Controlli Automatici - T

Progetto Tipologia a - Traccia 1

Controllo dell'assetto di un drone planare

Il progetto riguarda il controllo dell'assetto di un drone planare.

Descrizione del problema

Si consideri un drone planare con un angolo di inclinazione $\theta(t)$ rispetto al piano e velocitá di rotazione $\omega(t)$ rispetto all'asse perpendicolare al piano passante per il baricentro. Si supponga che la dinamica dell'assetto del drone sia descritta dalle seguenti equazioni differenziali

$$\dot{\theta} = \omega \tag{1a}$$

$$J\dot{\omega} = -\beta\omega + \frac{a}{2}\sin(\theta)F_v + aF_p \tag{1b}$$

dove il parametro $J \in \mathbb{R}$ indica il momento di inerzia del drone rispetto all'asse di rotazione che passa per il baricentro, il parametro $\beta \in \mathbb{R}$ indica il coefficiente d'attrito dinamico dovuto alla presenza dell'aria, il parametro $a \in \mathbb{R}$ rappresenta la semi-ampiezza planare del drone, mentre $F_v \in \mathbb{R}$ indica la forza costante dovuta all'azione del vento. La variabile d'ingresso $F_p(t) = F_1(t) - F_2(t)$ indica la differenza tra le forze di propulsione $F_1(t)$ ed $F_2(t)$ applicate sul drone. Uno schema esplicativo è riportato in Figura 1.

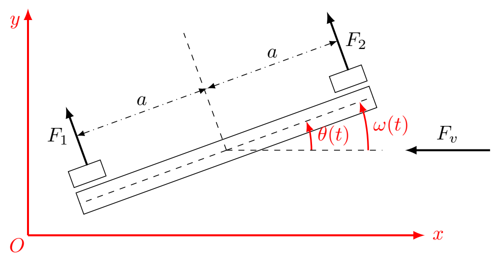

Figura 1: Rappresentazione nel piano del drone considerato.

Si supponga di poter misurare in ogni istante l'angolo di inclinazione $\theta(t)$.

Punto 1

Si riporti il sistema (1) nella forma di stato

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{2a}$$

$$y = h(x, u). \tag{2b}$$

In particolare, si dettagli la variabile di stato, la variabile d'ingresso, la variabile d'uscita e la forma delle funzioni f e h. A partire dal valore di equilibrio θ_e (fornito in tabella), si trovi l'intera coppia di equilibrio (x_e, u_e) e si linearizzi il sistema non lineare (2) nell'equilibrio, così da ottenere un sistema linearizzato del tipo

$$\delta\dot{x} = A\delta x + B\delta u \tag{3a}$$

$$\delta y = C\delta x + D\delta u, \tag{3b}$$

con opportune matrici A, B, C e D.

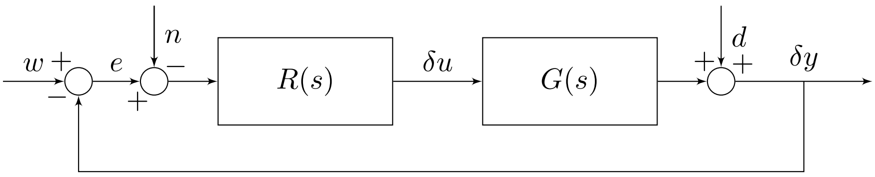

Figura 2: Schema di controllo.

Punto 2

Si calcoli la funzione di trasferimento da δu a δy, ovvero la funzione $G(s)$ tale che $\delta Y(s) = G(s)\delta U(s)$.

Punto 3

Si progetti un regolatore (fisicamente realizzabile) considerando le seguenti specifiche:

1) Errore a regime $|e_\infty| \leq e^\star = 0.01$ in risposta a un gradino $w(t) = 2 \cdot 1(t)$ e $d(t) = 2 \cdot 1(t)$.

2) Per garantire una certa robustezza del sistema si deve avere un margine di fase $M_f \geq 30°$.

3) Il sistema può accettare una sovraelongazione percentuale al massimo dell'1% : $S\% \leq 1\%$.

4) Il tempo di assestamento all'$\epsilon\% = 1\%$ deve essere inferiore al valore fissato: $T_{a,\epsilon} = 1s$.

5) Il disturbo sull'uscita $d(t)$, con una banda limitata nel range di pulsazioni $[0, 0.1]$, deve essere abbattutto di almeno 35 dB.

6) Il rumore di misura $n(t)$, con una banda limitata nel range di pulsazioni $[10^3, 10^6]$, deve essere abbattutto di almeno 80 dB.

Punto 4

Testare il sistema di controllo sul sistema linearizzato con $w(t) = -2 \cdot 1(t)$, $d(t) = \sum_{k=1}^{4} 0.3 \cdot \sin(0.025kt)$ e $n(t) = \sum_{k=1}^{4} 0.2\sin(10^3 kt)$.

Punto 5

Testare il sistema di controllo sul modello non lineare (ed in presenza di $d(t)$ ed $n(t)$).

Punti opzionali

- Sviluppare (in Matlab) un'interfaccia grafica di animazione in cui si mostri la dinamica del drone.
- Supponendo un riferimento $w(t) \equiv 0$, esplorare il range di condizioni iniziali dello stato del sistema non lineare (nell'intorno del punto di equilibrio) tali per cui l'uscita del sistema in anello chiuso converga a $h(x_e, u_e)$.
- Esplorare il range di ampiezza di riferimenti a gradino tali per cui il controllore rimane efficace sul sistema non lineare.

J	10
β	0.5
a	0.01
F_v	-5
θ_e	$\pi/3$

Tabella 1: Parametri progetto.