

ESTUDO E IMPLEMENTAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE DE UMA AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL

MIGUEL I. NETO¹, NATANAEL C. PEREIRA²

¹ Graduando em Tecnologia de Manutenção de Aeronaves, Bolsista PIBIFSP, IFSP, Câmpus São Carlos, miguelinforsato@gmail.com.

² Professor da Área da Industria, Orientador, IFSP, Câmpus São Carlos, natanael@ifsp.edu.br.

Área de conhecimento (Tabela CNPq): 3.12.02.02-0 Estabilidade e Controle

Apresentado no

10º Congresso de Inovação, Ciência e Tecnologia do IFSP ou no 4º Congresso de Pós-Graduação do IFSP

27 e 28 de novembro de 2019- Sorocaba-SP, Brasil

RESUMO: A cada projeto de uma nova aeronave observamos o aumento na complexidade dos sistemas desenvolvidos e embarcados aumentando o número de mecanismos e componentes suscetíveis a falhas. Ao mesmo tempo, os requisitos de confiabilidade do sistema estão crescendo como consequência do aumento das demandas econômicas e do aperfeiçoamento dos regulamentos ambientais e de segurança. Manter a segurança do sistema nos níveis exigidos ao melhor os componentes individualmente é desafiador e caro. Relatórios estatísticos recentes apontam que aproximadamente 20% dos acidentes aéreos fatais na aviação comercial são classificados como perda de controle (LOC, Loss-of-Control). Uma ferramenta muito importante que aumenta a segurança de uma aeronave e que auxiliará na redução dessa estatística é o desenvolvimento de sistemas de controle tolerante a falhas com o método de controle reconfigurável. O objetivo principal em um sistema de controle tolerante a falhas é projetar um controlador com estrutura adequada para alcançar estabilidade e desempenho satisfatório, não só quando todos os componentes de controle estão funcionando normalmente, mas também nos casos em que há falhas em sensores, atuadores, ou outros componentes do sistema. Neste trabalho é proposto o desenvolvimento de um controlador reconfigurável para o eixo longitudinal.

PALAVRAS-CHAVE: perda de controle; sistema de controle; tolerante a falhas; controle reconfigurável

STUDY AND IMPLEMENTATION OF CONTROL SYSTEM OF THE DYNAMICALLY UNSTABLE AIRCRAFT MODEL

ABSTRACT: With each project of a new aircraft we observe the increasing complexity of the developed and embedded systems increasing the number of mechanisms and components susceptible to faults. At the same time, system reliability requirements are growing as a result of increasing economic demands and improving environmental and safety regulations. To maintain the system security at the levels required when improving components individually is challenging and costly. Recent statistical reports indicate that approximately 20% of fatal accidents in commercial aviation are classified as loss-of-control (LOC). A very important tool that increases aircraft safety and will help reduce this statistic is the development of fault tolerant control systems with the reconfigurable control method. The primary objective in a fault tolerant control system is to design a properly structured controller to achieve stability and satisfactory performance, not only when all control components are operating normally, but also in case of faults in sensors, actuators, or other system components. This work proposes the development of a reconfigurable controller for the longitudinal axis.

KEYWORDS: loss-of-control; control system; fault tolerant; reconfigurable control.

INTRODUÇÃO

O aumento dos requisitos de desempenho e de tamanho das aeronaves, os torques necessários, principalmente nos aviões transônicos e supersônicos, gerou a necessidade de fornecer 100% da potência para movimentar tais superfícies de controle através de sistemas hidráulicos. Nestes sistemas, o piloto humano fornecia somente a função de posicionamento das superfícies de controle através de sistemas hidráulico. Mesmo para pilotos treinados, este fato causou problemas, pois ele não tinha sensibilidade aos comandos dados, resultando assim na necessidade de elaborar sistemas que fornecessem esta sensibilidade de forma artificial.

Uma redução inerente de estabilidade foi acompanhada por um aumento no desempenho dos aviões, proveniente de diversos fatores como, por exemplo:

- aumento da velocidade, que provocou maiores variações nas características aerodinâmicas;
- aumento da altitude de voo;
- diminuição das asas com maiores cargas alares;
- redução do alongamento e redistribuição do peso, o que aumentou a importância dos fatores de inércia;
- variações dos parâmetros aerodinâmicos na faixa transônica;
- aumento da flexibilidade estrutural dos aviões;
- decréscimo do amortecimento estrutural, entre outros.

Estes fatores contribuíram para a deterioração da margem de estabilidade. Desta forma, é necessário que qualquer movimento errático da aeronave que não possa ser controlado pelo piloto, seja controlado por algum outro método. Para isto, é necessário um sistema de aumento de estabilidade (SAS).

A estrutura geral de um SAS de arfagem é mostrada no diagrama de blocos da Figura 1. Podem ser observados os quatro principais elementos dinâmicos, ou seja, dinâmica da aeronave, do atuador, do sensor e do controlador.

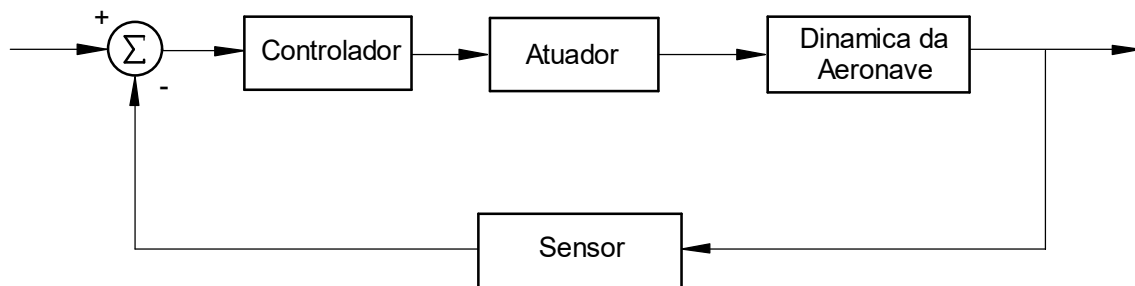


Figura 1 – Diagrama de blocos de um SAS de arfagem.

MATERIAL E MÉTODOS

Para o estudo proposto, uma configuração bastante interessante utiliza asas com enflechamento negativo que torna a aeronave instável mas aumenta bastante a manobrabilidade da aeronave e canard.

O canard é uma superfície de controle pequena colocada em frente da asa principal de uma aeronave com função similar ao profundor na empenagem que fica atrás da asa. Existem duas variações principais - braço longo (“arm long”) e canard acoplado (“close-coupled”). A deflexão do canard, usado como superfície primária de controle, altera substancialmente a distribuição de sustentação da asa podendo modificar completamente o momento de arfagem da aeronave (LOPES, 2004).

Neste projeto é utilizado um modelo de aeronave com enflechamento negativo e canard conforme podemos ver na figura 2, e, conforme dito anteriormente, é uma configuração instável, mas bastante manobrável.

No estudo do movimento longitudinal de uma aeronave, o sistema pode ser dividido em dois modos, modo de período curto e o de período longo (*phugoid*). O modo de período curto possui um período de duração menor e uma frequência maior quando comparado ao modo de período longo que

possui um período de longa duração e de baixa frequência. A Equação (1) descreve o período curto enquanto que a (2) o período longo.



Figura 2- Vistas do modelo de aeronave

No estudo do movimento longitudinal de uma aeronave, o sistema pode ser dividido em dois modos, modo de período curto e o de período longo (*phugoid*). O modo de período curto possui um período de duração menor e uma frequência maior quando comparado ao modo de período longo que possui um período de longa duração e de baixa frequência. A Equação (1) descreve o período curto enquanto que a (2) o período longo.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & U \\ M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_wU \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -Z_u & 0 \\ U & \end{bmatrix} \quad (2)$$

Para utilização futura em ensaio em túnel de vento utilizamos um grau de liberdade (PEREIRA, 2005), o de arfagem, os termos referentes ao deslocamento ao longo do eixo z são nulos, e também a velocidade é constante, desta forma, o período longo não existe.

Desta forma, a equação do período curto é simplificada. Para este movimento restrito de um grau de liberdade, temos a partir das equações de pequenas perturbações, que:

$$\dot{q} = M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q + M_{\delta_E} \delta_E \quad (3)$$

$$q = \dot{\theta} \quad (4)$$

Desta forma, a equação do período curto é simplificada. Para este movimento restrito de um grau de liberdade, temos a partir das equações de pequenas perturbações, que:

$$\dot{q} = M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q + M_{\delta_E} \delta_E \quad (5)$$

$$q = \dot{\theta} \quad (6)$$

Como não temos variação da velocidade, o deslocamento em w, as derivadas referentes ao motor, e retirando o termo de deflexão do canard, $M_{\delta_E} \delta_E$, que faz parte da matriz de controle, temos:

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + M_q q \quad (7)$$

Utilizando a equação (6), e a relação:

$$\Delta_\alpha = \Delta_\theta \quad (8)$$

devido a ter somente um grau de liberdade, o que torna ambos valores iguais, temos:

$$\ddot{\theta} - M_{\dot{\theta}}\dot{\theta} - M_\theta\theta = 0 \quad (9)$$

Desta forma, podemos montar um sistema de equações e determinar a matriz da dinâmica do modelo fixo no túnel de vento com um grau de liberdade:

$$\begin{cases} \ddot{\theta} = M_{\dot{\theta}}\dot{\theta} + M_\theta\theta \\ q = \dot{\theta} \end{cases} \quad (10)$$

Desta forma, temos que:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} + B [\delta_c] \quad (11)$$

onde,

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ M_\theta & M_{\dot{\theta}} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} \end{bmatrix} \quad (12)$$

sendo $M_\theta = M_\alpha$ e $M_{\dot{\theta}} = M_q$.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Com a equação apresentada no capítulo anterior foi montado o sistema no Simulink® para 1 grau de liberdade (movimento longitudinal) conforme apresentado na figura 3 com uma perturbação com uma entrada impulso unitário. É importante ressaltar que a dinâmica dessa aeronave é instável e, portanto, necessita de um sistema de controle para a estabilidade do sistema.

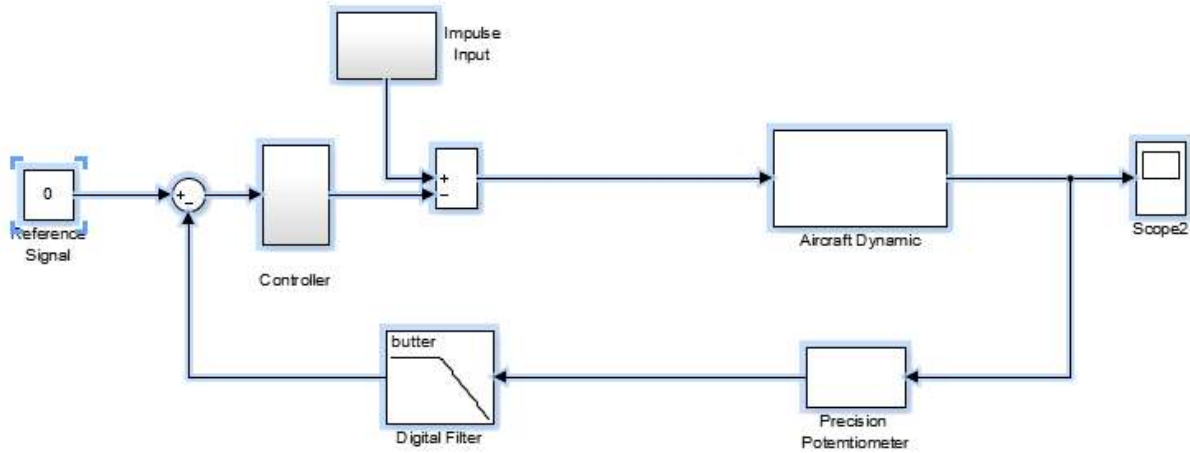


Figura 3 – Sistema montado no Matlab/Simulink

Aqui estamos apresentando ainda um resultado preliminar, utilizando um sistema de controle PID (Proporcional + Integral + Derivativo). De maneira sucinta, um controlador PID tem a ação de controle definida pela seguinte equação (OGATA 2003):

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (13)$$

e a função de transferência:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (14)$$

Assim, para uma entrada impulso unitário temos a resposta apresentada na figura 4. É importante ressaltar que a entrada impulso unitário foi utilizada devido a facilidade de reproduzi-la no ensaio em

túnel de vento. Como podemos observar, a resposta apresenta comportamento satisfatório para uma entrada impulso unitário demonstrando o controlador estabilizou a aeronave instável.

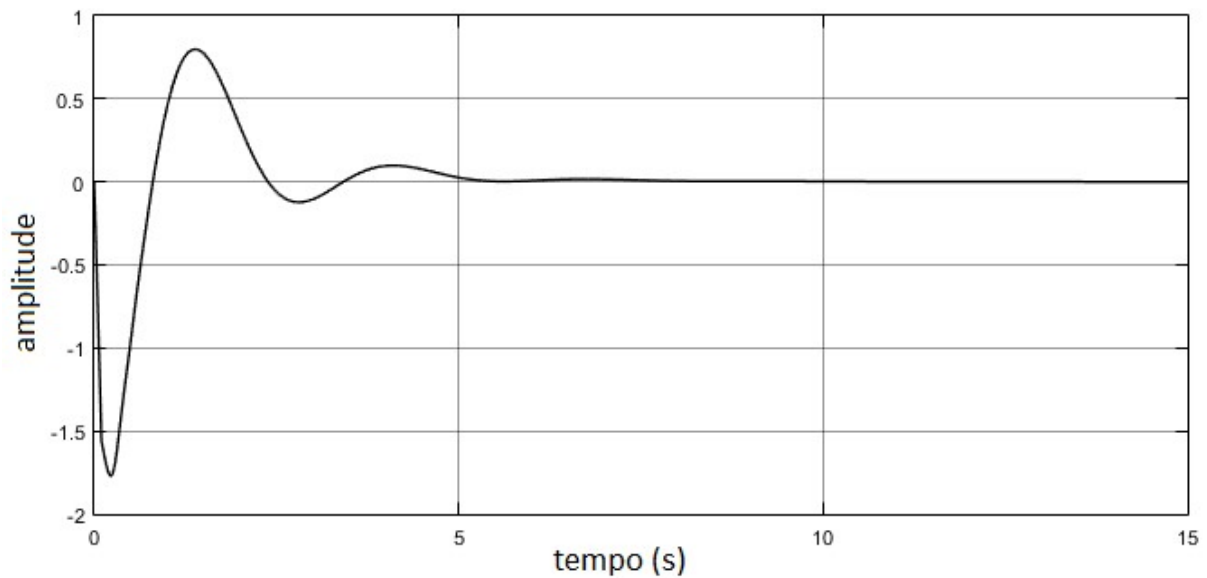


Figura 4 - Resposta a uma entrada impulso unitário

CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou o estudo sobre uma aeronave dinamicamente instável e também uma proposta de modelo de aeronave instável.

Também foi apresentado o modelo matemático para o modo de período curto para o movimento longitudinal da aeronave.

Um controlador PID foi implementado e o resultado a uma entrada impulso unitário foi satisfatório.

AGRADECIMENTOS

Agradecemos ao IFSP pelo apoio disponibilizado por meio da concessão de bolsa de iniciação científica.

REFERÊNCIAS

CLARKE, R., BURKEN, J. J., BOSWORTH, J. T., BAUER, J. E., (1994), **X-29 flight control system: lessons learned**, International Journal of Control, vol. 59, No.1, p. 199-219.

ILIFF, K. W., WANG, K. S. C. (1996), **X-29A Lateral-directional stability and control derivatives extracted from high-angle-of-attack flight data**, NASA TP-3664.

LOPES, V.M.L.; GIRARDI, R.M, (2004) **Análise de Configuração Canard-Asa Utilizando Método dos Painéis**, Proceedings of the 10o Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering -- ENCIT 2004 Braz. Soc. of Mechanical Sciences and Engineering -- ABCM, Rio de Janeiro, Brazil, Nov. 29 -- Dec. 03.

PEREIRA, N.C., **Desenvolvimento de um Sistema de Aumento de Estabilidade Longitudinal de uma Aeronave com Enflechamento Negativo e Canard, com Ensaios em Túnel de Vento**, 2005. 125p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005