



Tesi di laurea - Ingegneria aerospaziale

Implementazione sistema di controllo VTOL su UAV

Relatore: Prof. Angelo Lerro

Filippo Alessandro Boukas s283874

a.a. 2023/2024

Indice

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introduzione e considerazioni preliminari | 7 |
| 1.1 | Principali architetture UAV VTOL | 7 |
| | Standard | 7 |
| | Tilt Rotor | 8 |
| | Tail Sitter | 8 |
| 1.2 | Definizione software FCS | 10 |
| | Licenza GPLv3 | 10 |
| | Licenza BSD | 10 |
| | Licenza Apache | 11 |
| 2 | Elementi controllori di volo | 12 |
| 2.1 | PID | 12 |
| | Tuning Ziegler-Nichols | 13 |
| | Tuning generico | 14 |
| 2.2 | NDI | 14 |
| | Caso di studio F35 | 15 |
| 2.3 | Filtro di Kalman | 15 |
| | Formulazione matematica del problema | 16 |
| | Filtro di Kalman lineare | 17 |
| | Filtro di Kalman esteso | 18 |
| 3 | Struttura controllore di volo | 20 |
| 3.1 | Schemi di controllo multicottero | 20 |
| | Navigation and position | 20 |
| | Yaw to attitude | 21 |
| | Attitude and rate controller | 21 |
| | Mixer | 22 |
| 3.2 | Ala fissa | 23 |
| | TECS-Total Energy Control System | 23 |
| | Attitude controller | 24 |
| | Speed scaling | 25 |
| 3.3 | VTOL | 27 |
| | Logica di controllo transizione | 27 |
| | Manovra di transizione | 27 |
| 4 | Velivolo | 29 |
| 4.1 | Concept design | 29 |
| | Limiti tecnologici | 30 |
| | Architettura | 30 |
| 4.2 | Parametri di progetto | 30 |
| | Parametri bloccati | 30 |
| | Stima peso | 31 |
| | Dimensionamento elettronica di potenza | 33 |
| 4.3 | Implementazione dei componenti | 37 |
| | Fusoliera | 37 |
| | Supporto batterie | 40 |
| | Piloni | 40 |
| | Ala | 41 |
| | Pitot | 42 |

| | |
|--|-----------|
| Avionica | 42 |
| Controllore | 43 |
| Complessivo | 45 |
| 5 Prove di volo | 47 |
| 5.1 Volo ad ala rotante indoor | 47 |
| Sessione indoor I | 47 |
| Sessione indoor II | 49 |
| Sessione indoor III | 51 |
| Sessione indoor IV | 51 |
| 5.2 Volo e transizione outdoor | 55 |

Elenco delle figure

| | |
|--|----|
| 1 Vista assonometrica design finale del velivolo | 6 |
| 2 Velivoli con architettura standard VTOL | 7 |
| 3 Architettura tilt-rotor | 8 |
| 4 Velivoli di architettura Tail sitter | 9 |
| 5 Schema generico controllore PID[[2]] | 13 |
| 6 Schema generico controllore NDI[4] | 15 |
| 7 Strutturagenerale PX4[10] | 20 |
| 8 Struttura logica generale controllore multicottero PX4[10] | 21 |
| 9 Schema attitude controller PX4[10] | 22 |
| 10 Schema rate controller PX4[10] | 22 |
| 11 TECS, Total energy controller | 23 |
| 12 TECS, energy balance controller | 24 |
| 13 Schema attitude controller per ala fissa PX4[10] | 25 |
| 14 Schema commutazione logiche VTOL PX4[10] | 27 |
| 15 Potenza all'albero dei rotori in funzione della componente orizzontale di influsso | 35 |
| 16 Confronto outline fusoliera originale e fusoliera versione VTOL | 37 |
| 17 Vista delle ordinate di forza nell'elemento poppiero della fusoliera | 38 |
| 18 Dettaglio delle ordinate nell'elemento prodiero della fusoliera | 39 |
| 19 Vista inferiore della sezione dell'elemento poppiero della fusoliera. | 39 |
| 20 Vista superiore della sezione dell'elemento poppiero fusoliera | 40 |
| 21 Viste castello di supporto del motore spingente | 41 |
| 22 Viste ortogonali e assonometrica di un pilone | 41 |
| 23 Elemento superiore della giunzione alare | 42 |
| 24 Tubo di Pitot e supporto | 43 |
| 25 Integrazione fisica hardware avionico | 44 |
| 26 Spaccato complessivo di fusoliera | 46 |
| 27 Il velivolo completo al campo di volo | 47 |
| 28 Analisi comportamento vibrazionale del velivolo in modalità multicottero | 48 |
| 29 Confronto fra letture delle 3 componenti magnetometro e assetto dallo stimatore | 49 |
| 30 Dati di volo sessione II | 50 |
| 31 Dati di volo sessione III | 52 |
| 32 Confronto setpoint d'assetto e assetto misurato nella sessione di prova III | 53 |
| 33 Confronto fra assetto reale e setpoint per taratura controllore | 53 |
| 34 Traiettoria reale del velivolo nella prova VTOL con transizione | 56 |
| 35 Analisi comportamento vibrazionale del velivolo durante prova VTOL | 57 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|---|---|----|
| 1 | Parametri del controller secondo il metodo di Ziegler-Nichols | 13 |
| 2 | Quote geerali velivolo <i>Skywalker 1900</i> | 31 |
| 3 | Stime finali di massa | 32 |
| 4 | Valori tipici del rapporto spinta peso[11] | 33 |
| 5 | Assorbimenti dimensionanti transizione | 36 |
| 6 | Specifihce pacco batteria | 36 |
| 7 | Taratura preliminare parametri transizione | 45 |
| 8 | Iterazioni del tuning dei guadagni controllore multicottero | 54 |

Nella presente tesi si approccia il problema relativo alla progettazione di un velivolo *VTOL* (*Vertical takeoff landing*) finalizzato ad essere una piattaforma di collaudo per la fase di transizione di volo fra la modalità ad ala rotante e ad ala fissa, con particolare attenzione allo studio delle alle modalità di controllo coinvolte nella transizione.

Il lavoro si articola nella fase di studio delle architetture di controllo della fase di transizione per poi dedicarsi alla progettazione della piattaforma di collaudo. Da ultimo si effettuano le prove di volo.

In particolar modo lo studio delle architetture di controllo si orienta sul maturare un approccio per la taratura dei parametri relativi ad un controllore di architettura già collaudata.

Lo sviluppo della piattaforma si basa su un velivolo *UAV* ad ala fissa, nel quale vengono integrati gli apparati per il volo rotorico.

Per necessità di implementazione la fusoliera, le giunzioni e le restanti strutture di supporto vengono riprogettate per essere prodotte tramite manifattura additiva a filamento termoplastico estruso.

Infine le prove di volo vedono il collaudo e la messa a punto del sistema velivolo in manovre di complessità crescente e la valutazione della relativa risposta secondo la sensibilità del pilota e dall'analisi dei dati forniti dai sensori installati a bordo. Le prove si articolano in 2 fasi, di cui la prima orientata al volo ad ala rotante, mentre la seconda coinvolge anche la transizione ed il volo ad ala fissa con il relativo controllore.

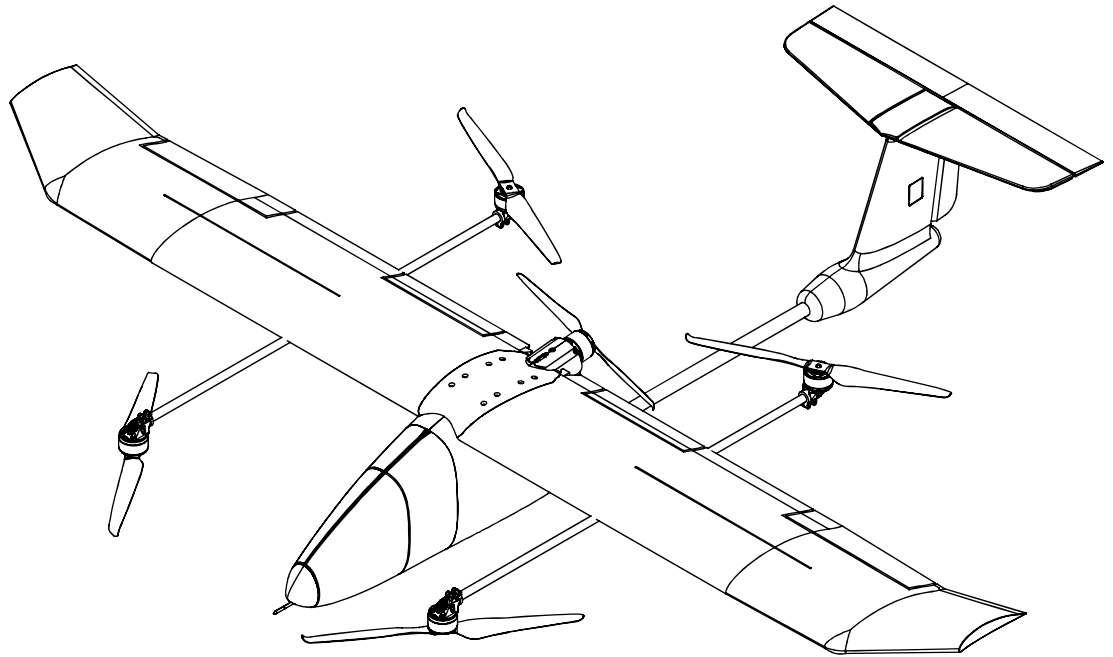


Figura 1: Vista assonometrica design finale del velivolo

1 Introduzione e considerazioni preliminari

Gli UAV (Unmanned Aerial Vehicles), comunemente noti come droni, hanno conosciuto negli ultimi anni un rapido sviluppo e un ampio utilizzo grazie alla loro versatilità in un'ampia categoria di operazioni aeree in virtù dei costi di esercizio ridotti tipici di una piattaforma di dimensioni contenute senza operatore a bordo con i conseguenti sgravi rispetto la sicurezza della persona.

Di particolare interesse risultano quelli di tipologia *VTOL* (Vertical Take-Off and Landing), che combina le capacità di decollo e atterraggio verticale con l'efficienza di volo tipica di un velivolo ala fissa che permette intrinsecamente velocità superiori a parità di energia spesa e dunque anche un raggio operativo superiore.

1.1 Principali architetture UAV VTOL

La denominazione *VTOL* dunque è da intendersi come una specifica capacità piuttosto che come un preciso tipo di velivolo. Le modalità con cui questa specifica può essere raggiunta sono innumerevoli in ragione del tipo di propulsione o di configurazione alare.

In questa sede è utile distinguere alcune architetture fondamentali differenziate dallo schema con cui vengono integrati i propulsori. In particolare nell'ambito dronistico si distinguono generalmente:

- Standard vtol
- Tilt Rotor
- Tail Sitter

Standard I *VTOL* identificati come standard sono caratterizzati dalla presenza di più rotori ad asse verticale, solitamente quattro (quadcopter), sei (hexacopter) o otto (octocopter), integrati su un velivolo ad ala fissa, dotato di un motore invece spingente o traente.

Di norma su questo tipo di *UAV* il controllo del volo ad ala rotante è gestito tramite il comando delle velocità rotative dei rotori, mentre il volo ad ala fissa è gestito come per un velivolo convenzionale con opportune superfici di controllo.

Questa architettura, offre una relativa semplicità di costruzione e di controllo a fronte della limitazione operativa di avere sia la modalità di volo ad ala fissa sia quella ad ala rotante gravate dal peso non utile dei motori inattivi.



Loong 2160 VTOL, Foxtech



Icon V2, PROS3

Figura 2: Velivoli con architettura standard VTOL

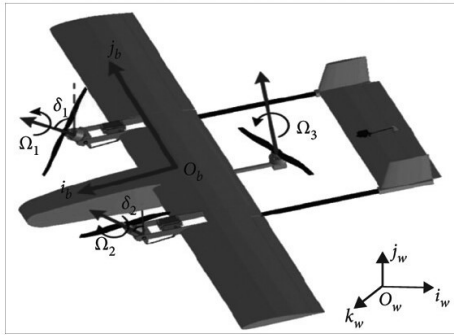
Tilt Rotor I droni *tilt rotor* rappresentano una soluzione più complessa. In questa configurazione, i motori e i rotori possono basculare per passare da una configurazione di volo ad ala rotante, con l'asse dei motori in verticale, ad una configurazione di volo ad ala fissa, con l'asse motore parallelo alla corda alare.

Esempi noti di questa architettura includono modernamente anche velivoli con personale a bordo quali il V-22 Osprey, un convertiplano utilizzato anche in ambito militare.

Rispetto la configurazione *standard* si trovano alcuni ovvi vantaggi in termini di efficienza non avendo motori che restino passivi in alcuna fase di volo.

Tuttavia la complessità meccanica del sistema di basculaggio e di azionamento dello stesso rappresenta una criticità di non banale soluzione che comporta in ogni modo la presenza di organi di massa non trascurabile.

Non da ultimo rispetto al caso precedente il controllo di un velivolo di questo tipo ed in particolare della manovra di commutazione fra le modalità di volo sono aspetti critici la cui gestione controllistica ha risvolti non banali.



Schema generico tilt-rotor a 3 rotori[8]



Bell-Boeing V-22 osprey^a

^aBy FOX 52 - Own work, CC BY-SA 4.0

Figura 3: Architettura tilt-rotor

Tail Sitter I droni *tail sitter* sono una classe di UAV VTOL in cui l'intero velivolo, ruotando sull'asse di beccheggio, passa da un assetto in cui l'asse dei motori è verticale per il volo ad ala rotante, all'assetto in cui l'asse di spinta è orizzontale e permette il volo ad ala fissa.

L'atterraggio del velivolo avviene quindi sulla coda, opportunamente dimensionata per l'appoggio da cui il nome della configurazione.



WingtraOne^a

^aBy Adyasha Dash - Own work, CC BY-SA 4.0,



Convair XY1F-Pogo, sperimentale^a

^aPublic Domain

Figura 4: Velivoli di architettura Tail sitter

Questa configurazione offre ovvi vantaggi di semplificazione strutturale e costruttiva rispetto alle precedenti. L'assenza di organi di basculaggio o di motori il cui funzionamento è richiesto solo in alcune fasi di volo inoltre permette una riduzione intrinseca della massa del velivolo, permettendo un generale miglioramento delle capacità di missione. Va sottolineato come l'ottimizzazione di un apparato propulsivo a punto fisso, dunque per la condizione a cui è prossimo il volo ad ala rotante, differisca dal caso in cui ci sia un influsso cospicuo dovuto alla velocità di avanzamento connaturata al volo ad ala fissa.

Non da ultimo bisogna sottolineare come in quest'architettura sia particolarmente critica la gestione ed il controllo della fase di transizione fra le modalità di volo, nella quale il velivolo trasferisce progressivamente il carico dai rotori all'ala, mentre compie una manovra di e rotazione sull'asse orizzontale.

1.2 Definizione software FCS

Benché fosse virtualmente possibile definire ex-novo un'architettura dei controllori considerata la complessità della progettazione e dell'implementazione della stessa, è risultato ampiamente preferibile optare per sviluppare il progetto nell'ambiente PX4, il quale è un sistema collaudato e dispone del relativo corredo di strutture hardware e software compatibili.

Funzionalità simili sono offerte anche in ARDUPILOT, con il quale PX4 ha una notevole somiglianza architetturale e con il quale l'hardware dedicato risulta generalmente compatibile.

Si è tuttavia preferito PX4 per via della documentazione relativa piuttosto strutturata e la diffusione e apprezzamento d'uso in ambito accademico.

Inoltre è opportuno precisare che i software sopracitati, benché entrambi open-source e gratuiti, abbiano licenze diverse:

- **BSD** per *FlightStack* e *Middleware* di PX4
- **GPLv3** per ARDUPILOT

Entrambi i codici sono sviluppati per essere eseguiti su sistema operativo *Real-time* ovvero un sistema in cui la catena di operazioni di qualunque processo avviene ad una cadenza predeterminata ed ogni computazione avviene entro un tempo prefissato. Sia ARDUPILOT che PX4 sono infatti sviluppati per essere eseguiti su piattaforme NUTTX, un sistema operativo *Real-time* open-source coperto però da licenza APACHE.

Senza entrare nel dettaglio legale e delle relative implicazioni esulando quindi dagli intenti della presente tesi, è importante sottolineare che la licenza *BSD* permetta di incorporare il codice in un prodotto commercializzato protetto eventualmente da un altro tipo di licenza, senza dunque garantire che gli sviluppi restino a beneficio pubblico.[3]

Licenza GPLv3 La *GPLv3* (*Generic Public License*) è una licenza cosiddetta di copy-left forte, il che significa che qualsiasi opera derivata basata su un software licenziato sotto GPLv3 deve essere rilasciata sotto la medesima.

Qualsiasi redistribuzione del software (sia in forma originale che modificata) deve inoltre includere il codice sorgente o offrirvi accesso e deve esservi incluso il testo completo della licenza GPLv3.

La GPLv3 è compatibile con altre licenze open source, ma non con licenze più permissive come la BSD quando si tratta di combinare e ridistribuire il codice con altre componenti. In questo tipo di licenza sono inoltre incluse clausole specifiche che vietano l'uso del software per implementare sistemi di protezione.

In buona sintesi un programma basato o anche solo in parte operante su software GPLv3, deve essere necessariamente corredato al codice sorgente completo delle versioni modificate.

Licenza BSD La licenza *BSD* (*Berkeley Software Distribution*) è una licenza consente una notevole libertà nell'uso, modifica e redistribuzione del software. Infatti, devono essere incluse le dichiarazioni di copyright originali e le dichiarazioni di licenza nei file di origine, tuttavia non è fatto obbligo citare gli autori o dei contributori per pubblicizzare prodotti

derivati.

Inoltre il codice con licenza BSD può essere combinato con software proprietario o altre licenze open source senza particolari limitazioni.

Con questa licenza non si richiede che le modifiche al codice sorgente siano rese pubbliche quando si redistribuisce il software modificato.

Licenza Apache La licenza APACHE, è una licenza di software libero rilasciata dalla APACHE SOFTWARE FOUNDATION, permette la distribuzione e la modifica del software sotto i termini della stessa licenza. È importante sottolineare che questa licenza consenta l'inclusione di codice da essa coperto anche in progetti proprietari, purché venga mantenuto il copyright e vengano incluse le note di licenza originali, tutelando fundamentalmente il diritto d'autore degli sviluppatori.

2 Elementi controllori di volo

L'implementazione di un sistema di navigazione e controllo può strutturarsi in modi diversi a seconda delle strategie di guida e controllo che si intendono adottare.

Lo sviluppo di un sistema di questo tipo è normalmente strutturato in modo gerarchico [13], in particolare si possono distinguere 3 livelli, che si possono organizzare come altrettanti *loop* logici

1. *Geometrical rule*, il livello superiore, nel quale vengono definite le traiettorie
2. *Guidance law*, in cui vengono computate le accelerazioni necessarie per poter seguire le richieste del loop superiore.
3. *Control*, spesso definito anche *Inner loop*, in cui viene controllato precipuamente l'assetto del velivolo tramite il comando finale sugli attuatori disponibili.

Ognuno di questi anelli della catena di controllo è di norma reattivo rispetto ad un *Feedback*, ovvero un'informazione di ritorno sullo stato del velivolo.

Ci si riferisce globalmente a questi come sistemi *GNC* (*Guida Navigazione e Controllo*).

Ognuno di questi livelli di gestione del volo che possono ulteriormente essere suddivisi o accorpati viene operato da una logica specifica.

I controlli *PID*, su cui si basa l'implementazione in questa tesi sono fra i più comunemente implementati, tuttavia non sono l'unico approccio possibile e in particolare per il controllo di un sistema VTOL si ritrovano interessanti casi di studio [6] per approcci basati su tecnica *NDI* a cui si farà brevemente cenno.

Entrambi gli approcci sopracitati sono di tipo *feedback* ovvero si basano sulla correzione di una grandezza che caratterizza lo stato del sistema fisico, sia essa scalare o vettoriale, per la quale esista un valore comandato.

La logica di retroazionamento presuppone dunque la capacità del sistema di misurare lo stato del sistema. Questo viene effettuato per mezzo di sensori i cui segnali vengono di norma processati da opportuni filtri prima di essere passati al controllore.

I filtri della famiglia di *Kalman* sono tra le implementazioni più funzionali per questo tipo di applicazioni e se ne riporta pertanto una descrizione nel seguito.

2.1 PID

lo schema *PID* (*Proporzionale-Integrale-Derivativo*) è una tecnica di controllo basata sul feedback particolarmente diffusa ed efficace.

La logica è volta a minimizzare l'errore tra un valore richiesto ed il valore effettivo di una variabile propria di un sistema. Questo viene ottenuto calcolando la differenza tra il valore richiesto e quello effettivo generando un'azione di controllo come somma di tre contributi:

1. **P** Il termine proporzionale produce un'azione di controllo che è proporzionale all'errore istantaneo tra il valore desiderato e il valore effettivo della variabile di riferimento.
2. **I** Il componente integrale produce un'azione di controllo proporzionale all'integrale dell'errore nel tempo. In altri termini si può dire che questo termine consideri la storia dell'errore e permette di eliminare eventuali errori stazionari nel tempo.

A questo termine vengono talvolta affiancati componenti cosiddetti *anti wind-up* finalizzati ad impedire che un errore protratto nel tempo che il sistema non riesca a

contrastare, porti all'attuazione di una risposta di controllo fuori misura e persistente nel tempo.

3. **D** Il componente derivativo produce un'azione di controllo proporzionale alla velocità di variazione dell'errore rispetto al tempo, appunto la sua derivata. Ci si riferisce a questo come termine di smorzamento per la sua dipendenza dalla derivata prima della grandezza. Come suggerito dal nome e analogamente ad uno smorzatore in un sistema armonico permette di smorzare cambiamenti rapidi dell'errore, contribuendo così alla stabilità.

Formulando matematicamente quanto rappresentato nello schema in Fig.6 si può descrivere l'azione del PID come :

$$PID(t) = K_P e(t) + K_D \dot{e}(t) + K_I \int_{t_0}^t e(t) dt$$

In cui i termini K_P , K_I K_D sono i guadagni dei rispettivi termini proporzionale integrale e derivativo, ed $e(t)$ l'errore nel tempo da correggere.

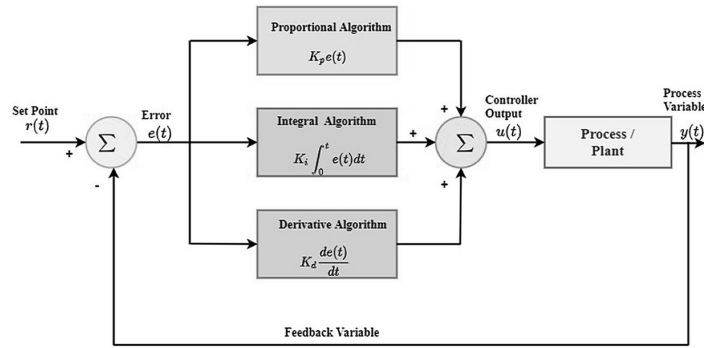


Figura 5: Schema generico controllore PID[2]

Il sistema così definito ha dunque 3 distinti guadagni il cui settaggio determina il comportamento del controllore. Ci si riferisce spesso al settaggio di questi parametri come *tuning* del controllore.

Sebbene le diverse applicazioni di ogni sistema da controllare possano determinare configurazioni ottimali dipendenti dalle esigenze specifiche sono stati formulati diverse metodologie sistematiche per il tuning dei controllori *PID*[2].

Tuning Ziegler-Nichols Lo schema di taratura Ziegler-Nichols è una delle tecniche più note per la determinazione dei parametri di un controllo *PID*[2].

Questo metodo inizia azzerando i guadagni integrali e differenziali e poi aumentando il guadagno proporzionale fino a quando il sistema diventa instabile. Il valore del guadagno proporzionale K_P al punto di instabilità è chiamato K_{MAX} . La frequenza di oscillazione è f_0 . Il metodo prevede di ridurre il guadagno proporzionale di una quantità prestabilita e imposta i guadagni integrale e differenziale in funzione di f_0

$$\frac{K_p}{K_{MAX} \cdot 0.6} \quad \frac{K_I}{2f_0} \quad \frac{K_d}{\frac{0.125}{f_0}}$$

Tabella 1: Parametri del controller secondo il metodo di Ziegler-Nichols

Tuning generico In letteratura[2] vengono descritti oltre a questo una notevole moltitudine di approcci al tuning di un controllore *PID* basati su approcci più o meno sofisticati. Sono inoltre riportati in letteratura[5] approcci non strettamente algoritmico, generalmente di natura iterativa.

In particolare una procedura di tuning proposta prevede che il controller deve essere regolato in primo luogo come un proporzionale puro, azzerando in una prima fase i guadagni K_I K_D , ma consentendo un overshoot maggiore di quanto si desideri, prevedendo che la successiva regolazione del guadagno derivativo arginerà poi il problema. Tipicamente, in questa fase, il guadagno P può essere aumentato del 25-50% rispetto al valore utilizzato in una logica puramente proporzionale, dal momento che si andrà poi a compensare con il termine derivativo.

Il passo successivo è la regolazione del guadagno K_D per correggere l'overshoot indotto dal guadagno P più alto del normale.

Solo da ultimo, si regolerà il guadagno integrale K_I , il quale sostanzialmente va ad agire nelle regioni a bassa frequenza del controllore non significativamente inficiate dai termini proporzionale e derivativo.

2.2 NDI

L'inversione dinamica non lineare (*NDI*), anche nota come *linearizzazione per retroazione* è un metodo diffusamente impiegato nei sistemi di controllo per velivoli e, più in generale, sistemi non lineari.

L'idea alla base dell'approccio *NDI* è di annullare le dinamiche non lineari in modo che il sistema possa essere controllato come un sistema lineare. Il limite principale nell'implementazione di questo metodo è insito nella natura strettamente basata sulla corrispondenza fra il modello del sistema ed il sistema stesso[4].

Sia abbia infatti il sistema descritto da un insieme di equazioni differenziali non lineari della forma

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x) + g(x)u \\ y(t) = h(x) \end{cases}$$

In cui sia $x(t) \in R^m$ il vettore di stato ed $y(t) \in R^p$ il vettore delle misure.

Si assume nell'approccio *NDI* che il sistema sia lineare rispetto al vettore di ingresso di controllo $u(t)$. Questa assunzione è generalmente considerata valida per un aeromobile.

Derivando l'ultima equazione di output rispetto al vettore di stato x , si ottiene:

$$\dot{y} = \frac{\partial h}{\partial x} \frac{dx}{dt} = \frac{\partial h}{\partial x} f(x) + \frac{\partial h}{\partial x} g(x)u = F(x) + G(x)u.$$

Per fare in modo che l'uscita del sistema, il segnale $y(t)$, segua una comando desiderato si esprime la sua derivata $\dot{y}_{des}(t)$ e invertendo l'ultima equazione si ottiene il controllo appropriato $u_c(t)$, ovvero:

$$u_c(t) = G^{-1}(x) (\dot{y}_{des}(t) - F(x)).$$

Definite queste strutture logiche l'implementazione del controllo sta nella generazione un segnale di controllo adatto per le dinamiche dell'uscita desiderata ovvero :

$$\dot{y}_{des}(t) = K(y_c(t), y_{meas}(t)), \quad (1)$$

Da ultimo si riporta in Fig.?? la rappresentazione schematica della logica *NDI*

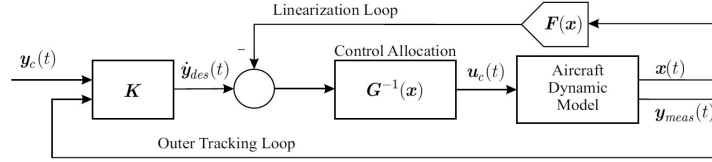


Figura 6: Schema generico controllore NDI [1]

Caso di studio F35 Come già menzionato l'approccio NDI incontra discreta diffusione per il controllo di sistemi non lineari. Un'implementazione degna di nota e pertinente al caso d'attenzione della presente tesi è relativa al velivolo militare F35.

Una peculiarità di questo caso di studio e della relativa implementazione è insita nel fatto che la struttura di controllo sia stata sviluppata in comune per diverse versioni del velivolo, dotate di diversi sistemi di attuazione e finalizzati a diverse operazioni[6].

Il programma F-35 ha infatti adottato il NDI come approccio di controllo per l'intero sviluppo operativo, incluse operazioni ad alto angolo di attacco (AOA), operazioni $STOVL$, appontaggi su portaerei, rifornimenti in volo e operazioni simili.

Una criticità precipua nell'implementazione di un controllore NDI riportata sta nella necessità di ottenere un controllore robusto rispetto la variazione degli equipaggiamenti del velivolo: il controllore necessita infatti di tollerare variazione nei contributi aerodinamici dovuti al trasporto di carichi esterni e all'ampia gamma di variazioni del centro di gravità longitudinale e laterale dovuti all'equipaggiamento ed allo scarico di materiale bellico. Il cambio fra queste configurazioni di volo infatti comporta significative modifiche nelle caratteristiche dinamiche del velivolo sulla cui modellazione si basa l'efficacia di questo tipo di controllori. Le strategie con cui siano stati risolti questi problemi intrinseci non sono tuttavia riportate.

Un altro aspetto critico nello sviluppo del controllore secondo questa logica si riporta essere scaturito da andamenti non monotoni nei valori di efficacia degli effettori, i quali possono portare al calcolo da parte del modello di derivate di efficacia del controllo nulli, portando quindi l'attuatore a bloccarsi in un massimo o minimo locale, con potenziali effetti esiziali sul volo dell'aereo. Anche in questo caso la letteratura fornisce un'introduzione alla problematica ma non viene chiarita la struttura delle protezioni implementate da questo fenomeno.

2.3 Filtro di Kalman

Come accennato precedentemente larga parte delle strategie di NGC del volo presuppongono un feedback sullo stato del sistema. Questo viene restituito dalla lettura di opportuni sensori, le cui letture però sono di norma filtrate prima di essere lette dal sistema di retroazione.

Fra i sistemi di filtraggio correntemente diffusi in questo tipo di applicazioni risultano di particolare rilievo quelli appartenenti alla famiglia dei filtri Kalman.

I filtri di Kalman permettono di migliorare la precisione della stima di una grandezza di stato. Questo risultato è ottenuto elaborando su base statistica la misura di un sensore di cui si abbia una statistica sulla dispersione dell'errore di misura.

Tramite questo approccio è inoltre possibile interpolare dati da più sensori che misurino

anche grandezze diverse, purché reciprocamente correlabili, per migliorare la stima della grandezza di interesse. In ragione di questo vengono classificati anche come *Data fusion algorithm*[14].

Esistono diverse implementazioni di filtri di Kalman adattati ed ottimizzati per diversi problemi. Nel seguito si descrive nel dettaglio la struttura per un *filtro di kalman lineare* ed il *filtro di Kalman esteso*

Formulazione matematica del problema Il filtro di Kalman è nella sua formulazione generale un metodo ricorsivo la stima del valore di stato $x_k \in \mathbb{R}^n$ di un sistema governato da un equazione lineare stocastica.

L'approccio è ricorsivo e si articola in due fasi distinte di predizione e correzione. Si abbia infatti un sistema dinamico del tipo sopracitato, descritto tramite le relative matrici

- **Matrice di stato $\mathbf{A}^{n \times n}$** : descrive l'evoluzione dello stato del sistema nel tempo.
- **Matrice di controllo $\mathbf{B}^{n \times m}$** : descrive come gli input del sistema influenzano l'evoluzione dello stato.
- **Matrice di osservazione $\mathbf{H}^{p \times n}$** : descrive come lo stato del sistema è mappato alle uscite osservabili.

La formulazione generale del sistema può essere espressa dunque come:

$$X_k = Ax_{k-1} + Bu_k + W_{k-1}$$

di cui si abbiano le misure $z_k \in \mathbb{R}^n$ effettuate tramite opportuni sensori che ritornino i valori

$$z_k = Hx_k + v_k$$

in cui w_k e v_k rappresentano rispettivamente il rumore apparente dato dall'incertezza sul modello ed il rumore nella misura. I rumori sono assunti indipendenti, bianchi¹, con una distribuzione normale, ovvero:

$$p(w) \sim N(0, Q)$$

$$p(v) \sim N(0, R)$$

Dove la Q rappresenta la covarianza di incertezza del modello, mentre R la covarianza del rumore di misura.

Si indica inoltre, contraddistinguendola con l'apice meno $\hat{x}_k^- \in \mathbb{R}^n$ la stima *a priori* allo step k-esimo, mentre con $\hat{x}_k \in \mathbb{R}^n$ ci si riferisce alla stima *a posteriori*. Il filtro di kalman, come illustrato nel seguito si compone appunto di due fasi di calcolo distinte per le quali di definiscono rispettivamente gli errori *a priori* ed *a posteriori*:

$$e_k^- = x_k - \hat{x}_k^-$$

$$e_k = x_k - \hat{x}_k$$

da cui risultano che le covarianze dei rispettivi errori siano:

$$P_k^- = E[e_k^- e_k^{-T}]$$

$$P_k = E[e_k e_k^T]$$

¹Si definiscono in questo contesto rumori bianchi rumori in cui tutte le frequenze abbiano uguale ampiezza

Nella strategia utilizzata nei filtri di Kalman, l'approccio è di combinare la stime a priori \hat{x}_k^- con le misure z_k dei sensori:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K(z_k - H\hat{x}_k^-)$$

In cui si distinguono i termini:

- $(z_k - H\hat{x}_k^-)$, viene definita misura di *innovazione* o *residuo* del filtro. Misura la discrepanza tra la misura predetta $H\hat{x}_k^-$ ed i valori restituiti dai sensori z_k
- $K^{n \times p}$ viene definita *guadagno del filtro* o *blending factor* e viene calcolata così che minimizzi la covarianza dell'errore a posteriori P_k . Viene dimostrato [Maybeck79] che la K che rispetti questo requisito sia definita come

$$K_k = \frac{P_k^- H^T}{H P_k^- H^T + R}$$

Approfondire questo risultato esulerebbe dagli intenti del presente lavoro di tesi, tuttavia si può notare come per un errore di stima tendente a zero anche il guadagno tende ad annullarsi, ovvero $\lim_{R_k \rightarrow 0} K_k = 0$ Mentre se la covarianza dell'errore di lettura tende a zero si ha che $\lim_{P_k^- \rightarrow 0} K_k = H^{-1}$.

Filtro di Kalman lineare L'implementazione elementare del filtro di Kalman è appunto una formulazione discreta basata sulle due distinte operazioni ricorsive di aggiornamento temporale e aggiornamento di misura.

La fase di aggiornamento temporale del vettore di stato può essere indicata come una predizione sullo stato del sistema, mentre l'aggiornamento di misura si può immaginare come la correzione con i valori letti dai sensori.

Nella formulazione discreta del filtro presa ora in esame, le equazioni specifiche per l'aggiornamento sono così formulate:

$$\begin{cases} \hat{x}_{k+1}^- = A_k \hat{x}_k + B u_k \\ P_{k+1}^- = A_k P_k A_k^T + Q_k \end{cases}$$

Nelle quali la prima vede effettivamente il calcolo della misura predetta, mentre la seconda valuta la covarianza.

Mentre l'aggiornamento di misura, ovvero lo step di correzione della misura previsto dal metodo vede computate le equazioni:

$$\begin{cases} K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K(z_k - H_k \hat{x}_k^-) \\ P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \end{cases}$$

Di queste la prima permette la determinazione del guadagno ottimale che viene dunque usato nella seconda per determinare il vettore di stato. Da ultima viene computata la covarianza della misura stimata.

Per l'implementazione di un filtro di questo tipo, oltre che la conoscenza della matrice di stato A , della matrice di controllo B è necessario conoscere preliminarmente la covarianza dell'errore di misura R_k e la covarianza del modello Q_k .

Filtro di Kalman esteso La formulazione lineare e discreta del filtro presentata nel paragrafo precedente tuttavia risulta inapplicabile nel caso in cui il sistema non sia descrivibile da una formulazione lineare.

Il metodo può essere adattato a questa situazione linearizzando il sistema sulla media della stima corrente dello stato del sistema. Questo tipo di metodologia viene definito *Filtro di Kalman esteso (EKF)*. Sia dato infatti un generico sistema non lineare il cui stato $x_k \in \mathbb{R}^n$ sia descrivibile come

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k, w_k)$$

in cui i termini u_k, w_k come per il caso precedente rappresentano rispettivamente il vettore di controllo l'incertezza del modello.

Sia inoltre la misura il vettore delle misure:

$$z_k = h(x_k, v_k)$$

In cui, ancora come nel caso precedente v_k sia l'incertezza di misura.

Non essendo concretamente possibile determinare le incertezze nella misura proprie di ogni istante k -esimo ma solo una caratteristica dello strumento impiegato, è opportuno riformulare un'approssimazione come segue:

$$\tilde{x}_{k+1} = f(\hat{x}_k, u_k, 0)$$

$$\tilde{z}_k = h(\tilde{x}_k, v_k)$$

in cui \hat{x}_k è sempre la stima *a posteriori* dello stato.

Per descrivere dunque il sistema linearizzato nell'intorno dello stato se ne possono formalizzare le equazioni di governo nella forma:

$$x_k \approx \hat{x}_k + A(x_{k-1} - \hat{x}_k) + Ww_{k-1}$$

$$z_k \approx \tilde{z}_k + H(x_k - \tilde{x}_k)$$

Dove occorre ri definire alcuni elementi rispetto ai casi precedenti:

- $\tilde{\mathbf{x}}_{k+1}$ e $\tilde{\mathbf{z}}_k$ sono rispettivamente gli stati approssimati e il vettore delle misure
- \mathbf{x}_{k+1} e \mathbf{z}_k sono rispettivamente gli stati reali e il vettore delle misure
- \mathbf{A} è la matrice Jacobiana delle derivate parziali di f in x , ovvero in notazione indiciale:

$$A_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0)$$

- \mathbf{W} è la matrice Jacobiana delle derivate parziali di f in w , ovvero in notazione indiciale:

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial w_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0)$$

- \mathbf{H} è la matrice Jacobiana delle derivate parziali di h in x , ovvero in notazione indiciale:

$$H_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\tilde{x}_k, 0)$$

- \mathbf{V} è la matrice Jacobiana delle derivate parziali di h in v , ovvero in notazione indiciale:

$$V_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial v_{[j]}}(\tilde{x}_k, 0)$$

Si noti che le matrici appena definite variano ad ogni step k -esimo, ma per semplicità di notazione ne viene omissa il pedice.

Si definisce una nuova notazione rispetto all'implementazione per l'errore di predizione ed il residuo della misura:

$$\begin{aligned}\tilde{e}_{x_k} &= x_k - \tilde{x}_k \\ \tilde{e}_{z_k} &= z_k - \tilde{z}_k\end{aligned}$$

per le quali si riscrive sulla base delle precedenti:

$$\begin{aligned}\tilde{e}_{x_k} &= A(x_{k-1} - \tilde{x}_{k-1}) + \epsilon_k \\ \tilde{e}_{z_k} &= H\tilde{e}_{x_k} + \eta_k\end{aligned}$$

In cui i termini ϵ_k ed η_k rappresentano due nuove variabili stocastiche di media nulla e covarianza nota, ovvero:

$$\begin{aligned}p(\epsilon_k) &\sim N(0, WQ_kQ_k^T) \\ p(\eta_k) &\sim N(0, VR_kV_k^T)\end{aligned}$$

Introducendo una stima della predizione dell'errore \hat{e}_k si ottiene una stima *aa posteriori* dell'errore per il sistema non lineare originale, ovvero:

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_k + \hat{e}_k$$

Sotto queste approssimazioni è possibile esprimere l'errore della stima come:

$$\hat{e}_k = K_k \tilde{e}_{z_k}$$

Dunque la stima dello stato può essere riscritta:

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_k + K_k \tilde{e}_{z_k} = \tilde{x}_k + K_k(z_k - \tilde{z}_k)$$

in cui il guadagno del filtro K_k è formulato in modo analogo al caso non esteso del filtro. Le espressioni relativamente alla predizione del filtro possono dunque essere formulate come:

$$\begin{cases} \tilde{x} = f(\hat{x}_{k-1}, u_k, 0) \\ P_k^- = A_k P_{k-1} A_k^T + W_k Q_{k-1} W_k^T \end{cases}$$

in cui la predizione \tilde{x}_k , corrisponde ad \hat{x}_k^- per il caso lineare.

Per le equazioni di correzione invece si ha il calcolo del guadagno ottimale, della stima corretta e quindi della varianza, ovvero:

$$\begin{cases} K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + V_k R_k V_k^T)^{-1} \\ \hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - h(\hat{x}_k^-, 0)) \\ P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \end{cases}$$

3 Struttura controllore di volo

In questa sezione verranno descritte le logiche di controllo implementate nel firmware PX4 facendo espressamente riferimento alla relativa documentazione[10].

Il software di volo viene installato su hardware dedicato, alla quale possono essere collegate le periferiche previste dalla configurazione che venga adottata. In particolare, come riportato nello schema di Fig.7 è predisposta l'interfaccia di collegamento verso periferiche quali sensori per la telemetria, antenne, oltre che gli attuatori tramite cui venga governato il volo. Gli attuatori previsti sono di norma servocomandi o *ESC(Electronic speed controller)* pilotare motori elettrici.

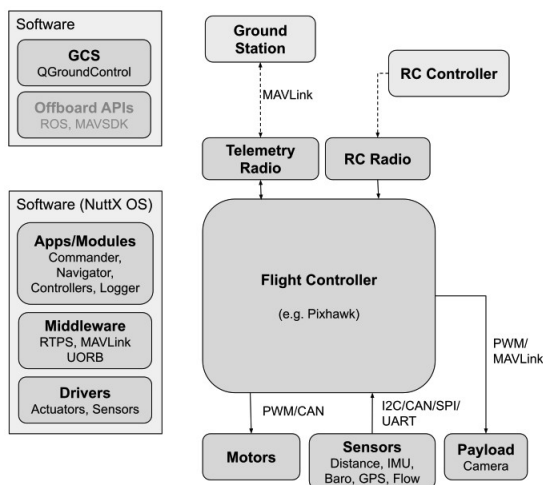


Figura 7: Strutturagenerale PX4[10]

Il controllore comunica tramite un canale di trasmissione dedicato ai comandi primari ad un radiocomando, mentre tramite il protocollo MAVLINK si ha un *datalink* alla stazione di terra, tramite la quale possono essere impartiti diversi comandi primari e secondari.

La struttura può assumere una forma più articolata nel caso si affianchi un *companion-computer*, ovvero semplicemente un computer di supporto, tramite il quale si possono implementare funzioni più complesse o logiche di navigazione di alto livello quale potrebbe essere un algoritmo di *collision-avoidance*.

3.1 Schemi di controllo multicottero

La struttura controllistica adottata in PX4 per i multicotteri si articola in due gruppi di controllo costituiti a loro volta da due controllori in cascata.

Seguendo lo schema generale in Fig.8 se ne possono descrivere gli elementi ed il loro ruolo.

Navigation and position Il primo blocco di controllori con feedback consta di un controllore lineare ed un PID, i vettori in esso manipolati si riferiscono ad un sistema di riferimento inerziale, essendo il sistema digitale si ha un controllo discreto a 50 hz.

- Il **Position Controller** è il primo anello della catena di controllo: il blocco presa in input una posizione comandata \mathbf{X}_{sp} ne calcola la differenza rispetto la posizione stimata $\hat{\mathbf{X}}$. La stima della posizione corrente viene effettuata tramite un algoritmo di

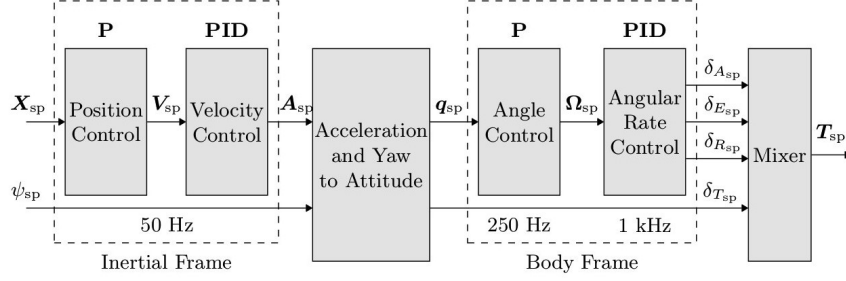


Figura 8: Struttura logica generale controllore multicottero PX4[10]

datafusion, in particolare si utilizza un implementazione basata su *Extended Kalman Filter (EKF)* che gestisce i dati forniti dalla sensoristina installata.

Il comando in output del controllore viene determinato da un singolo operatore lineare che comanda una velocità traslazionale \mathbf{V}_{sp} (*Specified Velocity*).

Le grandezze considerate sono definite nel sistema di riferimento inerziale ECEF (*Earth-Centered Earth-Fixed Frame*):

$$X = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_{inertial\ frame} ; V = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}_{inertial\ frame} = \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix}_{inertial\ frame} ;$$

- il **Velocity Controller**, ottiene in input la V_{sp} e la velocità stimata \hat{V} . nuovamente da *EKF* per mezzo dei sensori a bordo.

Tramite uno schema PID calcola una \mathbf{A}_{sp} , ovvero un'accelerazione traslazionale comandata.

$$A = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix}_{inertial\ frame} = \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix}_{inertial\ frame} ;$$

Yaw to attitude È un blocco lineare che presi in input A_{sp} e l'angolo di orientamento del velivolo ψ_{sp} restituisce in output un assetto \mathbf{Q}_{sp} atto ad orientare l'asse di spinta del velivolo in modo da ottenere le accelerazioni laterali richieste.

Il vettore di assetto \mathbf{Q} nella notazione implementata su PX4, è espresso tramite un *quaternione*, permettendo di evitare i problemi legati alle singolarità che si avrebbero con la notazione Euleriana di immediato riscontro geometrico.

Attitude and rate controller Questo blocco di controllori con feedback, è composto da 2 gruppi. Come per il gruppo di navigazione si ha un primo anello lineare ed in cascata a seguire un PID:

- **Attitude Controller** riceve in input il quaternione di assetto comandato Q_{sp} fornito dal blocco 3.1 e l'assetto stimato dall' *EKF* \mathbf{Q} .

Tramite un semplice operatore proporzionale, restituisce le accelerazioni angolari richieste ω_{sp}

$$Q = \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}_{body\ frame} ; \omega = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}_{body\ frame} ;$$

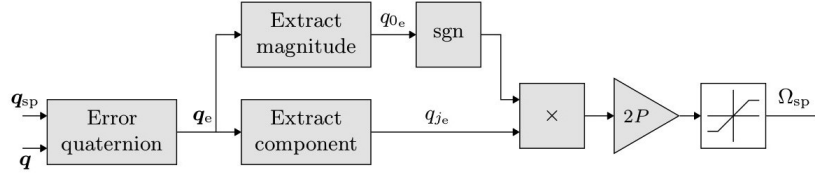


Figura 9: Schema attitude controller PX4[10]

- Rate Controller** è l'ultimo anello di controllo nella catena, in qualunque configurazione del controllore di volo per i multicotteri è attivo sul controllore di bordo. Questo controllore, definito spesso anche *inner loop* opera di norma ad 1 kHz, diversamente dagli altri anelli che operano a frequenze notevolmente inferiori. Riceve in input ω_{sp} ed il valore stimato ω dai sensori installati, restituisce in output δ per ogni asse di controllo, il cui significato fisico si può intendere come una coppia di controllo richiesta per ogni asse.²

$$\delta = \begin{pmatrix} \delta_{equilibrator} \\ \delta_{rudder} \\ \delta_{aileron} \end{pmatrix}_{inertialframe} ;$$

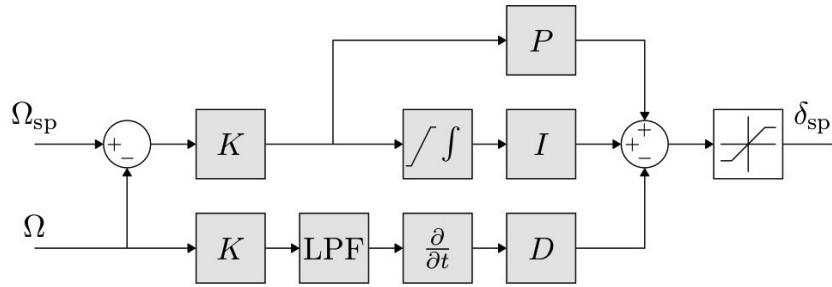


Figura 10: Schema rate controller PX4[10]

Mixer Il mixer è un componente la cui struttura è diversa in funzione dell'architettura del velivolo considerato, permettendo dunque di adattare un'unica struttura di controllo a diversi velivoli.

Componenti del sistema di controllo con struttura e funzionalità analoghe vengono designati in altri contesti come *control allocation*, termine che sporadicamente si ritrova anche nella documentazione propria di PX4.

Il *Mixer* riceve in input le coppie di governo comandate δ dal *rate controller* e la spinta comandata dal *yaw to attitude*, per redistribuire quindi comandi agli attuatori fisici secondo una ripartizione definita in funzione dell'architettura del velivolo.

²In questo senso si precisa che i termini $\delta_{equilibrator}$, δ_{rudder} , $\delta_{aileron}$ potrebbero risultare fuorvianti essendo riferiti in questo caso ad un multicottero; i termini sono da intendersi piuttosto come un'indicazione all'asse su cui agiscono che non come riferimento del dispositivo fisico con cui viene attuato il comando

3.2 Ala fissa

Lo schema di controllo implementato nell'ambiente PX4 per il volo ad ala fissa utilizza alcune logiche di controllo più complesse di quello multirotorico, pur mantenendone lo schema generale, secondo cui gli output di controllori di navigazione sono input dei controllori di assetto, i quali a loro volta comandano quelli di *rate*.

In sintesi generale, essendo la portanza legata al quadrato della velocità ed all'incidenza, il controllo di queste grandezze viene integrato in delle logiche di controllo mutualistiche piuttosto che a canali separati, mentre le funzioni di *guidance* seguono una struttura analoga con l'unica differenza che sono previsti dei limiti cosicché non vengano comandate velocità inferiori a quella di stallo.

TECS-Total Energy Control System Il sistema permette di automatizzare e controllare contemporaneamente il controllo di quota e velocità implementando contestualmente un controllo antistallo.

Il sistema *TECS* sfrutta uno schema nel quale la grandezza controllata è l'energia associata al velivolo, intesa come somma di energia cinetica ed energia potenziale ovvero:

$$E_{total} = E_T = E_{cinetica} + E_{potenziale} = 0.5mV_t^2 + mgh$$

Tramite questo stratagemma vengono dunque trattate dal controllore all'unisono le grandezze di quota e velocità ma in 2 anelli separati: uno per il controllo dell'energia totale ed uno per il controllo della relativa ripartizione. Vengono infatti distinti i 2 seguenti schemi:

- Il **Total energy controller**, gestisce l'energia totale del sistema operando sulla manetta che è dunque l'output del sistema(Fig.11). Lo schema implementa nel *low energy fallback* un controllo antistallo.
- Lo schema **Energy balance controller**, il cui schema si riporta in Fig.12 gestisce la ripartizione dell'energia fra le componenti cinetica e potenziale operando invece sul comando di *pitch*, θ_{sp} .

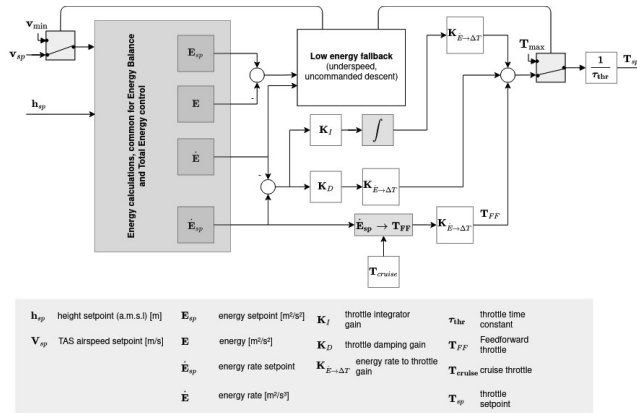


Figura 11: TECS, Total energy controller

Derivando infatti l'energia totale rispetto al tempo se ne ottiene il tasso di variazione:

$$\dot{E}_T = mV_T\dot{V}_T + mgh$$

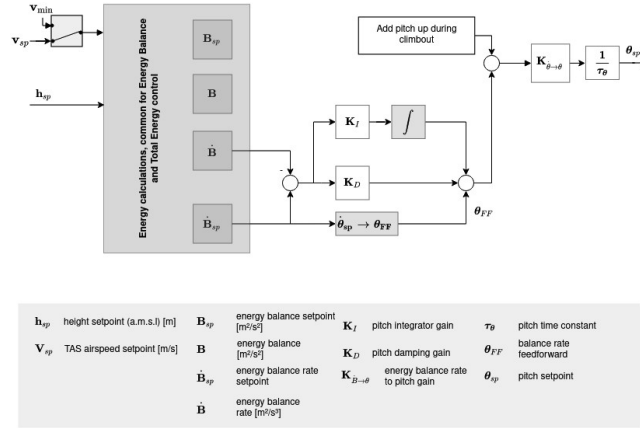


Figura 12: TECS, energy balance controller

Da questo, si può ricavare il tasso di variazione specifico dell'energia normalizzandolo rispetto massa e velocità di volo, ottenendo dunque

$$\dot{E} = \frac{\dot{E}_T}{mgV_T} = \frac{V_T \dot{V}_T}{gV_T} + \frac{\dot{h}}{V_T} = \frac{\dot{V}_T}{g} + \sin(\gamma)$$

dove γ è l'angolo di rampa con cui il velivolo vola, dove per γ piccoli è possibile approssimare come:

$$\dot{E} \approx \frac{\dot{V}_T}{g} + \gamma$$

Dalle equazioni dinamiche di un aereo si ha invece che:

$$T - D = mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \sin(\gamma) \right) \approx mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \gamma \right)$$

in cui T e D sono le forze di spinta (Thrust) e resistenza (Drag). In volo livellato, la spinta è bilanciata dalla resistenza ed un cambiamento nella spinta risulta quindi in:

$$\Delta T = mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \gamma \right)$$

Da cui risulta evidente ΔT sia proporzionale a \dot{E} . Pertanto risulta una scelta giustificata l'utilizzo della spinta come controllo dell'energia totale.

Il controllo dell'elevatore, è invece in buona approssimazione conservativo rispetto l'energia del sistema pertanto può essere utilizzato per scambiare energia potenziale con energia cinetica e viceversa. In questo senso è utile definire un rateo del bilancio energetico come:

$$\dot{B} = \gamma - \frac{\dot{V}_T}{g}$$

Attitude controller Il controllore di assetto per il volo ad ala fissa, di cui lo schema in Fig.13, similmente al caso relativo al multicottero, è strutturato come un doppio *feedback loop*.

L'*outer loop* calcola l'errore tra il l'assetto comandato ψ_{sp} e l'assetto stimato $\hat{\psi}$ che, restituito ad un controllore proporzionale, genera una velocità angolare comandata $\dot{\Psi}_{sp}$.

Lo schema dell'*inner loop* calcola quindi l'errore di velocità e utilizza un controllore PI per calcolare l'accelerazione angolare desiderata ω_{sp} . Tuttavia, poiché le superfici di controllo esercitano coppie di controllo diverse in funzione della velocità, i comandi, in questo schema per velivoli ad ala fissa, vengono scalati in relazione alla *IAS(Indicated Air Speed)*, ovvero la velocità dell'aria nota a bordo del velivolo, secondo la logica trattata nel paragrafo seguente (3.2).

Il componente di *feedforward*, come chiarito in seguito permette di compensare lo smorzamento aerodinamico che agisce naturalmente sulla dinamica del velivolo.

Da ultimo Il comando da impartire agli effettori di controllo δ , ovvero le posizioni angolari comandate alle superfici di controllo quali alettoni, elevatori e timoni viene quindi calcolata passando l'accelerazione angolare comandata $\dot{\omega}_{sp}$ ad un sistema di *control allocation* o *mixing* che è invece specifico della piattaforma su cui viene implementato il controllore.

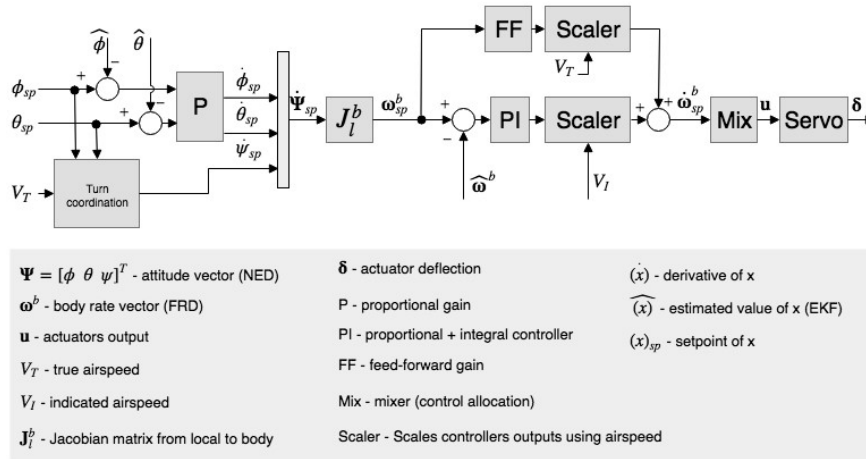


Figura 13: Schema attitude controller per ala fissa PX4[10]

Speed scaling Come menzionato nel paragrafo precedente e visibile in Fig.13 il controllo d'assetto integra al suo interno una logica di riscaldamento dei comandi rispetto la velocità. Per fornire una giustificazione rigorosa a questo componente occorre formalizzare analiticamente alcuni contributi alla dinamica del velivolo.

Sia infatti la pressione dinamica:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_T^2$$

dove ρ è la densità dell'aria, V_T è la *TAS(true air speed)*.

Prendendo l'asse di rollio come generico esempio, il momento di rollio dimensionale può essere scritto come:

$$\ell = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S b C_\ell = \bar{q} S b C_\ell$$

in cui ℓ è il momento di rollio, b l'apertura alare ed S la superficie di riferimento.

Si può calcolare il coefficiente di rollio adimensionale C_ℓ come la somma dei contributi del coefficiente adimensionale dell'alettone $C_{\ell\delta_a}$, dello smorzamento del rollio $C_{\ell p}$ e della derivata rispetto all'imbardata $C_{\ell\beta}$, ovvero:

$$C_\ell = C_{\ell 0} + C_{\ell\beta} \beta + C_{\ell p} \frac{b}{2V_T} p + C_{\ell\delta_a} \delta_a$$

in cui si ha che β è l'angolo di *sideslip*, p la velocità di rollio del corpo e δ_a la deflessione dell'alettone.

Assumendo un velivolo simmetrico per cui ($C_{\ell 0} = 0$) ed in assenza di incidenza laterale ($\beta = 0$), si possono cancellare i relativi termini ottenendo:

$$\ell = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S b \left[C_{\ell \delta_a} \delta_a + C_{\ell p} \frac{b}{2V_T} p \right]$$

Scritta questa espressione è possibile distinguere i due diversi casi

Speed scaling-ramo PI Nella condizione statica ($p = 0$), il termine di smorzamento si annulla ed è quindi possibile generare una coppia di controllo costante:

$$\ell = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S b C_{\ell \delta_a} \delta_a = \bar{q} S b C_{\ell \delta_a} \delta_a$$

Da cui ricavando la posizione dell'alettone per una data coppia δ_a si ottiene:

$$\delta_a = \frac{2bS}{C_{\ell \delta_a}} \frac{1}{\rho V_T^2} \ell = \frac{bS}{C_{\ell \delta_a}} \frac{1}{\bar{q}} \ell$$

in cui il termine $\frac{2bS}{C_{\ell \delta_a}}$ è costante, mentre la seconda dipende dalla densità dell'aria e dal quadrato della vera velocità dell'aria.

Invece di normalizzare rispetto la densità dell'aria e la *TAS*, è operativamente pratico riferirsi velocità dell'aria indicata (*IAS*, V_I) che è intrinsecamente scalata rispetto la densità dell'aria. Sotto l'assunzione di incomprimibilità del flusso la *IAS* può essere infatti convertita in *TAS* per un fattore di errore della densità:

$$V_T = V_I \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

dove ρ_0 è la densità dell'aria a livello del mare a 15°C. Riarrangiando rispetto V_I l'espressione della pressione dinamica \bar{q} si ottiene:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 = \frac{1}{2} V_I^2 \rho_0$$

Da cui si nota come la pressione dinamica sia proporzionale al quadrato della velocità indicata

$$\bar{q} \propto V_I^2$$

Quindi l'espressione precedente con cui si calcolava l'angolo δ_a necessario a generare una coppia sull'asse di rollio si può riscrivere senza contributi della densità locale dell'aria:

$$\delta_a = \frac{2bS}{C_{\ell \delta_a} \rho_0} \frac{1}{V_I^2} \ell$$

Da cui possiamo osservare che il comando dell'alettone necessario per un dato contributo di rollio dovrà essere riscalato rispetto il quadrato della *IAS*.

Speed scaling-ramo FF Come accennato, l'implementazione di un ramo in *FeedForward* è finalizzata a compensare lo smorzamento naturale al rollio. Infatti, volendo analizzare il controllo dell'asse di rollio per $p \neq 0$ riprendendo l'equazione dimensionale di base per una condizione di rollio a velocità costante, la coppia prodotta dagli alettoni, per mantenere il rateo costante dovrebbe esattamente compensare lo smorzamento, ovvero:

$$-C_{\ell \delta_a} \delta_a = C_{\ell p} \frac{b}{2V_T} p$$

ricavando da questa la deflessione ideale degli alettoni si ottiene:

$$\delta_a = -\frac{b}{C_{\ell p}} 2C_{\ell \delta_a} \frac{1}{V_T} p$$

In questa espressione il primo termine $\frac{b}{C_{\ell p}} 2C_{\ell \delta_a}$ fornisce il valore da attribuire al guadagno ideale del ramo di *feedforward*. In questa possiamo inoltre vedere che e possiamo vedere che l'andamento sia lineare rispetto alla *TAS*.

La scalatura di questo termine proveniente dal ramo di *feedforward* dovrà pertanto essere lineare rispetto la *TAS* per mantenere costante il contributo di governo del controllore.

3.3 VTOL

Le logiche controllo per velivoli VTOL di PX4 implementano separatamente sia le strutture per multicotteri sia quelle dei velivoli ad ala fissa, destinandone ognuna alla relativa fase di volo.

Logica di controllo transizione La parte aggiuntiva dell *FCS* propria di un velivolo di questo tipo, risiede nel controllo della fase di transizione. Durante questa manovra, nella soluzione implementata in PX4, viene effettuata una miscelazione fra gli schemi di controllo multicottero e ala fissa.

Gli output di ognuno dei due schemi di controllo vengono infatti computati indipendentemente, per poi essere mediati in modo ponderato rispetto la velocità di volo.

Ovvero, in generale, si ha una formulazione del tipo:

$$\delta_{OutputTransitionMode} = A\delta_{multicopter} + B\delta_{fixedwing}$$

Dove *A* e *B* sono termini dipendenti dalla velocità di volo.

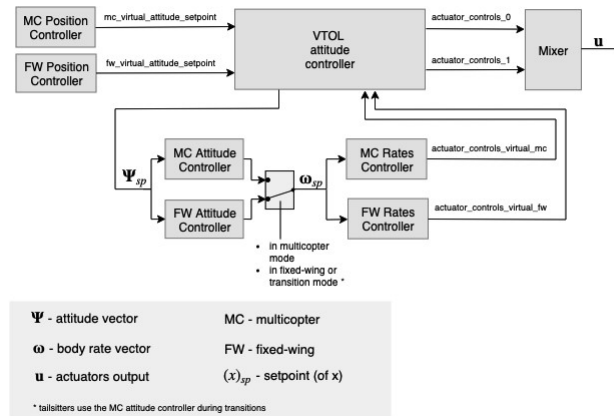


Figura 14: Schema commutazione logiche VTOL PX4[10]

Manovra di transizione La manovra di transizione consiste nel cambiare la modalità con cui opera il velivolo da multicottero ad ala fissa.

Questo comporta commutare fra le due distinte modalità di controllo e portare il velivolo in uno stato di volo, in termini di velocità ed assetto compatibile con il volo ad ala fissa.

La manovra prevede l'attuazione del motore spingente secondo un comando a rampa scriptato, dalla condizione di manetta nulla sino al raggiungimento del valore di manetta preimpostato (specificato tramite il parametro `VT_F_TRANS_THR`), dunque sono previste due diverse condizioni:

- **Transizione regolare** Il velivolo accelera sino al raggiungimento di una velocità target prefissata `VT_ARSP_TRANS`, raggiunta la quale viene disattivato lo schema di controllo *multicopter* per mantenere completamente solo il controllore *Fixed Wing*.
- **Transizione abortita** Se il velivolo non raggiunge nel tempo limite prestabilito `VT_F_TRANS_DUR`, la velocità target `VT_ARSP_TRANS`, o se viene abortita manualmente la transizione, il software azzerava automaticamente il comando di manetta per il motore spingente ed il controllore *fixed wing* viene disattivato istantaneamente in favore del controllore *multicottero*

4 Velivolo

In questa sezione si descrive la progettazione degli elementi necessari per equipaggiare il velivolo dell'hardware necessario al decollo verticale, ovvero dei quattro rotori e della relativa struttura di supporto ed azionamento.

Nel corso del progetto infatti sono state mantenuti solo alcuni elementi del velivolo, mentre la fusoliera è stata riprogettata integralmente in modo da permettere l'integrazione delle degli elementi strutturali che supportano i rotori.

4.1 Concept design

Preliminarmente per definire i requisiti è necessario chiarire gli intenti operativi del velivolo. Il progetto intende sviluppare sulla base dello *Skywalker1900* una piattaforma VTOL finalizzata al collaudo ed allo sviluppo delle logiche di controllo della fase di transizione, non è altrimenti previsto un profilo di missione specifico.

Si intende quindi adottare le soluzioni che permettano di garantire migliore libertà nel perseguimento di questi obiettivi; pertanto si escludono a priori sistemi esotici di propulsione e immagazzinamento energia, preferendo una propulsione elettrica con accumulatori di tipo *LiPo*.

L'approccio alla progettazione dovrà sostanzialmente essere dualmente orientato alle peculiarità di un multicottero e quelle di un velivolo ad ala fissa convenzionale.

Queste premesse permettono di ponderare alcuni requisiti di alto livello, :

- **Autonomia**, non essendo previsto un profilo di missione si pondera un tempo piuttosto che un raggio operativo in cui sia possibile effettuare tutte le manovre.
- **Accessibilità generale**.Essendo il velivolo sperimentale la struttura dovrà essere tale da garantire accessibilità ed spazio per eventuali modifiche all'hardware in vista di future iterazioni di progetto.
- **Accessibilità pacco batteria**.Essendo soluzioni esotiche di propulsione escluse a priori in favore della soluzione con batteria *LiPo* che alimenta motori *brushless* controllati tramite *Esc (Electronic Speed Controller)*, per garantire più prove di volo ad intervalli ragionevoli, il pacco batteria deve essere sostituibile con un intervento breve. Da constatazioni preliminari per velivoli analoghi l'ingombro del pacco batterie è significativo rispetto alle dimensioni caratteristiche del velivolo, pertanto l'accessibilità allo stesso è da considerarsi un requisito operativo ad alto impatto sulla definizione della struttura.
- **Smontabilità** Le giunzioni devono essere meccaniche di tipo reversibile nella misura di rendere il velivolo smontabile per renderne gli ingombri compatibili con un trasporto agevole su veicoli stradali comuni.
- **Stabilità** il velivolo modificato deve mantenere nei termini del possibile le caratteristiche di stabilità per il volo ad ala fissa, mantenendo il baricentro nella medesima posizione rispetto le superfici alari e modificando minimalmente i contributi dovuti componenti nuove o modificate.

Limiti tecnologici Inoltre si considerano le limitazione imposte dalle necessità dettate dal metodo operativo aziendale per la prototipazione, ovvero:

- **Stampabilità** Essendo la tecnologia disponibile per la produzione delle strutture quella del *FDM (Filament Deposition Melting)*, si devono evitare sottosquadri oltre i 45° rispetto il piano di stampa ed è necessario considerare nell'impostazione del progetto delle singole parti la marcata ortotropia del materiale così lavorato.
- **Disponibilità componenti.** La componentistica deve essere di tipo commerciale, pertanto i requisiti e la compatibilità reciproca dei componenti sono subordinati alla disponibilità dei componenti e della relativa documentazione, piuttosto che a considerazioni prettamente tecnologiche.

Architettura Sulla base di queste considerazioni si opta per un'architettura collaudata nelle implemenazione di apparato VTOL su velivoli tradizionali, scegliendo la configurazione *Standard VTOL*.

Si opta per l'aggiunta di 2 travi longitudinali parallele che supportano 4 rotori in posizione longitudinalmente simmetrica rispetto al baricentro.

In questo caso si opta per prevedere 2 longheroni nell'ala controventata ancorandosi al carrello.

4.2 Parametri di progetto

Sulla base delle considerazioni generali presentate (sezione 4.1) è possibile ora impostare un approccio sistemico per la definizione di parametri di progetto operativamente spendibili e requisiti sui singoli componenti.

In bibliografia vengono proposti diversi approcci, diversi per il caso del volo ad ala fissa[12] e quello rotorico[1]

Nel caso specifico alcuni parametri risultano già bloccati, per cui si segue nello sviluppo un percorso di progetto misto e non propriamente generalizzabile.

Parametri bloccati Come chiarito in 4.1 si intende, nei limiti del possibile, mantenere le caratteristiche di volo e l'hardware per il volo ad ala fissa proprie della piattaforma *Skywalker1900*. Pertanto, riportandone i valori numerici in Tab. ?? vengono assunti come vincolanti alcuni parametri caratteristici del velivolo, per i quali si riportano alcuni commenti schematici.

- Superficie alare - S_{wing} -, in quanto non si vuole modificare il pezzo fisico, ammettendo le minime modifiche per permetterne l'accoppiamento con la fusoliera.
- Superficie deriva e timone - S_{Fin} -, per le quali non si prevede alcuna modifica.
- Superficie piano di coda - S_{Tail} - per il quale non si prevede alcuna modifica.
- Posizionamenti relativi fra le velature - L_t -, si vogliono mantenere inalterati.
- Baricentro - X_g -, si vogliono mantenere le masse disposte in modo da mantenerlo nella posizione del velivolo originale. Se ne considera la posizione longitudinale rispetto al bordo d'ingresso alare alla radice.
- Posizionamento e calettamento del motore, si vuole mantenere come nella configurazione originale del velivolo.

| Skywalker1900 general data | | | |
|----------------------------|-------------------------|-------|---------------------|
| Non equipaggiati | Wing span | 1900 | [mm] |
| | Fuselage length | 1300 | [mm] |
| | Wing area | 0,46 | [m ²] |
| | Tail area | 0,086 | [m ²] |
| | C.G.(from leading edge) | 75 | [mm] |
| | Wing load | 5,33 | [N/m ²] |

Tabella 2: Quote generali velivolo *Skywalker 1900*

- Sezione frontale e laterale della fusoliera, $-S_{fusolage-front}-S_{fusolage_lateral}-$ benché lo spazio in fusoliera potrebbe essere ridotto rispetto il velivolo originale, non essendo disponibili stime precise in fase di avvanprogetto degli ingombri dell'avionica, si preferisce conservativamente mantenere l'abbondante sezione originale nella quale erano previsti spazi anche per un payload oltre che la sistemistica minima per il volo. Oltre a questa ragione resta il diffuso intento di minimizzare le modifiche non necessarie ad una piattaforma già collaudata per il volo ad ala fissa.

Stima peso La stima delle masse è un problema ricorsivo il cui risultato viene aggiornato nel corso dello sviluppo del progetto, essendo un parametro fondamentale per il dimensionamento della propulsione sia per il volo rotorico sia per il volo librato, le quali a loro volta inficiano significativamente la massa totale.

Tuttavia in questa fase preliminare possiamo già valutare la massa di alcuni elementi e stimarne altri. Si riporta sinteticamente una descrizione qualitativa delle modalità di stima riferita ai componenti di velivolo.

- Ali. Includendo il peso del longherone presente e prevedendo di inserirne un secondo.
- Trave principale e coda³. In cui si tiene presente dell'allungamento della trave principale rispetto alla versione originale del velivolo.
- Fusoliera. Si considera una maggiorazione ponderale rispetto la fusoliera nella versione originale del velivolo in ragione dei più complessi requisiti strutturali di vincolo alla struttura che regge l'apparato per il volo ad ala rotante.
- Avionica. Definiti i componenti necessari, essendo questi prodotti commerciali è sufficiente consultare i datasheet.
- Batteria. La dimensione del pacco batteria non essendo definita una missione specifica ha un margine di aleatorietà su cui eventualmente poter fare valutazioni per correggere la massa del velivolo.
- Assieme propulsivo multicottero. Definite le necessità di spinta il peso dell'apparato è anche in questo caso dipendente dai prodotti commerciali che soddisfino le specifiche, di cui è sufficiente consultare i datasheet.
- Propulsore spingente. Come per l'apparato multirotorico il peso si può ricavare dall'offerta commerciale.

³Si accorpano queste componenti perché costruttivamente costituiscono un unico elemento non scindibile una volta assemblato

| Stima finale masse | |
|------------------------------------|-------------------|
| Elemento | Massa prevista[g] |
| Trave principale e coda | 346 |
| Ali | 435 |
| Motori per volo rotorico | 624 |
| Avionica | 300 |
| Batteria | 755 |
| Motore spingente | 350 |
| Longheroni(2x) | 117 |
| Travi supporto motori multicottero | 91 |
| Fusoliera | 400 |
| Servomotori (4x) | 80 |
| Totale | 3408 |

Tabella 3: Stime finali di massa

- Servomotori. Anche in questo caso essendo i componenti commerciali la stima è semplice. Rispetto alla versione convenzionale del velivolo si ritengono superflui i flap quindi ne viene omesso l'azionamento.

I valori numerici della stima si riportano in Tab.3. Si ritiene utile precisare che a velivolo costruito si misurerà un valore di massa totale del velivolo pari a 3724 g.

Dimensionamento motori per volo rotorico Per la formulazione dei requisiti sull'apparato rotorico si tiene presente che questo debba garantire:

1. Spinta totale compatibile con decollo verticale
2. Risposta dinamica in grado di mantenere un controllo accettabile del velivolo anche in presenza di raffica

Quanto al primo requisito, di natura statica, per una data quota è sufficiente definire un eccedenza di spinta rispetto la condizione di hovering in funzione del rateo di velocità che si richiede.

Le considerazioni inerenti al secondo necessitano di una trattazione più complessa del problema nella quale occorre coinvolgere un modello dinamico dello stesso, un modello di raffica ed anche le logiche implementate nell'autopilota. Tuttavia, per la semplicità necessaria agli obiettivi della presente tesi si sfrutterà piuttosto una relazione empirica utilizzata comunemente nel dimensionamento preliminare dei multicotteri.

$$SpintaRotori|_{Throttle=0.5} \approx MTOW$$

Ovvero, in condizioni di volo a punto fisso, si dimensionano i motori così da garantire con la manetta al 50% una spinta⁴ uguale alla forza peso esercitata dal velivolo.

Questa relazione empirica va intesa come un'indicazione e non come un requisito stringente e, in linea teorica, neppure sufficiente a garantire una capacità di governo efficace del velivolo in quanto non vengono presi in esame i requisiti dinamici.

Tuttavia, con un notevole colpo di mano su un problema altrimenti notevolmente complesso per le soluzioni generalmente implementate in ambito dronistico con motori brushless

⁴Non essendo previsto il volo *BVLOS*(*beyond visual line of sight*) si considera sufficientemente esaustivo il conteggio per quote prossime al livello del mare

a trasmissione diretta su eliche al più tripala controllati tramite *ESC* risulta di norma un criterio efficace.

Sulla base di questa indicazione il problema si sposta alla stima del peso del velivolo, dalla quale quindi si può identificare una configurazione propulsiva accettabile. Nota la massa della quale si può iterativamente procedere alla verifica della compatibilità del propulsore. Altri approcci più sistemici a questo problema sono trattati in letteratura [1], ma l'implementazione di questi approcci risulterebbe in questo caso più onerosa che risolutiva, in particolare in ragione del fatto che le componenti devono essere commercialmente disponibili.

Dimensionamento motore spingente Per il dimensionamento del motore spingente ci si riferisce nuovamente ad una relazione empirica utilizzata in fase di avanprogetto dei velivoli ad ala fissa[11], in particolare si mette in relazione il requisito di spinta con la massa del velivolo.

$$SpintaTotaleDisonibile \approx K * MTOW$$

| Table 5.1 Thrust-to-weight ratio (T/W) | |
|--|-----------------------|
| Aircraft type | Typical installed T/W |
| Jet trainer | 0.4 |
| Jet fighter (dogfighter) | 0.9 |
| Jet fighter (other) | 0.6 |
| Military cargo/bomber | 0.25 |
| Jet transport | 0.25 |

Tabella 4: Valori tipici del rapporto spinta peso[11]

Dove K è un fattore che dipende dalla categoria del velivolo. In questo caso essendo la piattaforma in fase di sviluppo e non di ottimizzazione si preferisce prendere un valore conservativo per garantire ampi margini di manovra durante la sperimentazione, in particolare si è optato per un fattore K pari ad 0.75

Dimensionamento elettronica di potenza Definite le necessità propulsive si può passare a determinare le specifiche dei principali componenti dell'elettronica di potenza, ovvero quella finalizzata all'alimentazione delle utenze che agiscono sul sistema, quali i motori e in generale gli attuatori. In questo caso specifico i servomotori che attuano le superfici mobili sono omessi dalla categoria per via del basso assorbimento.

Struttura generale L'architettura prevista vede il gruppo batterie erogare direttamente la tensione richiesta ai motori i quali risultano di norma l'utenza più energivora, mentre per mezzo della *Power Management Unit* si alimenta ad una tensione ridotta una linea dedicata all'avionica.

La linea di potenza che alimenta i motori si divide internamente alla fusoliera fra motore spingente e motori per volo ad ala rotante, quindi 2 linee separate alimentano rispettivamente ogni semiala raggiungendo gli *ESC* montati sulle ali.

Dimensionamento generale Per il dimensionamento generale della distribuzione di potenza, dei connettori e dei cablaggi di potenza principali occorre apportare considerazioni circa l'involuppo di volo.

La fase che si considera dimensionante per il velivolo del presente caso è la fase di transizione, durante la quale tutti i motori sono attivi.

L'assunzione conservativa che vedrebbe come requisito la capacità di sopportare la condizione di funzionamento di ogni motore alla massima potenza, produce un requisito particolarmente oneroso di 90 A, come si conclude da 4.2.

L'installazione di componentistica in grado di soddisfare questo requisito diverrebbe particolarmente complessa per cui si introducono alcune considerazioni e limitazioni operative. Si considera l'assorbimento di potenza per manovra di transizione sotto alcune assunzioni :

1. la transizione è strettamente orizzontale, ovvero con rateo di salita nullo, escludendo la possibilità di transizionare guadagnando quota, poiché il requisito di potenza sarebbe appunto particolarmente esoso.
2. La traslazione viene completamente azionata dal motore spingente, senza contributo dei rotori del quadricottero.
3. Si trascurano fenomeni di compressibilità. La legittimità di questa assunzione si verifica nel proseguo dei calcoli in cui emergono velocità incidenti l'estremità dei rotori inferiori a Mach 0.3.

Sotto questa assunzione mediante la *teoria del disco attuatore* e le relative assunzioni si stima la potenza richiesta all'albero del rotore per il volo traslato come somma della potenza di profilo e potenza indotta:

$$P_{tot} = P_0 + P_i$$

Dove la potenza di profilo P_0 si considera come per il volo in hovering^[9]⁵, ovvero :

$$P_0 = \rho S (\omega R)^3 C_{P,0}$$

dove:

$$C_{P,0} = \sigma \frac{C_{d,0}}{8}$$

di cui definiamo precisando ora i termini:

- SOLIDITÀ DEL ROTORE " σ ". Ovvero la grandezza adimensionale definita come il rapporto fra l'area del disco del rotore e quella propriamente occupata dalla pala (che risulta dunque invariante rispetto al peso ed alla quota)

$$\sigma = \frac{N_b c R}{\pi R} = \frac{N_b c}{\pi}$$

- COEFFICIENTE DI RESISTENZA DEL PROFILO DELLA PALA, che viene preso in modo arbitrario ma verosimile $C_{d0} = 0.008$ [9]
- RAGGIO ROTORE, $R = 0.1905$ m
- VELOCITÀ ANGOLARE DEL ROTORE, stimata secondo il datasheet del motore per il volo in hovering [ccc tmotor] $\omega = 418$ s⁻¹
- DENSITÀ ARIA, ρ , considerata genericamente pari a 1.225 km⁻³

⁵i rotori per le condizioni di hovering e volo traslato previste hanno velocità incidenti alle estremità inferiori a Mach 0.3

Considerando ora la potenza indotta

$$P_i = TV_i = W \sqrt{\sqrt{\frac{V^4}{4} + V^*} - \frac{V^2}{2}}$$

dove definendo i termini non ancora precisati:

- VELOCITÀ DI TRASLAZIONE ORIZZONTALE, V
- VELOCITÀ DI INFLUSSO AL DISCO, V^* , calcolata nel modello del disco attuatore come $\sqrt{\frac{W}{2\rho S}}$ in cui W è la forza peso equilibrata dal rotore, ed S la superficie del disco d'elica.

Con le relazioni presentate è dunque possibile diagrammare l'assorbimento di potenza (Fig.15) in un range di velocità che contenga quelle previste nella fase di transizione.

Si osserva che i rotori esibiscano sostanzialmente un fenomeno parziale di autorotazione,

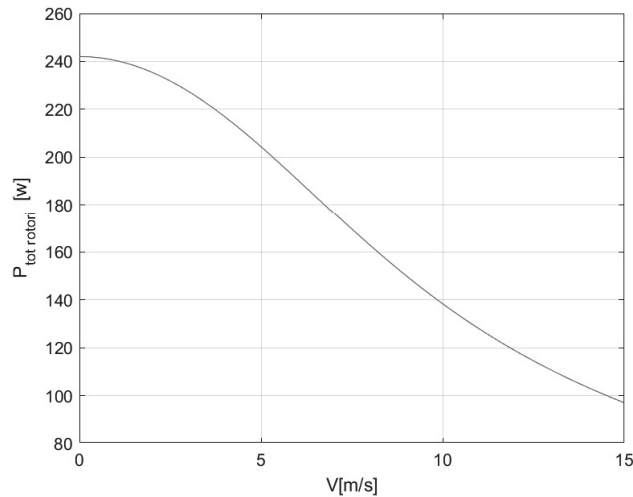


Figura 15: Potenza all'albero dei rotori in funzione della componente orizzontale di influsso

riducendo dunque la potenza richiesta per velocità crescenti.

Pertanto si stima l'assorbimento della fase di transizione considerando, come riportato numericamente in Tab.5, le seguenti componenti

- Potenza assorbita dal motore spingente pari a quella massima dichiarata nella documentazione dello stesso [ccctmotor]
- Potenza assorbita dai rotori pari a quella per la condizione di hovering
- Margine di governo aggiuntivo dei rotori dovuto alla necessità di governare e correggere eventuali oscillazioni del velivolo, stimato con un margine di arbitrarietà pari a 0.5 volte l'assorbimento statico.
- Assorbimenti dell'avionica e dei servocomandi vengono trascurati in quanto di piccola entità rispetto le componenti qui considerate.

| | Potenza [W] | Intensità di corrente @22V [A] |
|----------------------------------|-------------|--------------------------------|
| Rotori assorbimento statico | 260 | 12 |
| Margine di governo volo rotorico | 130 | 6 |
| Motore spingente | 300 | 14 |
| Totale dimensionante | 690 | 31 |

Tabella 5: Assorbimenti dimensionanti transizione

Batteria Il dimensionamento della batteria incide significativamente sul peso, quindi sugli assorbimenti dei motori ed è pertanto un parametro soggetto a diverse iterazioni di valutazione.

Scelta a priori la tecnologia della cella Lipo per via della reperibilità commerciale, della densità energetica e delle intensità di scarica, le specifiche principali da definire sono:

- **Tensione.** La tensione erogata dal pacco batterie, scelta la tipologia chimica delle stesse, è funzione solamente del numero di celle.

In questo caso ponderando fra la disponibilità commerciale di componenti e la tensione ottimale per contenere l'intensità di corrente da gestire si opta per una batteria 6 celle, *LiPo* che generano 22.2 V

- **Capacità.** La specifica della capacità definisce con limiti vincolanti gli ingombri e la massa del pacco batterie.

Essendo il velivolo prototipale si opta con un margine di arbitrarietà dimensionare il pacco batterie per garantire circa 400 s di volo in hovering.⁶

Dunque, con gli assorbimenti calcolati in precedenza si ottiene una specifica di capacità pari a 0.120 kWh. Nella soluzione a 22.2 V corrispondono a 5405 mA

Da queste specifiche diventa poi possibile scegliere il componente commerciale più confacente alle necessità. Le specifiche del pacco batterie scelto sono riportate in 6

| | | |
|----------------------------------|-----------|----|
| Numero di Celle | 6 | |
| Tensione nominale | 22,2 | V |
| Capacità | 5,2 | A |
| Intensità di scarica ammissibile | 130 | A |
| Dimensioni ($\pm 5\%$) | 43x133x59 | mm |
| Peso | 755 | g |

Tabella 6: Specifiche pacco batteria

ESC motore spingente Il dimensionamento amperometrico del regolatore è condizionato dai regimi di coppia richiesti dal motore, i quali dipendono dall'elica montata.

Assumendo di mantenere configurazione bipala prevista dalla versione originale del velivolo si può disporre dei dati contenuti nella scheda tecnica del motore per definirne gli assorbimenti a punto fisso per le diverse tensioni di alimentazione previste.

Si opta per un regolatore in grado di sopportare la massima intensità di corrente possibile, ovvero 45 A.

⁶Non si formula un requisito sul volo orizzontale per via della complessità intrinseca nello stimare la resistenza senza avere ancora definito la geometria e dell'inevitabile imprecisione di tale approccio

ESC motori multicottero Analogamente come per il caso del motore spingente, definiti motore, elica e tensione di alimentazione è possibile dalla caratterizzazione proposta sulla scheda tecnica dello stesso ricavarne gli assorbimenti massimi per il funzionamento del motore a punto fisso.

Anche in questo caso si considera il massimo assorbimento per il volo a punto fisso scegliendo un *ESC* da 35 A.

4.3 Implementazione dei componenti

Fusoliera La fusoliera, come menzionato nei paragrafi precedenti viene ridisegnata mantenendo invariate rispetto alla versione originale del velivolo la sezione frontale e laterale, per non modificare in modo significativo le caratteristiche di volo del velivolo già verificate essere soddisfacenti. In una prima approssimazione infatti le caratteristiche aerodinamiche della fusoliera possono essere approssimate come funzione di queste sezioni [12], pertanto si può assumere di mantenerne i contributi aerodinamici alla dinamica del velivolo ragionevolmente simili.

Inoltre stante la necessità di avere una buona accessibilità alla baia interna interna, prevenendo di poter variare la configurazione dei sistemi avionici, si opta per impostare la fusoliera divisa in due elementi smontabili permettendo di quindi avere una grande apertura da cui accedere per montare componenti diversi da quelli previsti nella prima installazione. Non da ultimo la fusoliera deve integrare il castello per il motore spingente nella posizione prevista dalla configurazione originale e prevedere la giunzione con i longheroni alari, e la trave principale che regge la coda su cui si costruisce sostanzialmente l'intero velivolo.

Outline fusoliera La definizione della geometria della fusoliera si basa come menzionato in altri frangenti sul mantenere nel termine del possibile le caratteristiche di volo del velivolo analoghe alla versione sprovvista di sistemi *VTOL*.

Dunque mantenendone la sezione frontale e la sezione laterale si ridisegna una fusoliera simile a meno della poppa che viene modificata nell'intento di ridurre la separazione del flusso inevitabilmente presente nelle versione originale del velivolo.

La configurazione finale delle superfici esterne di fusoliera che si identifica essere atta a risolvere le varie necessità progettuali viene proposta in Fig.16, comparata alla fusoliera della versione originale del velivolo.

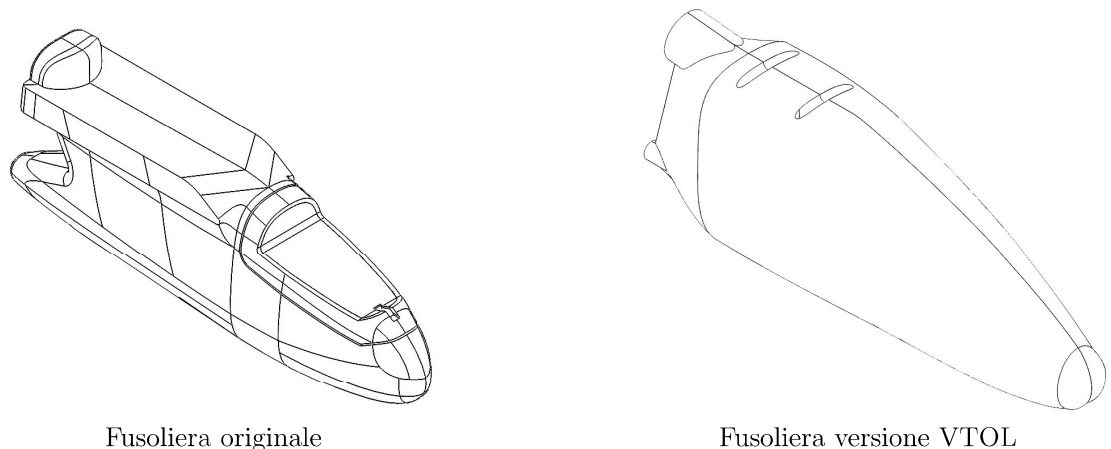
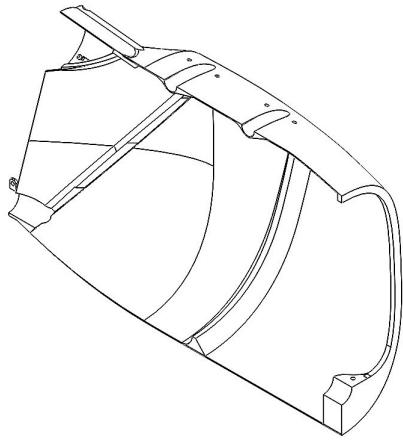


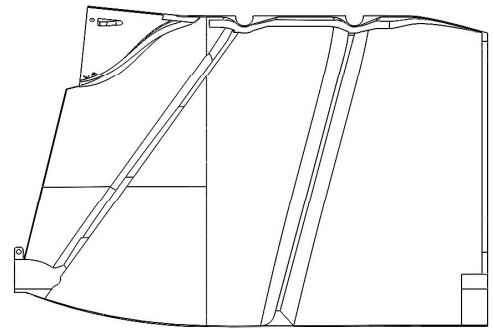
Figura 16: Confronto outline fusoliera originale e fusoliera versione VTOL

Ordinate La distribuzione delle centine segue la distribuzione dei carichi principali. da trasmettere nel velivolo. In particolare, nell'elemento poppiero, di cui in Fig.17 si rendono necessarie le seguenti ordinate:

- Ordinata longherone poppiero: a supportare il longherone poppiero viene disposta una centina che, con un'inclinazione obliqua rispetto la longitudinale del velivolo si impegna direttamente sulla trave principale che connette il corpo del velivolo alla coda
- Ordinata longherone prodiero: a supportare il longherone prodiero viene disposta una centina che non si impegna su elementi particolari ma porta la sezione centrale dell'elemento poppiero della fusoliera.
- Ordinata di interfaccia: quest'ordinata costituisce il rinforzo all'apertura che si viene a creare separando le due metà in cui è costruita la fusoliera. Nella parte inferiore vi viene integrato un elemento su cui viene effettuato l'incastro della trave principale del velivolo.



Vista assonometrica, si notino le sedi per i longheroni alari sul dorso ed i fori per i bulloni



Vista laterale

Figura 17: Vista delle ordinate di forza nell'elemento poppiero della fusoliera

Mentre nella sezione prodiera della fusoliera la distribuzione è più regolare e le ordinate giacciono sul piano perpendicolare dell'asse del velivolo.

- Ordinata di interfaccia, come per la controparte dell'elemento poppiero costituisce il rinforzo perimetrale dell'apertura che si crea nella struttura della fusoliera separando le due metà. Non è però ivi integrato il vincolo alla trave principale del velivolo che si sposta infatti nelle altre due ordinate.
- Ordinata mediana, supporta la sezione mediale dell'elemento prodiero della fusoliera. Si impegna nella parte inferiore nell'elemento che svolge la duplice funzione di vincolo alla trave del velivolo e di supporto al pacco batterie, i cui dettagli si ritrovano nel paragrafo relativo.
- Ordinata prodiera, come l'ordinata mediana si impegna nell'elemento di vincolo alla trave principale del velivolo e supporta anteriormente il pacco batterie.

I restanti aspetti geometrici delle ordinate sono subordinati al limite tecnologico della produzione in *FDM*, che non permette angoli di sbalzo superiori a 45° .

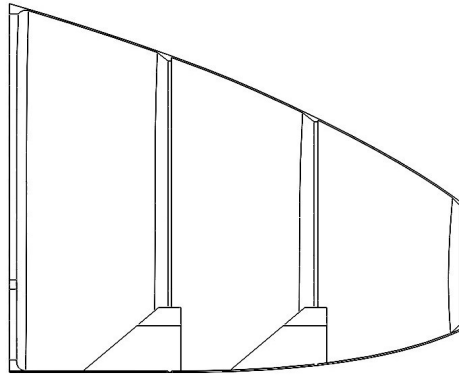


Figura 18: Dettaglio delle ordinate nell'elemento prodiero della fusoliera

Irrigidimenti longitudinali La struttura della fusoliera, viene irrigidita longitudinalmente con una chiglia e due travi superiori.

Per quanto la rigidità longitudinale della fusoliera essa è garantita primariamente dalla trave attorno alla quale è ancorata. Vengono previsti questi irrigidimenti al guscio per prevenire problemi di accoppiamento fra un elemento altrimenti labile quale il guscio di fusoliera in *ABS* (*acrilonitrile-butadiene-stirene*) ed uno marcatamente più rigido, come la trave principale, in carbonio, dove fra i due materiali intercorrono 2 ordini di grandezza nel rispettivo modulo di young.

Le travi superiori costituiscono inoltre il supporto per le giunzioni alari e terminano a poppa impegnandosi sul castello motore, mentre a prua si uniscono creando assieme alla centina di giunzione un punto triplo su cui si posiziona l'elemento di bloccaggio della giunzione fra le due parti della fusoliera.

La chiglia, viene impostata con massima sezione all'ordinata di apertura, dove si trova il

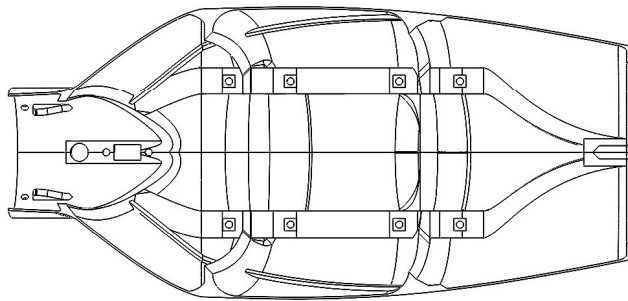


Figura 19: Vista inferiore della sezione dell'elemento poppiero della fusoliera.

vincolo con la trave, per rastremarsi verso la poppa. Si riporta in Fig.20 una vista superiore della chiglia su una vista della sezione inferiore della fusoliera poppiera

Inoltre il dimensionamento di questi elementi, in particolare della chiglia, è ponderato in ragione del fatto che sono i primi elementi della struttura esposti in caso di impatto al suolo,

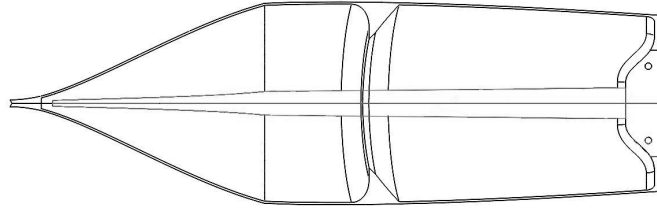


Figura 20: Vista superiore della sezione dell'elemento poppiero fusoliera

evento non improbabile in ragione delle finalità di collaudo delle logiche di controllo con cui viene concepita la piattaforma.

Correnti A complemento degli elementi longitudinali di rinforzo vengono aggiunti per garantire la solidità della fusoliera nelle zone non altrimenti irrigidite dei correnti. Questi si impegnano nella centina di interfaccia a creare un punto triplo per degli elementi ad incastro che assicurano l'accoppiamento a torsione e taglio fra i due elementi della fusoliera. La distribuzione di questi elementi risulta chiara nella vista generale della struttura del velivolo di cui in Fig.26

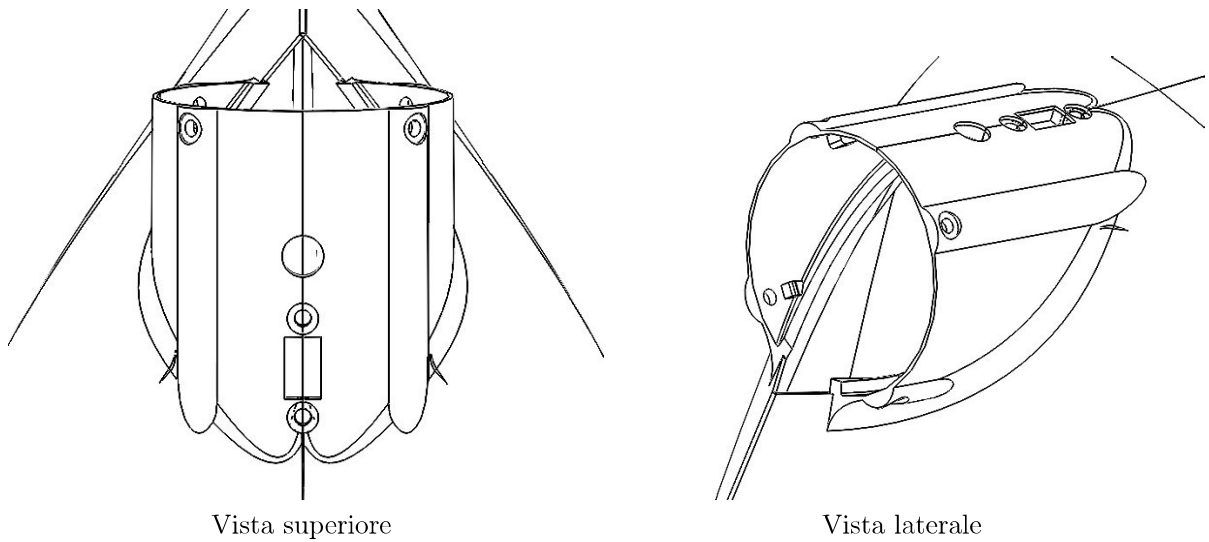
Castello motore Il design del castello che supporta il motore si basa sul presupposto di non voler alterare il posizionamento rispetto la configurazione originale de velivolo, del quale si mantengono infatti sia il posizionamento sia il calettamento. Si opta quindi per un supporto cilindrico irrigidito da 4 correnti sui quali si impegna il supporto il motore, visibile nel complessivo di cui in Fig. 26. La spinta viene retta da 4 zoccoli mentre il bloccaggio dell'accoppiamento viene garantito da 4 bulloni assiali rispetto il cilindro del castelletto.

In questo elemento inoltre vista la buona accessibilità per un operatore che interagisca con il velivolo, oltre che la vicinanza agli elementi dell'avionica vengono ricavate centralmente le sedi di supporto al *Safety Switch* del velivolo e alla presa *micro-usb* per il collegamento alla *FCC*. Si riportano in Fig.21 viste dell'elemento.

Supporto batterie Il supporto batterie viene integrato negli elementi che garantiscono il bloccaggio dell'elemento prodire della fusoliera. Definito il pacco batterie, il relativo supporto viene costruito come una gabbia di contenimento bloccata sul lato libero per mezzo di un a fettuccia con chiusura a strappo, permettendo tramite eventuale posizionamento di spessori la mobilitazione del bacco batterie sull'asse longitudinale per effettuare correzioni sulla posizione longitudinale del baricentro. Per visualizzare all'elemento si rimanda al complessivo sezionato in 26

Piloni Nell'ambito di questa specifica piattaforma si identificano come piloni gli elementi che, sporgendo inferiormente dall'ala, collegano le travi di supporto dei rotori ai longheroni alari(Fig.22.

Il pilone per ragioni di assemblaggio viene diviso in 3 parti che funzionano come due coppie di ganasce, le quali vengono serrate fra loro da 4 bulloni. Ogni trave viene retta da 2 piloni cosicché lo schema di vincolo risulta iperstatico assumendo



Vista superiore

Vista laterale

Figura 21: Viste castello di supporto del motore spingente

il vincolo offerto da ogni pilone come una cerniera, con il grado di iperstaticità insistente sullo scorrimento longitudinale della trave, affidato però da punto di vista materiale unicamente all'attrito nelle sedi.

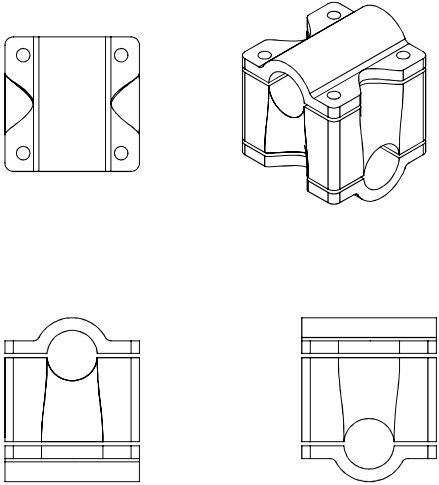


Figura 22: Viste ortogonali e assonometrica di un pilone

Ala L'ala, come menzionato diffusamente nei paragrafi precedenti non subisce modifiche macroscopiche a meno di quelle necessarie ad allocare un secondo longherone, una coppia di piloni su cui montare la trave di supporto ai rotori ed una modifica nella zona prossima alla fusoliera. Si opta per mantenere un longherone continuo fra le due semiali per semplificare la struttura della giunzione alare su cui gravano dunque meno gradi di libertà da vincolare.

Giunzione alare La giunzione viene impostata come una chiusura fra due ganasce imbullonate fra loro, delle quali quella inferiore è integrata nella fusoliera, mentre la superiore costituisce un componente a parte.

Si crea infatti direttamente sul dorso della fusoliera una sede per i longheroni alari, come mostrato più chiaramente nei paragrafi precedenti in Fig17. La sede si impegna direttamente sugli elementi longitudinali superiori della fusoliera, nei quali vengono previste opportune sedi per inserti filettati su cui vanno ad ancorarsi i bulloni che serrano la giunzione.

Il carico dell'ala è dunque trasmesso alla fusoliera tramite lo sforzo in trazione dalle 8 viti che assicurano la giunzione.

Il compito strutturale di vincolo dei longheroni di questo componente viene affiancato al compito aerodinamico di fornire continuità alle due semiali, integrandole in modo omogeneo. Il componente finale viene ad essere sostanzialmente una calotta aerodinamica in appoggio alla fusoliera supportata da 2 elementi tozzi che assolvono alla funzione di vincolo delle ali.

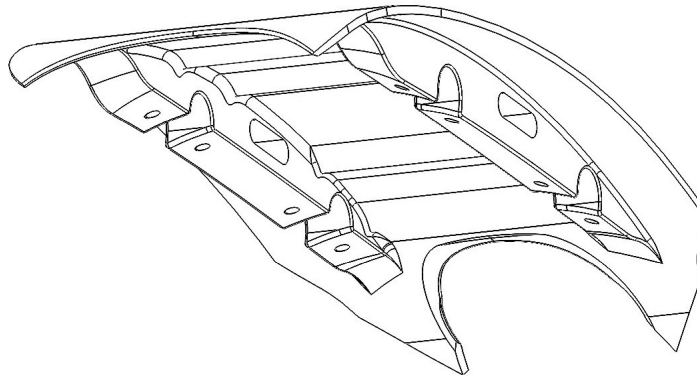


Figura 23: Elemento superiore della giunzione alare

Pitot l'integrazione del *Pitot* è pressoché necessaria per il controllo delle fasi di volo ad ala fissa.

Si opta per montarlo in posizione centrale e frontale che in letteratura viene diffusamente riportata come la posizione ottimale.

Per ragioni di praticità operativa il tubo di *Pitot* viene mantenuto solidale al velivolo mentre la calotta prodiera scorre attorno ad esso.

Non da ultimo va valutato che essendo la posizione prodiera e particolarmente prossima al suolo risulta particolarmente esposto in fase di atterraggio con contatti al suolo nel caso di atterraggi imperfetti.

Per questa ragione viene previsto un supporto con uno schema di vincolo labile, in cui un grado di libertà viene vincolato da un elastomero avvolto fra il supporto e il tubolare della presa, garantendo la possibilità dell'elemento di liberarsi in caso di urto al suolo.

Come si può inoltre notare in Fig.26, l'assieme in Fig.24, si impegna direttamente nella trave principale del velivolo.

Avionica I sistemi avionici previsti nel velivolo sono componenti commerciali comunemente sfruttati nella costruzione di droni.

In questo caso particolare vengono montati a bordo:

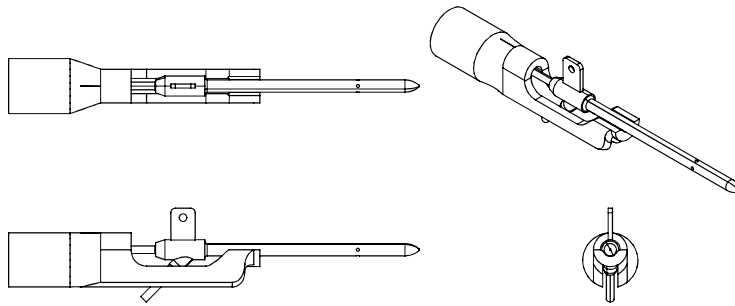


Figura 24: Tubo di Pitot e supporto

- **Flight Control Computer FCC.** L'unità centrale che esegue il firmware PX4 per gestire il controllo del volo del drone. In questo caso specifico si utilizza una CubePilot cubeorange, che integra in un'unica componente anche:
 - **IMU** (*Inertial Measurement Unit*) ovvero i sensori che misurano l'accelerazione lineare e la velocità angolare del drone. Nel caso specifico il sistema è ridondato *Triplex*
 - **Magnetometro**, ovvero il sensore che misura il campo magnetico nelle sue 3 componenti per ottenere l'orientamento nello spazio del velivolo.
 - **Barometro**, il sensore che misura la pressione atmosferica, su cui si basa la stima l'altitudine relativa del velivolo
- **GPS (Global Positioning System)** Fornisce dati di posizione e velocità basati sul sistema di *GNSS*⁷, comunicando al *flightcontroller*, tramite protocollo UAVCAN. Il componente montato è un modulo HERE3.
- **Telemetria**, il modulo trasmette dati tra il drone e la *Ground Control Station* in tempo reale tramite protocollo MAVLINK[7]
- **Sistema di Alimentazione (Power Module)** Gestisce l'energia nel drone. Il componente alimenta l'avionica alla tensione di 5V, mentre distribuisce corrente direttamente alla tensione erogata dalla batteria agli *ESC* (*electronic Speed Controller*) registrandone l'assorbimento complessivo.
- **Antenna RC** riceve i comandi dalla radiotrasmittente tramite cui viene controllato dal pilota nelle modalità manuali il drone. La comunicazione con il *flight controller* avviene tramite protocollo SBUS

I componenti sopraelencati, salvo il modulo *GPS* e l'*antenna RC* vengono organizzati per economia di ingombri in un unico *Rack* rappresentato in Fig.27

Controllore Benché non risulti una componente fisica è di particolare rilievo l'implementazione della componente software. Come menzionato diffusamente si sfrutterà PX4-AUTOPILOT, i cui parametri dei controllori per la modalità di volo ad ala rotante e per il

⁷include come la maggioranza dei moduli *GNSS* i sistemi GPS, BEIDOU e GLONASS

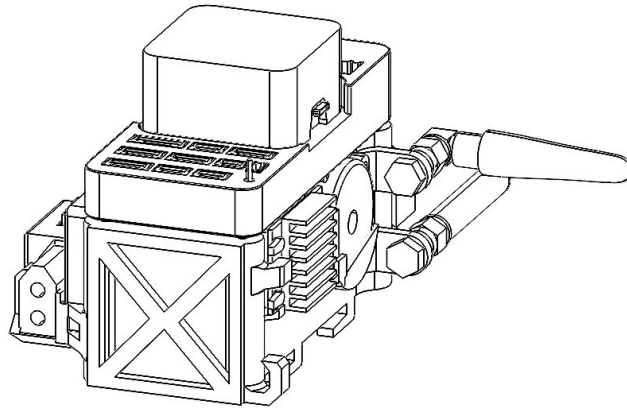


Figura 25: Integrazione fisica hardware avionico

volo ad ala fissa possono essere tarati sperimentalmente come si descrive appunto nel paragrafo relativo alle prove di volo.

Diversamente, per i parametri che governano la transizione, si ritiene necessario definire preliminarmente dei parametri efficaci per il velivolo in esame. Nel caso particolare si vuole ottenere un settaggio conservativo del controllore che però riesca a garantire il successo della manovra, salvo poi sperimentalmente trovare una taratura dei parametri che possano migliorare aspetti della manovra quali la riduzione di spazio necessario o di tempo della stessa.

Dunque si enumerano nel seguito i parametri rilevanti in PX4 v1.14, per la manovra di transizione di un velivolo di questo tipo.

- $VT_F_TRANS_THR$, è il valore di spinta percentuale con cui viene azionato il motore spingente durante la transizione. Definita una manetta minima per raggiungere la velocità necessaria si può aumentare a piacere questo valore fintanto che non risulti compromettere la stabilità del velivolo, come è possibile in questo velivolo visto l'elevato rapporto di spinta installata ed il motore agente su un asse non baricentrico.
- $VT_PSHER_RMP_DT$, è la durata della rampa che porterà il valore della manetta comandata al motore spingente da 0 al valore specificato nel punto precedente
- VT_ARSP_BLEND è la velocità a cui inizia la miscelazione fra le logiche di controllo multicottero ed ala fissa. Un valore troppo basso produrrebbe il tentativo di governare tramite le logiche e gli attuatori propri di un velivolo ad ala fissa in un regime di velocità in cui siano inefficaci, d'altro canto un valore troppo alto produrrebbe analogamente cattivi risultati portando i rotori a cercare di contrastare le forze aerodinamiche sviluppate dal velivolo, saturando eventualmente i motori. In questo caso si propone il valore di $VT_ARSP_BLEND = 0.6 * V_{stallo}$
- VT_ARSP_TRANS è la velocità a cui si considera conclusa la transizione e a cui si annullano i contributi di governo delle logiche proprie del multicottero e a cui viene restituito il controllo della manetta del motore spingente al pilota. Ovviamente necessità di essere superiore alla velocità di stallo, pertanto, considerando un'incertezza sulla stessa si propone: $VT_ARSP_TRANS = 1.4 * V_{stallo}$

| Parametro | U.d.m | Valore |
|-----------------|---------------------|--------|
| VT_F_TRANS_THR | [%] | 1 |
| VT_PSHER_RMP_DT | [s] | 3 |
| VT_ARSP_BLEND | [m/s] | 8 |
| VT_ARSP_TRANS | [m/s] | 10 |
| VT_F_TRANS_DUR | [s] | 5 |
| VT_B_DEC_MSS | [m/s ²] | 2 |
| VT_B_DEC_I | [rad*sec/m] | 0,1 |
| MPC_XY_CRUISE | [m/s] | 5 |
| VT_B_TRANS_DUR | [s] | 10 |

Tabella 7: Taratura preliminare parametri transizione

- VT_F_TRANS_DUR è il tempo di durata massima della transizione, terminato il quale il controllore considererà la manovra fallita e riattiverà completamente le modalità di controllo del multicottero. La stima rigorosa di un tempo previsto presupporrebbe una valutazione precisa del coefficiente di resistenza del velivolo, dunque si opta per un valore stimato sull'esperienza del pilota per il tempo di decollo per il velivolo originale *Skywalker 1900*.
SI deve comunque considerare modo un valore non correttamente ponderato per questo parametro non comporta altro incidente se non il ritorno al modo multicottero ed in caso di effettiva mancata transizione il pilota mantiene la possibilità di interromperla.
- VT_B_DEC_MSS è il valore della decelerazione attesa del velivolo durante la *back transition*. Il controllore sfrutterà un termine integrativo eventualmente per rallentare cabrando.
- VT_B_DEC_I coefficiente di guadagno sull' operatore integrativo rispetto la differenza fra la decelerazione reale e quella attesa. il segnale in output viene mandato come comando incrementale all' assetto comanandato Ψ_{sp} in ingresso all'*attitude controller*. Conservativamente, non avendo in questo primo momento necessità di ridurre gli ingombri di spazio o di tempo della manovra si immette un valore nullo.
- MPC_XY_CRUISE, propriamente è un termine relativo al multicottero, di cui indica la velocità comandata di crociera nella modalità di navigazione autonoma. In questo contesto è la velocità a cui il controllore considera la transizione finita. Si mantiene il valore di default in PX_4 per i multicotteri, verificando la preventivamente in opportuna proba la capacità del velivolo di mantenere questa velocità con l'ala montata.
- VT_B_TRANS_DUR è il tempo limite di durata della *Back transition* oltre il quale il controllo ritorna istantaneamente alla modalità multicottero. In questo caso si opta per relativizzarlo rispetto al tempo della *front transition*, ovvero, $VT_B_TRANS_DUR = 2 \cdot VT_F_TRANS_DUR$

Le considerazioni di cui sopra riportano numericamente al set preliminare di parametri riportato in Tab.7

Complessivo L'integrazione complessiva degli elementi riportati nei paragrafi precedenti riporta al design complessivo di cui le viste principali si trovano all'inizio della presente tesi in Fig.1 e una vista assonometrica alla fine in Fig.???. SI riporta per chiarezza uno spaccato della fusoliera e dei principali elementi attigui Fig. 26

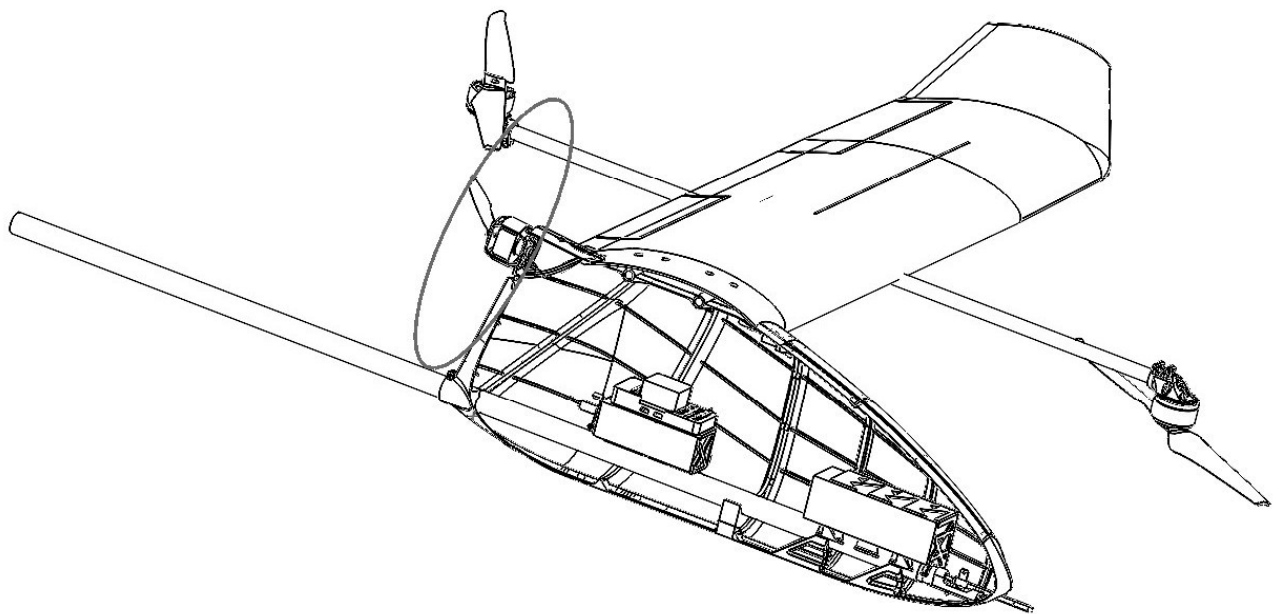


Figura 26: Spaccato complessivo di fusoliera

5 Prove di volo

In questa sezione sono riportate in ordine cronologico le annotazioni relative alle principali sessioni di prove in volo, nel corso delle quali viene dapprima verificata la funzionalità generale del velivolo, poi vengono calibrati i parametri dei controllori dello schema di controllo del multicottero e da ultimo viene svolta una prova di volo mista multicottero ed ala fissa con la transizione fra i modi di volo, oggetto fondamentale della presente tesi.

Nel corso di questo paragrafo la scala temporale sarà riferita al tempo di sistema interno del velivolo, per cui si dovrà soprassedere su indicazioni temporali di formato non sempre di lettura strettamente immediata.



Figura 27: Il velivolo completo al campo di volo

5.1 Volo ad ala rotante indoor

In questa prima fase l'obiettivo è verificare le capacità di volo ad ala rotante e ottenere una configurazione stabile dei controllori e verificare in generale la funzionalità dell'avionica.

Sessione indoor I In questa prima prova l'obiettivo è verificare il corretto funzionamento del velivolo, l'assenza di interferenze di carattere elettromagnetico sul magnetometro e l'entità del regime vibrazionale meccanico al netto della dinamica propria delle strutture. Si opta per controllare il velivolo nella modalità *Stabilized*, in cui gli stick della radiotrasmittente comandano al controllore, gli assetti ψ_{sp} , mentre vengono computati dal controllore i rate ω_{sp} .

La prova consiste semplicemente in un breve sollevamento da terra e alcune piccole correzioni di assetto.

Configurazione velivolo-sessione I

| | |
|----------------------------|--------------------------------------|
| Autopilota | Cubeorange |
| Firmware | PX4-Multicopter |
| Modalità di volo | Stabilized |
| Ali e piani di coda | Non equipaggiati |
| TOW | 3210 g |
| Modifiche hardware | N/A—prima prova di volo del velivolo |

Per quanto concerne l'analisi delle vibrazioni, oggetto precipuo di questa prova, è utile visualizzare in grafico 28 lo spettro delle accelerazioni per ogni asse ed il relativo spettrogramma. Dal momento che i dati vengono registrati a 200 Hz⁸, in ragione di quanto enunciato secondo il *Teorema del campionamento di Nyquist* si osserva sino a 100 Hz[h], trascurando eventuali dinamiche più veloci.

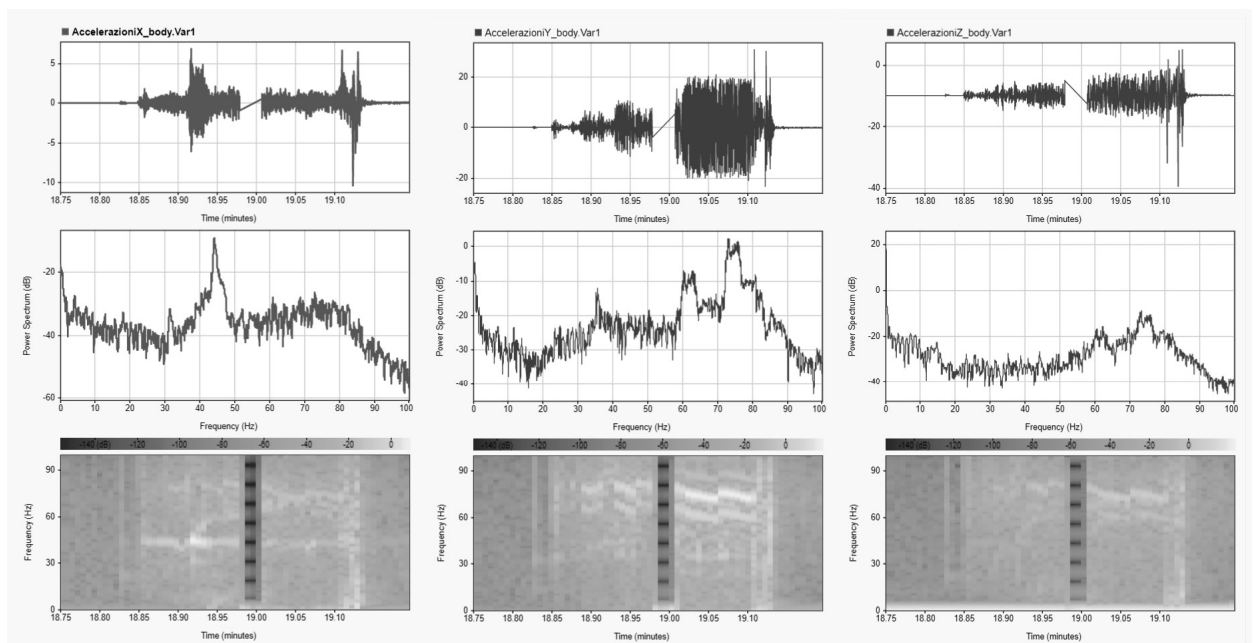


Figura 28: Analisi comportamento vibrazionale del velivolo in modalità multicottero

In relazione al grafico si devono fare alcune osservazioni.

- Si riscontra una discontinuità nell'acquisizione poco oltre la metà dell'intervallo considerato. In seguito nel progetto si attribuirà questo tipo di errori ad un limite della velocità di scrittura nella scheda di memoria
- Sull'asse x Si rivela un picco a 43 Hz, eventualmente possibile causa di disturbi su questa frequenza all'apparato *IMU*
- due picchi di entità minore sull'asse y rispettivamente a 63 Hz e 75 Hz, di entità non particolarmente pronunciata.

⁸La registrazione avviene appunto a 200 Hz, mentre la misura e la correzione nella struttura del *EKF* è di 1000 Hz

L'entità delle vibrazioni benché non trascurabile viene all'applicazione pratica giudicata soddisfacente e di non eccessivo disturbo alle misurazioni dell'*IMU*, per cui non si rendono necessarie iterazioni di rilievo sul progetto.

È in questo senso utile riportare che la frequenza fondamentale del velivolo è ovviamente data dal moto dei rotori, i quali nella condizione di hovering, hanno una velocità rotativa nell'intorno dei 4100 rpm.

In merito a considerazioni circa la compatibilità elettromagnetica dell'integrazione dell'avionica e dell'elettronica di potenza si osserva che non sembrerebbero sussistere interferenze di ostacolo al volo. In particolare il magnetometro potrebbe essere disturbato dal campo magnetico indotto dai collegamenti di potenza collocati in posizione peraltro prossima.

Non si rilevano comunque disturbi rilevanti di questo tipo ed osservando la Fig.29 si constata come l'andamento delle componenti del campo magnetico mostri in effetti delle variazioni non corrisposte da un cambio di assetto, tuttavia non si registrano disturbi al governo ed al mantenimento d'assetto del velivolo.

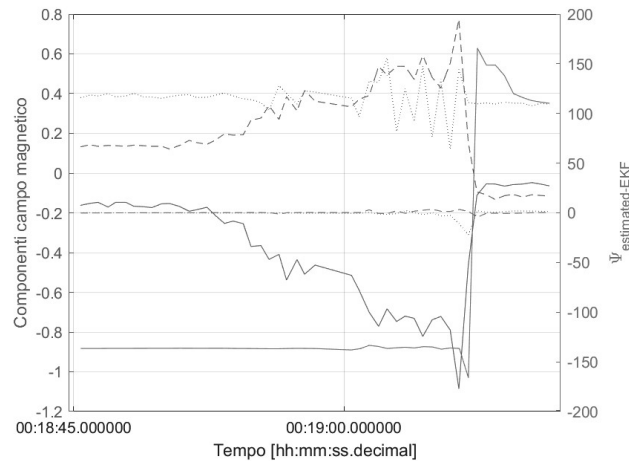


Figura 29: Confronto fra letture delle 3 componenti magnetometro e assetto dallo stimatore

Sessione indoor II In questa sessione di volo, verificata la funzionalità generale del velivolo nella precedente si vogliono effettuare delle manovre di governo per constatare la qualità della risposta del velivolo.

Le manovre in ragione degli spazi disponibili per il volo indoor sono prevalentemente sull'asse longitudinale, il velivolo viene dunque provato in delle manovre di traslazione e beccheggio.

Si mantiene la modalità di controllo *stabilized* in continuità alla prova precedente, mentre viene aggiunto il modulo *GNSS*, il quale però non viene attivamente coinvolto in questa modalità di volo.

Configurazione velivolo-sessione II

| | |
|----------------------------|-----------------------------------|
| Autopilota | Cubeorange |
| Firmware | PX4-Multicopter |
| Modalità di volo | Stabilized |
| Ali e piani di coda | Non equipaggiati |
| TOW | 3260 g |
| Modifiche hardware | Aggiunto modulo GNSS <i>here3</i> |

In Fig.30 si riportano alcuni generali dati di volo. Il volo si svolge senza eventi degni di nota per cui non si rende necessario analizzare nel dettaglio punti specifici dei grafici presentati.

Si osserva altresì che i motori, attuando i controlli richiesti, mantengono un discreto margine di manetta rispetto alla massima PWM di 2000 μ , garantendo dunque un margine di autorità per condizioni e manovre più gravose.

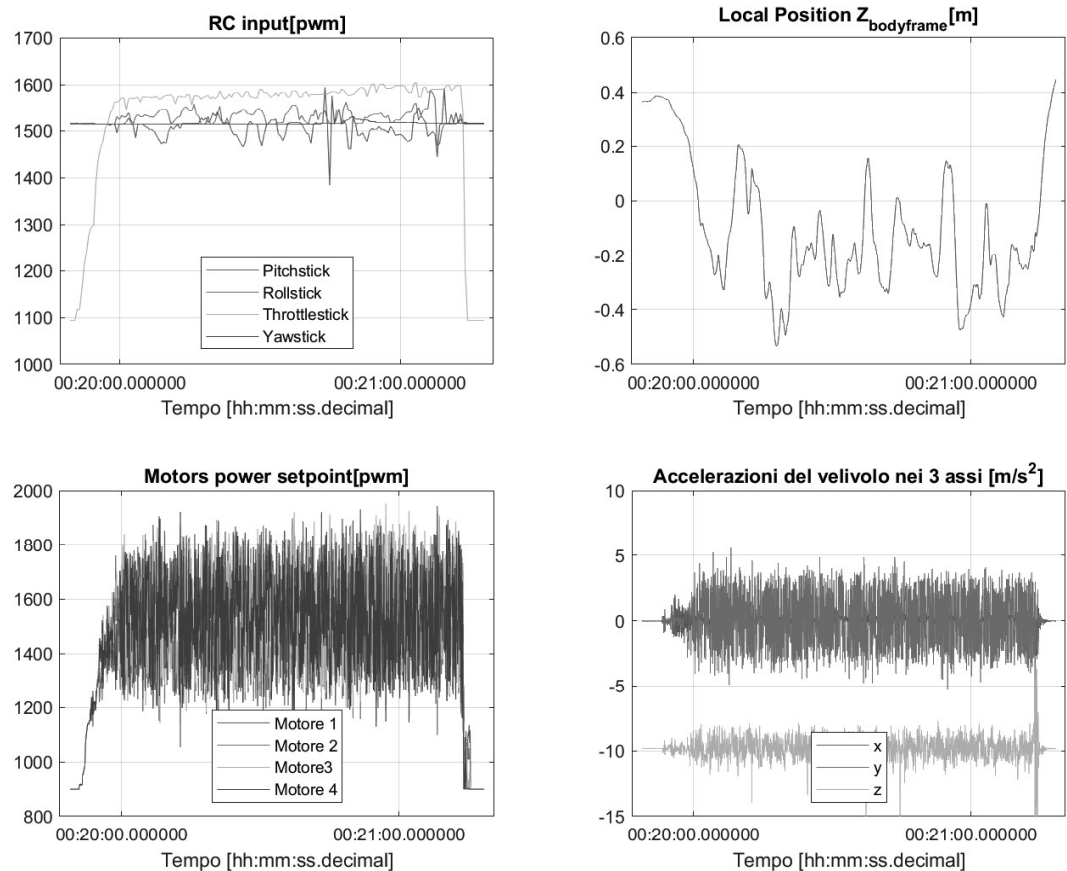


Figura 30: Dati di volo sessione II

Sessione indoor III In questa sessione viene inoltre effettuato il passaggio alla configurazione del *Firmware* relativo alla piattaforma *VTOL* e viene contestualmente aggiunto il tubo di Pitot per la misura diretta dell'*Airspeed*.

Prima di questa sessione di prove viene inoltre sostituito il supporto motore anteriore DX, il quale presenta uno scollamento fra i layer di stampa in corrispondenza delle flange che permettono il serraggio sulla trave. Il Design dello stesso viene contestualmente modificato rinforzando la parte.

Il volo prevede come il precedente manovre a bassa quota per verificare la rispondenza al comando del velivolo.

Configurazione velivolo-sessione III

| | |
|---------------------------|--|
| Autopilota | Cubeorange |
| Firmware | PX4-VTOL |
| Modalità di volo | Stabilized |
| Ali | Non equipaggiati |
| Piani di coda | non equipaggiati |
| TOW | 3260 g |
| Modifiche hardware | Sostituito supporto motore N1, montato Pitot |

Il velivolo tuttavia nel corso della prova perde il controllo impattando al suolo. È ben visibile dal grafico delle accelerazioni in Fig.31 in cui è ben visibile un picco corrispondente con l'impatto al suolo. Data la modesta quota di volo e la prontezza del pilota a ridurre la manetta disattivando quindi i motori non si riportano danni.

Dall'osservazioni materiali e e dall'analisi dei dati di volo si nota quanto segue:

- La perdita del controllo di assetto non viene accompagnata da alcuna registrazione d'errore del *Firmware*
- Il velivolo ha margine governo rispetto le spinte comandate agli effettori
- I comandi del pilota immessi dalla trasmittente sono continui e regolari
- Il controllore, come più chiaro in 32fallisce il mantenimento del controllo d'assetto.
- Nel corso della prova, al chiuso, non si avevano fonti di possibili movimenti d'aria anomali.

Il problema inoltre si ripresenta in maniera simile riportando il *Firmware* nella configurazione relativa al multicottero e disconnettendo il *Pitot*. Il problema verrà addotto ad un problema relativo agli *ESC* che in alcune condizioni non meglio definite perdono la sincronia con le rotazioni del motore non riuscendo a pilotarlo come richiesto dalla *PWM* comandata dal FCC. Il problema sembra venir risolto nella sessione successiva tuttavia si ripresenterà in maniera analoga dopo la prova di transizione e di *Backtransition*, di cui si tratterà nel seguito.

Sessione indoor IV In questa sessione di prove si cerca di risolvere il problema verificatosi nella precedente spostando gli *ESC* in prossimità ai motori, così da ridurre l'induttanza intrinseca nella linea di trasmissione e ridurre eventuali problemi ad essa associati nella capacità del *ESC* stesso di pilotare efficacemente i motori.

Nel corso di questa prova la modifica sembra dare gli esiti sperati ed è quindi possibile

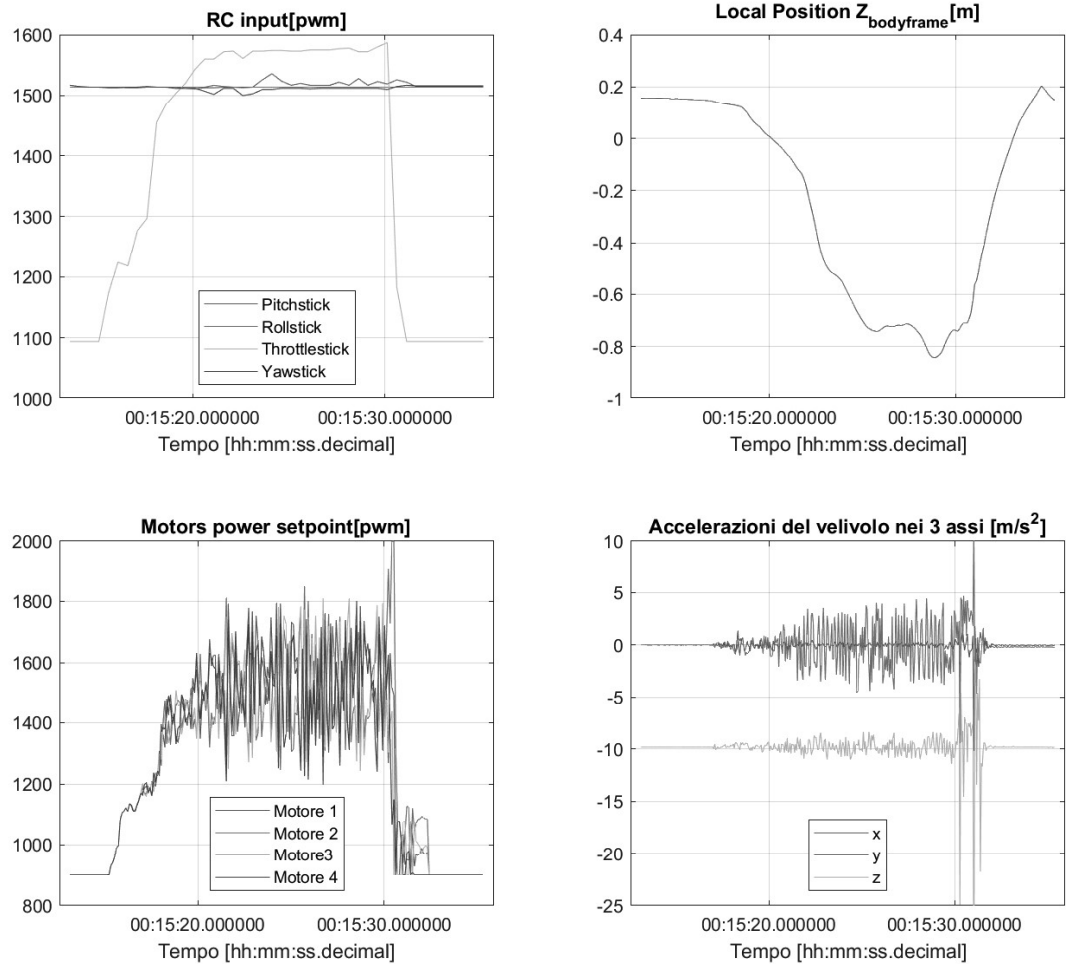


Figura 31: Dati di volo sessione III

procedere al *Tuning* dei guadagni dei controllori di volo relativi al controllo della modalità di volo multicottero.

Configurazione velivolo-sessione IV

| | |
|----------------------------|---------------------------------------|
| Autopilota | Cubeorange |
| Firmware | PX4-VTOL |
| Modalità di volo | Stabilized |
| Ali e piani di coda | Non equipaggiati |
| TOW | 3260 g |
| Modifiche hardware | Spostati ESC in prossimità dei motori |

La prova con cui si testa la risposta del velivolo consiste nell'impartire manualmente tramite gli stick della trasmettente comandi di beccheggio assimilabili ad un gradino. Con la taratura di default il velivolo manifesta overshoot ed oscillazioni non trascurabili

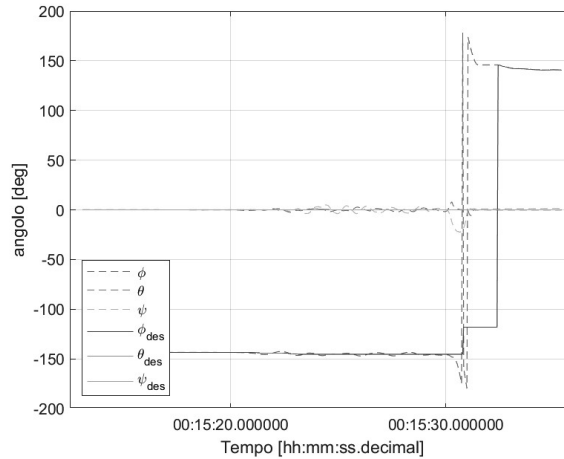


Figura 32: Confronto setpoint d'assetto e assetto misurato nella sessione di prova III

sullo stesso asse di comando, la cui osservazione è possibile studiando a piccola scala di un grafico in cui si vadano a visualizzare contemporaneamente gli andamenti di $\hat{\Psi}$, ovvero gli assetti misurati e corretti dalle logiche *EKF*, con gli assetti comandati Ψ_{sp} , come ad esempio quello riportato in ??.

La taratura dei parametri del controllore viene svolta sperimentalmente in poche iterazioni

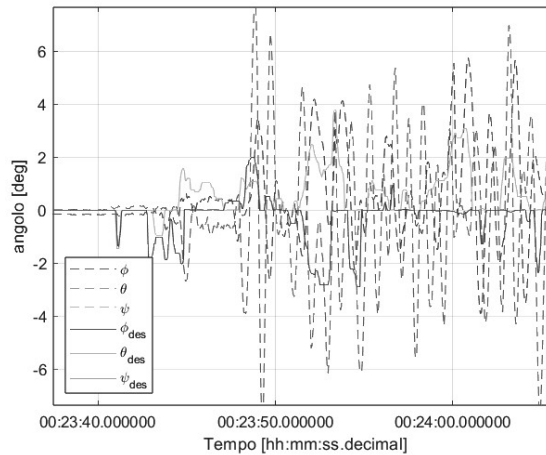


Figura 33: Confronto fra assetto reale e setpoint per taratura controllore

di regolazione, i cui valori numerici si riportano in Tab.8:

1. Si incrementa il termine proporzionale sul controllore del pitch, tuttavia non apporta miglioramento alla capacità di governo e si manifesta anche un problema di overshoot.
2. Il problema di overshoot viene arginato ad una soglia accettabile con un deciso incremento del fattore derivativo e riportando il controllore proporzionale al valore di default.
3. L'uso di uno smorzamento artificiale di questa entità risulta ora in un inseguimento lento del comando, pertanto si alza nuovamente il guadagno proporzionale.

Il velivolo risponde quindi ora in modo preciso ed efficace, tuttavia viene valutato eccessivamente reattivo ai comandi. Si ottiene infine un comportamento ritenuto accettabile riducendo il valore del coefficiente relativo al *Attitude controller* contestualmente si incrementa anche il valore del guadagno della componente derivativa del *rate controller* ma in misura più limitata, coerentemente con il fatto che la distribuzione di massa sui due assi è diversa⁹.

| | | Px4 parameter name | Default | Step 1 | Step 2 | Final value | |
|----------------------------|-------|--------------------|----------------|--------|--------|-------------|--------|
| Rate Controller | P | MC_PITCHRATE_P | 0,15 | 0,3 | 0,15 | 0,22 | |
| | Pitch | I | MC_PITCHRATE_I | 0,2 | 0,2 | 0,2 | |
| | | D | MC_PITCHRATE_D | 0,003 | 0,003 | 0,01 | |
| | P | MC_ROLLRATE_P | 0,15 | 0,15 | 0,15 | 0,15 | |
| | Roll | I | MC_ROLLRATE_I | 0,2 | 0,2 | 0,2 | |
| | | D | MC_ROLLRATE_D | 0,003 | 0,003 | 0,003 | 0,0064 |
| Attitude controller | Pitch | P | MC_PITCH_P | 6,5 | 6,5 | 6,5 | 4,5 |
| | Roll | P | MC_ROLL_P | 6,5 | 6,5 | 6,5 | 4,5 |

Tabella 8: Iterazioni del tuning dei guadagni controllore multicottero

⁹Il cui controllore è un proporzionale puro

5.2 Volo e transizione outdoor

Ultimati i test e le calibrazioni della modalità di volo ad ala rotante il velivolo viene equipaggiato delle ali e dei piani di coda per verificare la funzionalità della manovra di transizione.

Per preferenze di pilotaggio si opta per effettuare il volo in modalità *Altitude hold*, in cui le logiche di controllo, sia nella modalità multicottero sia in quella ad ala fissa, mantengono il velivolo a quota costante.

Il piano di volo si articola in buona sostanza nei seguenti punti:

- **Decollo e posizionamento** Si prevede una prima fase di volo in modalità multicottero per arrivare ad una separazione dal suolo di 50 m, portandosi alla destra del pilota per 25 m con una separazione frontale dallo stesso libera seconda la preferenza visiva valutata al momento.
- **Transizione** È quindi possibile l'attivazione della modalità di transizione volando in volo rettilineo livellato per passare in modalità ala fissa in direzione del punto di decollo.
- **Volo e virata ad ala fissa** Consolidata la modalità ad ala fissa, si prevede di allontanare il velivolo dal sito di decollo per 150 m per effettuare quindi una virata di 180 deg riorientandolo verso il punto di decollo.
- **Back-transition** A questo punto si prevede di attivare la *Back-transition* che riporta il velivolo alla modalità di volo ad ala rotante.
- **Atterraggio** Dunque è possibile muoversi in modalità multicottero per atterrare al punto di decollo.

Il posizionamento è guidato e verificato per mezzo della *Ground Control Station* che ottiene la posizione *GNSS* in tempo reale del velivolo. La *Ground Control Station* è monitorata da un operatore che, situatovi a fianco, comunica verbalmente al pilota.

Configurazione velivolo-sessione outdoor con prova di transizione

| | |
|----------------------------|---|
| Autopilota | Cubeorange |
| Firmware | PX4-VTOL |
| Modalità di volo | Altitude hold |
| Ali e piani di coda | Montati |
| Meteo | Aria calma |
| TOW | 3920 g |
| Modifiche hardware | Equipaggiate le superfici aerodinamiche |

Lo svolgimento della prova avviene correttamente per quanto riguarda le fasi di decollo, transizione, volo ad ala fissa e *back-transition*, obiettivi fondamentali della prova.

Tuttavia durante la fase di atterraggio, si ripresenta il problema verificatosi anche nelle prove indoor, in cui il velivolo perde bruscamente il controllo d'assetto come multicottero

per impattare quindi al suolo. In questo caso l'impatto è violento e il velivolo subisce gravi danni ai rotori ed alla fusoliera.

Le fasi del volo reale essendo a governo manuale seguono la pianificazione con un margine di imprecisione ma rispettandola sostanzialmente, come visibile nel grafico 34, in cui viene riportata la traiettoria tridimensionale seguita dal velivolo¹⁰.

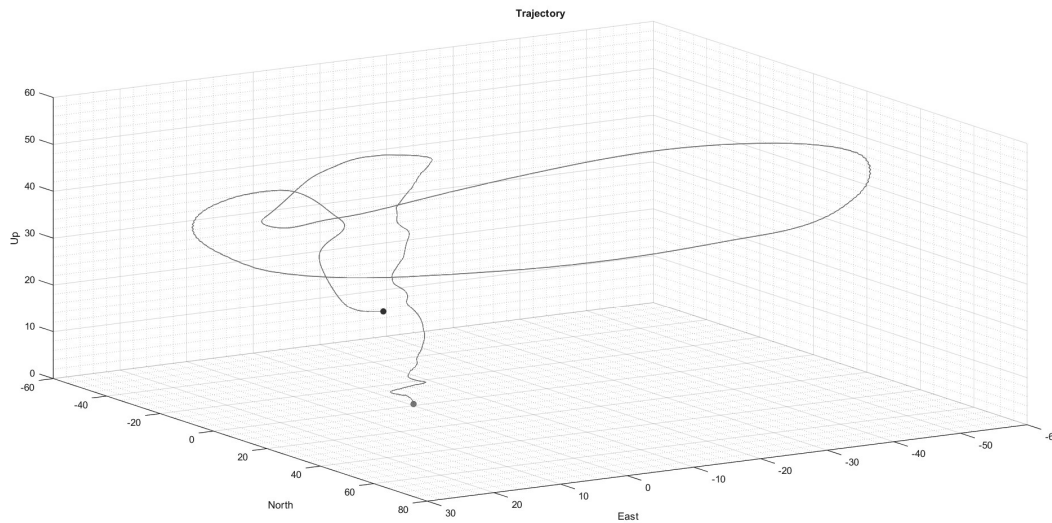


Figura 34: Traiettoria reale del velivolo nella prova VTOL con transizione

Similmente al caso per il volo ad ala rotante è utile osservare le dinamiche vibrazionali anche in questa per verificare anche nel caso del volo ad ala fissa l'assenza di potenziali effetti di accoppiamento con le vibrazioni prodotte dal motore spingente o di carattere aeroelastico, almeno per le condizioni di volo affrontate per quanto non coprano l'intero inviluppo operativo possibile.

Dunque in modo analogo al caso precedente si può osservare il grafico in Fig.5.2, nel quale, come prevedibile, nello spettrogramma si distingue bene la fase di volo ad ala fissa in cui le vibrazioni risultano sostanzialmente assenti se comparate per intensità a quelle del volo rotorico.

Risulta inoltre evidente il picco delle accelerazioni nel momento di impatto al suolo.

Da ultimo è interessante osservare che con le ali equipaggiate, nel volo rotorico non si rilevano fenomeni particolarmente degni di nota.

¹⁰Si esclude dal grafico la parte seguente alla perdita di controllo che risulterebbe semplicemente confusionaria

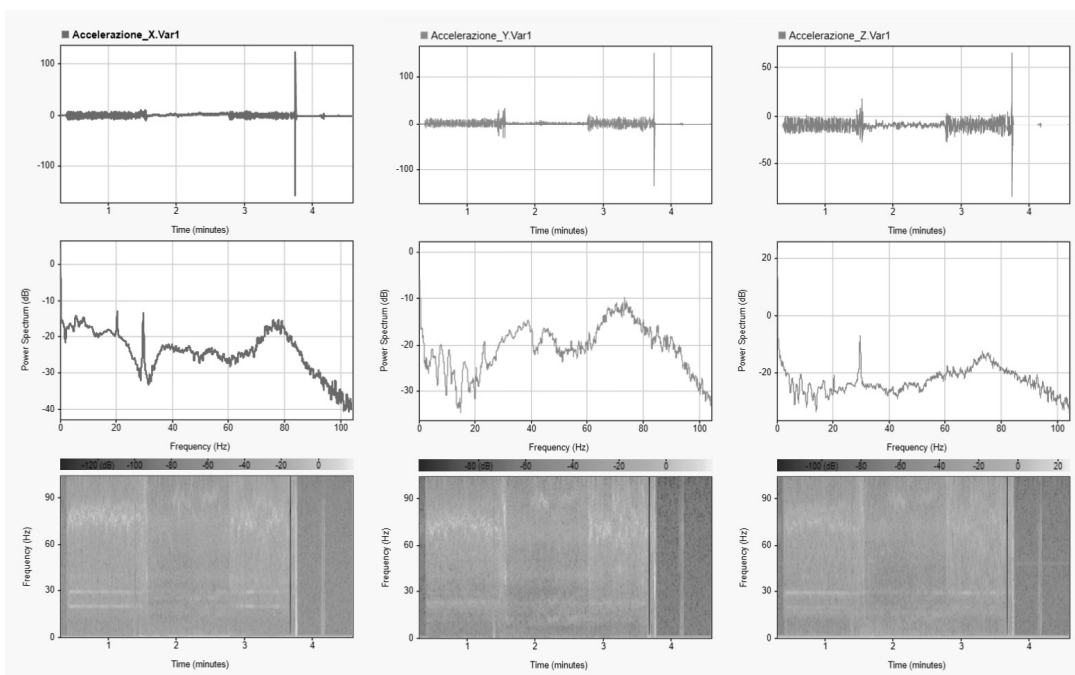


Figura 35: Analisi comportamento vibrazionale del velivolo durante prova VTOL

Riferimenti bibliografici

- [1] Marcin Biczyski et al. “Multirotor Sizing Methodology with Flight Time Estimation”. In: *Journal of Advanced Transportation* 2020 (20 gen. 2020), pp. 1–14. ISSN: 0197-6729, 2042-3195. DOI: 10.1155/2020/9689604. URL: <https://www.hindawi.com/journals/jat/2020/9689604/>.
- [2] Rakesh P. Borase et al. “A review of PID control, tuning methods and applications”. In: *International Journal of Dynamics and Control* 9.2 (giu. 2021), pp. 818–827. ISSN: 2195-268X, 2195-2698. DOI: 10.1007/s40435-020-00665-4. URL: <https://link.springer.com/10.1007/s40435-020-00665-4>.
- [3] Chris DiBona, Sam Ockman e Mark Stone, cur. *Open sources: voices from the open source revolution*. 1st ed. OCLC: ocm40889566. Beijing ; Sebastopol, CA: O’Reilly, 1999. 272 pp. ISBN: 978-1-56592-582-3.
- [4] G. Ducard e H.P. Geering. “Stability analysis of a dynamic inversion based pitch rate controller for an unmanned aircraft”. In: *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Nice: IEEE, set. 2008, pp. 360–366. ISBN: 978-1-4244-2057-5 978-1-4244-2058-2. DOI: 10.1109/IROS.2008.4651117. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/document/4651117/>.
- [5] George Ellis. *Control system design guide: using your computer to understand and diagnose feedback controllers*. Fourth edition. Amsterdam: Elsevier/BH, 2012. 498 pp. ISBN: 978-0-12-385920-4.
- [6] Hamstra Jeffrey Jeffrey W. “F-35 Flight Control Law Design, Development, and Verification”. In: *The F-35 Lightning II : From Concept to Cockpit*. American Institute of Aeronautics & Astronautics.
- [7] *Mavlink developer guide*. URL: <https://mavlink.io/en/>.
- [8] Akshat Misra et al. “A Review on Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Tilt-Rotor and Tilt Wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)”. In: *Journal of Engineering* 2022 (29 set. 2022). A cura di Andras Szekrenyes, pp. 1–27. ISSN: 2314-4912, 2314-4904. DOI: 10.1155/2022/1803638. URL: <https://www.hindawi.com/journals/je/2022/1803638/>.
- [9] Gareth D. Padfield. *Helicopter flight dynamics*. 2. ed. Oxford: Blackwell, 2007. 641 pp. ISBN: 978-1-4051-1817-0.
- [10] *PX4 Autopilot documentation*. URL: <https://docs.px4.io/main/en/>.
- [11] Daniel P. Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. collaborator American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA education series. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics e Astronautics, 1989. 729 pp. ISBN: 978-0-930403-51-5.
- [12] Mohammad H. Sadraey. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Aerospace series. Chichester: Wiley, 2013. 778 pp. ISBN: 978-1-119-95340-1.
- [13] N. A. Shneydor. *Missile Guidance and Pursuit: Kinematics, Dynamics And Control*. OCLC: 868959989. Woodhead Publishing, 1998. ISBN: 978-1-306-37702-7.
- [14] Greg Welch, Gary Bishop et al. “An introduction to the Kalman filter”. In: (1995).

Ringraziando tutti coloro i quali in questi anni abbiano
mostrato e condiviso, dentro e fuori l'ateneo, la meraviglia
per la tecnica.

