

Rapporti tecnici

INGV

**Realizzazione di un sistema UAS per
missioni di monitoraggio ambientale**

205



Direttore

Enzo Boschi

Editorial Board

Raffaele Azzaro (CT)

Sara Barsotti (PI)

Mario Castellano (NA)

Viviana Castelli (BO)

Rosa Anna Corsaro (CT)

Luigi Cucci (RM1)

Mauro Di Vito (NA)

Marcello Liotta (PA)

Simona Masina (BO)

Mario Mattia (CT)

Nicola Pagliuca (RM1)

Umberto Sciacca (RM1)

Salvatore Stramondo (CNT)

Andrea Tertulliani - Editor in Chief (RM1)

Aldo Winkler (RM2)

Gaetano Zonno (MI)

Segreteria di Redazione

Francesca Di Stefano - coordinatore

Tel. +39 06 51860068

Fax +39 06 36915617

Rossella Celi

Tel. +39 06 51860055

Fax +39 06 36915617

redazionecen@ingv.it



Rapporti tecnici INGV

REALIZZAZIONE DI UN SISTEMA UAS PER MISSIONI DI MONITORAGGIO AMBIENTALE

Fabrizio Giulietti¹, Stefania Amici², Maria Fabrizia Buongiorno², Emanuele Luigi de Angelis¹

¹Università di Bologna (II Facoltà di Ingegneria, Forlì)

²INGV (Istituto Nazionale di Geofisica e Vulcanologia, Centro Nazionale Terremoti)

205

Il presente lavoro è dedicato alla memoria del Prof. Ing. Gianmarco Saggiani che ha dato tutta la sua dedizione e conoscenza, guidando il nostro gruppo in questo progetto. Gli autori dedicano inoltre il loro lavoro all'Ing. Giuliana Tamburro che ha supportato con entusiasmo e competenza l'idea di un UAV per applicazioni civili.

Sommario

Acronimi	6
Introduzione.....	7
1. Raven-INGV: Struttura concettuale	8
2. Definizione generale della configurazione dell'aero-velivolo.....	9
3. Sistemi elettronici dell'UAS.....	11
3.1 La stazione di terra (GCS).....	11
4. L'elettronica di bordo	15
4.1 I sensori	15
4.2 Sistemi di Guida, Navigazione e Controllo (GNC)	16
5. Pianificazione delle prove sperimentali	17
a) Test in Laboratorio	17
b) Test 'Outdoor' di apparecchiature.....	18
Conclusioni.....	19
Ringraziamenti	20
Bibliografia.....	20

Acronimi

AHRS - Attitude and Heading Reference System

CAD - Computer-Aided Drafting

CF - Compact Flash,

FADEC- Full Authority Digital Engine Control

FPCS - 'Flight Path Control Systems

GCS - Ground Control Station

GNC - Guida, Navigazione e Controllo

GPS - Global Positioning System

HIL - Hardware-in-the-Loop

IMU - Inertial Measurement Unit

iMEMS - Integrated MicroElectro-Mechanical Systems
NGV Istituto Nazionale di Geofisica e
Vulcanologia

NACAS - Normal Acceleration Control Augmentation System
PC Personal Computer

RPM - Revolutions per minute

SAS - Stability derivative Augmentation Systems

TAS - True Air Speed

UAS - Unmanned Aerial-vehicle System

UAV - Unmanned Aerial Vehicle

WP - Waypoints Matrix

Introduzione

Da lungo tempo il *Remote Sensing Laboratory* dell'INGV è impegnato nello studio e nel monitoraggio di quei fenomeni naturali, esempio le attività dei vulcani, considerati come la causa di probabili rischi ambientali. La registrazione e l'analisi in tempo reale di determinati parametri ambientali, attraverso l'uso di tecniche d'osservazione remota, possono rappresentare un valido approccio per l'individuazione di fattori "precursori" che si manifestano prima di un evento pericoloso. La presenza di fumo, ad esempio, o di particolari anomalie termiche può essere un segnale d'allarme per l'innalzamento di magma o la formazione di nuovi punti caldi. Attualmente, l'utilizzo dei dati da satellite (affetti da lunghi tempi d'aggiornamento) fornisce una visione globale delle aree interessate; d'altra parte la raccolta di campioni di pulviscolo solamente una volta che questi abbiano raggiunto terra non permette di avere informazioni complete e in tempo reale delle emissioni vulcaniche.

Tuttavia, grazie alle nuove tecnologie in campo aero-modellistico, le attuali indagini condotte con l'uso dei satelliti e di elicotteri (interventi operativamente costosi e nello stesso tempo rischiosi) potrebbero essere affiancate, o sostituite, dall'impiego sistemi automatici di indagine in grado di superare molti limiti; si è così pensato che un aero-velivolo (o semplicemente velivolo) non abitato (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) potesse superare questi limiti e fornire strumenti di analisi e di allerta più efficienti.

Una campagna di test condotta sull'isola di Stromboli (N 38° 47' 47.86", E 15° 31' 21.43") nell'Ottobre del 2004 da parte dell'INGV e dell'Università di Bologna [Saggiani et al., 2004], ha spinto gli autori a realizzare un UAV dedicato al monitoraggio dei vulcani. L'isola di Stromboli, in particolar modo, fu scelta per due principali motivi: è al di fuori dalle normali rotte di manovra aerea ed è scarsamente abitata nei mesi invernali.

I primi voli durante la campagna di test furono condotti con un velivolo radio-controllato, il *Butterfly* (3.5 m di apertura per un peso al decollo di 30 kg circa), costruito nei laboratori della II Facoltà di Ingegneria (figura 1).



Figura 1. Prove di rullaggio del *Butterfly* sulla pista di Stromboli.

I test su Stromboli fornirono dei risultati complessivamente positivi: dimostrarono la fattibilità dell'impiego di un velivolo senza pilota per il monitoraggio in ambienti vulcanici e suggerirono nuovi requisiti necessari per la realizzazione di un nuovo sistema completo [Persiani et al. 2001], tenendo conto anche di alcuni fattori che limitarono la completa operatività della campagna di prova, ad esempio:

- la morfologia dell'isola non offriva aree adatte per le operazioni di decollo ed atterraggio;
- il velivolo era pilotabile solo con un controllo "a vista" da parte del radio-modellista riducendo le potenzialità della missione a solo 1.5 km di raggio d'azione;

- date le dimensioni ridotte, il *Butterfly* preseva problemi di instabilità nel caso di forti venti;
- il *payload* (carico pagante) era solo limitato per i sensori utilizzati nel monitoraggio vulcanico.

Sulla base delle informazioni raccolte durante il primo test il Dipartimento di Ingegneria delle costruzioni meccaniche, nucleari e di metallurgia del polo universitario di Forlì (incaricato da INGV, 16 dicembre 2005) avvia degli studi che portano allo sviluppo di un nuovo sistema e alla realizzazione di un velivolo con una configurazione simile alla precedente ma di caratteristiche superiori, denominato *Raven-INGV* [Ceruti A et al. 2007].

1. Raven-INGV: Struttura concettuale

Il progetto RAVEN-INGV non rappresenta solo una evoluzione dimensionale del *Butterfly*, come si può notare dalle figure, ma un concetto nuovo di sistema UAV (UAS, Unmanned Aerial-vehicle System) per il trasporto di *payloads* di rivelazione scientifica, cioè un sistema “integrato” composto da: una piattaforma aerea (figura2) con caratteristiche indicate in tabella1, una stazione di controllo a terra (GCS-Ground Control Station) e un sistema di telemetria (*data link*).



Figura 2. Prototipo RAVEN-INGV.

Requisiti		
Raggio di controllo	50Km	
Autonomia	4 ore	
Loiter	2ore	
Caratteristiche RAVEN-INGV		
Ampiezza alare	4.6m	
Velocità di crociera	126Km/h	
Ceeling	3Km	
Peso al decollo	79Kg	
Payload	8Kg	

Tabella 1. Requisiti e caratteristiche del RAVEN-INGV.

La tabella 2 riassume le attività di progetto affrontate.

Fase	Attività	Stato
1	Progettazione del sistema	Conclusa
2	Realizzazione piattaforma aerea	Conclusa
3	Sviluppo ed integrazione: autopilota, data link, Stazione di controllo.	Conclusa
4	Test di laboratorio sui diversi moduli del sistema.	Conclusa
5	Caratterizzazione e Integrazione payload	In corso
6	Test di volo	Volo di prova realizzato. Test di volo in guida automatica su test site (2011-2012)
6	Permesso di volo	La fase di certificazione con ENAC è in corso

Tabella 2. Sequenza delle fasi di progetto, produzione e di validazione del progetto RAVEN-NGV.

2. Definizione generale della configurazione dell'aero-velivolo

Sulla base delle specifiche di missione, al tipo di impiego operativo e considerate le attuali normative in campo aero-modellistico, è stata individuata una configurazione finale del velivolo con struttura a doppia trave di coda (twin boom) e motore spingente. L'ala è formata da tre componenti, corpo centrale e le due semiali destra e sinistra, in modo da consentire una adeguata facilità di assemblaggio e ridurre gli ingombri durante le fasi di trasporto.

L'ala ha una forma in pianta rastremata con corda alla radice a 0.6 m ed all'estremità 0.5 m e presenta un profilo *Clark Y* di spessore 15% . La superficie è tale da ottimizzare le condizioni di volo operative. I due impennaggi verticali e quello orizzontale sono profilati con un NACA simmetrico con spessore massimo del 12% , dimensioni tali da ottenere valori stabilizzanti dei volumi di coda. Il carrello di atterraggio è presenta una struttura a "triciclo" con rotino anteriore tale da garantire un angolo di seduta ottimale e un'adeguata stabilità durante le fasi di decollo e atterraggio.

L'impianto propulsivo è un motore bicilindrico boxer da 200 cc erogante una potenza di circa 14 kW [20 HP] a 7500 rpm , accensione a doppia candela e gestione elettronica (FADEC). Il motore è posizionato nella parte posteriore della fusoliera (figura 2a), in modo tale da massimizzare lo spazio in fusoliera per il trasporto del *payload* scientifico.

La configurazione, nel suo insieme, permette di ottenere un angolo di seduta di circa 21° tale da poter proteggere l'elica durante le fasi di decollo e atterraggio, fasi nelle quali l'assetto del velivolo può essere molto cabrato [Pellacani A., 2009, Orsi M., 2009].

L'altezza del carrello stabilisce un'altezza della base della fusoliera rispetto al suolo di 455mm assicurando la protezione dell'elica durante gli spostamenti del velivolo a terra. I *flaps* della parte centrale sono incernierati nel prolungamento del profilo alare nella zona del bordo d'uscita (figura 2b). Tramite simulazioni CAD è possibile valutare gli ingombri del l e il cinematismo delle parti meccaniche in movimento verificandone l'efficacia.

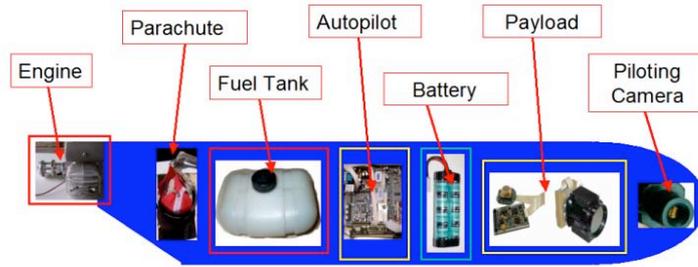


Figura 2. RAVEN-INGV: a) sistema di propulsione; b) dettaglio dei *flap*; c) sistema ammortizzamento carrello anteriore.

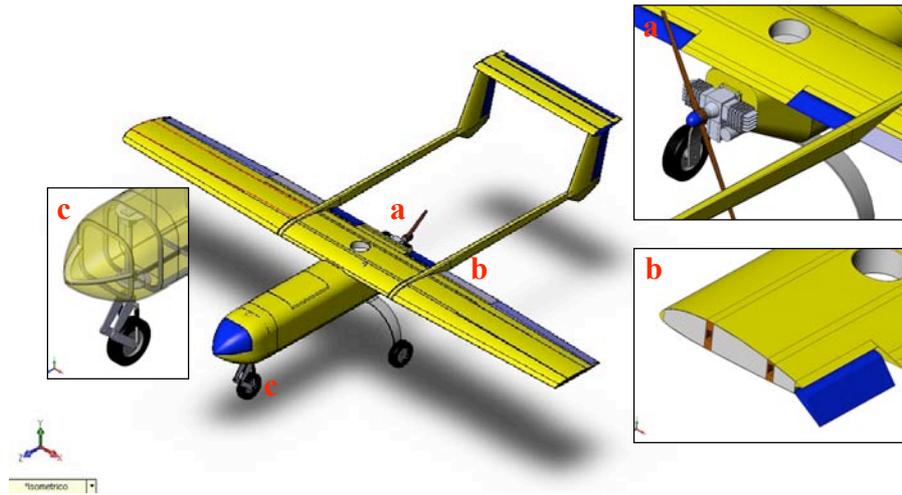


Figura 3. Disposizione dei componenti meccanici ed elettronici di bordo all'interno della fusoliera di Raven.

Gli ingombri principali dell'ala centrale sono definiti in una corda costante di profilo di 600 mm , spessore massimo al 15% di essa, su un'apertura di 1150 mm . La foratura centrale è assial-simmetrica con diametro adatto al passaggio del paracadute balistico.

Il paracadute, alloggiato nella parte posteriore della fusoliera e fissato attraverso un collare in legno compensato, presenta una superficie della calotta di 21 m^2 sufficiente per masse fino ad 80 kg . Esso è stivato in un cilindro nella cui parte inferiore è presente il meccanismo di espulsione, funzionante ad aria compressa a 140 bar . La figura 3 mostra il profilo della fusoliera e la disposizione interna del motore, paracadute e serbatoio (parte posteriore della fusoliera) e altri componenti ed elettronici di bordo tra cui il *payload* (parte anteriore della fusoliera).

L'espulsione del paracadute avviene nella parte centrale dell'ala. In caso di azionamento un circuito elettronico provvede preventivamente a spegnere il motore e successivamente ad azionare la carica del sistema di espulsione quindi l'apertura del paracadute, che avviene con un dispiegamento dell'ordine di pochi secondi. In figura 4 è mostrato il test di espulsione paracadute.



Figura 4. Test di funzionamento del paracadute.

3. Sistemi elettronici dell'UAS

3.1 La stazione di terra (GCS)

La stazione di terra (*Ground Control Station*) è essenzialmente costituita da computer (PC) con monitor, un *joystick* e un radio-modem bi-direzionale che comunica con un modulo radio installato a bordo del velivolo. Attraverso il *joystick* un operatore a terra può guidare il velivolo utilizzando una modalità di pilotaggio a vista o, qualora non ha più la visione diretta del velivolo, può utilizzare una gestione strumentale osservando sul monitor la traiettoria del stesso velivolo e il suo assetto attraverso un pannello di controllo dotato di *strumenti virtuali di aeronavigazione* [McLean, D, 1994].

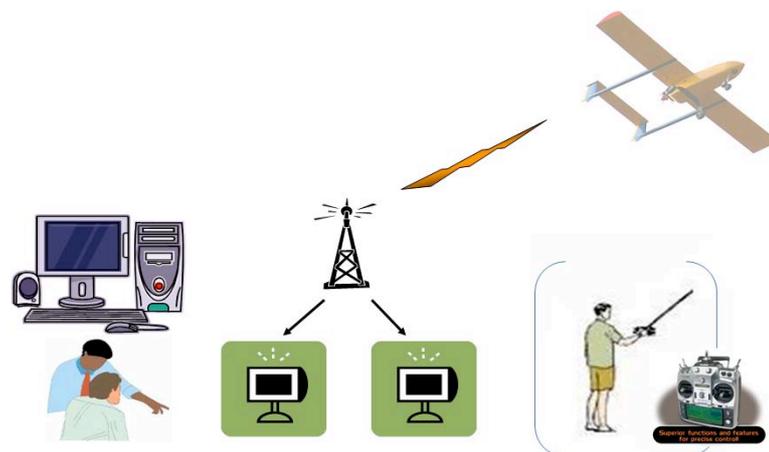


Figura 5. Schema della GCS.

La gestione della guida dalla *GCS* può avvenire secondo 4 modalità:

- **manuale:** guida a vista con l'uso dei joystick;

- **manuale + SAS:** guida con controllo manuale, ma supportato dai sistemi di controllo di assetto aumentando la stabilità del velivolo (SAS, *Stability derivative Augmentation Systems*);
- **semi-automatico con indicazione di setpoint:** il sistema di controllo di bordo interviene affinché il velivolo raggiunga valori di riferimenti forniti da terra in termini di *velocità, quota e direzione*;
- **automatico per puntamento di waypoints:** il sistema di controllo di bordo (*autopilota*) interviene sull'assetto affinché il velivolo segua una traiettoria stabilita da una sequenza di punti nello spazio (*waypoints*) pianificata a terra o decisa e trasmessa in tempo reale durante il volo.

Requisito funzionale della GCS è la sua struttura versatile e facilmente trasportabile. Questo ha condotto alla scelta di un'unità compatta *flight-case*, suddivisa in due sotto-unità ben separate: il **sistema di controllo** (case1) e il **sistema di monitoraggio** (case2). Tutti i componenti della GCS sono caratterizzati da alte prestazioni e da pesi, dimensioni e consumi contenuti. Essi sono alimentati alla tensione costante di $12V$ forniti da un pacco batterie e da uno stabilizzatore.

3.2 Struttura dell'unità di monitoraggio

Gli elementi che costituiscono l'unità di monitoraggio (figura 6) sono essenzialmente un PC dalle prestazioni elevate, un monitor ed un modulo radio. L'introduzione dei dati di volo da parte dell'operatore di terra, necessari per la pianificazione della missione, avviene tramite una comoda tastiera dotata di *trackball*, ossia di mouse incorporato. Nel *case1* è alloggiato anche il sistema di alimentazione.

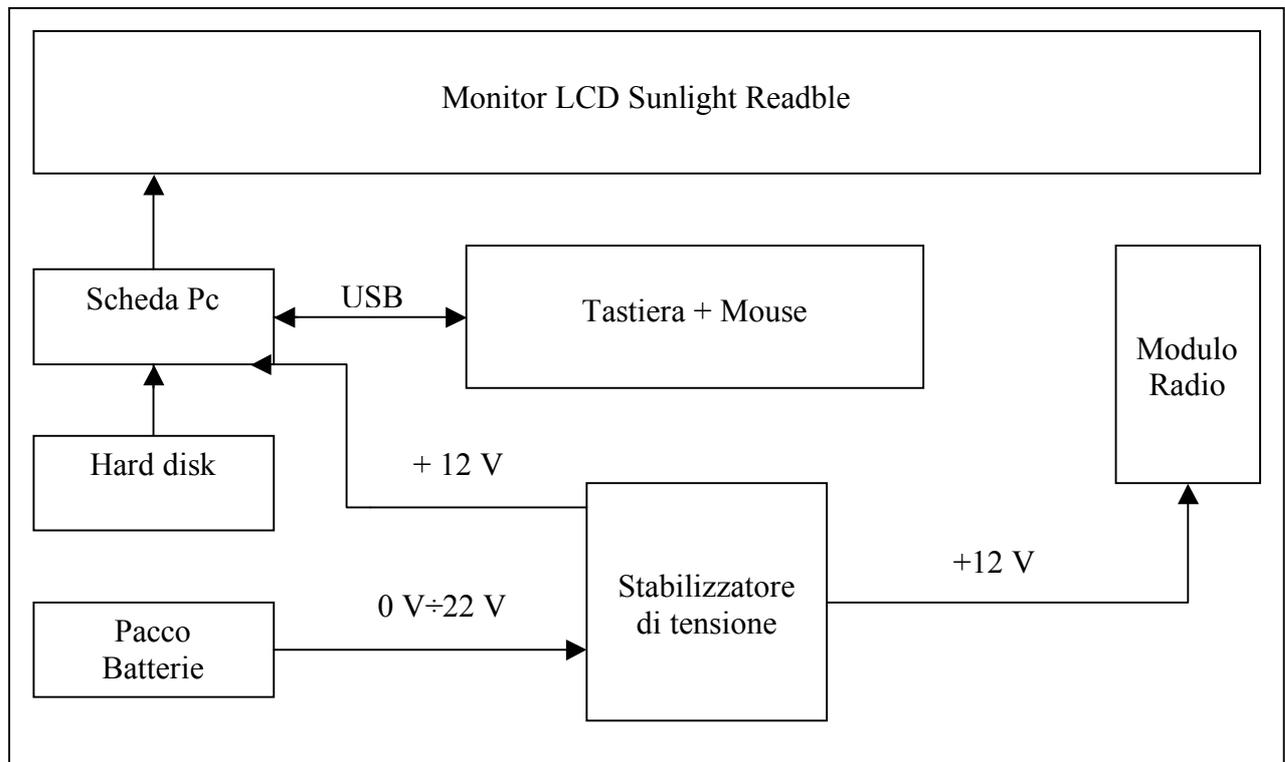


Figura 6. Diagramma di funzionamento dell'unità di monitoraggio (case1).

La scelta dell'antenna è funzione della banda di frequenza utilizzata per la trasmissione. Per ragioni normative e caratteristiche della missione è stata scelta un'antenna omnidirezionale da 2.4 GHz (Figura 7), lunghezza pari a 60 cm e una potenza di 1 W.



Figura 7. Antenna omnidirezionale.

Il raggio d'azione dell'antenna è stato testato utilizzando dei moduli radio *Microhard Systems Inc. IP2421* (nominal range 50 km) e alcune prove, condotte nel luglio 2010, sono state effettuate tra due punti fissi (Aeroporto di Forlì → Rocca di Bertinoro) e tra un punto fisso e uno in movimento (Campo di Volo del Gruppo Aeromodellisti di Forlì → ULM).

Si prevede, in futuro, di dotare la stazione di terra di un opportuno sistema di puntamento automatico dell'antenna verso l'UAV. Comunque, quando il velivolo è in prossimità della stazione sarà affidata ad un sistema omnidirezionale, mentre sulle grandi distanze si provvederà al passaggio alla soluzione con puntamento. Questa funzione duale di trasmissione permetterà al sistema di mantenere un ottimo collegamento in ogni fase di volo, offrendo inoltre una linea di *backup* in caso di *failure* di uno dei due mezzi di trasmissione.

3.3 Struttura dell'unità di controllo

Nella seconda unità della GCS sono installati i sottosistemi di controllo del velivolo; sopra un pannello appositamente progettato sono presenti il *joystick*, il *throttle* e la pulsantiera. Sotto il pannello sono allocati una scheda PC ed una *board* di acquisizione dei comandi. La figura 8 riassume l'unità di controllo con un diagramma di flusso.

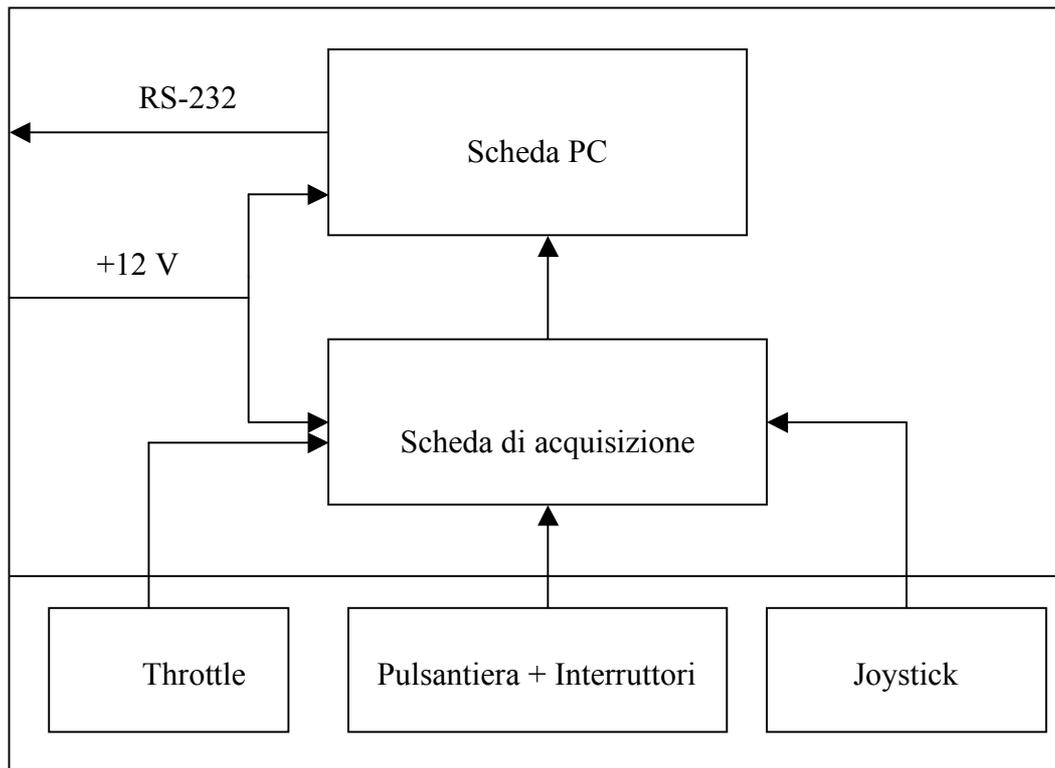


Figura 8. Diagramma di funzionamento dell'unità di controllo (case2).

Il **joystick** è di tipo industriale con acquisizione dei movimenti per effetto *Hall* e senza contatti striscianti. Il pannello operativo presenta inoltre una serie di **pulsanti** dedicati alla selezione delle modalità di guida e di **manopole** impiegate per la regolazione degli *offset* del velivolo (“*trimmaggio*”). Tutti i dispositivi sono caratterizzati da grande robustezza e precisione, per usi professionali a lunga durata.

La **scheda PC** è basata sullo standard *PC-104* ad alte velocità per applicazioni *embedded*. L'integrazione delle unità periferiche sul bus dello standard PC-104 permette di avere numerosi vantaggi. Oltre all'elevata velocità di trasmissione delle informazioni ed affidabilità, lo standard utilizzato prevede la possibilità di inserimento di più elementi, creando un sistema compatto *multi-layer* capace di resistere alle sollecitazioni meccaniche.

Di seguito si richiamano le caratteristiche dello standard PC-104:

- dimensioni del modulo molto compatte (*90 x 96 mm*);
- i connettori, ed in particolare il bus, sono serrabili offrendo contatti affidabili;
- sono presenti quattro fori di fissaggio che consentono di avere elevata robustezza meccanica;
- basso consumo energetico.

Attraverso una simulazione di assieme realizzata con programma CAD (figura 9a) è stato possibile definire i componenti costituenti la *Ground Control Station* e una loro sistemazione all'interno di contenitori a valigia ed ottenere un primo prototipo (figura 9b) con caratteristiche che rispondono ai seguenti requisiti meccanici:

- Elevata versatilità e facilità nel trasporto senza ricorrere a mezzi esterni;
- Ingombri contenuti ed elevata robustezza meccanica;
- Sottosistemi disposti in unità separate al fine di ispezionare con rapidità e semplicità ogni singolo componente e di poter intervenire (o sostituire) attraverso semplici operazioni.



Figura 9. a) disegno CAD complessivo della stazione; b) prototipo della stazione.

4. L'elettronica di bordo

La classificazione dei sistemi di bordo di un velivolo non pilotato è ancora piuttosto ambigua, data la non piena adeguatezza delle normative preposte: il confine tra 'payload' ed 'avionica' risulta così ancora non ben definito. Con il termine avionica, comunque, si indicano gli equipaggiamenti elettronici installati a bordo degli aeromobili e *preposti al pilotaggio*; essa include i sensori, attuatori, i sistemi di aero-navigazione (autopilota) e comunicazione: in altre parole, tutto ciò che è strettamente necessario per l'adempimento di un profilo di volo in maniera sicura e controllata. Il *payload* rappresenta invece il "carico pagante" ovvero la strumentazione scientifica trasportata dal velivolo dedicata esclusivamente allo scopo della missione di volo: indagine geofisica ambientale.

4.1 I sensori

I sensori attualmente utilizzati durante i primi test di volo sono dispositivi di uso commerciale, caratterizzati da notevoli doti di resistenza in ambienti ostili. Tali sensori trasmettono i segnali di assetto e di *housekeeping* al computer di bordo (PC-104) attraverso differenti collegamenti seriali su standard RS232 e possono essere suddivisi nelle seguenti classi:

- **sensori di pressione.** Dispositivi della *Sensortronics*[®] (serie HCE): sensore di pressione assoluta con funzione barometrica, usato per la stima della quota e sensore di pressione differenziale per la valutazione della TAS (*True Air Speed*); questi dispositivi HCE integrano il condizionamento del segnale e la digitalizzazione in uscita misure nel range *10mbar - 10 bar* con elevata accuratezza;
- **sensori di temperatura.** Un sensore con convertitore ADC integrato a *13 bit* per il monitoraggio termico della scheda ed un sensore analogico esterno (*National Semiconductor Corp.*[®]) per la misura della temperatura atmosferica. Il *range* operativo varia da *-40°C* a *+150°C* con un'accuratezza tipica di $\pm 0.5^\circ\text{C}$;
- **IMU (Inertial Measurement Unit).** Consiste in un giroscopio, un accelerometro a tre assi, un magnetometro ed un ricevitore GPS integrati in un unico dispositivo compatto¹ (*Xsens Mti-G*). Questo modulo (sostanzialmente un AHRS) si basa su tecnologia *iMEMS (Integrated MicroElectro-Mechanical Systems)* ed il suo posizionamento deve garantire che i sensori inerziali siano calibrati e perfettamente allineati lungo gli assi del velivolo. Un controllore integrato, infine, compensa dinamicamente le maggiori influenze indesiderate sui dispositivi *iMEMS*.

¹ In sostanza si tratta di una AHRS (*Attitude and Heading Reference System*).

- **ricevitore GPS (Global Positioning System).** Ricevitore ad 8 canali per applicazioni embedded di piccolo ingombro e bassissimo consumo energetico; in uscita fornisce la posizione, la velocità ed il tempo (*PVT*) codificati in messaggi e trasmessi su bus seriale;
- **magnetometro.** Una piccola bussola digitale con tre sensori magnetoresistivi ortogonali (*Crossbow Applied Physics Systems*) con una accuratezza necessaria per applicazioni di *heading*.
- **sonar altimetro.** Per avere un'ulteriore stima della quota in vicinanza del terreno;
- **engine RPM.** Un sensore (contatore) ad effetto Hall per l'acquisizione dei giri sull'albero motore;
- **potenziometri.** Sensori di posizione angolare disposti sulle superfici di comando ed utilizzati per avere un *feedback* del funzionamento regolare delle parti mobili del velivolo.

4.2 Sistemi di Guida, Navigazione e Controllo (GNC)

Il prototipo del sistema di controllo di bordo sviluppato, nella sua prima configurazione, è attualmente in fase di test in laboratorio. Tale prototipo, dall'aspetto compatto, racchiude tutte le funzionalità riguardanti la gestione dei sistemi GNC (Guida, Navigazione e Controllo) in un case dalle dimensioni ridotte $122x137x124mm$ (figura 10) e prende il nome di ALMAPilot. Nella foto sono evidenti 4 ingressi seriali colorati: ognuno di essi accoglie uno specifico sensore installato sul velivolo. Un ulteriore passo del laboratorio mira allo sviluppo di una scheda d'interfaccia compatta ed impilabile che raccoglie tutti i tipi di sensori descritti, semplificandone la loro connessione e abbassando il peso della rete di sensori a circa $70g$.



Figura 10. AlmaPilot.

Come per la GCS, l'unità di elaborazione di ALMAPilot si basa sull'uso dello standard PC-104 predisposto per una architettura *multi-layer* ed offre la possibilità di "impilare" altri sottosistemi elettronici. Attraverso il tipo di bus che contraddistingue questo standard è possibile ridurre il numero di cablaggi semplificando le interfacce, il *wiring* ed il peso del sistema, pur mantenendo ottime caratteristiche meccaniche a fronte di vibrazioni o forti sollecitazioni (*shocks*) presenti durante il volo.

I principali componenti di ALMAPilot sono:

- Computer di bordo
- Scheda di stabilizzazione e distribuzione dell'alimentazione
- Scheda di attuazione
- (Scheda interfacciamento sensori per futuri prototipi)

Il salvataggio dei dati di volo avviene, da parte del computer di bordo, su memoria allo stato solido (Compact Flash, CF); sullo stesso supporto sono poi memorizzati i software di Guida, Navigazione e Controllo precedentemente editati e compilati in un PC a terra (o la stessa GCS).

Concettualmente i sistemi di aero-navigazione, guida e controllo assetto, sono organizzati secondo tre macro-anelli di retroazione (figura 11).

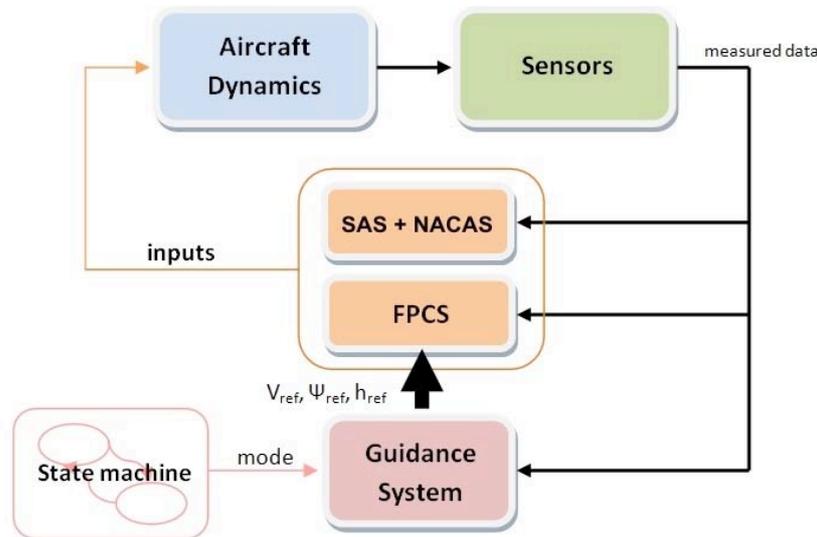


Figura 11. Diagramma di flusso dei sistemi di aero-navigazione, guida e controllo.

I primi due (*inner* e *medium*) contengono i sistemi di stabilità tipo SAS e di attenuazione del fattore di carico (*NACAS*, *Normal Acceleration Control Augmentation System*); tra i sistemi di controllo vi sono gli autopiloti del sentiero di volo (*FPCS*, *Flight Path Control Systems*); il terzo anello (*outer*) ingloba il sistema di guida e si occupa di fornire all'autopiloti i riferimenti di velocità, direzione e quota secondo le informazioni contenute nella tabella di navigazione prefissata (*Waypoints Matrix*, *WP*). In [Di Marsico C.,2008] viene descritto l'intero sistema di figura 11.

Il velivolo definitivo prevede una ridondanza dei canali di trasmissione e delle superfici di controllo: i dispositivi avionici riservati al controllo da radiocomando (volo manuale) sono totalmente indipendenti dal *Flight Management System* (volo in automatico): in caso di *failure* il pilota può operare manualmente in sicurezza agendo autonomamente su superfici aerodinamiche "di riserva".

5. Pianificazione delle prove sperimentali

I primi test sperimentali delle varie apparecchiature e le procedure di calibrazione dei sensori sono stati pianificati ed eseguiti attraverso una lunga serie di prove in laboratorio e di volo su campo, come descritto nei punti di seguito elencati.

a) Test in Laboratorio

- Caratterizzazione della IMU (*Inertial Measurement Unit*)
 - Test-RIG: precisione 0.01° (disponibile presso la Facoltà);
 - Informazioni su rumore, errori di allineamento dei sensori e bias;
 - Modello matematico da inserire nelle simulazioni HIL;
- Calibrazione scheda Dati Aria
 - Galleria del Vento (disponibile presso la Facoltà);
 - Velocità TAS e quota;

- Calibrazione Magnetometro
 - Test-bench disponibile presso il Laboratorio Microsatelliti;
 - Informazioni su rumore (in futuro: studio di eventuali attività magnetiche anomale sul vulcano);
 - Algoritmo di calibrazione: modellazione del sensore integrato con l'avionica;
- Simulazioni 'Hardware-in-the-Loop (HIL)
- Test 'Ground Control Station' (software)

b) Test 'Outdoor' di apparecchiature

- Caratterizzazione GPS
 - Prove su punti fissi georeferenziati;
 - Prova di georeferenziazione di una stazione di terra;
- Test di Telemetria
 - Trasmissione *up-link* e *down-link* da stazioni fisse (5 km);
 - Trasmissione da velivolo ultraleggero (installazione su pod FASTER);
- Test Stazione di Terra
 - Test Ricezione: da punti fissi e da velivolo ultraleggero;
 - Test Trasmissione: verso stazioni fisse, verso prototipo di veicolo terrestre, verso; prototipo velivolo (valutazione della portata e dell'immunità ai disturbi);

c) Flight test

Allo stato attuale numerosi test di volo sono stati condotti usando modelli di tipo aeromodellistico (foam models, es. Cardinal) di dimensioni ridotte e di massa rientrante in tale categoria (vedi R.D. 09), sia a propulsione elettrica che a scoppio.

I primi test, utili per validare le funzionalità della stazione di terra, sono stati effettuati impartendo comandi attraverso moduli radio di portata ridotta tipo Xbee. In tal modo i velivoli, senza alcuna 'intelligenza' a bordo, sono stati controllati in maniera 'trasparente', ovvero seguendo i comandi da terra.

Le prove sono avvenute presso il Gruppo Aeromodellisti di Forlì ed hanno permesso la verifica di diversi punti:

- test dell'hardware e del software della *Ground Control Station* (GCS);
- addestramento del pilota all'utilizzo della GCS;
- test avionica su modelli ridotti (Cardinal, Butterfly);
- test del prototipo ALMAPilot su Cardinal per verifica in volo della sequenza degli anelli di retroazione del FMS;
- sistema di acquisizione dati scientifici (a bordo del Cardinal, Luglio 2010, che su un velivolo pilotato, Ottobre 2010);
- studio di fattibilità di acquisizione dati da piattaforma aerea *unmanned*;

Il passo successivo sarà l'esecuzione di una semplice missione in modalità completamente automatica per validare il software GNC [De Angelis E.L., 2009, Giulietti F. e Turci M. 2009] seguendo i passi sotto elencati:

- Prove di funzionalità sottosistemi (Avionica, Telemetria, Stazione di Terra)
 - Modelli in scala ridotta (Foam Model, Cardinal);
 - Red Butterfly;

- Prove di fattibilità della missione
 - Integrazione del Payload;
 - Pianificazione di una missione ridotta (decollo, trasferimento, sorvolo, trasferimento, atterraggio) con acquisizione del payload;
 - Red Butterfly, Belgio (soluzione attualmente in fase di analisi);
- Test completo di RAVEN (da concordare con ENAC)
 - Modalità 'remote piloted': verifica Stazione di Terra e acquisizione dati per l'identificazione;
 - Dimostrazione finale.

Conclusioni

L'attività di ricerca e sviluppo descritta nel presente rapporto costituisce una base fondamentale nella definizione dei sistemi e delle potenzialità del sistema *UAS* previsto per Stromboli. Va in realtà sottolineato che il simulatore costruito, così come l'architettura dei sistemi di guida, controllo e navigazione, sono sistemi aperti e offrono la possibilità di poter essere impiegati per diverse tipologie di missioni di velivoli "unmanned"; le caratteristiche dinamiche del velivolo, infatti, sono state analizzate attraverso simulazioni partendo da modelli matematici reperibili in letteratura: mediante tecniche di identificazione sperimentale su velivolo è possibile validare i risultati dell'analisi ed applicare tale metodo a diverse tipologie di sistema.

In questa nota non vengono riportate in forma numerica dettagliata le proprietà dinamiche ottenute mediante modelli di controllo a ciclo chiuso strettamente sviluppate per il sistema Raven; si è preferito dare solo una descrizione di carattere generale delle caratteristiche e funzionalità del sistema *UAS*, tale da dimostrare la fattibilità e la scalabilità del progetto considerando il lavoro come un ottimo punto di partenza per altre applicazioni future.

La tecnologia (hardware e software) del progetto INGV-Raven è attualmente nella fase di test in laboratorio e sul campo. Se da una parte, grazie all'attività di ricercatori e studenti, viene affrontata la sperimentazione *HIL(Hardware-in-the-Loop)*, inserendo "uno per volta" i vari modelli matematici di guida, navigazione e controllo nell'anello di simulazione (stessa procedura sarà effettuata sui dispositivi elettronici, come ad esempio la *scheda sensori* e la *GCS*), dall'altra parte proseguono le prove di volo sia per testare le singole apparecchiature realizzate sia per acquisire familiarità con le stesse, individuando eventuali criticità e proponendo soluzioni alternative.

Le fasi sperimentali sono accompagnate dall'utilizzo di velivoli di prova; ciascun sottosistema viene testato su aeromodelli commerciali di basso costo ma poco adatti per l'alloggiamento di tutti i sistemi elettronici previsti. L'uso di velivoli con capacità di imbarco superiori (sufficiente da alloggiare tutta l'elettronica di bordo) stabili e dai costi più elevati, come il *Butterfly*, è legato al raggiungimento in questa prima fase di quei risultati sperimentali che garantiscono la completa funzionalità del progetto. Il passaggio finale dall'aeromodello commerciale al Raven-INGV, e l'introduzione dello scenario di missione, deve avvenire gradualmente e dopo una perfetta padronanza dei sistemi di terra e di bordo onde evitare possibili danni all'elettronica (dai costi non elevati, a parte alcuni componenti) ma soprattutto danni al velivolo definitivo, dai costi più corposi.

Inestimabile rimane invece il valore intellettuale che in questi anni è stato raggiunto grazie allo studio e al lavoro delle persone che di questo progetto si stanno occupando.

Ringraziamenti

Per il test su Stromboli gli autori ringraziano: B. De Bernardis e A. Pizzicannella del Dipartimento della Protezione Civile; l'Ing. R. Colozza del COA; il pilota del Butterfly G. Caramelli; M. I Pannaccione Apa e P.G. Scarlato per la logistica e la preparazione della pista. La società ICARUS è ringraziata per aver fornito l'area di decollo ed atterraggio.

Bibliografia

Aero Club d'Italia (Ae.C.I.), (1995). Safety regulations for flight models, Paper n. 146, 7 August 1995, Rome, Italy.

Berger, J.P., Rousselet-Perraut, K., Kern, P., Malbet, F., Schanen-Duport, I., Reynaud, P., Haguenaer, P., Benech, P., (2006). Ground Italian volcanic area spectral characterization for validation of remote sensing data, SPIE Europe Remote Sensing and Optics/Photonics in security & Defence, September 11-14, 2006, Palermo, Italy.

Ceruti A., Saggiani G.M., Troiani E., (2007). Design and technologies of manufacture of a UAV, Papers from the XIX National Congress of AIDAA, Forlì, Italy.

De Angelis E. L, Giulietti F., Turci M., (2009). Hardware and Software-in-the-Loop Simulation of an Unmanned Aerial Vehicle, International Symposium on Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems, Oostende, Belgium, 11-13 March 2009.

De Angelis E. L, Giulietti F., Turci M., Di Stefano G., (2010). MDVLab: in volo su Antartide, Articolo tratto dalla Rivista bimestrale GeoMedia, Novembre 2010.

De Angelis E.L., (2009). Simulazioni software ed hardware-in-the-loop di un velivolo non abitato per monitoraggio ambientale, Tesi di Laurea Specialistica, Università di Bologna, Forlì, 2009

Di Marsico C., (2008). Modellazione aeromeccanica e sistema di guida fuzzy per UAV 480, Tesi di Laurea, Università di Bologna, Forlì, 2008.

Dunagan, S. E., Berthold, R., Fladeland, M., Pieri, D., (2007). Small UAS Technologies to Enable Earth Science Missions, Proc. 32rd International Symposium on Remote Sensing of Environment, June 25-29, 2007, San Jose, Costa Rica.

McLean, D., (1990) Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International (UK) Ltd.

MacSween-George, S. L., (2003). A Public Opinion Survey - Unmanned Aerial Vehicles for Cargo, Commercial and Passenger Transportation, AIAA 2003-6519, 2nd AIAA 'Unmanned Unlimited' Conf. and Workshop and Exhibit, San Diego, California, September 15-18, 2003.

National Authority for Civil Aviation (ENAC), 2009. Remotely piloted airborne systems (UAS) with operating weight under 150 kg or UAS designed or modified for research, experimentation or scientific purposes, Draft paper, 2 July 2009, Rome, Italy.

Orsi M., (2009). Implementazione di algoritmi per la determinazione dell'assetto, Tesi di Laurea, Università di Bologna, Forlì, 2009.

Pellacani A., (2009). Sviluppo ed implementazione di algoritmi per la determinazione dell'assetto di un velivolo non abitato, Tesi di Laurea, Università di Bologna, Forlì, 2009.

Persiani, F., Saggiani, G. M., Design and developement of a RPV-UAV for environmental monitoring,(2001). Papers from the XVI National Congress of AIDAA, 24-28 September 2001, Palermo, Italy.

Poggi M., (2009). Sviluppo e prototipazione di una stazione di terra per velivoli non abitati, Tesi di Laurea, Università di Bologna, Forlì, 2009.

Saggiani G. M., Persiani F., Ceruti A., Buongiorno M. F., Amici S., Spinetti C., Romeo G., Di Stefano G. F., Quagliotti, D., Lorefice L. M., Pieri, D., (2004). A UAV system for volcanic activity monitoring and surveillance. IEEE IGARSS04, 20-24 September 2004, Anchorage, Alaska.

Tsach, S., (2002). Advanced technologies for civil applications of UAVs, Rochester UAVNET Meeting, July 2002, available at: www.uavnet.com.

Coordinamento editoriale e impaginazione

Centro Editoriale Nazionale | INGV

Progetto grafico e redazionale

Daniela Riposati | Laboratorio Grafica e Immagini | INGV

© 2011 INGV Istituto Nazionale di Geofisica e Vulcanologia

Via di Vigna Murata, 605

00143 Roma

Tel. +39 06518601 Fax +39 065041181

<http://www.ingv.it>



Istituto Nazionale di Geofisica e Vulcanologia