fator de Carga

Conforme Oliveira (2008), o fator de carga é uma grandeza que quantifica a aceleração a que um ponto de um corpo está sujeito em comparação com a aceleração da gravidade. O fator de carga é definido como se segue:

$$N_z = \frac{V \cdot \dot{\gamma}}{g} + \cos \gamma \tag{19}$$

3. IMPLEMENTAÇÃO DOS MODELOS

A fig. (4) apresenta o modelo principal em Simulink® implementado para simulação da aeronave e a fig. (5) apresenta a estrutura interna do modelo principal. Optou-se pela implementação modular do modelo devido à complexidade do mesmo, conforme proposto por Cruz e Kienitz (2003).

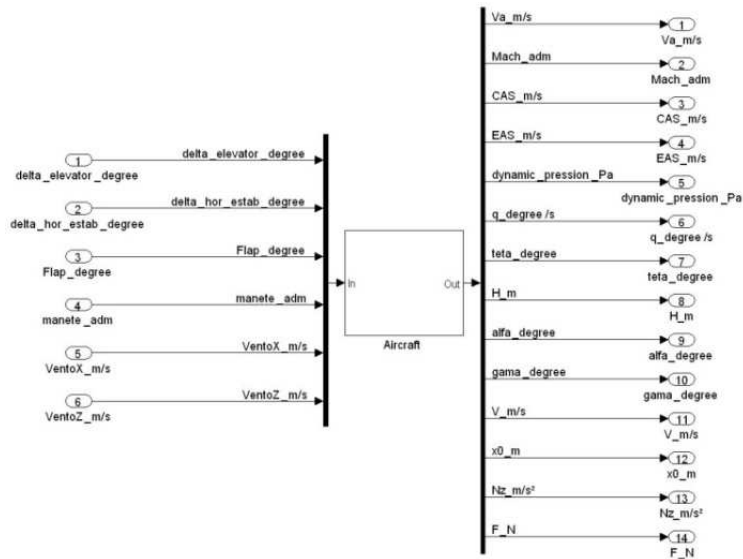


Figura 4. Modelo Principal do Modelo da Aeronave Implementada em Simulink.

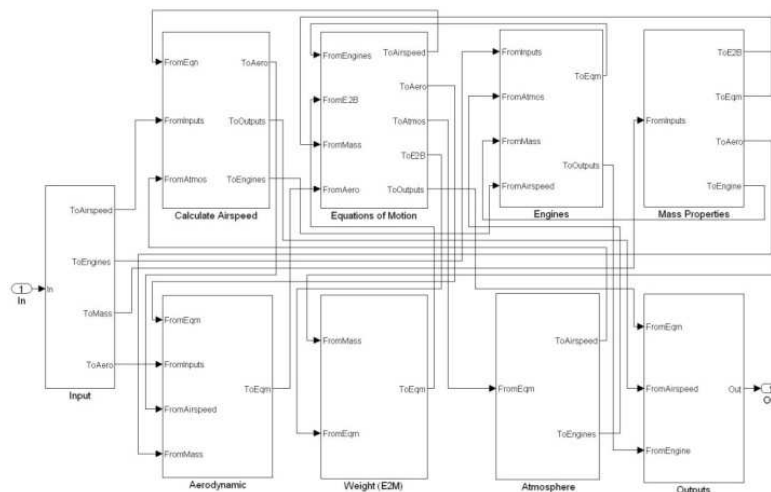


Figura 5. Diagrama de Blocos Internos do Modelo Principal.

3.1. Simulação Extração de Carga

A fig. (6) apresenta estrutura implementada no bloco “Mass Properties” responsável pela simulação dos efeitos de extração de cargas.

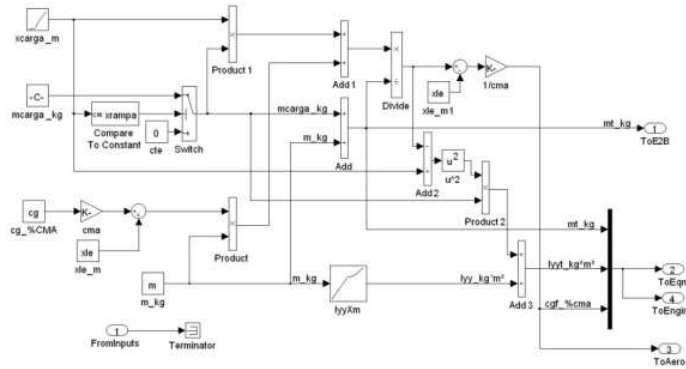


Figura 6. Estrutura Implementada no Bloco “Mass Properties” para Simulação da Extração de Carga.

Esse sistema corresponde ao seguinte conjunto de equações:

$$\text{Se } x_{carga} < x_{rampa}$$

$$x_{CG_{total}} = \frac{m_{carga} \cdot x_{carga} + m_{aeronave} \cdot x_{CG_{aeronave}}}{m_{carga} + m_{aeronave}} \quad (20)$$

$$m_{total} = m_{carga} + m_{aeronave} \quad (21)$$

$$I_{YY_{total}} = I_{YY_{aeronave}} + (x_{CG_{total}} - x_{carga})^2 \cdot m_{carga} \quad (22)$$

Senão:

$$x_{CG_{total}} = x_{CG_{aeronave}} \quad (23)$$

$$m_{total} = m_{aeronave} \quad (24)$$

$$I_{YY_{total}} = I_{YY_{aeronave}} \quad (25)$$

4. PROJETO DE CONTROLE

Para o projeto de controle, inicialmente são estabelecidas as condições de vôo de interesse. Em posse dessas condições, encontram-se quais são as condições dos atuadores e do ângulo de ataque que mantém o vôo equilibrado. Assim, pode-se utilizar a expansão de Euler de primeira ordem para se obter os modelos linearizados ao redor das condições de equilíbrio. Todo o projeto de controle é, então, feito com base nos modelos linearizados obtidos. Finalmente, com o sistema de controle definido, são analisados os resultados para o sistema não-linear completo.

A arquitetura de controle consiste em dois laços: um laço interno responsável pelo aumento de estabilidade e um laço externo responsável pelo aumento de controle.

Para o aumento de estabilidade será utilizada de inversão estática, com os ganhos sendo obtidos através da alocação de pólos. O aumento de estabilidade consiste na modificação da dinâmica de período curto da aeronave.

Para o aumento de controle, será utilizado um controlador tipo proporcional integral com dois ramos preditivos de ganho direto. Os ganhos desse sistema de controle serão definidos através da minimização de uma função custo tipo integral do módulo do erro. Esse sistema terá como função: o controle da variação e segurador da trajetória de vôo. Juntamente esse sistema, será discutida a implementação de um piloto automático de velocidade, atuando no manete de potência da aeronave.

4.1. Condições de Vôo de Projeto

Será utilizado como condições de vôo de projeto o seguinte espectro de situações:

- Deflexão de Flaps de 10°, 20° e 30°;
- Nível de vôo em Nível do Mar, Nível 100 e Nível 200;
- Velocidade de Vôo igual a 1,2, 1,3, 1,4, 1,5 e 1,6 vezes a velocidade de “Stall”;
- Cinco combinações diferentes de massa e posição do centro de gravidade (CG), conforme enumerado com a massa em toneladas e a posição do CG em percentagem da corda média aerodinâmica:

1. m = 170 [ton] e CG = 15 [%CMA];	2. m = 170 [ton] e CG = 32 [%CMA];
3. m = 235 [ton] e CG = 25 [%CMA];	4. m = 300 [ton] e CG = 12 [%CMA];
5. m = 300 [ton] e CG = 32 [%CMA].	

Para todas essas condições, foram encontrados os valores de deflexão do estabilizador horizontal, a atitude da aeronave e a posição da manete de potência que garantem o vôo nivelado equilibrado.

4.2. Projeto de Aumento de Estabilidade

Os sistemas de aumento de estabilidade têm por finalidade essencial modificar a dinâmica do movimento de período curto de forma a fazer com que esta apresente características de pilotagem adequadas.

4.2.1. Especificação para o Movimento de Período Curto

Baseando-se nas discussões de Stevens e Lewis (2003) e na norma MIL-STD 1797A, estabeleceu-se como valores para uma qualidade de voo aceitável o seguinte:

- Fator de amortecimento ξ : $\xi > 0,3$ (mínimo) e $\xi = 1,0$ (desejável)
- Frequência natural ω_n : $\omega_n > 1,0$ [rad/s] (mínimo) e $\omega_n = 2,2$ [rad/s] (desejável)
- Fração $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)} \cdot \frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)} > 0,85$ [rad³/s²] (mínimo) e $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)} > 1,50$ [rad³/s²]

Figuras 7, 8 e 9 apresentam os pólos relativos ao movimento de período curto da aeronave e o valor da fração $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)}$ em função de ω_n para deflexão de Flap de 10°, 20° e 30°. As linhas contínuas representam os valores limites especificados, enquanto que as linhas tracejadas representam os valores desejados.

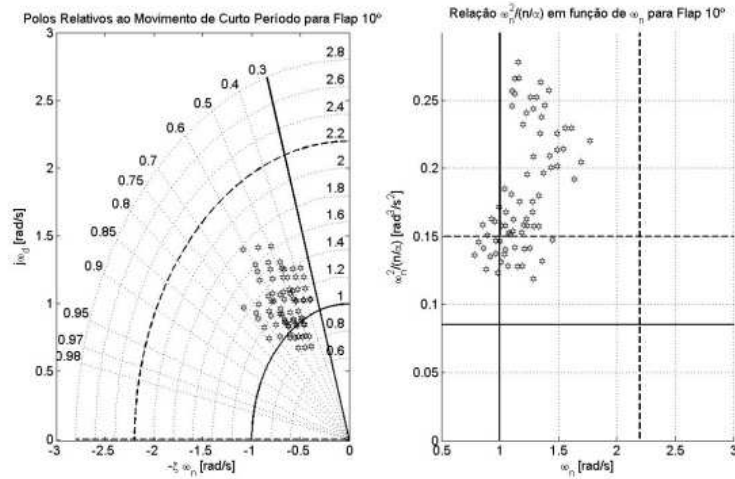


Figura 7. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)}$ para Flap 10°.

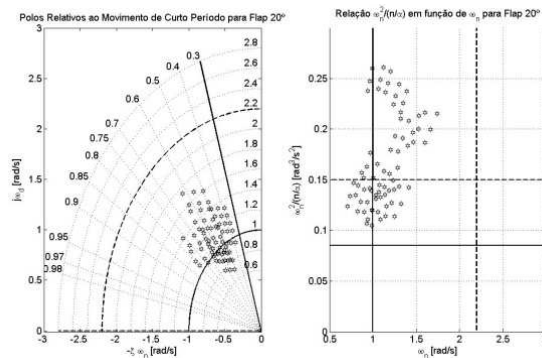


Figura 8. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)}$ para Flap 20°.

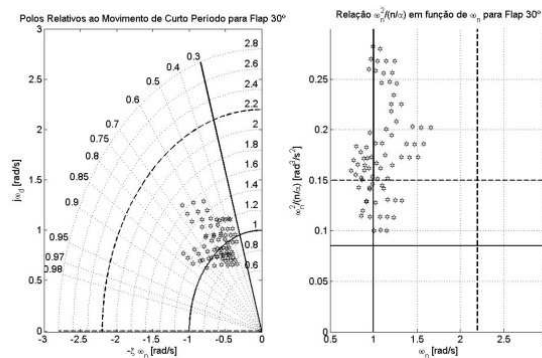


Figura 9. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\left(\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}\right)}$ para Flap 30°.

Pode-se observar que, devido às mudanças de condição de vôo e das características de massa da aeronave, a localização dos pólos, ou seja, a dinâmica da aeronave varia consideravelmente. Além disso, para diversos pontos de operação, a dinâmica de período curto da aeronave não atende aos requisitos mínimos estabelecidos.

4.2.2. Inversão Estática

Uma das estratégias de controle existentes para o atendimento dos requisitos de projeto anteriormente definidos é a aplicação da inversão estática, discutida por Lambregts (2005). Essencialmente, essa técnica consiste em estabelecer uma realimentação dos seguintes estados: ângulo de ataque, razão de arfagem e pressão dinâmica. Com isso, a deflexão do profundor da aeronave fica definida dessa forma:

$$\delta p = \frac{1}{C_{m\delta p}} \cdot \left[\frac{I_{YY}}{l \bar{q} \cdot S \cdot c} \cdot (C_{md} - K_q \cdot q - K_\alpha \cdot \alpha) - (C_{m_q} \cdot q + C_{m_\alpha} \cdot \alpha) \right] \quad (20)$$

Com isso, o sistema de controle “cancela” o efeito das derivadas de estabilidade relacionadas ao movimento de período curto (C_{m_q} e C_{m_α}).

4.2.3. Aplicação da Inversão Estática

A fig. (10) apresenta a implementação da eq. (20), referente à inversão estática.

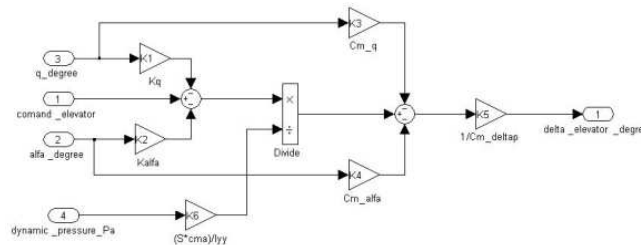


Figura 10. Estrutura da Realimentação estática.

Utilizando-se para K_3 , K_4 , K_5 e K_6 valores médios do modelo e $K_1 = 0,06$ e $K_2 = 1,5$, obtêm-se os resultados para o movimento de período curto apresentados nas figuras (11), (12) e (13), a seguir.

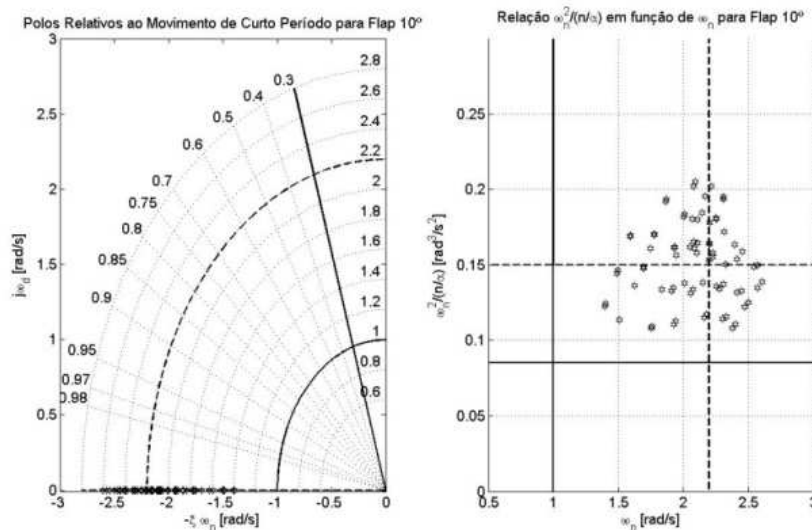


Figura 11. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}}$ para Flap 10° para o Sistema Compensado.

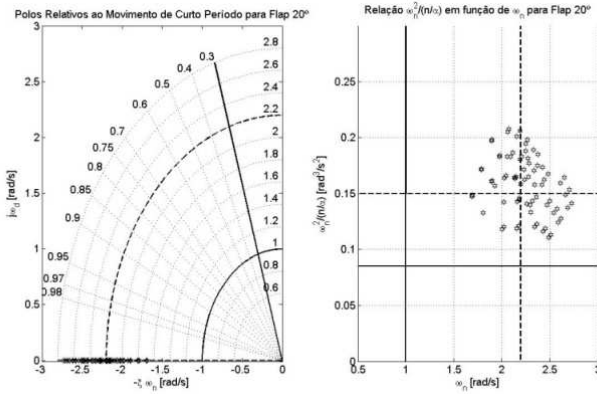


Figura 12. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}}$ para Flap 20° para o Sistema Compensado.

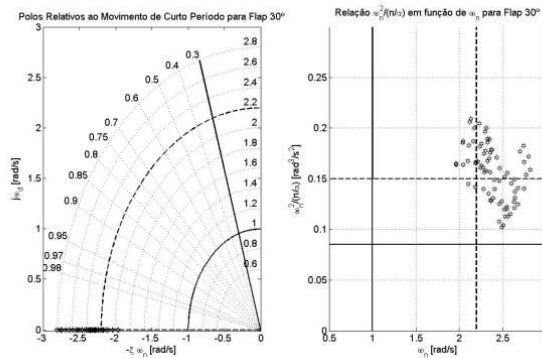


Figura 13. Pólos do Movimento de Período Curto e a fração $\frac{\omega_n^2}{\frac{\partial N_z}{\partial \alpha}}$ para Flap 30° para o Sistema Compensado.

Pode-se observar que todos os pontos de projeto passaram a apresentar pólos de período curto em uma região relativamente próxima da desejada.

4.3. Projeto de Aumento de Controle

Os sistemas de aumento de controle são aplicados em missões em que se exige uma melhora no desempenho do piloto. A fig. (14) apresenta a arquitetura implementada para o sistema de comando de variação e segurador de trajetória de voo.

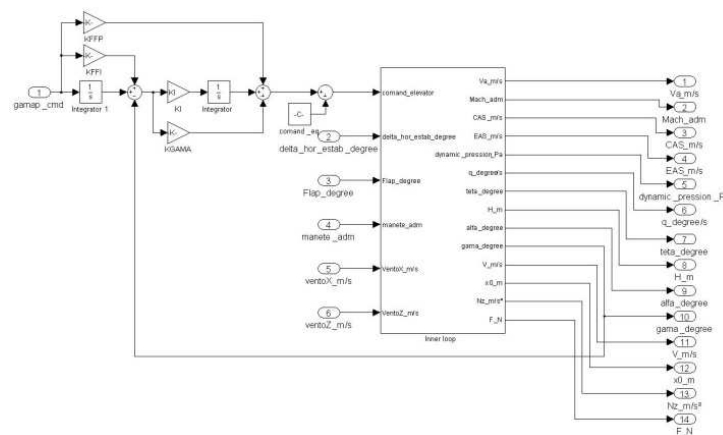


Figura 14. Diagrama em Simulink® do Sistema de Controle de Trajetória.

Para a definição dos ganhos do sistema de controle, foi aplicada a minimização de uma função custo modificada pela inserção de um fator de penalização em função do somatório dos ganhos. Além disso, a definição dos ganhos ocorre em duas etapas: a primeira consiste na definição dos ganhos proporcional e integral do controlador, através da minimização do erro causado por uma perturbação tipo tesoura de vento; a segunda consiste na definição dos ganhos de ramo direto através da minimização da função custo para o erro de rastreamento de um sinal de referência. A fig. (15) apresenta os resultados obtidos para diversos valores de penalização para a resposta à perturbação do sistema.

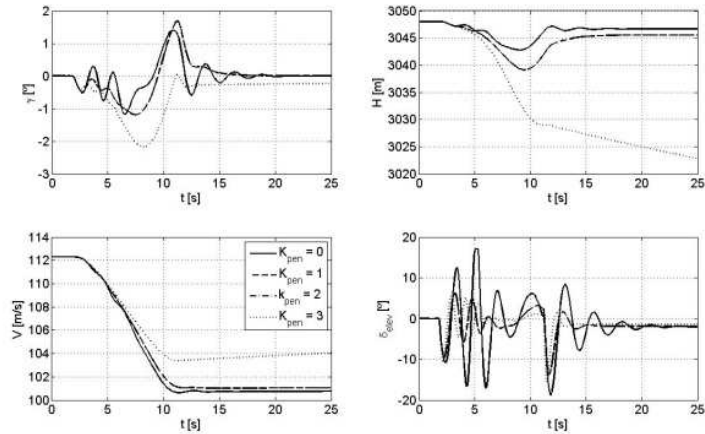


Figura 15. Resultados Obtidos em Simulação para o Controlador Definido com Diversos Fatores de Penalização.

Pode-se observar que esse sistema de controle, como concebido não é adequado por a velocidade cai de maneira muito expressiva, tirando a aeronave da condição de equilíbrio. Para sanar esse problema, será apresentado na seção seguinte um sistema de piloto automático de velocidade.

4.3.1. Piloto Automático de Velocidade

A fig. (16) apresenta o sistema de piloto automático (PA) de velocidade em conjunto com o sistema de controle de trajetória. As fig. (17) e (18) apresentam os resultados para a resposta à rajada e ao comando de rastreamento.

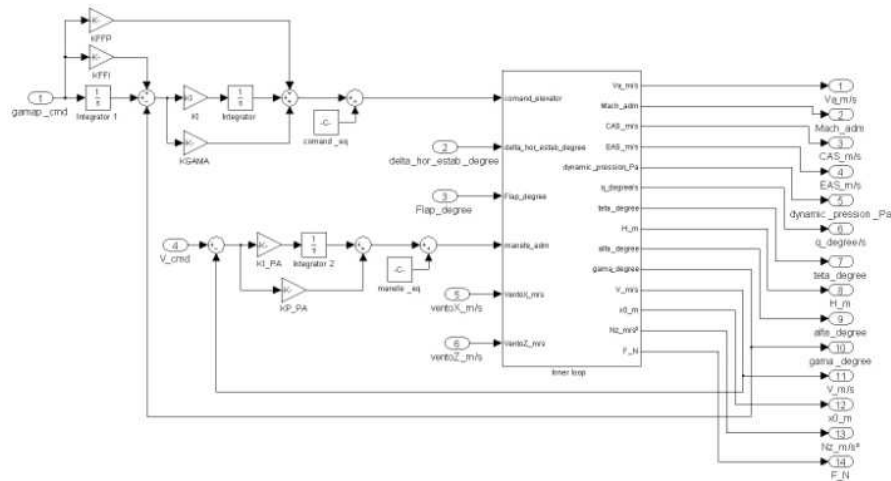


Figura 16. Diagrama em Simulink® do Sistema de Controle de Trajetória em Conjunto com PA de Velocidade.

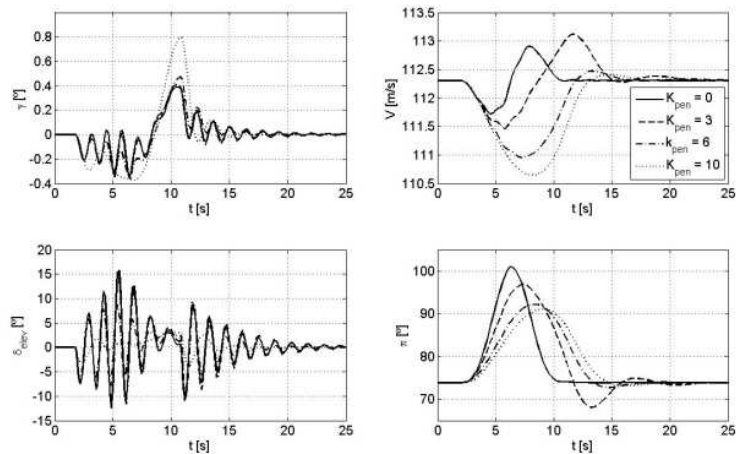


Figura 17. Simulação dos Controladores Obtidos para Diversos Fatores de Penalização para Resposta à Perturbações Atmosféricas.

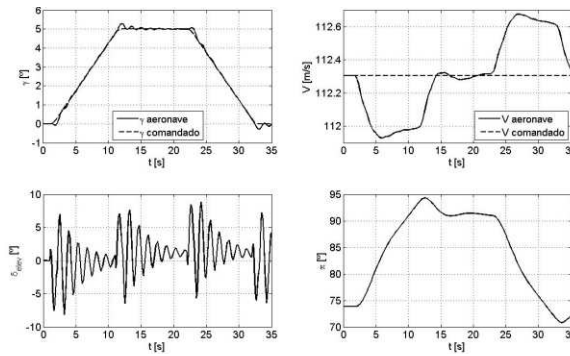


Figura 18. Simulação do Sistema de Controle Definido para o Rastreamento de um Sinal de Referência.

5. RESULTADOS

A figura (19) apresenta os resultados obtidos para uma simulação de extração de carga.

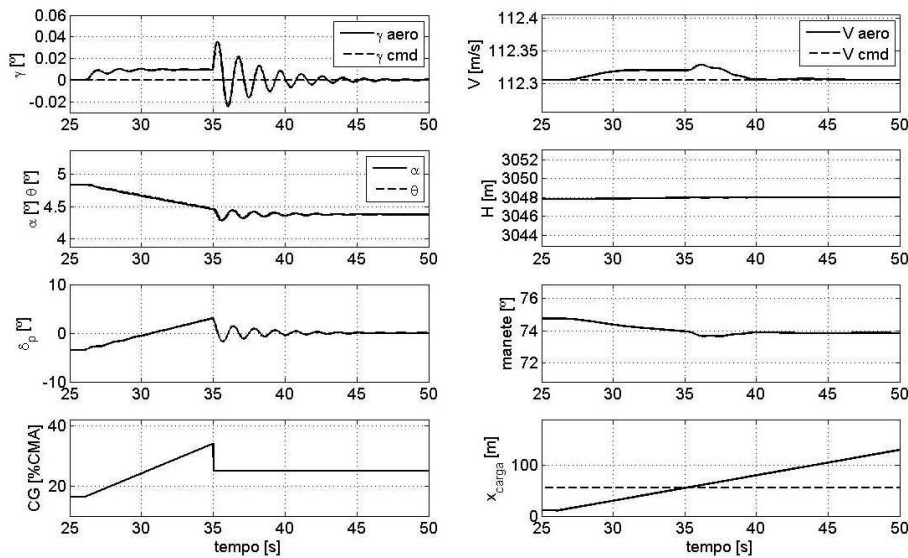


Figura 19. Simulação do Sistema Controlado durante uma Extração de Carga.

Pode-se observar uma oscilação praticamente desprezível do ângulo de trajetória durante a extração de carga, mesmo com uma variação bastante considerável da posição do centro de gravidade. Dessa forma, julgou-se os resultados obtidos satisfatórios.

6. Conclusões

A técnica de inversão estável se mostrou uma alternativa bastante promissora para o sistema de aumento de controle. A arquitetura de controle de trajetória da forma concebida se mostrou conveniente para a aplicação em manobras de extração de cargas em baixas alturas.

7. REFERÊNCIAS

- Hanke, C. R., 1971, "The Simulation of a Large Jet Transport Aircraft Vol. 1: Mathematical Model", Kansas.
 Hanke, C. R.; Nordwall, D. R., 1970, "The Simulation of a Large Jet Transport Aircraft Vol. 2: Modeling Data", Kansas.
 Lambregts, A. A., 2005, "Fundamentals of Fly-by-Wire Augmented Manual Control".
 Litchford, G. B., 1968, "Synthesis of a Multifunctional Tactical Landing System".
 Martin, K. L.; Ramirez, R. E.; Franzen, R. V., 1967, "Evaluation of C-130E Stability and Control Characteristics and the A/A32H-4 Dual Rail Cargo Handling System during Low Level Cargo Deliveries".
 Oliveira, P. H. I. A. de, 2008, "Introdução às Cargas nas Aeronaves", Programa de Especialização em Engenharia.
 Stevens, L. B.; Lewis, J. 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.

STABILITY AND CONTROL OF AIRCRAFT AT LAPES MANEUVER

João Flávio Reis Negreti, negreti@gmail.com¹

Cleiton Diniz Pereira Silva e Silva, cleiton.silva@embraer.com.br²

Pedro Paglione, paglione@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos – SP.

²Empresa Brasileira de Aeronáutica, Avenida Faria Lima, 2170, São José dos Campos – SP.

Abstract: *LAPES (Low-Altitude Parachute Extraction System) maneuver represents one of the greatest challenges in control field because it involves rapid variations in the center of gravity position, total weight of the aircraft and inertia moments, associated to a small altitude margin. Then, this work presents a discussion about modelling and simulation of the disturbances related to the LAPES maneuver and discusses alternatives in systems of control so that this maneuver can be made safely and represents an acceptable workload for the pilot. The control's architecture has two loops: an inner loop of Stability Augmentation System (SAS) and an outer loop of Control Augmentation System (CAS). The Static Inversion Technique is applied in the SAS loop with the gains defined through the poles allocation. For CAS loop the Flight Patch Angle Control and Hold (FPACH) architecture were investigated. The FPACH system uses proportional integral controllers with predictive patches which gains were defined through the minimization of a cost function based in the Integral of Absolute value of Error (IAE). An Autopilot for velocity control was implemented using the same method of CAS. Finally, with the controller's gains defined, simulations for some conditions of load extraction was made.*

Key-words: *LAPES Maneuver, Modeling, Static Inversion, Optimal Control.*

1. RESPONSIBILITY NOTICE

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