

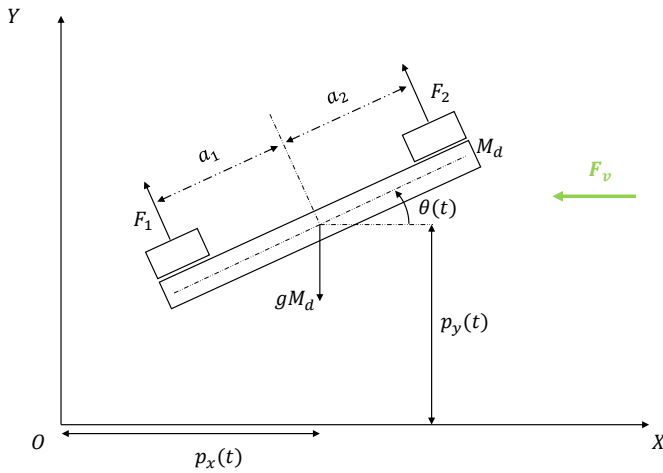
Progetti di Controlli Automatici - T

Anno Accademico 2020/2021

Tipologia I: Controllo dell'assetto di un Drone Planare

Negli ultimi anni sono diventati molto diffusi i quadricotteri nella vita quotidiana. Le problematiche ad essi relative sono molteplici e di diversa natura. Il controllo dell'assetto, e quindi dell'inclinazione, degli stessi velivoli è uno di questi.

Il modello considerato, in (1), si riferisce alla dinamica di un drone planare soggetto ad un vento laterale. In Fig. 1a, si riporta la schematica rappresentativa di tale sistema. In particolare, all'interno di un sistema di riferimento inerziale $0XY$, i due motori generano rispettivamente le forze F_1 e F_2 , i cui punti di applicazione sono a distanza a_1 e a_2 . M_d rappresenta la massa del drone, p_x , p_y sono posizione orizzontale e verticale del baricentro, θ è invece l'angolo di inclinazione del drone rispetto all'asse delle ascisse. Le forze esterne agenti sul drone sono quella gravitazionale gM_d e quella del vento laterale F_v .



(a) Rappresentazione nel piano del drone considerato.



(b) Crazyfly

Figura 1: Rappresentazione del sistema in considerazione

Il modello complessivo prevede le dinamiche dell'angolo θ e delle posizioni nel piano del baricentro di p_x e p_y , nelle quali si assume, che F_v agisca solo sulla parte superiore del drone, con l'intento di descrivere dei possibili effetti di moto turbolento agenti sulla parte inferiore (zona in cui gli effetti

del vento diventano trascurabili). Le equazioni risultano per tanto essere

$$\begin{aligned}
\dot{\theta} &= \omega \\
\dot{p}_y &= v_y \\
\dot{p}_x &= v_x \\
J_d \dot{\omega} &= -\beta\omega + \frac{a}{2} \sin(\theta) F_v + au_1 \\
M_d \dot{v}_y &= -\beta_y v_y - g M_d + \cos(\theta) u_2 \\
M_d \dot{v}_x &= -\beta_x v_x - \sin(\theta) u_2 - F_v
\end{aligned} \tag{1}$$

dove sono stati considerati $u_1 = F_2 - F_1$ e $u_2 = F_1 + F_2$ come ingressi al nostro sistema ed abbiamo approssimato $a_1 = a_2 = a$.

Il progetto di controllo prevede la costruzione di due controllori separati. In questo progetto si vuole considerare solo la dinamica dell'angolo θ

$$\begin{aligned}
\dot{\theta} &= \omega \\
I_d \dot{\omega} &= -\beta\omega + \frac{a}{2} \sin(\theta) F_v + au_1 \\
y &= \theta.
\end{aligned} \tag{2}$$

dove la variabile θ rappresenta l'angolo di inclinazione, ω è la velocità di rotazione rispetto all'asse perpendicolare al piano passante per il baricentro, u_1 è la differenza tra le forze di propulsione. Gli altri parametri del sistema sono: β il coefficiente di attrito dinamico dovuto alla presenza dell'aria, I_d il momento di inerzia del drone rispetto all'asse di rotazione che passa per il baricentro, mentre F_v è una forza esterna causata dal vento che agisce sulla superficie del drone e il cui valore è considerato costante.

Siccome si vuole controllare l'assetto del sistema, il drone è dotato di un sensore per misurare l'angolo θ ed è quindi disponibile una variabile di uscita y , come riportato in (2).

Ai fini dello sviluppo del controllo dell'impianto si vuole ottenere la struttura in Fig. 2.

Punto 1: Si linearizzi il sistema non lineare (3) nell'intorno della coppia di equilibrio (x_e, u_e) . Il modello (3),

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= f(x, u) \\
y &= h(x, u)
\end{aligned} \tag{3}$$

dovrà quindi essere linearizzato nell'intorno di (x_e, u_e) , così da ottenere il sistema linearizzato:

$$\begin{aligned}
\delta\dot{x} &= A\delta x + B\delta u \\
\delta y &= C\delta x + B\delta u
\end{aligned} \tag{4}$$

con opportuni valori delle matrici A, B, C, D .

Punto 2: Dalla rappresentazione nello spazio degli stati sarà poi necessario passare nello spazio delle frequenze utilizzando così una funzione di trasferimento (5) e tutti i tool relativi per la sintesi del controllore.

$$\begin{aligned}
\delta y &= (C(sI - A)^{-1}B + D)\delta u \\
&= G(s)\delta u.
\end{aligned} \tag{5}$$

Punto 3: Nella progettazione del regolatore per il sistema linearizzato si considerino le seguenti specifiche:

- 1 Errore a regime nullo con riferimento a gradino con ampiezza $w(t) = W1(t)$.

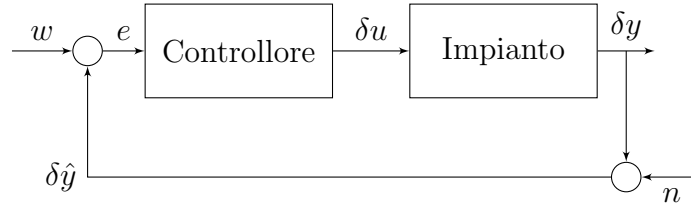


Figura 2: Struttura di controllo tipologia 1

- 2 Per garantire una certa robustezza del sistema si deve avere un margine di fase $M_f \geq 45^\circ$.
- 3 Il sistema può accettare una sovralongazione percentuale al massimo dell'1% : $S_{\%} \leq 1\%$.
- 4 Il tempo di assestamento all' $h\%$ deve essere inferiore al valore fissato: $Ta_{h\%} = T_a[s]$.
- 5 Garantire un margine di fase adeguato per rispettare le specifiche sopra elencate a variazioni di F_v di ± 1

Punto 4: Il sensore in dotazione presenta un disturbo (di misura) con componenti frequenziali superiori o uguali a $\omega_n[rad/s]$, per il quale si deve garantire un abbattimento di almeno A_n volte. Per i test in simulazione si supponga di avere rumori sinusoidali di ampiezza M_n .

Punto 5: Una volta completata la sintesi del sistema di controllo questo deve essere provato, in presenza del rumore di misura, sul modello non lineare per valutarne l'efficienza nell'intorno del punto di equilibrio.

Punto opzionale:

- Sviluppare (in Matlab) un'interfaccia grafica di animazione in cui si mostri l'andamento nel piano del drone una volta controllato.
- Esplorare il range di condizioni iniziali (nell'intorno del punto di equilibrio) del sistema non lineare controllato tali per cui l'uscita converge comunque al punto di equilibrio prefissato.
- Esplorare il range di variazioni del riferimento ΔW nell'intorno del punto di equilibrio tali per cui il controllore rimane efficace sul sistema non lineare.

Caratteristiche impianto			
	a	b	c
I_d	NaN	NaN	0.3
β	NaN	NaN	0.3
$a_1 = a$	NaN	NaN	0.25
a_2	NaN	NaN	0.248
ω_n	NaN	NaN	$2 \cdot 10^4$
M_n	NaN	NaN	0.03
A_n	NaN	NaN	30
$h\%$	NaN	NaN	1
$Ta_{h\%}$	NaN	NaN	0.4
W	NaN	NaN	0
F_v	NaN	NaN	-12
θ_e	NaN	NaN	$-\frac{\pi}{6}$
ω_e	NaN	NaN	0

Tabella 1: Parametri per la tipologia 1