

Relatório do Laboratório 5 - Projeto de Autopiloto de Altitude de Avião

Eric Guerra Ribeiro

17 de junho de 2022

1 Autopiloto de Altitude

O estudo em questão se trata do projeto de um autopiloto de altitude de um avião. Ele foi projetado com base em malha aninhadas como mostra o diagrama de blocos de Fig.1

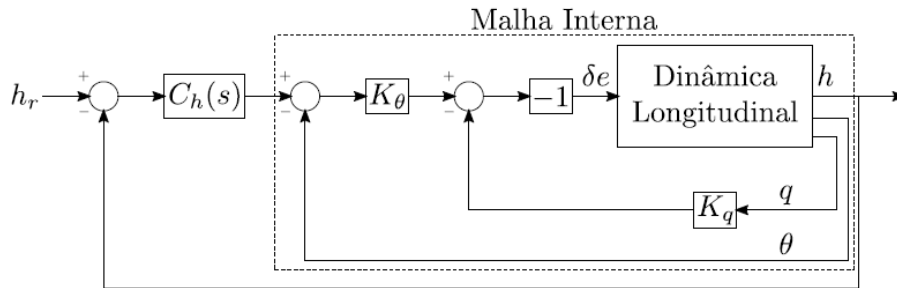


Figura 1: Autopiloto longitudinal com malhas aninhadas.

2 Projeto do Controlador de Arfagem

A Figura 2 mostra o que ocorre com uma deflexão positiva do profundor. Perceba que isso gera valores negativos de q , θ e h , o que acarretaria ganhos negativos.

Por isso, se adotou $G_q(s) = -\frac{q(s)}{\delta e(s)}$ (por isso tem o bloco com -1 no diagrama da Fig.1). Assim, $G_q(s)$ é dada por Eq.1.

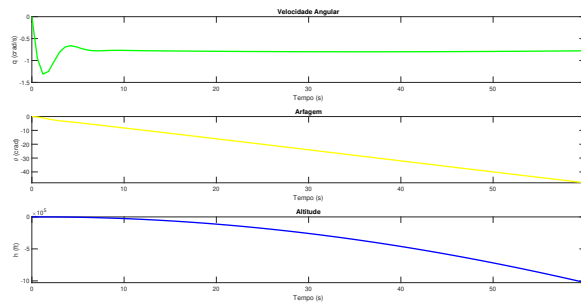


Figura 2: Resposta do sistema para um degrau unitário como entrada do profundor.

$$G_q(s) = \frac{2.08s^4 + 1.261s^3 + 0.01298s^2 + 6.062 \cdot 10^{-17}s - 8.194 \cdot 10^{-32}}{s^5 + 1.298s^4 + 1.682s^3 + 0.01004s^2 + 0.0001753s} \quad (1)$$

Para o projeto do controlador, será usado um P+V, como indicado na Fig.1. Porém, para projetar por meio do lugar geométrico das raízes, é necessário adicionar um zero para termos dois graus de liberdade para projetar K_q , K_θ . Isso resultaria, porém, em um PD. Por isso, demonstraremos a seguir uma certa equivalência entre esses controladores para a malha de atitude desse sistema. Para o P+V, temos a Eq.2. Já para o PD, temos Eq.3. Assim, se $K_q = K_{d\theta}$ e $K_\theta = K_{p\theta}$, ambas os controladores apresentam os mesmos polos de malha fechada, porque os denominadores são iguais.

$$\begin{aligned} \Theta(s) &= ((\Theta_r(s) - \Theta(s)) K_\theta - sK_q \Theta(s)) G_q(s) \frac{1}{s} \\ G_{\theta_{PV}}(s) &= ((1 - G_{\theta_{PV}}(s)) K_\theta - sK_q G_{\theta_{PV}}(s)) \frac{N_q(s)}{sD_q(s)} \\ \therefore G_{\theta_{PV}}(s) &= \frac{K_\theta N_q(s)}{sD_q(s) + (sK_q + K_\theta)N_q(s)} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Theta(s) &= (\Theta_r(s) - \Theta(s)) (K_{p\theta} + sK_{d\theta}) G_q(s) \frac{1}{s} \\ G_{\theta_{PD}}(s) &= (1 - G_{\theta_{PD}}(s)) (K_{p\theta} + sK_{d\theta}) \frac{N_q(s)}{sD_q(s)} \\ \therefore G_{\theta_{PD}}(s) &= \frac{N_q(s)}{sD_q(s) + (sK_{d\theta} + K_{p\theta})N_q(s)} \end{aligned} \quad (3)$$

A Figura 3 mostra o projeto do controlador P+V pela ferramenta *rltool* do MATLAB. Se encontrou o ganho e o zero de tal forma que $\omega_n = 4 \text{ rad/s}$ e $\xi = 0.6$. Isso resultou nos ganhos $K_\theta = 7.0115$ e $K_q = 1.96322$.

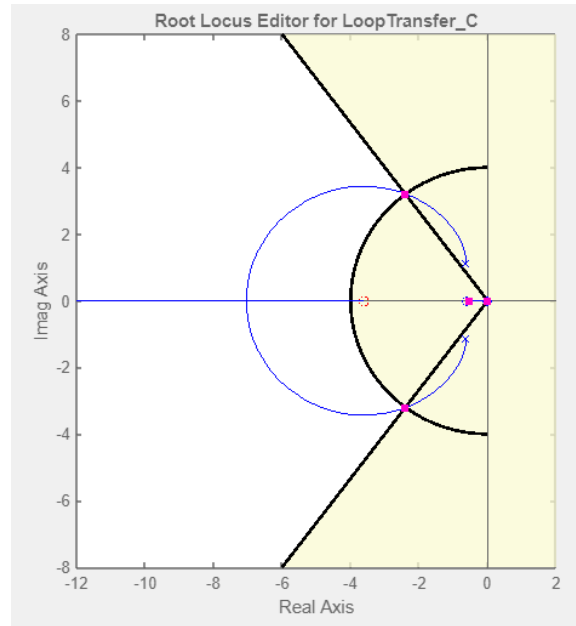


Figura 3: Projeto da malha de arfagem por lugar geométrico das raízes.

A Figura 4 mostra a resposta do controlador P+V projetado e da malha aberta para o degrau unitário. Em termos de rapidez, tanto a malha aberta quanto o P+V são bem rápidos, chegando à

referência em cerca de 0.6 s. Porém, o P+V é muito melhor amortecido, com um *overshoot* próximo de 0.02, enquanto para a malha aberta foi superior a 0.3. Outra diferença é o erro em regime. Enquanto o controlador teve erro em regime nulo, a malha aberta tem erro de cerca de 20%.

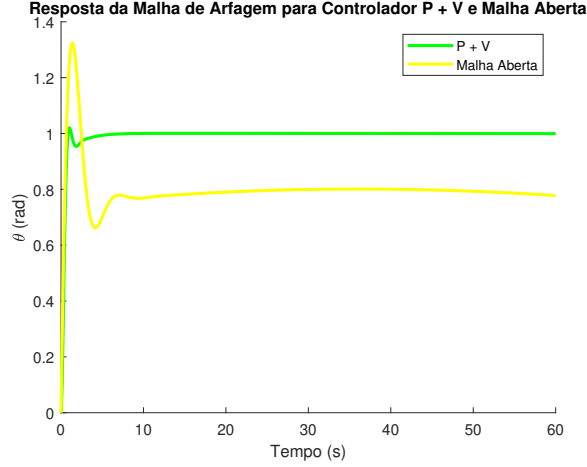


Figura 4: Resposta do controlador P+V projetado e da malha aberta para o degrau unitário.

3 Projeto de Controlador de Altitude

Foi adotado um controlador PD, conforme Eq.4, para o sistema $G_h(s) = \frac{h(s)}{\theta_r(s)}$ da Eq.5.

$$C_h = K_{ph} + K_{dh}s \quad (4)$$

$$G_h(s) = \frac{-229.3s^3 - 8.791s^2 + 7262s + 32.99}{s^5 + 5.382s^4 + 18.74s^3 + 8.879s^2 + 0.09119s} \quad (5)$$

Novamente, com *rltool* do MATLAB e adicionando um zero, foi projetado o controlador PD. Os requisitos são $\omega_n = 0.7 \text{ rad/s}$ e $\xi = 0.5$ para os polos dominantes, com os demais polos com $\xi > 0.5$. Além disso, $3 \text{ s} \leq t_r|_{100\%} \leq 4 \text{ s}$ e $M_p < 0.2$.

A Figura 5 mostra o uso da ferramenta, atendendo todos os requisitos e encontrando os ganhos $K_{ph} = 0.00099$ e $K_{dh} = 0.00051$.

4 Simulação do Autopiloto Longitudinal

Para o sistema não ficar impróprio, é necessário adicionar um filtro passa-baixas $\frac{a}{s+a}$ ao controlador PD. A escolha de $a = \frac{9K_{ph}}{K_{dh}}$ foi feita para filtrar as frequências altas demais.

Por fim, se simulou o sistema com a malha de controle projetada com ruídos nas medidas da altitude. A Figura 6 mostra os gráficos da simulação. Pela Figura 6a, se percebe que mesmo com muito ruído, a altura se permaneceu muito próxima da de referência. Comparando com a Figura 6b, se percebe que esse ruído é bem atenuado. Pela Figura 6c, se percebe que apesar do profundor mudar muito, a altura não muda tão rapidamente. Isso ocorre, porque o sistema tem uma certa resistência a mudanças (inércia) e como o ruído é aleatório e simétrico, uma perturbação para cima, no próximo instante pode ser para baixo o que acaba contribuindo para anular seu efeito.

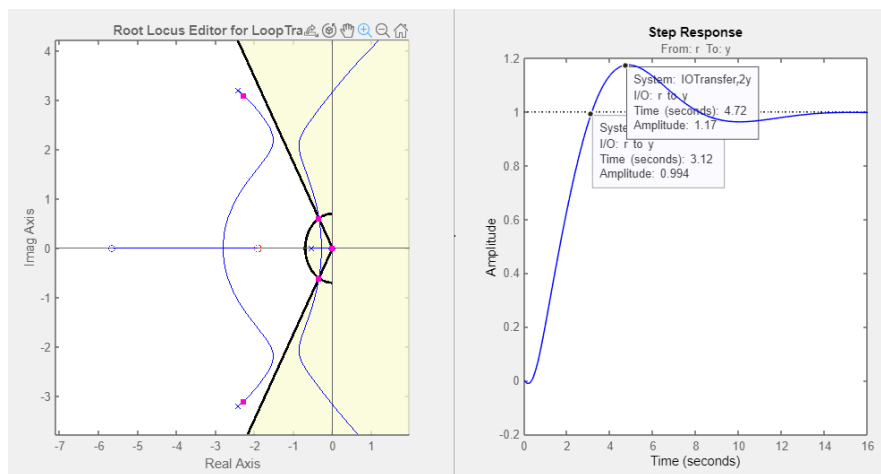
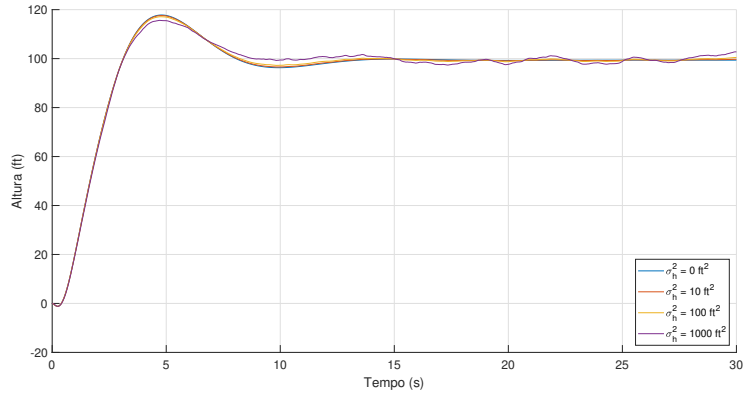
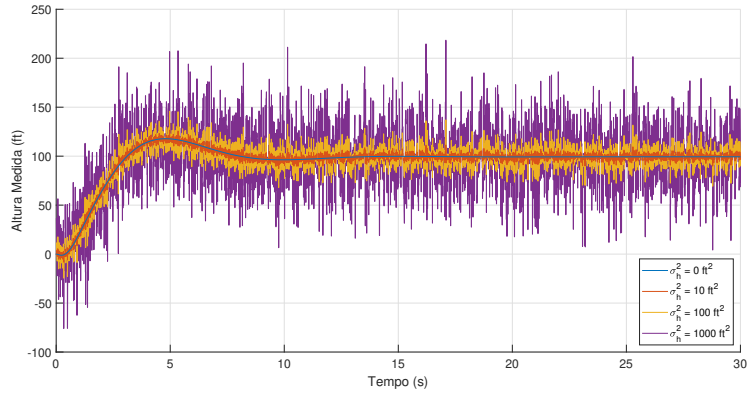


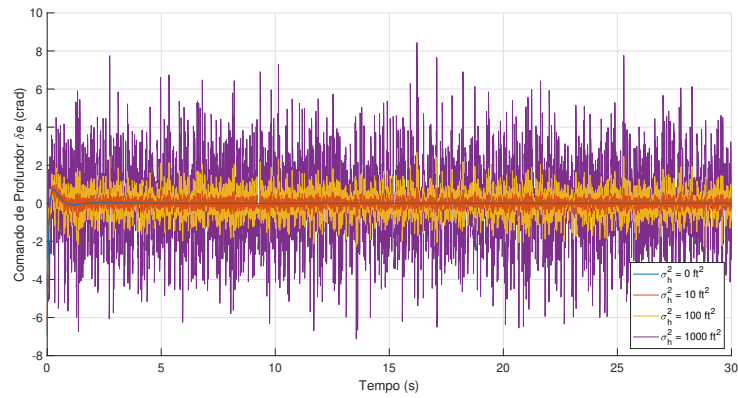
Figura 5: Projeto da malha de altitude por lugar geométrico das raízes.



(a) Gráfico da altitude real do avião.



(b) Gráfico da altitude medida do avião.



(c) Gráfico da força do profundor.

Figura 6: Gráficos da simulação do controle do avião.