

Sessione: Elettronica/Sensoristica

QUADRI-ROTORI PER L'ACQUISIZIONE DI INFORMAZIONI IN SCENARI DI EMERGENZA

C. Capobianco[†], A. Coletti*, G. De Matteis*, D. Nardi[†]

*SAPIENZA, Università di Roma, Dipartimento di Meccanica e Aeronautica
Via Eudossiana 18 – 00184 Roma
Tel. 06/44585210, Fax. 06/4881759
e-mail: dematteis@dma.ing.uniroma1.it

[†]SAPIENZA, Università di Roma, Dipartimento di Informatica e Sistemistica
Via Salaria 113, 00198 ROMA
Tel. 06/49918330, Fax 06/85300849
e-mail: nardi@dis.uniroma1.it

SOMMARIO

Lo studio concerne lo sviluppo di un piccolo mezzo aereo per l'acquisizione di informazioni in scenari di emergenza. Aspetti caratterizzanti della ricerca riguardano l'applicazione di tecnologie robotiche perchè la macchina possa operare con un elevato grado di autonomia limitando al massimo il controllo diretto da parte dell'operatore, l'utilizzo di HW miniaturizzato per quanto riguarda i sensori di missione, i sensori di navigazione ed il computer di bordo con le relative interfacce, e lo sviluppo del SW di gestione del volo e della missione. Il lavoro è dedicato, in particolare, alla realizzazione del sistema basico di guida e controllo di un quadri-rotore del peso di 0,5 kg, destinato a conferire al velivolo le necessarie caratteristiche di stabilità e risposta ai comandi. A tale scopo, è stato progettato e installato a bordo un sistema avionico estremamente compatto e leggero ed è stato realizzato il SW di controllo. Le leggi di guida e controllo, validate in simulazione, sono state implementate nel PC di bordo.

Parole chiave : UAV, volo autonomo, sistema di guida e controllo, quadri-rotore

1. INTRODUZIONE

Nei prossimi anni, le tecnologie robotiche assumeranno un ruolo sempre più rilevante nell'ambito applicativo degli scenari di emergenza. In particolare, si stanno valutando le possibilità di utilizzo di piccoli UAV allo scopo di acquisire informazioni sullo scenario operativo.

I quadri-rotori rappresentano uno strumento interessante, che consente operazioni di sorvolo di raggio limitato per acquisire fotografie e riprese video dello scenario, in circostanze nelle quali l'accesso al sito di intervento risulti pericoloso per l'operatore, se non impossibile. Questo tipo di UAV ha la caratteristica di essere poco costoso, di facile impiego anche da parte di piloti non esperti e, nelle più recenti versioni, anche relativamente stabile in condizioni atmosferiche sfavorevoli.

Una limitazione significativa nell'uso di questi dispositivi sta nel fatto che l'UAV deve rimanere costantemente sotto il controllo visivo dell'operatore, limitando di conseguenza il raggio di azione e le potenzialità di esplorazione. Stiamo pertanto esaminando come sviluppare il sistema di guida e controllo del velivolo in modo tale che esso acquisisca la capacità di operare in modo il più possibile autonomo, almeno per brevi voli che non siano sotto il controllo visuale diretto dell'operatore (es. entrare dall'esterno nella stanza di un edificio e fornire informazioni sulla situazione interna).

A tal fine, occorre realizzare un velivolo con adeguate possibilità di carico, che consentano di ospitare a bordo sensori, come video camere e laser, e risorse di calcolo per poterne controllare in modo automatico il volo (attraverso il feedback dei sensori). Più in dettaglio, stiamo realizzando una unità sensoristico-computazionale che possa essere utilizzata su diverse piattaforme hardware. La fig. 1 mostra il prototipo in volo.

La ricerca viene svolta nel laboratorio "Sistemi Intelligenti per l'Emergenza e la Difesa Civile" (<http://sied.dis.uniroma1.it>), realizzato presso l'Istituto Superiore Antincendi (Roma) del Corpo Nazionale dei Vigili del Fuoco.



Fig. 1 Quadri-rotore in volo

La prima parte dello studio, qui descritta, è dedicata allo sviluppo e implementazione hardware di una versione base del sistema di gestione del velivolo, con funzionalità di aumento di stabilità e controllo (SCAS). In particolare, nella sezione 2 sono descritte le principali caratteristiche della piattaforma e del sistema avionico. La sez. 3 è dedicata al modello matematico, utilizzato per la sintesi dello SCAS e per la sua validazione in simulazione. La sez. 4 riporta alcuni commenti sulle caratteristiche di stabilità del mezzo, mentre lo sviluppo del SW di controllo è descritto nella sez. 5. Il sistema avionico di bordo, realizzato tramite dispositivi della serie Gumstix è illustrato nella sez. 6. Una sezione di Conclusioni completa il lavoro.

2. CARATTERISTICHE DEL QUADRI-ROTORE

Il quadri-rotore è composto da quattro moduli motore elettrico-rotore a passo fisso disposti alle estremità di due aste disposte in croce [1]. Nella parte centrale del mezzo è posizionata una struttura di supporto per la telecamera e relativa trasmittente, le batterie, la ricevente, il sensore di assetto e il PC di bordo.

Il velivolo viene controllato inclinando il mezzo e quindi il vettore trazione (in prima approssimazione normale al piano dei rotori) nella direzione desiderata. La trazione sviluppata dal singolo rotore viene controllata variando il numero di giri: in tal modo si realizza sia il controllo della traiettoria, sia quello degli angoli di assetto. La fig. 2 mostra uno schema del velivolo con indicato il verso di rotazione (dello stesso segno per i rotori posti sulla stessa asta) dei singoli rotori e il segno della coppia aerodinamica (Q_i).

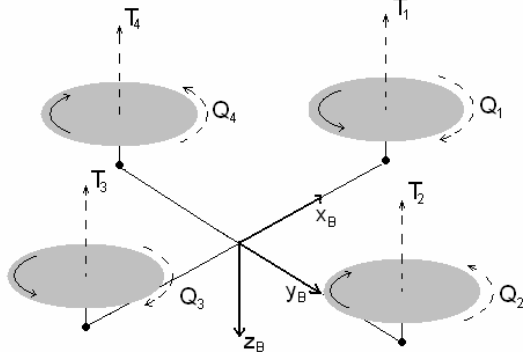


Fig. 2 Schema del quadri-rotore

Una tale configurazione offre numerosi vantaggi rispetto a configurazioni più convenzionali di UAV ad ala rotante, tra i quali si sottolineano la semplicità meccanica e la dimensione ridotta dei rotori [2]. Per questo studio è stato acquisito e modificato il quadri-rotore Draganflyer V Ti della Draganfly Innovations, Inc., le cui caratteristiche principali sono riportate nella tab. 1. Questo mezzo, relativamente economico (il prezzo di acquisto è di circa 800 €) è stato largamente usato in programmi di ricerca dedicati allo sviluppo di piccoli mezzi autonomi [1, 3-6].

Per lo SCAS si utilizzano i seguenti componenti HW:

- Scheda madre Gumstix connex 400xm - #J-R687 - #J-R1121, 400MHz, 64MB SDRAM, 16MB hd processore Intel PXA255 with Xscale® from Marvel®, sistema operativo Linux kernel 2.6.10 in flash, peso 8 g.

Modello	Draganflyer V Ti
Trasmittente	6 Canali FM
Batteria	LiPo 11.1V 1320mAh
Autonomia (min)	12-15
Peso (gr.)	< 500
Payload (gr.)	115-120
Dimensione (mm) (rotor tip to rotor tip)	762
Rotori	Nylon
Motori	brushed con riduttore

Tab. 1 Caratteristiche tecniche del quadri-rotore

- Scheda I/O Robostix con processore ATmega128 low-power AVR 8-bit, modello R1131, 128kb di memoria flash In-System-Programmable (ISP), 4kb di memoria EEPROM e 4kb di SDRAM, connessioni PWM, GPIO, ADC, I2C, SPI, UARTs, etc.
- Scheda di rete wifi Wifistix, protocolli 802.11(b) and 802.11(g) - 54 Mbps Ethernet.
- Sensore inerziale (IMU) MTx della Xsens Technologies B.V., peso 30 g.
- 4 sensori ad effetto Hall per la misura della velocità angolare dei rotori.

3. MODELLO MATEMATICO

Nello spazio di stato le equazioni del moto del velivolo sono scritte nella forma seguente

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_0(\mathbf{x}) + \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (1)$$

in cui

$$\mathbf{x} = [N \ E \ D \ u \ v \ w \ \varphi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T \in \mathbb{R}^{12}$$

è il vettore delle variabili di stato con (N, E, D) le coordinate del baricentro, (u, v, w) e (p, q, r) le componenti della velocità lineare e angolare, rispettivamente, (φ, θ, ψ) gli angoli di assetto, e

$$\mathbf{u} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4]^T \in \mathbb{R}^4.$$

è il vettore delle variabili di ingresso dove ω_i rappresenta la velocità angolare del rotore i-esimo. Inoltre,

$$\mathbf{f}_0(\mathbf{x}) = [(\mathbf{R}^{-1}\boldsymbol{\Omega}_B)^T \ (-\boldsymbol{\Omega}_B \times \mathbf{V}_B)^T \ (\mathbf{L}_{EB}\mathbf{V}_B)^T \times (-\mathbf{I}_B^{-1}[\boldsymbol{\Omega}_B \times \mathbf{I}_B\boldsymbol{\Omega}_B])]^T$$

dove \mathbf{I}_B è il tensore d'inerzia, \mathbf{L}_{EB} è una matrice di trasformazione, gli altri simboli hanno il significato noto, e

$$\mathbf{F} = [\mathbf{0}^T \ \frac{\mathbf{F}_B^T}{m} \ \mathbf{0}^T \ (-\mathbf{I}_B^{-1}\mathbf{M}_B)^T]^T \in \mathbb{R}^{12}$$

è il vettore delle forze generalizzate

La forza \mathbf{F}_B e il momento \mathbf{M}_B si esprimono come

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{F}_B^R + \mathbf{F}_B^C + \mathbf{F}_B^P$$

$$\mathbf{M}_B = \mathbf{M}_B^R + \mathbf{M}_B^C + \mathbf{M}_B^P + \mathbf{M}_B^G$$

in cui gli apici R, C, P, G indicano rispettivamente il contributo di rotori, cellula, forza peso e azioni giroscopiche. Le azioni aerodinamiche sviluppate dai rotori sono rappresentate mediante la teoria dell'elemento di pala, utilizzando il modello di disco attuatore per l'espressione della velocità indotta [7].

Una descrizione dettagliata del modello matematico è riportata in Rif. [8].

Per quanto riguarda il modello dei motori, si usa una dinamica del primo ordine

$$\dot{\omega}_m = -\frac{1}{\tau}\omega_m - \frac{Q}{Jn} + \frac{1}{K\tau}v_a \quad (2)$$

Dove ω_m è la velocità angolare del motore, pari a $n\omega_r$, essendo n il rapporto di trasmissione, Q è la coppia del rotore, J è il momento polare del sistema rotore-motore, τ e K sono, rispettivamente, la costante di tempo meccanica e una costante del motore, e v_a è la tensione di alimentazione, che rappresenta la variabile di controllo del sistema. La tensione è comandata mediante segnali PWM. In tab. 2 sono riportati i valori dei parametri del motore.

J	$1,03 \times 10^{-3}$	Kg m^2
K	$3,45 \times 10^{-3}$	N m/A
τ	0,223	s
n	5,6	

Tab. 2 Parametri del motore

Il modello del quadri-rotore è stato validato nella condizione di hovering, verificando che la velocità dei rotori calcolata per il volo sostenuto (massa pari a 0,49 kg) e la tensione di alimentazione dei motori corrispondono a quelle misurate sul prototipo (1800 rpm e 5 V).

4. CARATTERISTICHE DI VOLO E STABILITA'

Si sono analizzate le condizioni di equilibrio (trim) in volo orizzontale ad angolo di derapata nullo nel range di velocità da zero a 12 m/s. Il trim è stato calcolato per il modello completo del velivolo [eq. (1) e (2)]. Il vettore di stato è pertanto

$$\mathbf{x} = [N \ E \ D \ \omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3 \ \omega_4 \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T \in \mathbb{R}^{16}$$

Per generare momenti lungo gli assi di rollio, beccheggio e imbardata, e per variare la trazione si usano delle opportune combinazioni delle variabili di controllo originarie (le tensioni di alimentazione dei motori), dette pseudo-controlli (δ_A , δ_E , δ_R , δ_T , rispettivamente). Gli pseudo-controlli sono definiti nel modo seguente

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_T \\ \delta_A \\ \delta_E \\ \delta_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{a_1} \\ v_{a_2} \\ v_{a_3} \\ v_{a_4} \end{bmatrix}$$

Le fig. 3 - 5 riportano i risultati di maggior interesse dell'analisi del trim. In particolare, la fig. 3 mostra l'andamento degli pseudo-controlli, dove δ_T presenta una variazione analoga a quella del comando collettivo di un rotore convenzionale, ed il comando longitudinale necessario ad annullare il momento di beccheggio risulta piuttosto piccolo a causa della ridotta distanza tra baricentro e piano dei rotori.

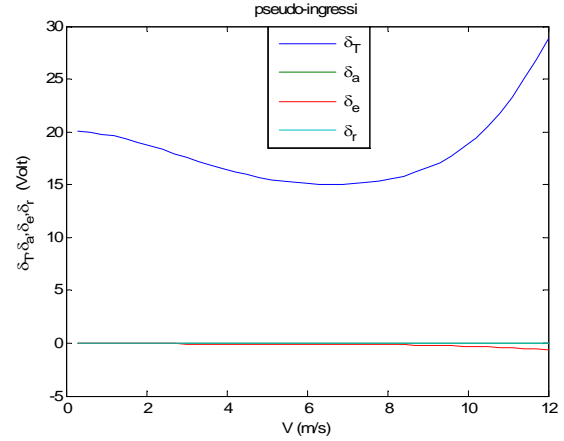


Fig. 3 Variazione degli pseudo-controlli con la velocità

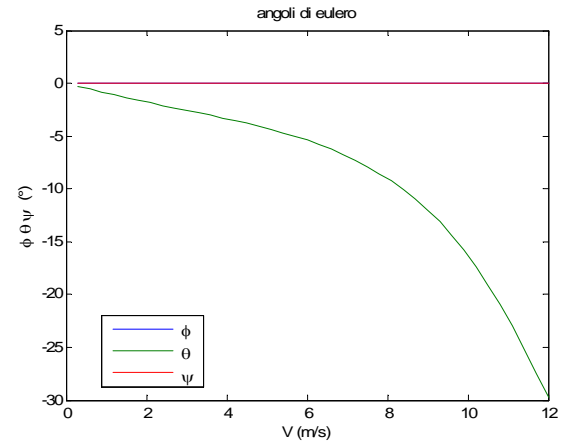


Fig. 4 Angoli di assetto in funzione della velocità

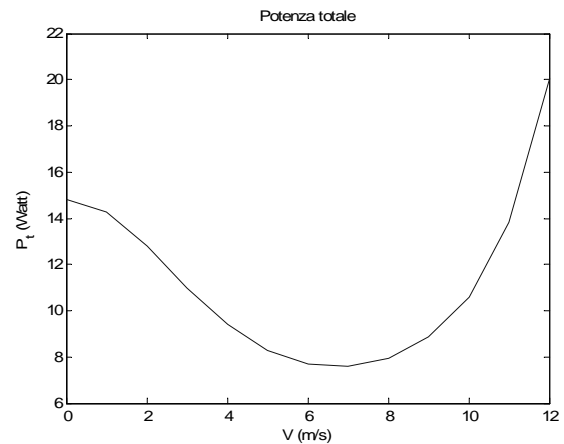


Fig. 5 Potenza necessaria in funzione della velocità

La fig. 4 mostra che il velivolo assume un assetto progressivamente picchiato all'aumentare della velocità per equilibrare il corrispondente incremento della

resistenza. Infine, l'andamento della potenza necessaria riportato in fig. 5 è quello classico dei mezzi ad ala rotante, con il valore massimo (20 Watt) alla velocità di 12 m/s.

La tab. 3 riporta i risultati dell'analisi di stabilità condotta sul sistema di equazioni linearizzato in hovering. A causa della simmetria della configurazione, si osservano le stesse caratteristiche per quel che concerne alcuni dei modi longitudinali e laterali. La stabilità dinamica è positiva e questo comportamento è mantenuto al crescere della velocità di volo, il cui effetto è quello di aumentare lo smorzamento di tutte le dinamiche.

Auto-valore	Descrizione	Tipo	Parametri	Variabili eccitate.
Longitudinali				
-8.59	Beccheggio	Aperiodico convergente	$\tau = 0.11$ s	q, ϑ, u
-0.042 $\pm 0.741i$	Scivolamento long	Periodico convergente	$\omega_n = 0.74$ rad/s ($T = 8.5$ s) $\zeta = 0.057$	u, q, ϑ
-1.743	Ondeggiamento vert	Aperiodico convergente	$\tau = 0.78$ s	w
Laterali				
-8.59	Rollio	Aperiodico convergente	$\tau = 0.11$ s	p, φ, v
-0.042 $\pm 0.741i$	Scivolamento lat	Periodico convergente	$\omega_n = 0.74$ rad/s ($T = 8.5$ s) $\zeta = 0.057$	v, p, φ
-0.502	Spirale + scivolamento	Aperiodico convergente	$\tau = 2$ s	ψ, r, v
0	Imbardata	Costante		ψ

Tab. 3 Modi caratteristici in hovering

5. SISTEMA DI CONTROLLO

E' stato progettato uno SCAS con le classiche funzionalità di aumento di stabilità e di controllo per realizzare, per i tre canali di assetto, un modo di comando ACAH (*attitude command, attitude hold*) su beccheggio e rollio e un modo RCAH (*rate command, attitude hold*) per l'imbardata. La velocità verticale è la quarta variabile controllata.

I controllori sono sintetizzati separatamente sfruttando il disaccoppiamento delle dinamiche pertinenti nella condizione di riferimento di hovering. La fig. 6 dove, a titolo di esempio, è riportata l'ampiezza delle funzioni di trasferimento delle quattro variabili comandate rispetto ad un ingresso su δ_E , mostra come la risposta su ϕ , r e \dot{h} sia trascurabile rispetto a quella su θ in tutto il range frequenziale preso in considerazione.

L'approccio alla sintesi è di tipo classico, e fa riferimento al metodo del *loop-shaping*, dove le

specifiche sul modulo della funzione di anello L si definiscono mediante una regione ammissibile sul diagramma di Bode.

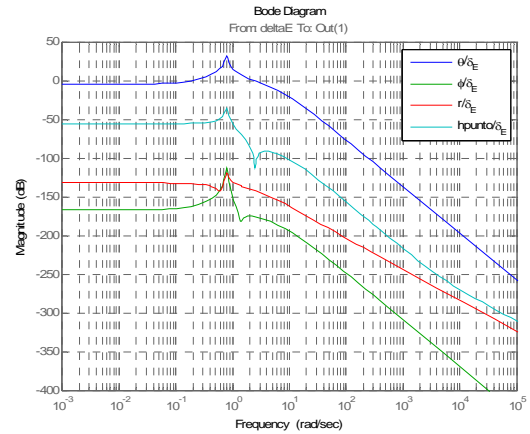


Fig. 6 Ampiezza delle f.d.t. rispetto a δ_E

Per le basse frequenze la pendenza della retta limite (al di sopra della quale deve passare la funzione di anello del processo controllato) è pari a -20 db/dec per avere un sistema di tipo 1. La frequenza di taglio sarà specificata caso per caso per le dinamiche considerate. Alle alte frequenze ($\omega \geq 194$ rad/s corrispondente alla velocità angolare dei rotori nella condizione di riferimento) si richiede che il modulo di L sia inferiore a -20 db per attenuare il rumore di misura di un fattore 0.1 (fig. 7).

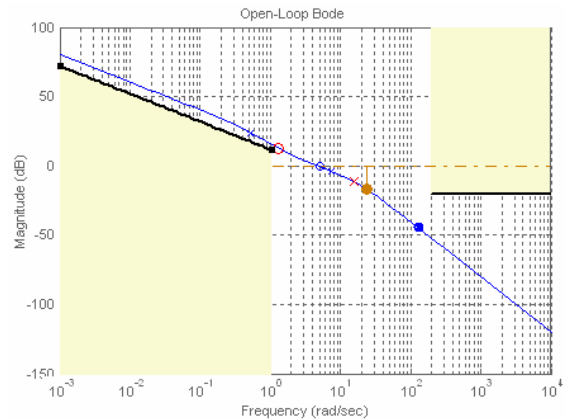


Fig. 7 Modulo della funzione di anello del controllo di imbardata

Per limitare i problemi di implementazione, nel modello di sintesi per ciascuno dei quattro controllori, due uguali per la risposta su beccheggio e rollio con struttura *multi-loop* (fig. 8), e due con struttura *single-loop* per l'imbardata e la velocità verticale, sono compresi gli effetti di a) ritardo nella dinamica del sensore ($T_{sens} = 6,84$ ms), b) ritardo computazionale del controllore on-board che opera a 100 Hz ($T_s = 0,01$ s), c) ritardo associato al campionamento (la metà del periodo di campionamento T_c). Il ritardo complessivo $T = T_{sens} + T_c / 2 + T_s$ è modellato con una approssimazione di Padè del II ordine che va a

moltiplicare le f.d.t. delle dinamiche SISO considerate per la definizione dei cicli di controllo.

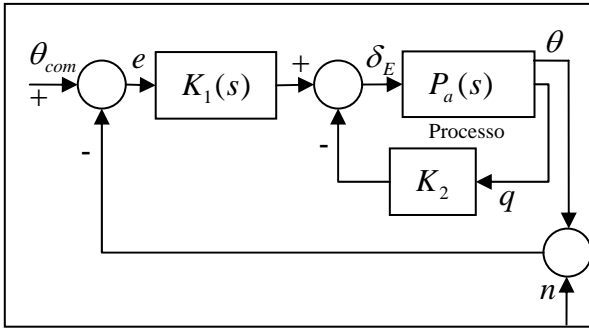


Fig.8 Schema della logica di controllo multi-loop per la dinamica longitudinale

Il comportamento del sistema a catena chiusa con i quattro controllori descritti nella tab. 4 e discretizzati con il metodo di Tusting con passo $T_s = 0,01$, è stato analizzato in simulazione non lineare in ambiente Matlab/Simulink.

Il modello di simulazione è di tipo misto, con i blocchi a tempo continuo che rappresentano il processo e quelli a tempo discreto dove sono implementate le f.d.t. dei controllori. Oltre ai classici dispositivi di interfaccia tra elementi tempo-continuo e tempo-discreto (blocchi *Rate transition*), il modello contiene i blocchi dei ritardi (computazionale, sensore) e una serie di blocchi di quantizzazione posti a valle dei segnali in uscita dal radiocomando (10 bit), dal Xsens (32 bit), e dal controllore (16 bit corrispondente alla precisione della scheda Robostix che genera i segnali PWM di comando sulla tensione dei motori). Il segnale in uscita dal sensore inerziale è campionato con $T_c = 0,02$ s.

Dinamica	Architettura	Controllore
Beccheggio/rollio	multi-loop	$K_1(s) = \frac{94(s+0.6)(s+0.3)}{s(s+15)(s+0.022)}$ $K_2 = 1.8$
Imbardata	single-loop	$K_r(s) = \frac{96.5(s+1.3)}{s(s+15.76)}$
Verticale	single-loop	$K_h(s) = \frac{63.587(s+0.8)(s+0.23)}{s(s+13)(s+0.05)}$

Tab. 4 Caratteristiche dei controllori

Le figure seguenti mostrano i risultati dell'analisi del sistema di controllo condotta, per valutarne la robustezza, in condizioni lontane da quelle di sintesi (hovering). Le figg. 9- 11 sono relative alla risposta ad un gradino positivo su θ che si esplica nella condizione di equilibrio a $V_e = 6$ m/s e $\theta_e = -5,4$ deg. In fig. 9, dove è riportata l'evoluzione degli angoli di Eulero, si vede come non vi siano accoppiamenti sui tre assi. La fig. 10 mostra che il comportamento del sistema rimane stabile in presenza di una notevole

variazione della velocità, dato che il comando inverte la direzione della trazione in modo tale che il velivolo riduce la velocità fino ad accelerare nella direzione opposta a quella del moto iniziale.

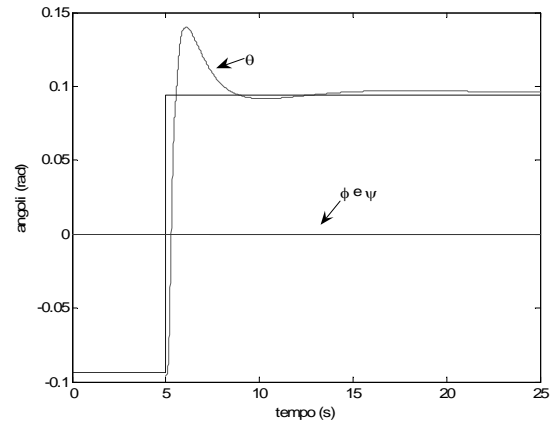


Fig. 9 Risposta ad un gradino sull'angolo di beccheggio, $V_e = 6$ m/s

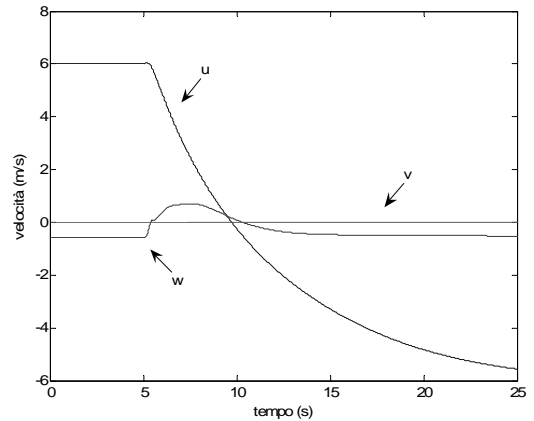


Fig. 10 Variazione delle componenti della velocità in assi corpo, $V_e = 6$ m/s

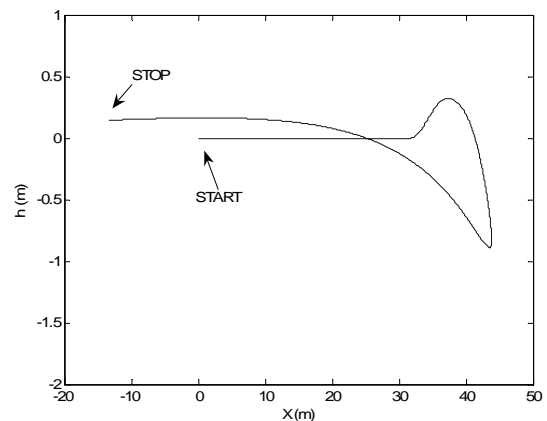


Fig. 11 Traiettorie, $V_e = 6$ m/s

La fig. 11 mostra l'effetto dell'azione del controllore di quota: la riduzione di velocità determina una temporanea riduzione della trazione che è responsabile per la perdita di circa 1 m di quota. Al termine della manovra il velivolo ha recuperato la quota iniziale.

Le figg. 12 e 13 riportano i risultati delle simulazioni condotte a partire da un volo stazionario a $V_e = 9,5$ m/s; il comando è ancora un gradino positivo su θ (fig. 12) che porta inizialmente a zero la velocità e produce successivamente una condizione di volo all'indietro a circa 10 m/s (fig. 13).

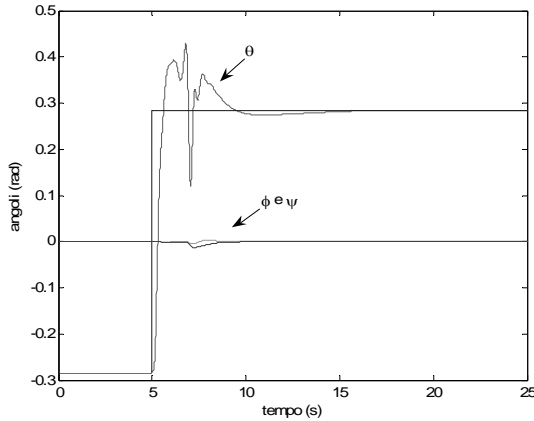


Fig. 12 Risposta ad un gradino sull'angolo di beccheggio, $V_e = 9,5$ m/s

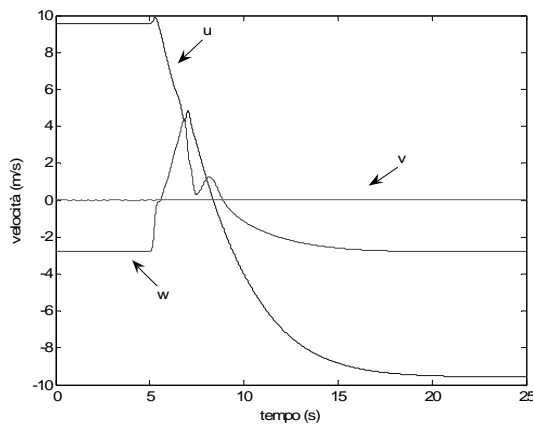


Fig. 13 Variazione delle componenti della velocità in assi corpo, $V_e = 9,5$ m/s

Le figure mostrano che la prestazione dei controllori è meno soddisfacente per quel che riguarda in particolare, le oscillazioni sull'angolo di beccheggio (fig. 12) e sulla componente w della velocità (fig. 13).

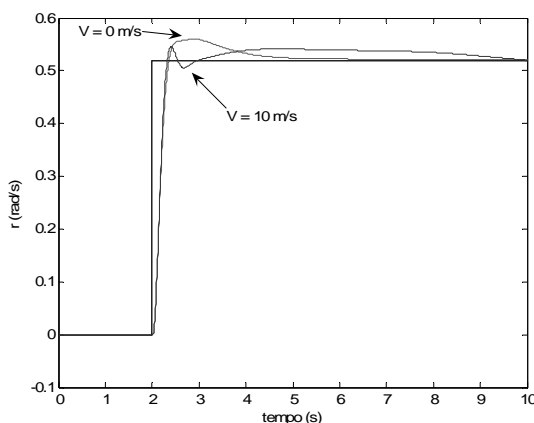


Fig. 14 Effetto di un comando di imbardata in hovering e nel volo in avanzamento

Pur tuttavia, il sistema rimane stabile con variazioni modeste della quota (dell'ordine dei 2 m).

La fig. 14 riporta gli effetti di un gradino sulla velocità di imbardata per condizioni iniziali in hovering ed a velocità $V_e = 10$ m/s. Anche se le prestazioni del controllore nel volo in avanzamento appaiono meno buone rispetto alla condizione di progetto, la risposta può ritenersi soddisfacente.

Occorre infine notare che la stabilità del sistema può essere mantenuta anche ai limiti dell'involuppo di volo ($V = 12$ m/s) ed in presenza di intense azioni di comando, utilizzando un filtro passa-basso sui canali del radiocomando, con frequenza di taglio pari a 0,5 rad/s. In tale situazione non si riscontrano mai condizioni di divergenza del moto.

6. SISTEMA AVIONICO DI BORDO

La soluzione adottata per il sistema avionico di bordo è stata individuata cercando un compromesso ideale tra potenza computazionale, peso, versatilità e, non ultimo, costo. Come per altre soluzioni descritte in letteratura [9], sono stati adottati dispositivi della serie Gumstix [10]. I requisiti di efficienza computazionale ed affidabilità hanno inoltre portato alla suddivisione delle operazioni di calcolo su due unità: un microcontrollore per il controllo ad anello chiuso, in grado di garantire prestazioni hard real-time (Robostix); un microprocessore per le comunicazioni con la base di terra, la configurazione e telemetria del quadri-rotore. I dispositivi Gumstix, di dimensione e peso molto ridotti, abbinano una completa configurabilità, alla disponibilità di connettere una vasta gamma di sensori. Attualmente i sensori montati a bordo sono una unità inerziale per il controllo d'assetto, quattro encoder sui rotori ed una videocamera. L'architettura è riportata in fig. 15.

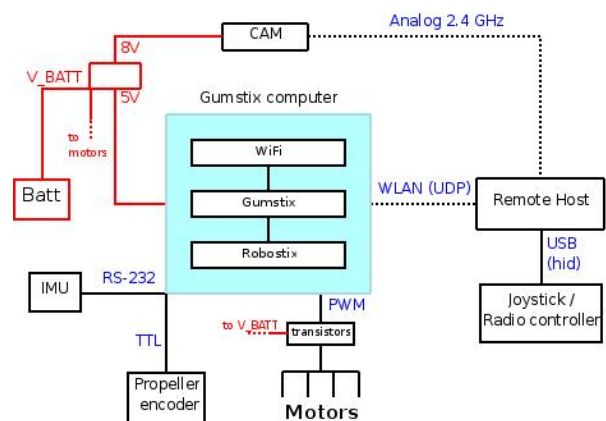


Fig. 15 Architettura del sistema avionico

La Robostix ospita un microcontrollore AVR ATmega128, programmabile in C. Il codice sorgente del controllore realizzato nel modello Simulink è generato da Real-Time Workshop embedded code. È stata sviluppata un'interfaccia software che acquisisce i dati dai sensori, comunica via I2C con il processore per

le comunicazioni, sincronizza i dati e assicura un funzionamento in hard real-time. L'uscita per i motori è PWM hardware, altamente affidabile; per evitare un sovraccarico della Robostix, l'alimentazione per i motori passa attraverso quattro transistor esterni alla scheda. In caso di interruzione della comunicazione con la base di terra, il velivolo è comandato per portarsi in assetto di hovering e diminuire gradualmente la quota fino a toccare il terreno o fino a un ripristino delle comunicazioni.

La Gumstix è una mini scheda madre con processore, memoria RAM e flash, su cui è montato il kernel linux; la scheda integra un modulo bluetooth, al momento non utilizzato. La comunicazione a terra attualmente è possibile in due modi: tramite un server UDP che, comunicando con un client a terra, permette la guida del velivolo tramite joystick; tramite un secure-login (ssh) alla console linux. Da notare che il kernel linux è multi-threading e le due modalità possono essere usate simultaneamente. La Gumstix è programmata in C++, e il software realizzato permette la lettura di dati per la telemetria (stati del controllore, dati dai sensori), la configurazione dei sensori e la definizione dei parametri per il modello (in Simulink), nella prospettiva di realizzare una piattaforma hardware-in-the-loop.

Gli encoder, uno per motore, sono realizzati con sensori ad effetto hall ad uscita digitale, *latched* per ottimizzare il tempo di lettura. Oltre ad una messa a punto dei parametri del modello del motore, essi sono utilizzati per fermare i motori in caso di urto delle pale. L'unità inerziale fornisce misure di precisione accettabile, tuttavia la frequenza di campionamento rappresenta un fattore limitante per il controllore: l'Xsens può inviare le misure a frequenze tra i 50-100Hz, mentre le altre componenti potrebbero lavorare a frequenze nell'ordine del kHz. Per far lavorare il sistema ad una frequenza più elevata, è possibile utilizzare un misuratore meno accurato ma più veloce [11].

La telecamera analogica comunica tramite un canale indipendente con la stazione di terra, su una frequenza di 2.4 GHz. Attualmente, essa viene utilizzata per aiutare l'operatore di terra nella guida del velivolo, soprattutto quando quest'ultimo non è visibile all'operatore. L'obiettivo della ricerca in corso, è di rendere il velivolo autonomo in alcuni comportamenti finalizzati alla esplorazione di scenari in cui il velivolo non è visibile all'operatore. A questo scopo è prevista l'installazione di una camera digitale connessa al computer di bordo, per l'acquisizione delle informazioni necessarie per l'esplorazione e l'aggiornamento di ostacoli.

L'hardware di bordo è completato dalla realizzazione di una basetta di supporto per dissipare il calore dei transistor che guidano i motori. La batteria ai polimeri di litio permette un'autonomia di circa 15 minuti, un convertitore switching distribuisce l'alimentazione a diverse tensioni. La fig. 16 mostra il quadri-rotore realizzato.



Fig. 16 Quadrirotore

CONCLUSIONI

Il lavoro descritto in questa memoria rappresenta la prima fase di una ricerca che ha come obiettivo quello di realizzare un piccolo UAV, in grado di svolgere anche in modo autonomo, operazioni di sorvolo finalizzate all'esplorazione di uno scenario di interesse. E' stato realizzato un prototipo di quadri-rotore in grado di fornire informazioni sullo scenario attraverso diversi sensori montati a bordo. In particolare, viene utilizzata una telecamera per acquisire immagini video e fotografiche.

La ricerca è finalizzata alla esplorazione di scenari di emergenza, a rischio per l'operatore, o localizzati in aree di difficile accesso. Essa viene svolta nel laboratorio "Sistemi Intelligenti per l'Emergenza e la Difesa Civile" (<http://sied.dis.uniroma1.it>), realizzato presso l'Istituto Superiore Antincendi (Roma) del Corpo Nazionale dei Vigili del Fuoco.

Le fasi successive della ricerca prevedono le prove di volo (in corso di svolgimento) per il controllore progettato, lo sviluppo di capacità di volo autonomo, per consentire l'operatività anche in situazioni in cui il velivolo non è visibile all'operatore, e la sperimentazione delle caratteristiche di volo e delle possibili missioni che prevedano l'utilizzo di questo tipo di mezzi in operazioni di emergenza.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Stephen J. McGilvray, A. Tayebi, **Attitude Stabilization of a Quadrotor Aircraft**, Thesis work, Lakehead University, Thunder Bay, Ontario, Canada, pp. 21-23, June 2004.
- [2] G. Hoffmann, H. Huang, S. Waslander, C. Tomlin **Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment**, 2007.
- [3] P. Castillo, A. Dzul, R. Lozano, **Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft**, IEEE Transaction on Control System Technology, Vol. 12, No. 4, July 2004.

- [4] G. Hoffmann, D.G. Rajnarayan, S. L. Waslander, D. Dostal, J. S. Jang, C. J. Tomlin, **The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi Agent Control (STARMAC)**, Proc. 23rd Digital Avionic System Conference, Salt lake City, Utah, November 2004. (see also <http://cherokee.stanford.edu/~starmac/>).
- [5] E. Altug, J.P. Ostrowski, C.J. Taylor, **Control of a Quadrotor Helicopter Using Dual Camera Visual Feedback**, International Journal of Robotic Research, Vol. 24, No. 5, 329-341 (2005).
- [6] M. Valenti, B. Bethke, G. Fiore, J. How, E. Feron **Indoor Multi-Vehicle Flight Testbed for Fault Detection, Isolation, and Recovery**, Proc. AIAA Guidance Navigation and Control, Keystone, Colorado 21-24 August 2006 (see also <http://vertol.mit.edu/>).
- [7] Branwell, A.R.S., **Helicopter Dynamics**, Second Edition, Butterworth-Heinemann, Oxford, 2001.
- [8] A. Coletti, **Dinamica e controllo di un quadrotor per la sorveglianza e il monitoraggio ambientale**, Tesi di Laurea, Dip. Meccanica e Aeronautica, 2007.
- [9] J. Auerbach, D.F. Bacon, D.T. Iercan, C.M. Kirsch et al. **Java Takes Flight: Time-Portable Real-Time Programming with Exotasks**, Proc. ACM SIGPLAN/SIGBED Conference on Languages, Compilers, and Tools for Embedded Systems (LCTES). ACM Press, 2007 (see also <http://javiator.cs.uni-salzburg.at/>)
- [10] Gumstix Inc. <http://gumstix.com>, documentation <http://docwiki.gumstix.org>
- [11] D.Gurdan, J. Stumpf, M. Achtelik, K.M. Doth, G. Hirzinger, D. Rus, **Energy-efficient Autonomous Four-rotor Flying Robot Controlled at 1 kHz**, Proc. Int. Conf. Robotics and Automation, IEEE, Rome, April 2007.

A QUAD-ROTOR FOR INFORMATION GATHERING IN RESCUE SCENARIOS

In the near future, Intelligent robotic technologies are expected to play a crucial role in several aspects that are related to emergency operations. Specifically, we are investigating the use of small UAVs for information gathering in the operation scenario.

Quad-Rotors have already been proposed for short range flights aiming at recording/transmitting pictures and video of the scenario, when it is either dangerous, or simply not possible the access by human operators. This kind of UAV are low cost, very easily deployable also by non expert pilots, and are now relatively stable to unfavorable weather conditions.

A major limitation is that the UAV must be under visual control of the operator, thus restricting both the range of operation and the inspection capabilities. We are therefore addressing the possibility of some degree of autonomous operation, at least for short flights that are not under the visual control of the operator (e.g. Enter from the window of a building and report about the internal situation).

To this end we need to develop a suitable flying platform that allows enough payload for carrying on board sensors, such as video cameras and laser range finders, as well as the computational resources for on-board control. More specifically, we aim at defining a low-cost computational sensory unit that can be adapted to various hardware platforms.

In the present paper we report on the first steps of our study, which focus on the implementation of the basic UAV management system, including functionalities for stability and control.

In the next steps, we will accomplish flying tests (under development), and we will address the implementation of autonomous behaviors for search and exploration, when the quad-rotor is not visible to the operator.

We are conducting the above outlined research at the Laboratory "Intelligent Systems for Emergencies and Civil Defense" (<http://sied.dis.uniroma1.it>), in collaboration with Istituto Superiore Antincendi of the Italian Firemen Department.