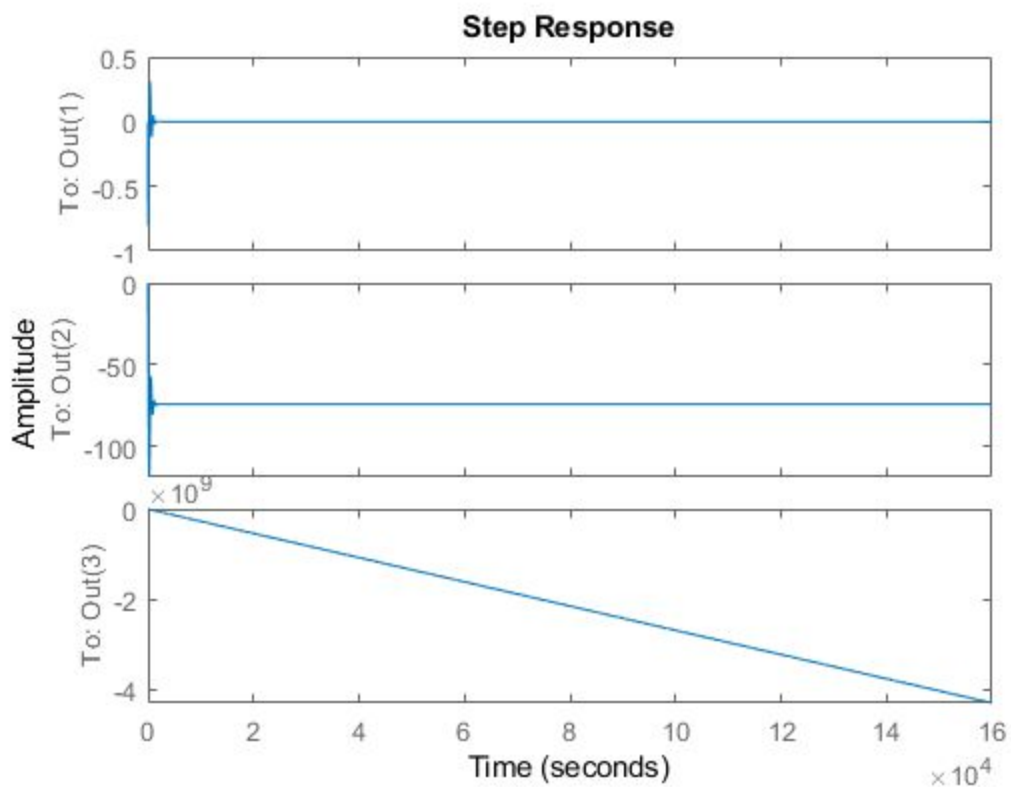


Relatório do Laboratório 5 - Projeto de Autopiloto de Altitude de Avião

1. Projeto de controlador de arfagem

a) Gerando o sistema dinâmico e simulando-o, temos:



Verifica-se pelo gráfico que há uma estabilização do ângulo θ em um valor negativo, o que leva a uma queda aproximadamente constante de altura.

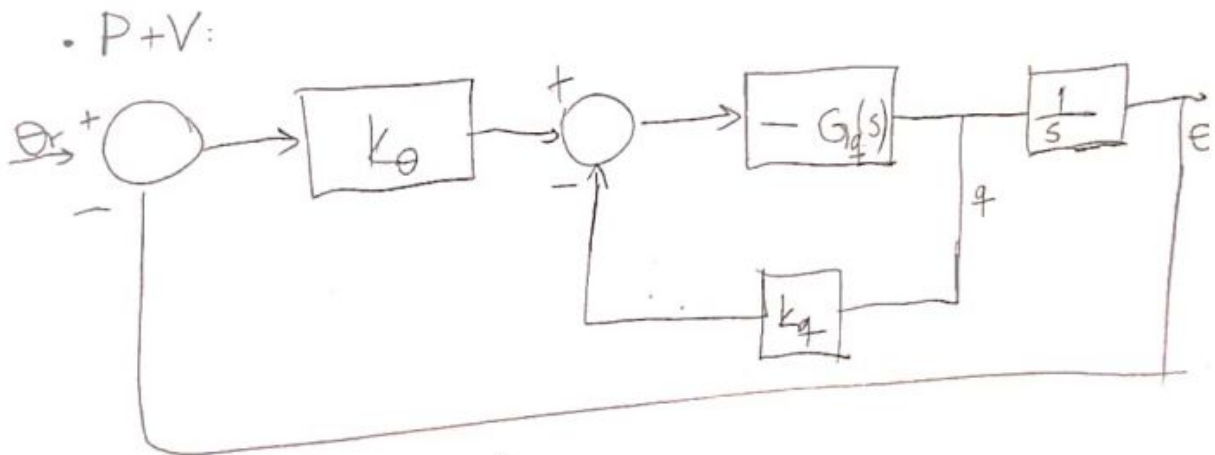
b) Obtendo a função de transferência apenas para a variável q , chega-se em:

$$G_q =$$

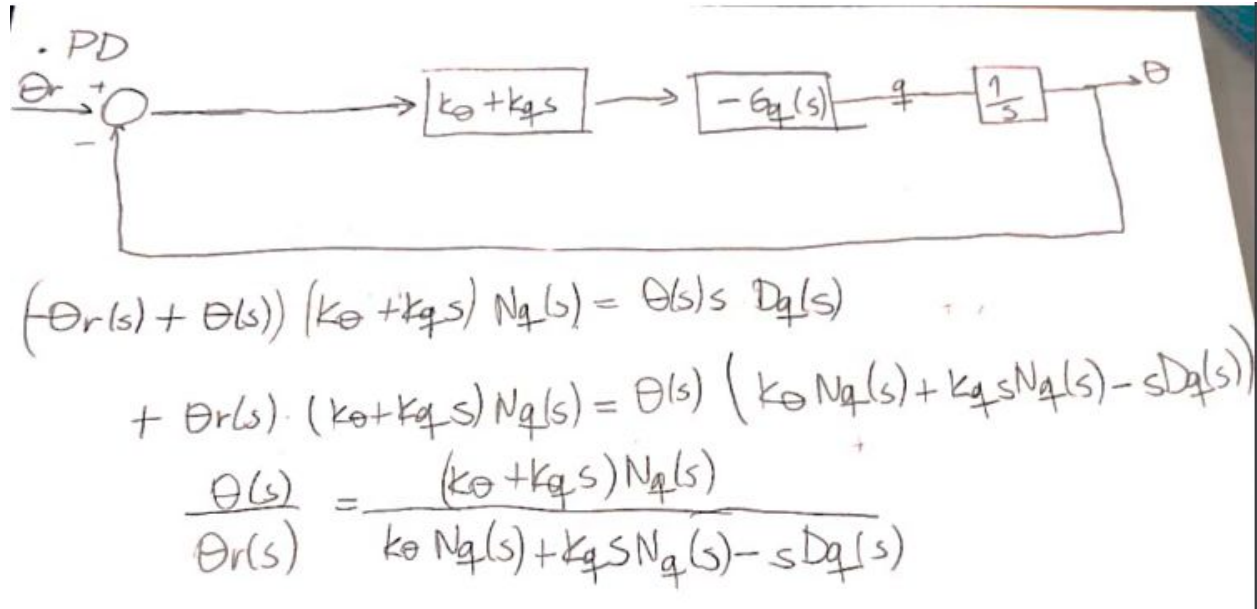
$$\frac{2.08 s^4 + 1.261 s^3 + 0.01298 s^2}{s^5 + 1.298 s^4 + 1.682 s^3 + 0.01004 s^2 + 0.0001753 s}$$

Continuous-time transfer function.

c) Realizando o cálculo das funções de transferência, obtém-se:

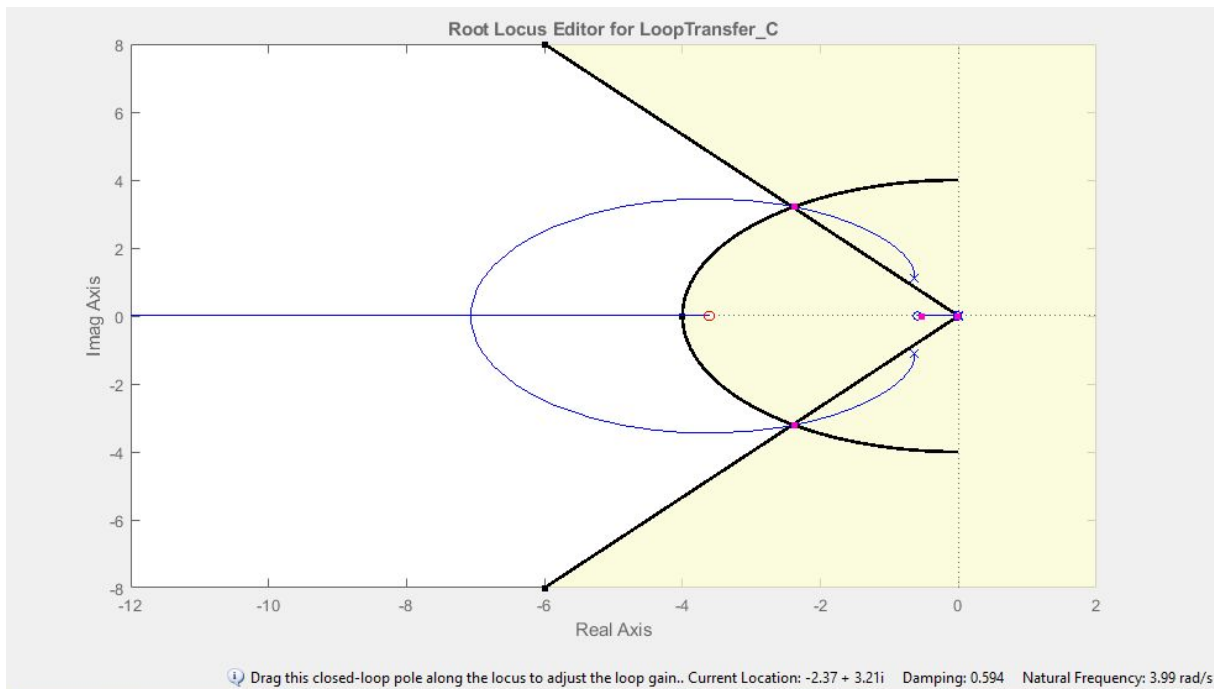


$$\begin{aligned} &((- \Theta_r(s) + \Theta(s))k_\theta + \Theta(s)s k_q) G_q(s) = \Theta(s) \cdot s \\ &- \Theta_r(s) k_\theta N_q(s) + \Theta(s) k_\theta N_q(s) + \Theta(s) s k_q N_q(s) = \Theta(s) \cdot s D_q(s) \\ &+ \Theta_r(s) k_\theta N_q(s) = \Theta(s) (k_\theta N_q(s) + s k_q N_q(s) - s D_q(s)) \\ &\frac{\Theta(s)}{\Theta_r(s)} = \frac{k_\theta N_q(s)}{k_\theta N_q(s) + s k_q N_q(s) - s D_q(s)} \end{aligned}$$



Verifica-se que ambas possuem o mesmo denominador, portanto, alocam os pólos de malha fechada nos mesmos pontos.

d) No controlador P+V, a função de transferência em malha aberta é dada por $\frac{-G_q(s)}{s}$:



Compensator

C

=

6.9515

x

$\frac{(1 + 0.28s)}{1}$

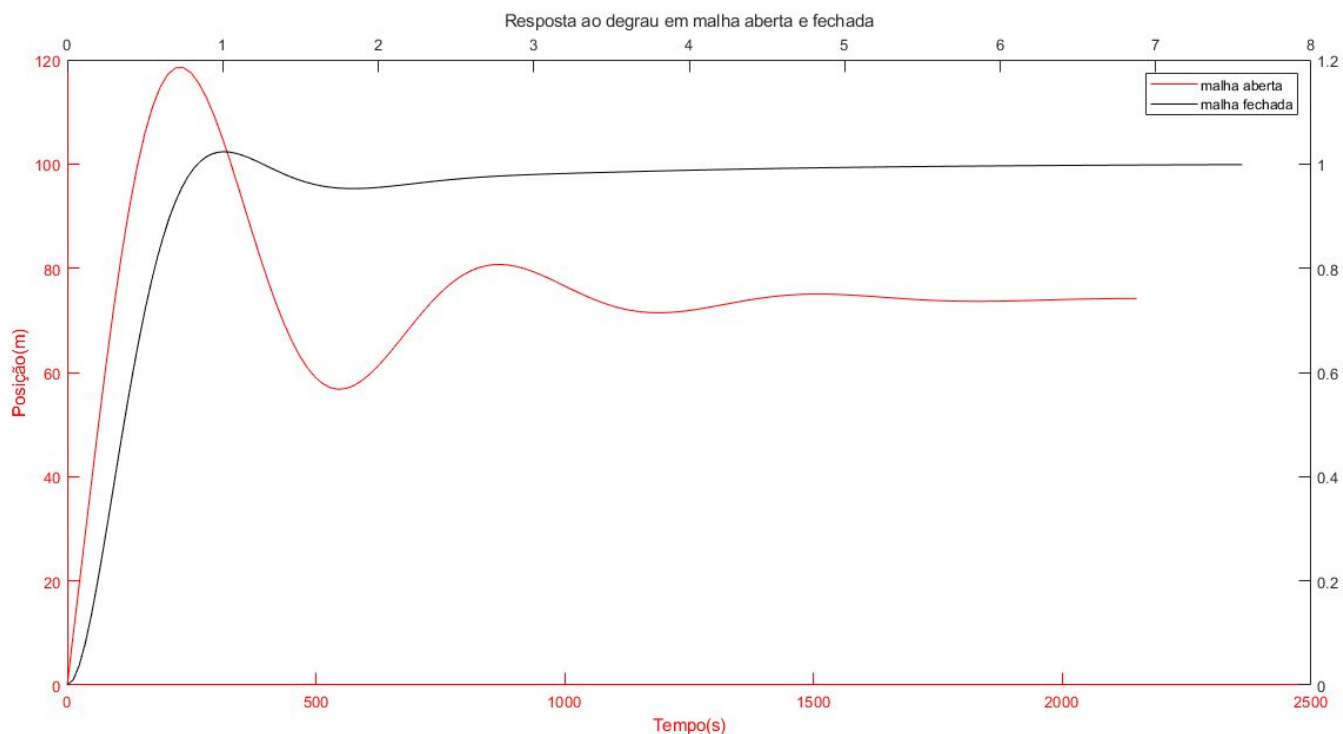
Dynamics

Type	Location	Damping	Frequency
Real Zero	-3.61	1	3.61

$$K_{\theta} = 6.9515$$

$$K_q = 6.9515/3.61 = 1.9256$$

e) Realizando a simulação da função de transferência em malha aberta e a de malha fechada dada pela equação do item c), tem-se:



Assim, observa-se que, em malha aberta (eixos vermelhos), o tempo para estabilização do sistema é muito grande (na ordem de 1000 segundos), enquanto em malha fechada esse tempo é da ordem de 3 segundos. Além disso, observa-se um overshoot muito maior na malha aberta (aproximadamente 50%) quando comparado com a malha fechada (menos de 10%)

2. Projeto de controlador de altitude

a) Calculando a dinâmica do sistema:

$$(-\theta_r + \theta) K_\theta + q K_q = Se$$

$$\dot{\vec{x}} = A \cdot \vec{x} + \begin{bmatrix} 0 \\ -32,7 K_q q + 32,7 K_\theta \theta_r - 32,7 \theta K_\theta \\ -2,08 K_q q + 2,08 K_\theta \theta_r - 2,08 \theta K_\theta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$A_\theta = \begin{bmatrix} -900643 & 0,0263 & 0 & -32,2 & 0 \\ -90941 & -0,624 & 757,03 & -227,31 & 0 \\ -0,000222 & -0,00153 & -4,6732 & -14,459 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 830 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_\theta = \begin{bmatrix} 0 \\ 227,31 \\ 14,459 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

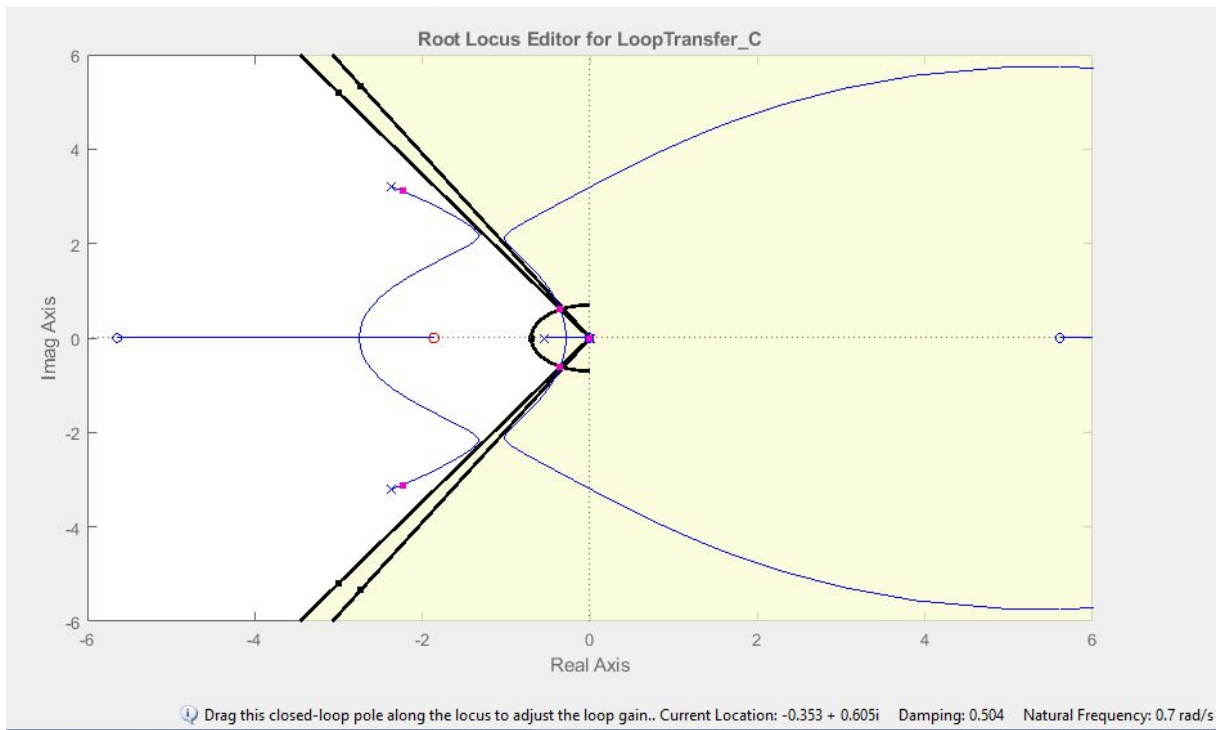
G =

$$\frac{-227.3 s^3 - 8.653 s^2 + 7200 s + 32.71}{s^5 + 5.304 s^4 + 18.57 s^3 + 8.803 s^2 + 0.09041 s}$$

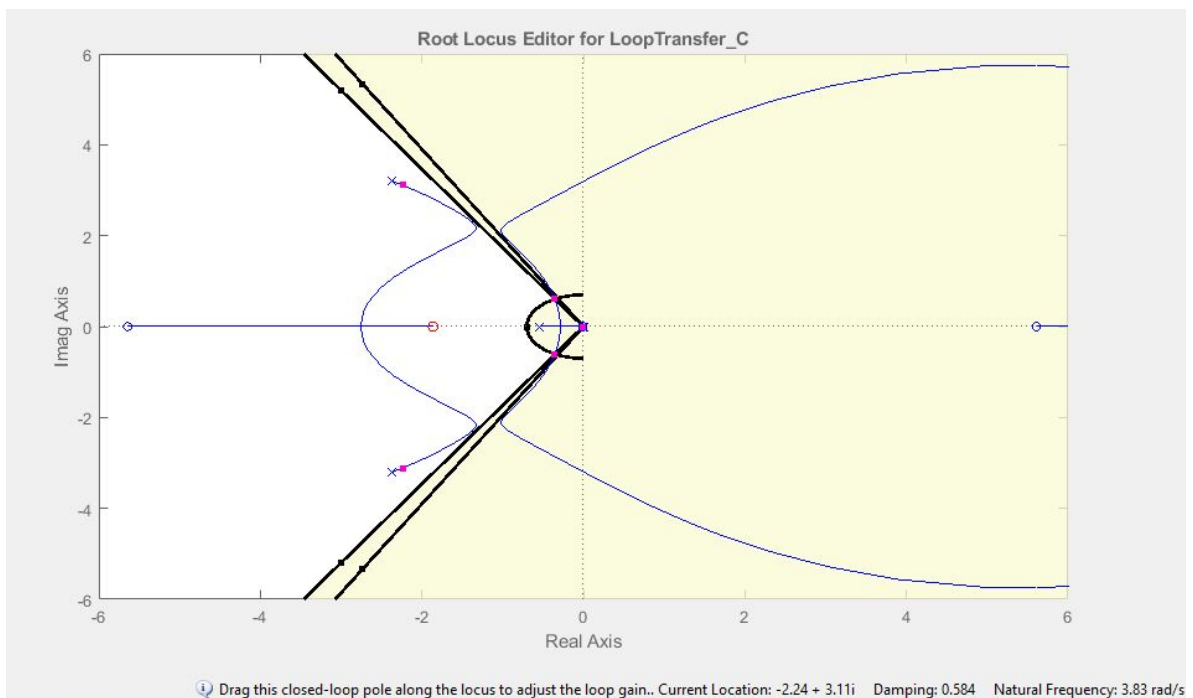
Continuous-time transfer function.

b) Projeto no rltool:

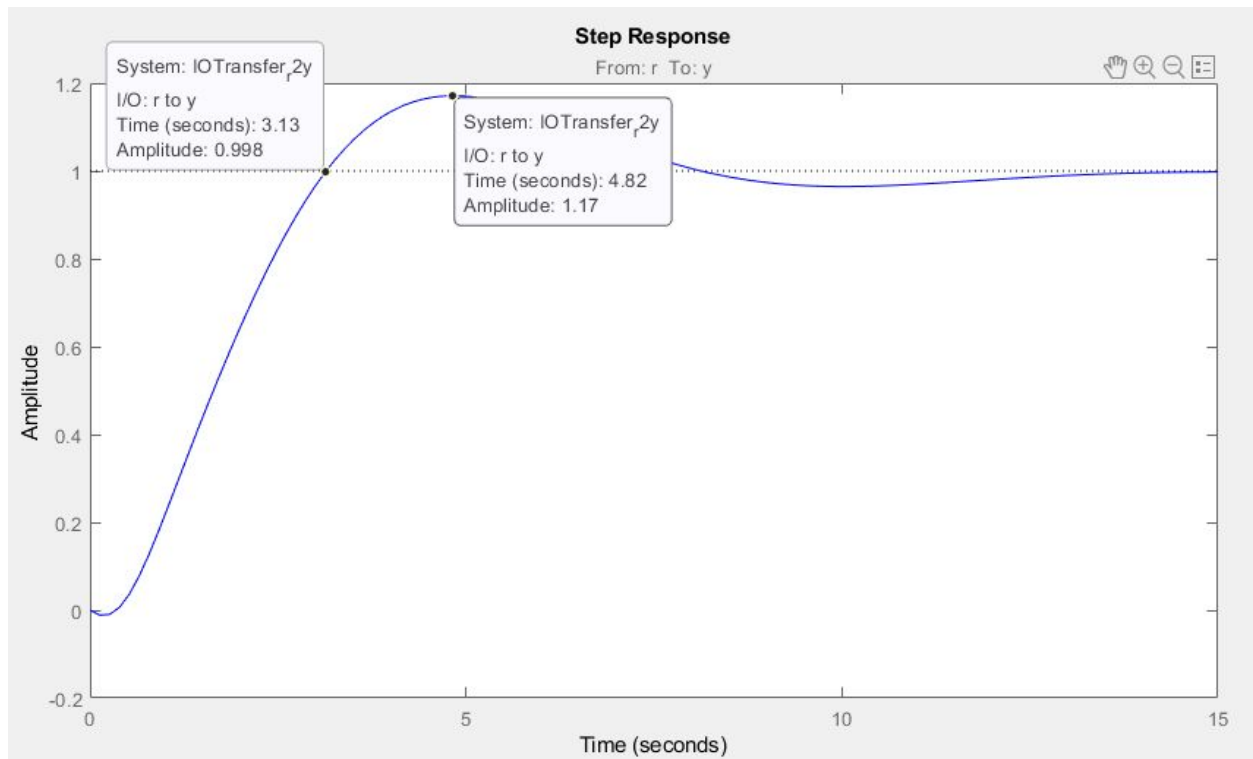
- Polos dominantes:



- Demais polos:



- Requisitos no domínio do tempo:



$$M_p \approx 0.17$$

$$t_r \approx 3.13$$

Compensator

C = 0.00099202 x $\frac{(1 + 0.54s)}{1}$

$$K_{ph} = 0.000992$$

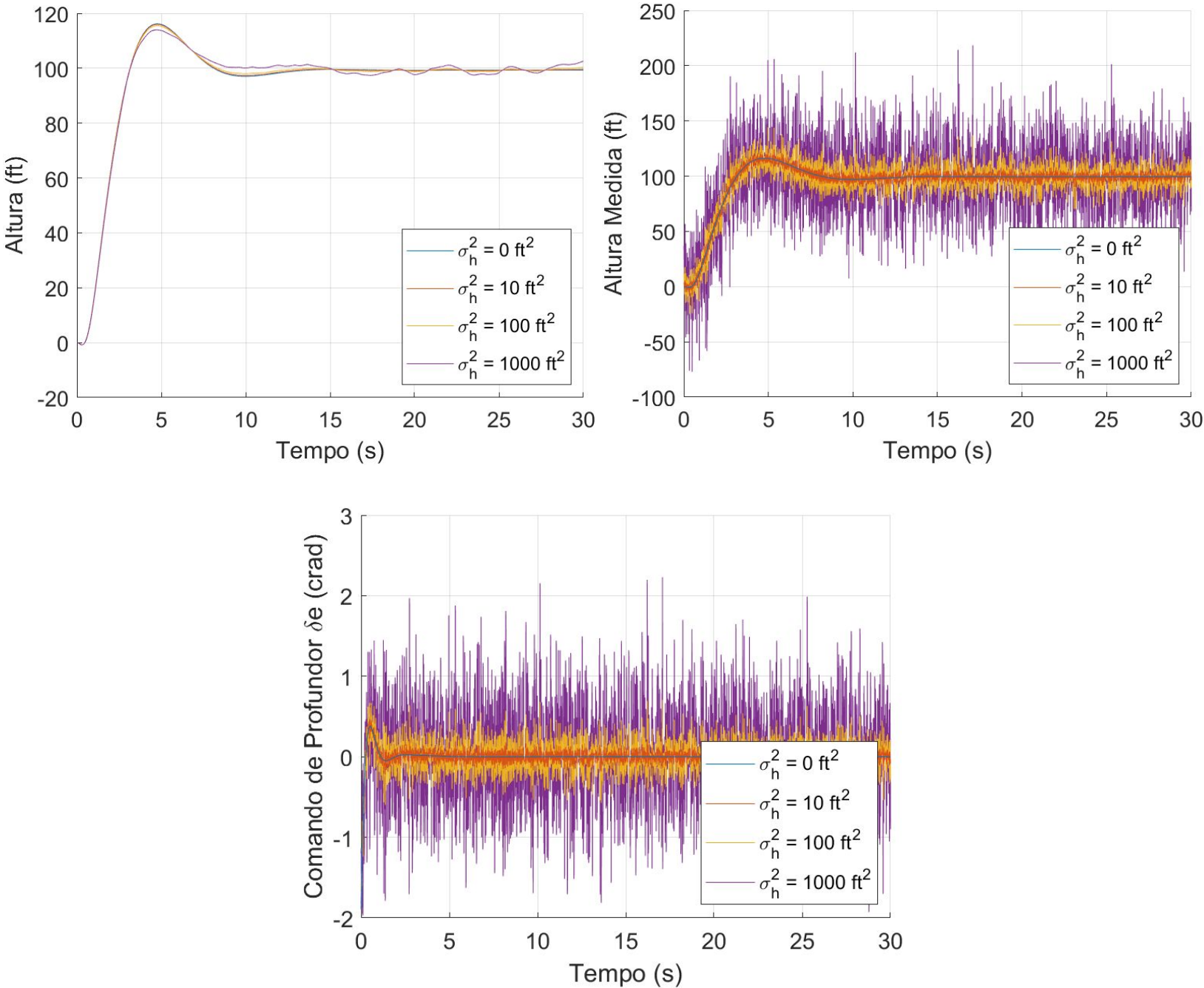
$$K_{dh} = 0.000536$$

3. Simulação do autopiloto

a) O valor de a é obtido a partir da equação de segundo grau:

$$K_{dh}a^2 + K_{ph}a - 10K_{ph} = 0$$
$$a = 3.3727$$

b) A partir da simulação do sistema no Simulink, são obtidos os seguintes gráficos:



Observa-se que:

- O aumento de variância dos ruídos causa um impacto significativo na altura medida e no comando de profundor, mas esse impacto é reduzido no resultado final da altura do avião. Isso ocorre pois a introdução de um ruído no sensor de altitude do avião é propagado durante toda a malha até o momento de entrar na dinâmica longitudinal, onde ele é filtrado.
- Além disso, o tempo de subida e valor de *overshoot* ficaram semelhantes aos valores obtidos no controlador de altitude