

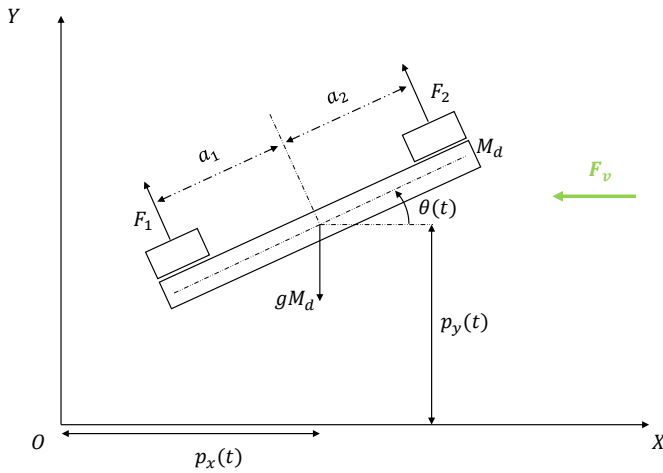
# Progetti di Controlli Automatici - T

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,  $\theta$  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  $\theta$  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  $\theta$

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

dove la variabile  $\theta$  rappresenta l'angolo di inclinazione,  $\omega$  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:  $\beta$  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  $\theta$  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  $w(t) = W1(t)$ .

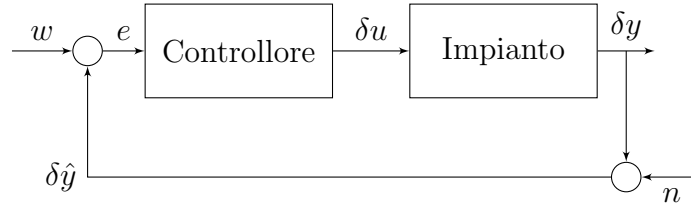


Figura 2: Struttura di controllo tipologia 1

- 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  $\pm 1$

*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  $\Delta W$  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	0.6	NaN
$\beta$	NaN	0.3	NaN
$a_1 = a$	NaN	0.2	NaN
$a_2$	NaN	0.201	NaN
$\omega_n$	NaN	$1.5 \cdot 10^4$	NaN
$M_n$	NaN	0.02	NaN
$A_n$	NaN	30	NaN
$h\%$	NaN	5	NaN
$Ta_{h\%}$	NaN	0.2	NaN
$W$	NaN	$-\theta_e$	NaN
$F_v$	NaN	-9	NaN
$\theta_e$	NaN	$\frac{\pi}{3}$	NaN
$\omega_e$	NaN	0	NaN

Tabella 1: Parametri per la tipologia 1