POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

A.A 2025/2026



Politecnico di Torino



Tesi di Laurea Magistrale

Sviluppo e validazione sperimentale di un UAV VTOL per applicazioni di ricerca e soccorso

Relatore
Dr. Stefano Primatesta

Correlatore aziendale
Ing. Gianluca Ristorto

Correlatore aziendale
Ing. Michele Neve Mabritto

Candidato
Riccardo Graziano

LUGLIO 2026

Ai miei amici e alla mia famiglia

Primo principio: non ingannare se stessi. Ma la persona più facile da ingannare siamo proprio noi stessi, quindi occorre molta vigilanza. Se non vi ingannate, non ingannerete neppure gli altri scienziati: vi basterà esser normalmente onesti.

- Richard P. Feynman, "La scienza da cargo cult" in Sta scherzando, Mr. Feynman!

…la sicurezza più grande che si attui nelle cose finite è quella dell'amicizia.

- Epicuro, Massime capitali, XXVIII

Sommario

L'obiettivo del seguente elaborato si inserisce nell'ambito del progetto START2, finalizzato allo sviluppo di tecnologie innovative per il supporto alle operazioni di ricerca e soccorso in ambiente alpino, mediante l'impiego di droni semiautonomi. La tesi, svolta in collaborazione con l'azienda MAVTech s.r.l, affronta la selezione, la configurazione e la validazione preliminare di una piattaforma UAV ad ala fissa con capacità VTOL, destinata al trasporto di un payload per la localizzazione di persone disperse tramite tecnologia IMSI Catcher. Il sistema deve soddisfare requisiti operativi stringenti, tra cui una capacità di carico dell'ordine del chilogrammo, un'autonomia oraria elevata, l'integrazione di GPS RTK e la compatibilità con scenari operativi avanzati, inclusi voli BVLOS e requisiti di marcatura EASA classe C6.

Dopo un inquadramento normativo e un'analisi dello stato dell'arte dei droni VTOL, vengono confrontate diverse soluzioni disponibili sul mercato, comprendenti piattaforme commerciali, modelli in kit e droni stampabili in 3D. Verrà quindi scelta la piattaforma ritenuta adatta in base a considerazioni riguardo a prestazioni, costi, masse, configurazione propulsiva, riparabilità e idoneità rispetto agli obiettivi di progetto.

Una parte rilevante del lavoro è dedicata allo studio del sistema di controllo di volo. Verrà scelto il firmware utilizzato prioritizzando la modularità, la compatibilità con applicazioni VTOL e la possibilità di supportare sviluppi futuri. Sono quindi analizzate le modalità di volo, la struttura dei controllori PID e le procedure di tuning nelle configurazioni multicottero, ala fissa e transizione. Parallelamente, viene sviluppata una metodologia per la derivazione delle caratteristiche aeromeccaniche del velivolo mediante modellazione in OpenVSP ed elaborazione numerica in Matlab, al fine di stimarne prestazioni, consumi e requisiti energetici ed agevolare eventuali future progettazioni, soprattutto in fase preliminare.

Tale metodologia è stata applicata inizialmente ad un modello ad ala fissa, impiegato come piattaforma di riferimento per l'acquisizione di dati sperimentali ed il confronto e la validazione delle previsioni numeriche. Successivamente, le attività sperimentali si sono concentrate sulla piattaforma VTOL scelta, della quale sono state affrontate le fasi di assemblaggio, configurazione, prove a terra, hovering, transizione e volo in modalità ala fissa. I test hanno permesso di individuare criticità legate alla stabilità, alla taratura dei controllori e alla gestione delle modalità automatiche, portando a successive correzioni dei parametri di controllo.

Nonostante l'attività di sperimentazione si sia conclusa con un inconveniente inaspettato, le prove svolte hanno consentito di validare parzialmente l'approccio adottato, evidenziando la fattibilità della configurazione scelta e individuando gli aspetti che richiedono ulteriori approfondimenti. Le attività future saranno orientate al completamento della validazione sperimentale, all'ottimizzazione dei parametri di volo, all'integrazione del payload ed all'ottenimento della marcatura di classe EASA, in modo tale da rendere il drone pronto per l'impiego in scenari reali di ricerca e soccorso.

Indice

Indice III
Elenco delle figure VII
Elenco delle tabelle XI
1 Requisiti di progetto 1
1.1 START2 1
1.2 Requisiti 1
2 Descrizione normativa e stato dell'arte 3
2.1 Normativa 3
2.1.1 Definizione 3
2.1.2 Categorie operative 3
2.1.3 European standard scenario 3
2.1.4 Marcatura di classe 3
2.1.5 Sistemi di identificazione remota 4
2.2 Stato dell'arte 5
2.2.1 Droni marcati EASA 6
2.2.2 Droni non marcati EASA 6
2.2.3 Droni stampabili in 3D 7
2.2.4 Droni venduti in kit 7
2.2.5 Considerazioni aggiuntive 9
2.2.6 Comparazione 10
2.3 Dispositivi IMSI Catcher 12
3 Autopilota 15
3.1 Firmware 15
3.2 Hardware 17
4 Selezione del firmware 19
4.1 Sistemi di riferimento 19
4.2 Controllori PID 20
4.3 Configurazione PID 21
4.3.1 Configurazione MC 25
4.3.2 Configurazione Ala fissa 25
4.3.3 Configurazione VTOL 29
4.3.3.1 Front transition 29
4.3.3.2 Back transition 30
5 Derivazione delle caratteristiche aeromeccaniche del modello 33
5.1 OpenVsp 33
5.1.1 Vortex lattice method 33

5.1.2 Metodo a pannelli ... 33
5.1.3 Strumento Parasite drag ... 33
5.2 Metodologia di calcolo ... 34
5.2.1 Modellazione ... 34
5.2.2 Analisi ... 35
5.2.3 Elaborazione ... 37
5.2.4 Valutazione batteria ... 39
5.2.5 Limitazioni ... 40
5.3 Validazione ... 41
5.3.1 Verifica sperimentale ... 41
5.3.2 Scansione 3D ... 42
5.3.3 CFD ... 44
6 Scelta e costruzione del modello ... 45
6.1 Scelta del modello ... 45
6.1.1 Scelta della batteria ... 45
6.2 Costruzione ... 46
7 Prove in volo ... 49
7.1 Località ... 49
7.2 Preparazione ed esecuzione ... 50
7.3 Registrazione dei dati ... 50
8 Test Skywalker 1900 ... 51
8.1 Descrizione ed esecuzione ... 51
8.2 Fase autonoma ... 53
8.3 Esito della prova ... 59
9 Test Makeflyeasy Fighter ... 61
9.1 Prova a terra ... 61
9.2 Prova di hovering ... 62
9.2.1 Descrizione ed esecuzione ... 62
9.2.2 Correzione dell'instabilità ... 66
9.2.3 Consumo di potenza ... 71
9.2.4 Esito della prova ... 72
9.3 Prova di transizione e volo in modalità ala fissa ... 72
9.3.1 Descrizione ed esecuzione ... 72
9.3.2 Forward Transition ... 75
9.3.3 Back Transition ... 80
9.3.4 Ala fissa ... 86
9.3.5 Modello OpenVSP/Matlab ... 90

9.3.6 Calibrazione sensore di velocità 94
9.3.7 Angolo di beccheggio 96
9.3.8 Modalità position 101
9.3.9 Esito della prova 105
9.4 Prova in volo di perfezionamento 106
9.4.1 Descrizione ed esecuzione 106
9.4.2 Ricostruzione dell'accaduto 111
9.4.3 Ricerca delle cause 118
9.4.4 Esito della prova 129
9.4.5 Mitigazioni e raccomandazioni 129
9.5 Smontaggio e ricondizionamento 130
10 Conclusioni 133
11 Bibliografia 137

Elenco delle figure

Figura 2.1: UAS con marcatura di classe EASA 6
Figura 2.2: UAS utilizzati in contesti ISR 6
Figura 4.1: Sistema di riferimento assi corpo [6] 19
Figura 4.3: Controllore PID generico [7] 21
Figura 4.4: Rate controller di PX4 nella forma mista [6] 21
Figura 4.5: Rate controller di PX4 nella forma parallela [6] 22
Figura 4.6: Rate controller di PX4 nella forma standard [6] 22
Figura 4.7: Controllore di assetto di PX4, ala fissa [6] 24
Figura 4.8: Controllore di posizione di PX4, ala fissa [6] 26
Figura 4.9: Logiche di transizione Ardupilot e PX4 31
Figura 5.1: Modello OpenVSP del Makeflyeasy Fighter 34
Figura 5.2: Confronto numerico tra NACA 4412 e profilo Fighter 35
Figura 5.3: Pagina configuratore del solutore VSPAero 36
Figura 5.4: Distribuzione del coefficiente di pressione e visualizzazione della scia 37
Figura 5.5: Specifiche prestazionali delle eliche [10] 38
Figura 5.6: Schema del ciclo iterativo adottato 39
Figura 5.7: Schema del ciclo iterativo relativo alle condizioni di trim 41
Figura 5.8: Scansione 3D dello Skywalker 1900 43
Figura 5.9: Confronto geometrico tra NACA 6412 e profilo Skywalker 1900 43
Figura 5.10: Modello CAD Skywalker 1900 44
Figura 6.1: Fase di assemblaggio del Makeflyeasy Fighter 48
Figura 7.1: Foto satellitare campo 1 49
Figura 7.2: Foto satellitare campo 2 49
Figura 8.1: Interfaccia QGroundControl, calibrazione accelerometri 52
Figura 8.2: Traiettorie di volo 53
Figura 8.3: Quota barometrica (sopra) e flag attivazione modalità position (sotto) 54
Figura 8.4: Velocità vero rispetto all'aria(sopra) e flag attivazione modalità position (sotto) . 54
Figura 8.5: Potenza assorbita (sopra) e flag attivazione modalità position (sotto) 55
Figura 8.6: Grafico potenza richiesta in funzione della velocità vera rispetto all'aria 56
Figura 8.7: Grafico numero di giri richiesto in funzione della velocità 57
Figura 8.8: Grafico consumo per unità di distanza in funzione della velocità 57
Figura 8.9: Grafico potenza richiesta ed assorbita in funzione della velocità 58
Figura 8.10: Efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento 58
Figura 9.1: Oscillazioni relative all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto) 63
Figura 9.2: Oscillazioni relative all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto) 64
Figura 9.3: Dettaglio oscillazioni relative all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto) 64
Figura 9.4: Dettaglio oscillazioni relative all'angolo di rollio(sopra) ed al rate di rollio(sotto) 65
Figura 9.5: Sequenza di fotogrammi che mostra la dinamica torsionale del velivolo 66
Figura 9.6: Traccia GPS 67
Figura 9.7: Altitudine barometrica(sopra) e flag attivazione modalità altitude (sotto) 68
Figura 9.8: Andamento relativo all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto) 68
Figura 9.9: Andamento relativo all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto) 69
Figura 9.10: Spettri di Fourier 70
Figura 9.11: Power spectral density 70

Figura 9.12: Accelerazioni (sopra) e vibrazioni (sotto) registrate dal flight controller..... 71
Figura 9.13: Traccia GPS (sopra) ed altitudine GPS (sotto) 74
Figura 9.14: Analisi forward transition primo volo..... 75
Figura 9.15: Analisi distanza percorsa in fase di forward transition durante il primo volo 76
Figura 9.16: Analisi angolo di beccheggio assunto nella forward transition durante il primo volo..... 77
Figura 9.17: Analisi forward transition secondo volo 78
Figura 9.18: Analisi distanza percorsa in fase di forward transition durante il secondo volo . 79
Figura 9.19: Analisi angolo di beccheggio assunto nella forward transition durante il secondo volo..... 80
Figura 9.20: Analisi back transition primo volo..... 81
Figura 9.21: Analisi distanza percorsa in fase di back transition durante il primo volo 82
Figura 9.22: Analisi back transition secondo volo 83
Figura 9.23: Analisi distanza percorsa in fase di back transition durante il secondo volo..... 84
Figura 9.24: Decelerazione subita durante la back transition 85
Figura 9.25: Andamento relativo all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto) 87
Figura 9.26: Andamento relativo all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto) 87
Figura 9.27: Andamento relativo all'angolo di imbardata (sopra) ed al rate di imbardata (sotto) 88
Figura 9.28: Accelerazioni (sopra) e vibrazioni (sotto) registrate dal flight controller..... 89
Figura 9.29: PSD accelerazioni misurate dal flight controller 90
Figura 9.30: Spettro di Fourier del rateo di rollio 90
Figura 9.31: Grafico potenza richiesta in funzione della velocità vera rispetto all'aria 91
Figura 9.32: Grafico numero di giri richiesto in funzione della velocità 92
Figura 9.33: Grafico consumo per unità di distanza in funzione della velocità..... 93
Figura 9.34: Grafico potenza richiesta ed assorbita in funzione della velocità..... 93
Figura 9.35: Efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento..... 94
Figura 9.36: Processo di calibrazione sensore di velocità inerente al primo volo 95
Figura 9.37: Processo di calibrazione sensore di velocità inerente al secondo volo..... 96
Figura 9.38: Andamento angolo di beccheggio inerente al primo volo 97
Figura 9.39: Andamento angolo di beccheggio inerente al secondo volo..... 97
Figura 9.40: Flag di attivazione della modalità position..... 101
Figura 9.41: Sequenza di fotogrammi che mostra l'oscillazione osservata in modalità position 102
Figura 9.42: Analisi oscillazione osservata in position..... 102
Figura 9.43 dall’alto verso il basso: (a) flag indicazione modalità position (b) angolo di rollio (c) angolo di beccheggio (d) angolo di imbardata..... 103
Figura 9.44 dall'alto verso il basso: (a) comando di roll (b) angolo di rollio (c) angolo di imbardata ed heading (d) target bearing del controllo NPFG 104
Figura 9.45: Drone ritrovato nel luogo dell'impatto..... 110
Figura 9.46: Traccia GPS 110
Figura 9.47: Fotogrammi relativi agli ultimi istanti prima dell'impatto..... 111
Figura 9.48: Analisi forward transition 111
Figura 9.49 dall’alto in basso: (a) flag status autotune (b) rateo di rollio (c) rateo di beccheggio..... 112
Figura 9.50: Sequenza di fotogrammi relativa alla prima virata a seguito dell'autotune 115
Figura 9.51 dall'alto in basso: (a) comando di roll (b) attuazione degli alettoni (c) angolo di rollio (d) rateo di rollio..... 115

Figura 9.52 dall'alto in basso: (a) velocità angolare di imbardata (b) attuazione dell'elevatore (c) attuazione del timone di direzione 116
Figura 9.53 dall'alto in basso: (a) flag di underspeed (b) velocità vera rispetto all'aria (c) angolo di beccheggio e setpoint del controllore TECS (d) attuazione del motore anteriore e setpoint del controllore TECS 117
Figura 9.54 dall'alto in basso: (a) altitudine GPS (b) comando di pitch (c) attuazione dell'elevatore (d) comando degli switch ausiliari 118
Figura 9.55 dall' alto in basso: andamento angolo di (a) beccheggio (b) rollio (c) imbardata 119
Figura 9.56 dall' alto in basso: andamento rateo di (a) beccheggio (b) rollio (c) imbardata . 119
Figura 9.57: Fattore di carico in funzione dell'angolo di rollio (bank) 120
Figura 9.58: Accelerazione misurata dal flight controller lungo l'asse z 121
Figura 9.59: dall'alto in basso: (a) flag di underspeed (b) velocità vera rispetto all'aria (c) angolo di beccheggio e setpoint del controllore TECS (d) attuazione del motore anteriore e setpoint del controllore TECS 123
Figura 9.60 dall'alto in basso: (a) velocità vera rispetto all'aria (b) andamento pitch_integ (c) andamento pitch_sp_rad 125
Figura 9.61: Layout del radiocomando utilizzato 130
Figura 9.62: Particolari del drone durante lo smontaggio 131

Elenco delle tabelle

Tabella 1.1: Requisiti di progetto 1
Tabella 2.1: UAS con marcatura di classe EASA 6
Tabella 2.2: UAS utilizzati in contesti ISR 6
Tabella 2.3: Confronto modelli selezionati 11
Tabella 2.4: Caratteristiche tecniche Lifeseeker Mini S10 [4] 13
Tabella 3.1: Descrizione modalità di volo 16
Tabella 4.1: Parametri calibrazione TECS [6] 27
Tabella 4.2: Parametri calibrazione modalità position e altitude, ala fissa [6] 28
Tabella 4.3: Parametri di transizione [6] [8] 31
Tabella 5.1: Caratteristiche tecniche del drone Skywalker 1900 [11] 41
Tabella 6.1: Componenti installati a bordo del Makeflyeasy Fighter 47
Tabella 8.1: Consumo di potenza in funzione della velocità vera rispetto all'aria 55
Tabella 8.2: Errore percentuale dei dati numerici rispetto a quelli sperimentali 56
Tabella 8.3: Prestazioni Skywalker 1900 ricavate dal modello numerico 56
Tabella 9.1: Modifiche apportate ai parametri dei controllori PID multicottero 66
Tabella 9.2: Parametri di transizione 73
Tabella 9.3: Riduzione aggressività controllori 74
Tabella 9.4: Parametri controllori PID ala fissa 86
Tabella 9.5: Prestazioni Makeflyeasy Fighter ricavate dal modello numerico 94
Tabella 9.6: Offset di calibrazione giroscopio ed accelerometro 99
Tabella 9.7: Parametri controllore NPFG 105
Tabella 9.8: Descrizione stati di funzionamento autotune 113
Tabella 9.9: Parametri dei controllori variati in seguito all'autotune 114
Tabella 9.10: Evoluzione temporale delle variabili riguardanti il controllore TECS 125

1 Requisiti di progetto

1.1 START2

Nell'ambito del progetto START2 [1] (Smart Test of Alpine Rescue Technology 2) si vuole sviluppare l'impiego di droni semiautonomi per operazioni di soccorso in ambienti estremi, per aiutare più efficacemente le persone in difficoltà in montagna. Si esplorerà e svilupperà il soccorso aereo mediante droni con un approccio orientato all'utente. L'attenzione si concentrerà sull'automazione nella pianificazione del volo e nella valutazione del rischio, nonché sull'uso innovativo dei sistemi e di sensori.

Il progetto sta lavorando su una serie di soluzioni che miglioreranno la capacità delle squadre di soccorso alpino di fornire assistenza. Nell'ambito del processo di co-creazione, si stanno sviluppando concetti operativi per le esigenze specifiche delle persone in difficoltà in montagna. La priorità è data a scenari che includono: la ricerca di persone lungo un sentiero o su terreno accidentato, il trasporto di persone ferite e la ricerca di braci negli incendi boschivi. A questo scopo si stanno sviluppando soluzioni tecnologiche e organizzative che saranno utilizzate dai servizi di soccorso alpino al termine del progetto. In particolare, il drone è particolarmente adatto in terreni impervi e può migliorare significativamente la sicurezza dei soccorritori e ridurre il tempo di intervento, soprattutto in caso di maltempo, dove il rischio di un salvataggio classico è elevato o il processo è lento. L' uso di tale tecnologia da parte dei soccorritori alpini sarà monitorato per tutta la durata del progetto.

1.2 Requisiti

In particolare, nell'ambito delle operazioni di ricerca e soccorso, si ambisce a sviluppare un drone VTOL (Vertical Take-Off and landing) ad ala fissa in grado di trasportare un IMSI Catcher: uno specifico payload in grado di localizzare il cellulare di un'eventuale persona dispersa. Tali dispositivi, nelle versioni pensate per velivoli a pilotaggio remoto, hanno pesi prossimi al chilogrammo. Il drone, inoltre, dovrà essere in grado di effettuare sorvoli delle aree interessate per tempi abbastanza lunghi e nell'eventualità che la missione di ricerca debba essere prolungata, l'autonomia non deve essere inferiore ad un'ora e mezza. Per permettere poi un rapido e diretto intervento delle unità di soccorso, il drone dovrà anche essere equipaggiato con un GPS RTK per fornire dati di localizzazione altamente accurati e in tempo reale, consentendo alle squadre di emergenza di individuare e tracciare le persone con una precisione al centimetro. Tale tecnologia permetterebbe inoltre di pianificare e svolgere le missioni in modo autonomo con accuratezza elevata, consentendo facilmente all'operatore di intervenire anche oltre la linea di vista (BVLOS). Configurando tali requisiti di alto livello, analizzando la capacità di carico, l'autonomia ed i requisiti operativi richiesti, il drone in questione dovrà, plausibilmente, rispettare alcune normative specifiche definite dai regolamenti EASA. In particolare, si ambisce all'ottenimento della marcatura di classe C6 che richiede il rispetto di alcune caratteristiche progettuali illustrate nei paragrafi successivi.

Configurazione	Ad ala fissa con capacità VTOL
Payload minimo	1 kg
Autonomia oraria	1 ora e 30 minuti
Tecnologie installate	GPS RTK
Classe di marcatura	EASA C6

Tabella 1.1: Requisiti di progetto

2 Descrizione normativa e stato dell'arte

2.1 Normativa

2.1.1 Definizione

Il termine "drone" o più propriamente "aeromobile senza equipaggio" si riferisce ad ogni aeromobile che opera o è progettato per operare autonomamente o essere pilotato a distanza, senza pilota a bordo; indipendentemente dal fatto che siano dotati o meno di una telecamera. Il regolamento europeo sui droni (Regulation (EU) 2019/947) [2] utilizza il termine "unmanned aircraft system" (UAS) per riferirsi a un drone, al suo sistema e a tutte le altre apparecchiature utilizzate per controllarlo e farlo funzionare, come l'unità di comando, l'eventuale catapulta per il lancio e altro.

2.1.2 Categorie operative

Il regolamento europeo 2019/947 definisce 3 categorie operative in cui devono essere svolte le attività UAS sulla base della rischiosità di queste: open, specific e certified:

- categoria Open: riguarda le operazioni civili con droni a basso rischio e che non richiedono alcuna autorizzazione preventiva per essere svolte. Questa categoria è suddivisa in tre sottocategorie, rispettivamente A1, A2 e A3. In ogni caso, il drone deve sempre essere operato in linea di vista (VLOS-Visual line of sight),
- categoria Specific: comprende operazioni civili con drone più rischiose, in cui la sicurezza è garantita dall'operatore del drone che ottiene un'autorizzazione operativa dall'autorità nazionale competente prima di avviare l'operazione,
- categoria Certified: il rischio per la sicurezza è piuttosto elevato e di conseguenza, per garantire la sicurezza, è sempre richiesta la certificazione dell'operatore, del drone stesso e di tutti i piloti coinvolti.

2.1.3 European standard scenario

Uno scenario standard (STS) consiste in un insieme definito di specifiche condizioni e di limitazioni che devono essere rispettate dall'operatore nella conduzione delle operazioni e il cui rispetto e la corretta implementazione sono dichiarate dall'operatore stesso all'Enac, senza la necessità di effettuare una specifica analisi di rischio. Questi sono definiti all'interno del regolamento europeo 2019/947 ed al momento sono due:

- STS 01 – operazioni VLOS su un'area controllata in ambiente popolato,
- STS 02 – operazioni BVLOS con osservatori dello spazio aereo su un'area controllata

In particolare, per quanto riguarda lo scenario STS 02, il drone deve poter seguire una traiettoria pre-programmata quando non in linea di vista del pilota. Inoltre, esso deve essere conforme alle seguenti caratteristiche:

- deve essere marcato di classe C6 e soddisfare i requisiti di tale classe come definito nella parte 17 dell'annesso al regolamento delegato (EU) 2019/945,
- deve essere operato con un sistema attivo che impedisca al drone di violare la geografia di volo,
- deve essere operato con un sistema di identificazione remota attivo ed aggiornato.

2.1.4 Marcatura di classe

Secondo la normativa EASA, tutti i droni che operano nell'unione Europea devono essere contrassegnati con un'etichetta di identificazione di classe. Questa è un'etichetta standardizzata

che categorizza i droni in base al loro peso, capacità e potenziale rischio. La regolamentazione delinea sei classi, ognuna con un'etichetta unica che deve essere visualizzata sul drone. L'annesso al regolamento delegato (EU) 2019/945 ne definisce le caratteristiche di appartenenza.

Si riportano alcuni estratti di tale regolamento.

Un UAS di classe C3 deve essere conforme a quanto segue:

- avere una MTOM (massa massima al decollo) inferiore a 25 kg, incluso il payload, ed una dimensione caratteristica massima inferiore a 3 metri,
- disporre di un sistema di terminazione del volo,
- disporre di un sistema di identificazione remota,
- essere equipaggiato con una funzione di geo-awareness,
- essere equipaggiato con
    - luci per il controllo del drone,
    - almeno una luce verde lampeggiante allo scopo di rendere visibile l'UA di notte, in modo che una persona a terra possa distinguerlo da un aeromobile con equipaggio.

Un UAS di classe C6 deve essere conforme ai requisiti della classe C3 ed inoltre deve:

- avere una velocità massima rispetto a terra, in volo livellato, non superiore a 50 m/s,
- prevedere un modo per terminare il volo da parte del pilota,
- prevedere un modo per programmare la traiettoria del drone.

2.1.5 Sistemi di identificazione remota

Come illustrato precedentemente, un UAS incluso nella classe C6 deve essere obbligatoriamente equipaggiato con un sistema di identificazione remota. Paragonabile alla targa digitale del drone, rende possibile identificare a distanza gli aeromobili per garantire la sicurezza e la responsabilità delle operazioni svolte. In particolare, tra i diversi modelli proposti per l'identificazione remota, le autorità di regolamentazione hanno optato per il Broadcast Remote ID (o Direct Remote ID): una trasmissione unidirezionale inviata dai droni ed accessibile a chiunque si trovi nelle vicinanze con un'attrezzatura adeguata. Al momento, EASA richiede che l'UAS trasmetta i seguenti dati:

- numero di registrazione dell'operatore: si tratta di un identificatore univoco dell'operatore, assegnato al momento della registrazione presso l'autorità nazionale competente (in Italia, ENAC / d-flight),
- numero di identificazione del drone: un identificatore univoco del drone stesso, solitamente un numero di serie conforme allo standard ANSI/CTA-2063-A,
- posizione geografica, percorso e velocità del drone: latitudine, longitudine, percorso, velocità al suolo e altitudine della posizione attuale del drone,
- posizione geografica del pilota: latitudine, longitudine e altitudine del pilota o, se non disponibile, del punto di decollo,
- time stamp: informazioni sull'ora e la data in cui i dati sono stati registrati o trasmessi,
- stato di emergenza del drone: indicazione dello stato di emergenza del drone.

Per rendere quindi il drone conforme alle norme della relativa classe, è necessario installare dispositivi specifici appositamente certificati da EASA. Tra questi, figura, per esempio, il Dronavia Fly ID: un modulo che al suo interno incorpora un sensore GNSS dedicato ed un trasmettitore Bluetooth a 2.4 GHz che garantisce fino ad un chilometro di portata.

Esistono tuttavia soluzioni molto più avanzate che oltre a trasmettere il Remote ID integrano sistemi di allerta del traffico ed elusione di collisione. Uno di questi è l'ATOM UAV [3]: un dispositivo che oltre ad integrare la tecnologia FLARM permette di ricevere informazioni da traffici dotati di transponder modo S o ADS-B. In questo modo, l'operatore è totalmente consapevole dei velivoli che interessano la zona di lavoro e può agevolmente evitarli. Inoltre, il drone viene reso individuabile dagli aeromobili dotati di FLARM: protocollo inventato nel 2004 in seguito all'aumento del numero di collisioni in volo. Inizialmente si è diffuso nel settore degli aeromobili non motorizzati, ma successivamente si è espanso rapidamente anche su aerei a motore ed elicotteri. In Europa, più del 50% degli aeromobili di aviazione generale dispone di FLARM, inclusa la quasi totalità degli alianti. In particolare, il FLARM è un protocollo anticollisione che avvisa i piloti quando si trovano su una rotta di possibile collisione con un altro aeromobile. Come il TCAS/TAS, avvisi visivi e acustici indicano che una collisione è imminente, richiedendo al pilota di intervenire. Tuttavia, a differenza del TCAS, il FLARM non fornisce Resolution Advisories: il pilota deve quindi scegliere autonomamente la manovra corretta di elusione del traffico.

L'installazione di tale sistema su un UAS è consigliata se si prevede di volare in spazi aerei congestionati. Nell'ambito del progetto START 2, il sorvolo di valli alpine a bassa quota in condizioni BVLOS rappresenterebbe un perfetto caso di utilizzo di tale tecnologia.

2.2 Stato dell'arte

La categoria di droni VTOL sta acquisendo popolarità grazie alla maggior versatilità offerta rispetto alle classiche configurazioni di droni multicottero o ad ala fissa. Questa categoria unisce infatti i punti di forza delle ultime due, garantendo spazi di decollo e atterraggio ridotti (o puntuali) ed autonomie e velocità di crociera elevate. Negli ultimi anni, la crescente domanda di soluzioni flessibili per ricognizione, sorveglianza, logistica e soccorso ha accelerato la diffusione e lo sviluppo di questi sistemi. L'evoluzione tecnologica ha portato alla nascita di configurazioni ibride che combinano motori elettrici per il decollo verticale e propulsori dedicati al volo in crociera, capaci di offrire autonomie di diverse ore e raggi d'azione di centinaia di chilometri. Tali caratteristiche rendono i VTOL ideali per missioni di monitoraggio ambientale, ispezione di infrastrutture critiche, consegne in aree isolate e supporto in operazioni di emergenza, dove rapidità di intervento e indipendenza dalle infrastrutture di pista sono requisiti fondamentali. Visto l'incrementato impiego operativo in molteplici ambiti, esistono oggi numerose soluzioni commerciali, militari e civili, con architetture che spaziano dai piccoli VTOL portatili a lungo raggio (impiegati in ambito fotogrammetrico e di sicurezza) fino ai droni di classe superiore per trasporto merci o missioni ISR (Intelligence, Surveillance, Reconnaissance). In ambito civile, si stanno sperimentando anche aerotaxi VTOL e piattaforme cargo autonome per la mobilità aerea avanzata, con l'obiettivo di integrare tali sistemi nello spazio aereo urbano e regionale. Tuttavia, permangono sfide importanti legate alla gestione energetica, alla sicurezza nelle fasi di transizione, alla certificazione aeronautica e all'integrazione nei regolamenti di traffico aereo.

Nel seguito verranno presentati alcuni dei modelli ritenuti maggiormente significativi, selezionati in base alle loro prestazioni e ai possibili scenari operativi. Sono dapprima esposti i modelli che hanno attualmente ricevuto marcatura EASA, seguiti da altri non commercializzati sul mercato ma utilizzati in missioni IRS e ritenuti per questo ugualmente significativi. Lo scopo di questa prima parte è quello di focalizzare l'attenzione sulle diverse configurazioni VTOL adottate, cercando di riconoscerne una eventualmente più utilizzata. Successivamente, verranno presentati alcuni modelli VTOL stampabili in 3D o acquistabili in KIT. Di questi sono state approfondite le specifiche tecniche ed i costi in modo avanzato, con l'obiettivo di agevolare la successiva scelta del drone adatto alla missione nel contesto del progetto START2.

2.2.1 Droni marcati EASA

Droni VTOL che hanno ottenuto marcatura EASA conforme alle classi C3 o C6.

Produttore	Modello	Payload	Apertura alare	Marcatura
CAVOK UAS	CK7	1,5 kg	1140 mm	C6
CAVOK UAS	CK23VE SW	5 kg	3200 mm	C6
Quantum-Systems	Trinity F90+	1 kg	2394 mm	C3
Autel Robotics	Dragonfish	1,5 kg	2300 mm	C3
WINGTRA AG	WingtraOne II	1,2 kg	1250 mm	C3

Tabella 2.1: UAS con marcatura di classe EASA



Figura 2.1: UAS con marcatura di classe EASA

2.2.2 Droni non marcati EASA

Droni non commercializzati usati principalmente in contesti militari.

Produttore	Modello	Payload	Apertura Alare
CAVOK UAS	CK 50	15 Kg	4800 mm
Delair	DT61	15 Kg	6888 mm
Delair	DT46	5 Kg	4500 mm

Tabella 2.2: UAS utilizzati in contesti ISR



Figura 2.2: UAS utilizzati in contesti ISR

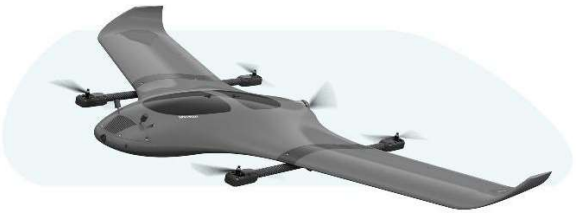
2.2.3 Droni stampabili in 3D

Modelli di cui è acquistabile il progetto ed assemblabili costruendo i pezzi necessari mediante stampa 3D. Vengono evidenziati nel seguito i PRO e CONTRO relativi a ciascuna opzione nell'ottica della valutazione preliminare della piattaforma adatta per il progetto START 2.

Flightory Super Stingray VTOL

PRO
- ✓ Disponibile geometria per analisi CFD
- ✓ Adatto per prototipo in scala
- ✓ Elica spingente
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Riparabilità e modularità (LWPLA)
- ✓ Configurazione guidata e documentata

CONTRO
- × Payload massimo insufficiente
- × Incremento resistenza in volo traslato
- × Tempo lavoro elevato



Flightory Stallion VTOL

PRO
- ✓ Disponibile geometria per analisi CFD
- ✓ Adatto per prototipo in scala
- ✓ Ridotta resistenza in volo traslato
- ✓ Riparabilità e modularità (LWPLA)
- ✓ Configurazione guidata e documentata

CONTRO
- × Payload massimo insufficiente
- × Attuatori tilt rotors
- × Tempo lavoro elevato



2.2.4 Droni venduti in kit

Droni i cui pezzi sono venduti in kit e che richiedono generalmente la finalizzazione dell'assemblaggio da parte dell'utente. Vengono evidenziati nel seguito i PRO e CONTRO relativi a ciascuna opzione nell'ottica della valutazione preliminare della piattaforma adatta per il progetto START 2.

Makeflyeasy Hero

PRO
- ✓ Elica spingente
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Montaggio rapido

CONTRO
- × Necessario reverse engineering
- × Payload massimo marginale
- × Resistenza aggiunta in volo traslato
- × Limitata riparabilità (EPO)



Makeflyeasy Striver Mini

PRO
- ✓ Motori subalari
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Montaggio rapido

CONTRO
- × Necessario reverse engineering
- × Payload massimo marginale
- × Resistenza aggiunta in volo traslato
- × Limitata riparabilità (EPO)



Makeflyeasy Fighter

PRO
- ✓ Margine sul payload massimo
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Montaggio rapido

CONTRO
- × Necessario reverse engineering
- × Elica traente
- × Resistenza aggiunta in volo traslato
- × Limitata riparabilità (EPO)



Skyward Studio X2400

PRO
- ✓ Margine sul payload massimo
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Montaggio rapido
- ✓ Elica spingente
- ✓ Efficienza aerodinamica

CONTRO
- × Necessario reverse engineering
- × Resistenza aggiunta in volo traslato
- × Limitata riparabilità (EPO)



Skywalker Sky 245

PRO
- ✓ Margine sul payload massimo
- ✓ Configurazione VTOL semplice
- ✓ Montaggio rapido
- ✓ Elica spingente
- ✓ Qualità strutturale e aerodinamica

CONTRO
- × Necessario reverse engineering
- × Resistenza aggiunta in volo traslato
- × Difficile riparabilità (CFRP)



T-Drones VA17

PRO
- ✓ Ridotta resistenza in volo traslato
- ✓ Motori subalari
- ✓ Montaggio rapido

CONTRO
- × Payload massimo marginale
- × Attuatori tilt rotors
- × Necessario reverse engineering
- × Limitata riparabilità (EPP)



2.2.5 Considerazioni aggiuntive

Tenendo conto dei droni VTOL disponibili sul mercato, è possibile fare diverse considerazioni interessanti. Prima di tutto, si noti il numero ridotto di modelli che hanno attualmente ricevuto la marcatura EASA. Tra questi, compaiono configurazioni differenti:

- dual system: utilizzata dai droni CAVOK, è caratterizzata da quattro motori utilizzati per il volo a punto fisso ed un motore traente o spingente utilizzato in crociera,
- tilt rotor: utilizzata dal Trinity F90, è caratterizzata dalla presenza di due o più motori dotati di un meccanismo che ne permette l'orientamento in base alla fase del volo,
- tail sitter: utilizzata dal WingtraONE, presuppone che il drone decolli ed atterri in verticale posandosi sulla coda ed utilizzando gli stessi motori adoperati in crociera
- modified dual system: utilizzata dal Dragonfish, è simile al dual system classico ma i motori utilizzati per il volo a punto fisso sono stati ridotti a due e montati in fusoliera; in crociera vengono utilizzati i motori posizionati alle estremità alari.

Considerando inoltre alcuni dei droni attualmente utilizzati negli scenari operativi, si nota come la configurazione maggiormente adottata sia quella dual system, soprattutto per il trasporto di payload più pesanti. Si pensa infatti che tale configurazione garantisca diversi vantaggi:

- maggiore affidabilità vista l'assenza di attuatori mobili,
- maggior controllo in modalità di volo a punto fisso,
- ridotta complessità meccanica,
- ridotta complessità progettuale,
- logica di controllo semplificata.

Tutto ciò a discapito di un incremento di massa e resistenza aerodinamica dovuta al sistema di sostentamento verticale che non viene utilizzato in crociera.

2.2.6 Comparazione

Per quanto riguarda i modelli selezionati e ritenuti possibilmente idonei nell'ambito del progetto START 2, si vogliono riportare alcune precisazioni riguardo alla catalogazione dei PRO e dei CONTRO:

- i droni stampabili in 3D presentano generalmente il vantaggio di poter disporre di illimitati pezzi di ricambio, sia per tipo che per numero. Inoltre, il montaggio e la configurazione sono tipicamente guidati dall'inizio fino alla messa in volo del modello. Per di più, disponendo del modello tridimensionale completo, risulta agevolata l'eventuale indagine prestazionale del velivolo mediante software parametrici o di fluidodinamica computazionale. Di contro, rispetto ad un drone in kit, i tempi di assemblaggio sono molto più lunghi in quanto comprendono anche quelli di costruzione dei pezzi e di rifinitura degli stessi,
- la quasi totalità dei modelli in kit presenta configurazione dual system. Modelli dalle caratteristiche simili che adottano configurazioni differenti sono tendenzialmente molto più costosi, rari e non concorrenziali,
- i droni in kit possono essere assemblati molto più rapidamente di quelli stampabili in 3D ma necessitano di una ricostruzione geometrica tramite reverse engineering nel caso fosse necessario un modello digitale dello stesso,
- le configurazioni dual system presentano resistenza in volo traslato generalmente più elevata,
- le configurazioni tilt rotor presentano generalmente un livello di complessità più elevato,
- la riparabilità dei modelli costruiti in EPO (Expanded Polyolefin) o EPP (Expanded Polypropylene) è generalmente migliore di quella dei materiali compositi, soprattutto per piccoli danneggiamenti locali. Non sono infatti richieste competenze altamente specialistiche o attrezzature complesse. In ogni caso, la riparabilità è sempre migliore per i modelli stampabili in 3D in cui ogni pezzo può essere sempre sostituito.

Viene nel seguito riportata una tabella riassuntiva comprendente le principali caratteristiche tecniche dei droni, i costi ed i pesi suddivisi in macrocategorie e le percentuali di ciascuna di queste sui totali.

	Flightory Super Stingray VTOL		Flightory Stallion VTOL		Makeflyeasy Hero		Makeflyeasy Striver Mini		Makeflyeasy Fighter		Skyward Studio X2400		Skywalker Sky 245		T-Drones VA17
Apertura Alare [mm]	1130		1340		2180		2100		2430		2400		2450		1680
Payload [g]	500		500		< 1000		1000		1500		2000		3000		900
Payload Bay [mm]	insuff		insuff		144x160x80		220x150x110		280x160x110		insuff		250x190x90		137x132 x170
Autonomia [h]	< 3		< 4		1.5 - 2		1,5		1.5 - 2		> 2		4		2
Prezzo d'acquisto [€]	5.509,37		5.516,87		7.805,86		7.838,48		8.578,53		7.942,38		9.391,78		9.495,21
Costo Totale [€]	5.509,37		5.516,87		7.582,37		7.524,78		8.488,92		8.396,77		9.921,62		-
Costo Struttura [€]	171,16	3,1%	195,79	3,5 %	593,93	7,8 %	554,44	7,4%	599,93	7,1%	735	8,8%	2.250,00	22,7 %	-
Costo Elettronica [€]	1.260,39	22,9%	1.243,26	22,5 %	2.058,25	27,1 %	2.031,53	27,0 %	2.528,88	29,8 %	2.472,06	29,4 %	2.311,51	23,3 %	1.412,87
Costo Extra [€]	3.531,82	64,1%	3.531,82	64,0 %	3.531,82	46,6 %	3.531,82	46,9 %	3.531,82	41,6 %	3.531,82	42,1 %	3.531,82	35,6 %	3.531,82
Costo batteria/valigia [€]	546,00	9,9%	546	9,9 %	1.398,37	18,4 %	1.406,99	18,7 %	1.828,29	21,5 %	1.657,89	19,7 %	1.828,29	18,4 %	1.551,52
Peso Totale [g]	3740,8		3609,66		7017,7		7012,7		9022,7		7515,9				
Peso Struttura [g]	1655,1	44,2%	1665,26	46,1 %	1720	24,5 %	1656	23,6 %	1917	21,2 %	1095,2	14,6 %	-		-
Peso Elettronica [g]	561,8	15,0%	420,5	11,6 %	1821,8	26,0 %	1880,8	26,8 %	2141,8	23,7 %	1899,8	25,3 %	2237,8		212,8
Peso Extra [g]	1015,9	27,2%	1015,9	28,1 %	1015,9	14,5 %	1015,9	14,5 %	1015,9	11,3 %	1015,9	13,5 %	1015,9		1015,9
Peso batteria [g]	508	13,6%	508	14,1 %	2460	35,1 %	2460	35,1 %	3948	43,8 %	3505	46,6 %	3948		1480
Pezzi di ricambio	SI		SI		SI		SI		SI		SI		NO		NO

Tabella 2.3: Confronto modelli selezionati

Per ogni drone considerato nella tabella di confronto, il costo e il peso complessivo sono stati suddivisi in quattro macrocategorie principali: struttura, elettronica, componenti extra e batteria/valigia di trasporto. Ciascuna macrocategoria comprende i componenti riportati nel seguito.

Macrocategoria	Componenti considerati
Struttura	Nel caso di drone in kit, sono considerati il peso e il costo d'acquisto della soluzione contenente la sola struttura. Nel caso di drone stampato in 3D, sono invece inclusi: progetti del drone, materiale di stampa, tubi in carbonio, colla, inserti, viti, dadi, cerniere, velcro, cavi prolunga servo, aste di comando e squadrette di comando.
Elettronica	Ogni drone installa la medesima tipologia di elettronica di base, scalata in funzione della configurazione e delle dimensioni del modello. Sono generalmente inclusi: motore di crociera, ESC di crociera, elica di crociera, motori VTOL, ESC VTOL, eliche VTOL, servoattuatori, regolatori di tensione, sensore aria, flight controller, ricevitore, piastra di distribuzione, modulo GPS e radiocomando.

Extra	Sono inoltre considerati i componenti necessari sia al soddisfacimento dei requisiti di missione sia alle specifiche di marcatura EASA: GPS RTK rover, antenna rover, cavo antenna rover, GPS Ethernet shield, GPS RTK base, NTRIP master, Ethernet switch, FLARM, terminatore di volo, range extender del terminatore di volo, Lifeseeker (considerato solo in termini di peso) e regolatore di corrente.
Batteria e valigia	Per ogni modello vengono infine considerati il costo e il peso delle batterie, oltre al costo della valigia di trasporto.

I pesi e i costi dei componenti considerati nell'analisi sono stati ricavati, ove disponibili, dai relativi datasheet o dalla documentazione tecnica fornita dai produttori. Qualora il peso della sola struttura non fosse esplicitamente indicato dal costruttore, esso è stato stimato mediante procedure indirette, quali la differenza rispetto al peso complessivo dichiarato, il confronto proporzionale con piattaforme analoghe di caratteristiche note o il ricorso a informazioni reperite in discussioni e forum tecnici dedicati. Per questo motivo, il peso totale riportato non deve essere interpretato come peso massimo al decollo, ma come peso stimato del drone nella configurazione di missione considerata. L'analisi preliminare così condotta ha consentito di ottenere un quadro più dettagliato dei pesi e dei costi associati alle diverse piattaforme, costituendo un utile supporto alla successiva selezione del modello da acquistare.

2.3 Dispositivi IMSI Catcher

Un dispositivo IMSI Catcher funziona trasmettendo segnali radio imitando quelli di una torre cellulare autentica. In questo modo, quando il cellulare rileva il segnale dell'IMSI catcher, esso è indotto a connettervisi. Una volta che il telefono è connesso, il dispositivo può tracciarne la posizione in tempo reale ed ottenere identificatori come l'IMSI (International Mobile Subscriber Identity): un numero che individua univocamente ogni utenza di telefonia mobile ed è memorizzato nella SIM. Inoltre, il dispositivo è in grado di intercettare e monitorare varie forme di comunicazione, inclusi SMS, chiamate e dati di rete, attuando un attacco definito "man in the middle". Grazie alle sue ampie potenzialità, questo genere di dispositivi viene largamente usato dalle forze dell'ordine, dalle agenzie di sicurezza nazionale, per applicazione militari e per ricerca e soccorso di persone disperse. D'altra parte, attori malintenzionati potrebbero abusarne operando atti illeciti di spionaggio, estorsione o altre attività fraudolente. Strumenti simili esistono da fine anni '90 ed inizialmente erano apparecchiature costose e riservate ad enti governativi. Con il tempo, l'evoluzione della tecnologia ne ha agevolato poi la commercializzazione. Dopo le prime rivelazioni pubbliche riguardanti i dispositivi "Stingray" negli Stati Uniti, si è alimentato un dibattito crescente riguardo alla legalità, alla trasparenza ed ai limiti etici di operare tali dispositivi nella sorveglianza delle comunicazioni mobili.

Negli anni sono nati dispositivi IMSI Catcher progettati specificatamente per le operazioni di soccorso. Tra questi, alcuni sono imbarcati su aeromobili o droni, accelerando notevolmente le operazioni di ricerca. L'azienda spagnola Centum sviluppa il dispositivo LifeSeeker che nella sua versione Mini è particolarmente adatto ad essere installato a bordo di un UAS. Consente di svolgere missioni di ricerca in condizioni di scarsa o nessuna visibilità, compresi i voli notturni, riducendo i tempi di perlustrazione dell'area e ottimizzando i costi operativi. È in grado individuare persone nascoste o sepolte, ad esempio sotto la fitta volta della giungla, il fogliame, le macerie e la neve. Consente inoltre alle squadre di soccorso di comunicare con la persona dispersa durante le operazioni di ricerca e soccorso in modo tale da avere rapido accesso alle

informazioni fondamentali per il successo della missione, come le condizioni della vittima o l'eventuale necessità di assistenza medica.

Si riportano, in Tabella 2.4, le specifiche del dispositivo Centum Lifeseeker Mini S10:

Dimensioni	71,5 x 132 x 191 mm
Peso	850 grammi



Tabella 2.4: Caratteristiche tecniche Lifeseeker Mini S10 [4]

L’azienda cinese Hocell propone sul mercato un’alternativa, installabile a bordo di un drone, studiata per intervenite non solo in operazioni di ricerca e soccorso ma anche in contesti di sorveglianza, aiutando le forze dell’ordine a localizzare i sospettati in un’area estesa. Il dispositivo, denominato IMSIX02, offre, rispetto al suo predecessore, un'efficienza di ricerca e localizzazione tre volte superiore e un aumento del 50% dell'altitudine di rilevamento. Inoltre, configura automaticamente i parametri di rete, migliorando significativamente la facilità d'uso per gli operatori di missione [5].

3 Autopilota

Il “cervello” del drone è chiamato autopilota. È costituito essenzialmente da un software di volo che gira su un sistema operativo in tempo reale (“RTOS”) su un hardware denominato comunemente flight controller (FC). Il software di volo fornisce funzioni essenziali di stabilizzazione e sicurezza e solitamente anche un certo livello di assistenza al pilota per il volo manuale e l'automazione di compiti abituali, come il decollo, l'atterraggio e l'esecuzione di missioni predefinite. Queste missioni possono includere la consegna di merci, la mappatura, la sorveglianza e molte altre applicazioni. Gli operatori utilizzano stazioni di controllo a terra per impostare i parametri della missione e il pilota automatico dell'UAV dirige il drone per completare il compito.

Combinando una serie di sensori, tra cui giroscopi, magnetometri, accelerometri e GPS, le CPU del flight controller sono in grado di utilizzare i dati relativi all'assetto, alla velocità, alla posizione e alla direzione dell'UAV per dirigere il volo e il funzionamento del veicolo in base ai parametri impostati dall'utente. Gli UAV completamente autonomi possono eseguire interi piani di volo, compresi decolli VTOL o da pista, manovre in volo e atterraggi. Alcuni sistemi di pilota automatico per UAV offrono, oltre all'impostazione completamente automatizzata, anche opzioni per pilotare gli UAV manualmente o con una funzione manuale assistita. La maggior parte dei piloti automatici per UAV dispone di sistemi di ridondanza singoli o multipli per mantenere il veicolo in volo e operativo anche in caso di guasto di parte del sistema.

3.1 Firmware

Il firmware consente agli UAV di svolgere missioni completamente autonome senza l'intervento di un pilota umano e assiste l'operatore durante il volo telecomandato. Numerosi pacchetti software di pilota automatico sono open source, tra cui PX4 e ArduPilot, entrambi ampiamente utilizzati nel settore dei droni.

La differenza principale tra i due firmware risiede nella licenza con cui essi sono distribuiti. Pur essendo entrambi open source, ArduPilot opera sotto licenza GPL mentre PX4 sotto licenza BSD. La licenza BSD (Berkeley Software Distribution) è una licenza open source permissiva che consente agli sviluppatori di utilizzare, modificare e distribuire software con restrizioni minime. A differenza delle licenze copyleft come la GPL, la licenza BSD non richiede che le opere derivate siano a loro volta open source, rendendola una scelta popolare soprattutto per i progetti commerciali. La GPL, al contrario, impone che le opere derivate rimangano open source. Ciò può scoraggiare l'adozione commerciale in quanto il software sviluppato deve poter essere utilizzabile da chiunque e non può quindi essere protetto.

Dal punto di vista tecnico, sono presentate le differenze sostanziali tra i due software:

PX4:

- architettura modulare e moderna, basata su NuttX RTOS: un sistema operativo real-time (RTOS) Free and Open Source Software (FOSS) molto compatto ed efficiente progettato per applicazioni embedded,
- forte integrazione con ROS2: ideale per ricerca e sviluppo avanzato, è un insieme di librerie software e strumenti open source che facilitano lo sviluppo di applicazioni robotiche,
- qualità del codice molto rigorosa, orientata a standard industriali,
- ottima base per sperimentazione di nuovi algoritmi di controllo e sensori,
- preferito in ambito accademico e aziendale dove servono soluzioni più personalizzabili.

Ardupilot:

- altissima compatibilità hardware: supporta una vasta gamma di flight controller e sensori,
- ecosistema più maturo e completo, con molte funzionalità già pronte all'uso,
- supporta un numero maggior numero di tipologie di veicoli (multirotori, aerei, rover, barche, sottomarini, dirigibili),
- comunità ampia e molto attiva, ricca di documentazione ed esempi pratici,
- scelta ideale per operazioni robuste e affidabili, soprattutto in contesti hobbistici avanzati.

Dal punto di vista operativo, entrambi gli autopiloti offrono numerose modalità di volo e controllo. La maggior parte di queste sono analoghe per entrambi i software e presentano unicamente differenze di nomenclatura. Vengono riportate nel seguito in Tabella 3.1, accompagnate da una breve descrizione del loro funzionamento.

ARDUPLANE	PX4	DESCRIZIONE
FBWA	Stabilize Mode	Comando dell'angolo di rollio e beccheggio, mantenimento del setpoint
FBWB	Altitude	Come sopra, mantiene anche altitudine e velocità
Cruise	Position Mode	Come sopra, mantiene anche la rotta sul terreno
Acro	Acro	Gli input sono comandi di velocità angolare stabilizzati
Manual	Manual	Gli input comandano i servoattutori
Loiter	Hold	Mantiene posizione e quota attorno al punto
RTL mode	Return	Ritorno al punto di partenza
Auto	Mission	Segue la missione impostata
Takeoff	Takeoff	Decollo autonomo
Autoland	Land	Atterraggio autonomo
Stabilize		Stabilizzazione semplice, livellamento al rilascio degli stick, possibili roll, loops…

Tabella 3.1: Descrizione modalità di volo

Sono approfondite nel seguito le modalità di volo manuali di PX4:

- *stabilized mode*: il pilota controlla direttamente gli angoli di rollio e beccheggio ed il velivolo mantiene il setpoint fino a che gli stick non sono nuovamente mossi. La potenza del motore è direttamente controllata dal pilota. Le virate sono coordinate dal controllore ma quota e velocità non sono controllate,
- *position mode*: modalità manuale più semplice e sicura per velivoli dotati di posizionamento GPS. Il veicolo esegue una virata coordinata se lo stick di rollio è mosso, mentre lo stick di beccheggio controlla la velocità di salita o discesa. Se gli stick vengono rilasciati, il velivolo si livella e mantiene una traiettoria di volo rettilinea, anche in presenza di vento. La velocità aerodinamica viene controllata attivamente se è installato un sensore di velocità aerodinamica,
- *altitude mode*: modalità manuale senza GPS più semplice e sicura. L'unica differenza rispetto alla modalità position è che il pilota controlla sempre direttamente l'angolo di rollio dell'aereo e non è prevista il mantenimento automatico della rotta,
- *acro mode*: modalità manuale per eseguire manovre acrobatiche, come loops, rolls, stalli ecc... Gli stick di rollio, beccheggio e imbardata controllano la velocità di rotazione angolare attorno ai rispettivi assi e la manetta viene passata direttamente al controllo di

allocazione. Quando gli stick sono centrati, il veicolo smette di ruotare, ma rimane nella sua orientazione attuale (su un fianco, capovolto o altro) e continua a muoversi secondo il suo momento attuale,

- *manual mode*: modalità di volo manuale più difficile. Invia direttamente i comandi dello stick all'allocazione dei servocomandi per un controllo “completamente” manuale. Non viene utilizzato alcun feedback del sensore per compensare i disturbi.

Il pilota può passare da una modalità di volo all'altra utilizzando gli switch sul radiocomando o tramite la stazione di controllo a terra. Alcune modalità di volo richiedono particolari condizioni soddisfatte prima di poter essere attivate (ad esempio, aggancio GPS, sensore di velocità aerodinamica, rilevamento dell'assetto del veicolo lungo un asse). PX4 non consentirà il passaggio a tali modalità fino a quando non saranno soddisfatte le condizioni appropriate.

3.2 Hardware

Il flight controller può essere ottimizzato per l'uso con uno o più stack software di pilota automatico specifici. Su di esso viene caricato ed eseguito il firmware, che grazie alle informazioni derivanti dai sensori, determina il proprio stato ed invia agli attuatori ed ai motori comandi per stabilizzare e muovere il veicolo. Viene generalmente richiesto un set minimo di sensori che sono generalmente già incorporati in molti flight controller: un giroscopio, un accelerometro, un magnetometro (bussola) ed un barometro. Per la maggioranza delle applicazioni è raccomandato inoltre integrare sensori aggiuntivi come, per esempio, un modulo GPS per abilitare tutte le modalità automatiche e alcune modalità manuali assistite ed un sensore di velocità rispetto all’aria, consigliato soprattutto per le operazioni di droni VTOL. Il firmware, attraverso il flight controller, regola la velocità dei motori attraverso gli ESC, comanda le superfici di volo attraverso attuatori e gestisce, se necessario, il payload. Gli output supportati dal flight controller sono generalmente a modulazione di larghezza d’impulso (PWM) oppure adottano un protocollo seriale di tipo CAN.

4 Selezione del firmware

Considerando le similarità tecniche con ArduPilot, e pensando a possibili futuri sviluppi commerciali, si è scelto di adottare PX4 per lo sviluppo del drone in questione.

4.1 Sistemi di riferimento

La definizione dei vari sistemi di riferimento è fondamentale al fine di valutare correttamente la dinamica dell'UAV.

NED (Nort-East-Down)

Il sistema di riferimento inerziale avente origine in un punto sulla superficie della terra e con assi costantemente orientati secondo le tre direzioni geografiche standard: Nord, Est e centro della terra (down). Solitamente l'origine coincide con le coordinate di homing per quanto riguarda gli UAV.

Assi corpo

La terna di assi corpo (o assi velivolo) è una terna trirettangola levogira solidale al velivolo e con origine nel baricentro. L'asse longitudinale X_B è contenuto nel piano di simmetria del velivolo ed è orientato positivamente verso la prua. L'asse velivolo Z_B è normale ad X_B, è contenuto nel piano di simmetria ed è diretto positivamente nel senso testa-piedi del pilota. L'asse trasversale Y_B completa la terna levogira e risulta quindi orientato positivamente verso la destra del pilota.

Contestualmente agli assi, è possibile definire le componenti della velocità del velivolo espresse nel sistema di riferimento solidale con l'aeromobile. Esse vengono comunemente indicate come u, v, w: u rappresenta la velocità lungo l'asse longitudinale, v la componente laterale e w la componente verticale nel riferimento del velivolo. Queste grandezze sono particolarmente utili per descrivere la dinamica del mezzo, perché sono direttamente collegate ai rate angolari, alle accelerazioni misurate dagli accelerometri e alle equazioni del moto nel sistema corpo.

Gli angoli di beccheggio (pitch), rollio (roll) ed imbardata (yaw) sono misurati in assi corpo e possono essere definiti come rotazioni finite attorno a questi assi; più precisamente sono rotazioni istantanee attorno agli assi corpo.

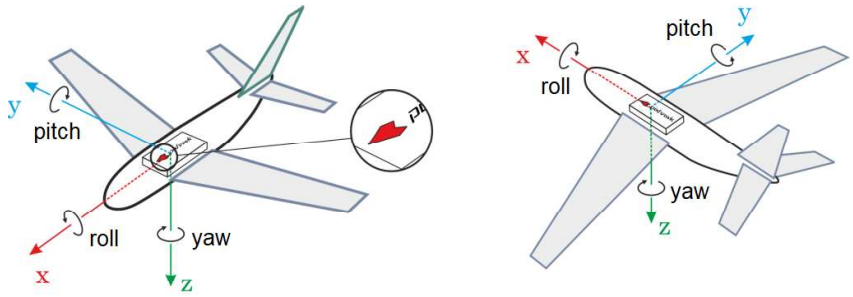


Figura 4.1: Sistema di riferimento assi corpo [6]

Assi vento

La terna di assi vento è una terna trirettangola levogira con origine nel baricentro del velivolo ed avente l'asse vento longitudinale X_w diretto secondo la direzione della velocità del velivolo, con verso positivo nel senso del moto. L'asse vento Z_w è normale ad X_w, e definisce con X_w un piano verticale, la direzione è positiva verso il basso. L'asse Y_w completa la terna levogira.

L'orientamento di questa terna è indipendente dal corpo e le forze aerodinamiche sono orientate lungo gli assi vento.

Questo riferimento è particolarmente utile per descrivere il comportamento aerodinamico, perché consente di separare in modo naturale grandezze come portanza, resistenza e forze laterali. Il passaggio dagli assi corpo agli assi vento dipende dagli angoli aerodinamici, in particolare dall'angolo d'attacco α e dall'angolo di sideslip β: per questo motivo le velocità in assi vento sono più adatte a interpretare il comportamento aerodinamico, mentre quelle in assi corpo sono più adatte a descrivere la dinamica del velivolo rispetto alla sua struttura.

4.2 Controllori PID

Al fine di incrementare la stabilità del drone ed agevolarne la controllabilità, l'autopilota utilizza specifici algoritmi descritti nel seguito.

I regolatori lineari più usati in ambito industriale sono certamente i PID, o regolatori ad azione Proporzionale, Integrale, Derivativa. Le ragioni del loro successo sono varie: prima di tutto il loro impiego consente di controllare in modo soddisfacente un'ampia gamma di processi; in secondo luogo, negli anni sono state sviluppate e largamente utilizzate semplici regole per la loro taratura automatica, applicabili con buoni risultati anche nel caso in cui non sia disponibile un modello matematico preciso del sistema sotto controllo. Inoltre, per la loro semplicità, i regolatori PID possono essere realizzati con le tecnologie più varie: meccanica, pneumatica, idraulica, elettronica analogica e digitale. Questo implica una grande disponibilità commerciale, che permette la realizzazione in tempi brevi e con costi contenuti di schemi di controllo complessi.

Tradizionalmente la struttura dei PID viene introdotta in base a considerazioni empiriche secondo le quali è opportuno che la variabile di controllo u sia generata come la somma di tre contributi:

- il primo, di significato intuitivo, è proporzionale all'errore e tra il segnale di riferimento w e la variabile di uscita y del sistema sotto controllo, può fornire un comando "pronto", ma non è in grado di garantire, in generale, errore di inseguimento nullo,
- il secondo è proporzionale all'integrale di e (cioè, di fatto al suo valor medio) ed è richiesto per imporre che l'errore si annulli asintoticamente a fronte di segnali di riferimento o disturbi additivi costanti, consente di annullare l'errore in regime permanente (steady state error) ma presenta l'inconveniente di introdurre un ritardo di fase, che rallenta la risposta del sistema,
- il terzo è proporzionale alla derivata di e ed ha lo scopo di tentare di anticipare l'andamento dell'errore negli istanti futuri, in presenza di rumore elevato sulle misure può portare però ad un'eccessiva attività sul comando.

La legge di controllo, cioè il legame tra e ed u, è quindi:

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int_{t_0}^{t} e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt}$$

dove K_P, K_I e K_D sono costanti positive o nulle (nell'ipotesi che il guadagno del processo sia positivo). Il coefficiente K_P è detto coefficiente dell'azione proporzionale, mentre K_I e K_D sono rispettivamente il coefficiente dell'azione integrale e il coefficiente dell'azione derivativa.

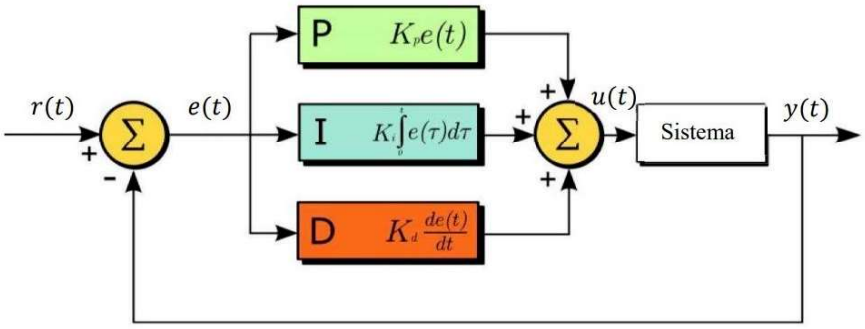


Figura 4.2: Controllore PID generico [7]

4.3 Configurazione PID

PX4 utilizza controllori PID. La funzione QGroundControl PID Tuning fornisce grafici in tempo reale del setpoint del veicolo e delle curve di risposta. L'obiettivo della regolazione è impostare i valori delle costanti P, I e D in modo tale che la curva di risposta corrisponda il più possibile alla curva di setpoint.

I controller sono stratificati, il che significa che un controller di livello superiore trasmette i propri risultati a un controller di livello inferiore. Il controller di livello più basso è il controller di rate, seguito dal controller di assetto e infine dal controller di velocità e posizione. La regolazione PID deve essere eseguita nello stesso ordine, iniziando dal controller di rate, poiché influirà su tutti gli altri controller. I controller devono essere ben tarati per ottenere le migliori prestazioni possibili dal velivolo. In particolare, un controller di rate mal regolato comporta un volo meno stabile in tutte le modalità e richiede più tempo per reagire e riprendersi dai disturbi.

Proprio per quanto riguarda il controllore di rate, PX4 supporta due forme di controllori PID matematicamente equivalenti tra loro: parallela e standard in un'unica implementazione mista. Gli utenti possono selezionare la forma da utilizzare impostando il guadagno proporzionale dell'altra forma su 1 (ad esempio, nel diagramma sottostante impostare K su 1 per la forma parallela, oppure P su 1 per la forma standard).

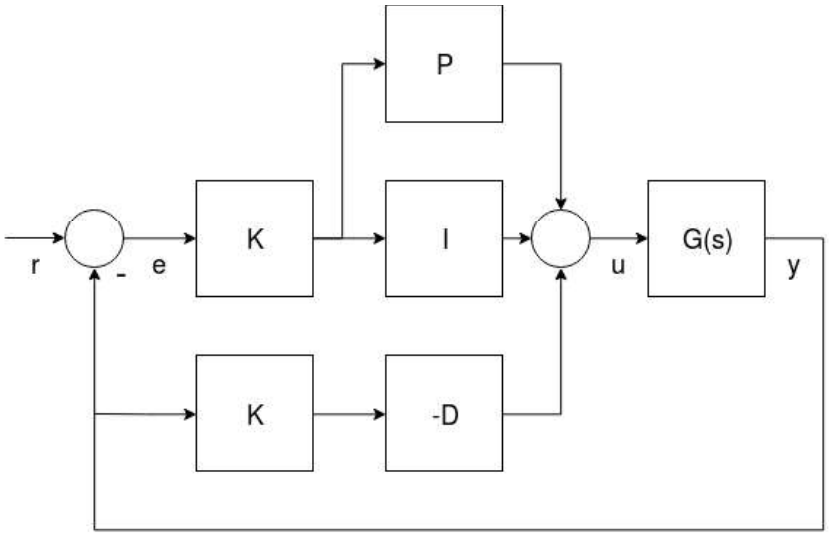


Figura 4.3: Rate controller di PX4 nella forma mista [6]

La forma parallela è la più semplice e, di conseguenza, è comunemente utilizzata nei libri di testo ed è riportata e descritta nel paragrafo 4.2. In questo caso, l'uscita del regolatore è semplicemente la somma delle azioni proporzionale, integrale e derivativa.

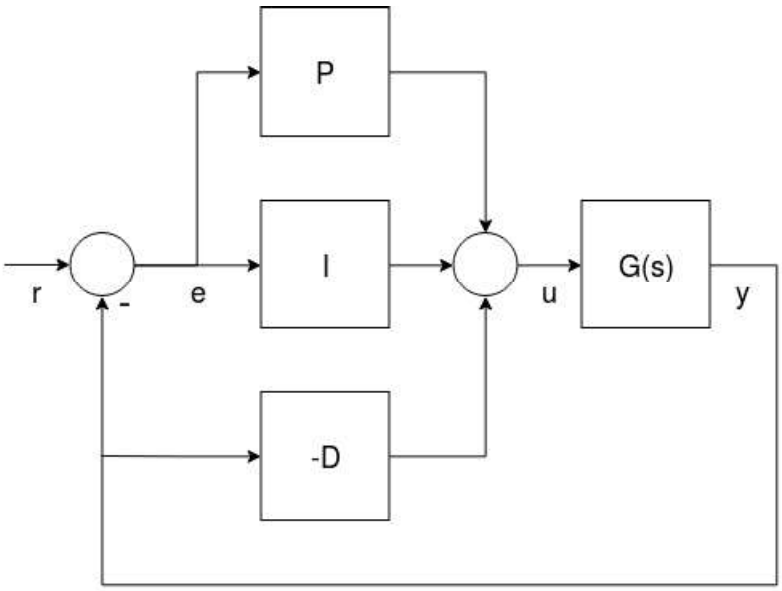


Figura 4.4: Rate controller di PX4 nella forma parallela [6]

La forma standard è matematicamente equivalente a quella parallela, ma il vantaggio principale è che separa la regolazione del guadagno proporzionale dai guadagni integrale e derivativo. Ciò significa che è possibile mettere a punto facilmente una nuova piattaforma prendendo come riferimento i guadagni di un drone di dimensioni e inerzia simili e regolando semplicemente il guadagno K per ottenere un volo corretto.

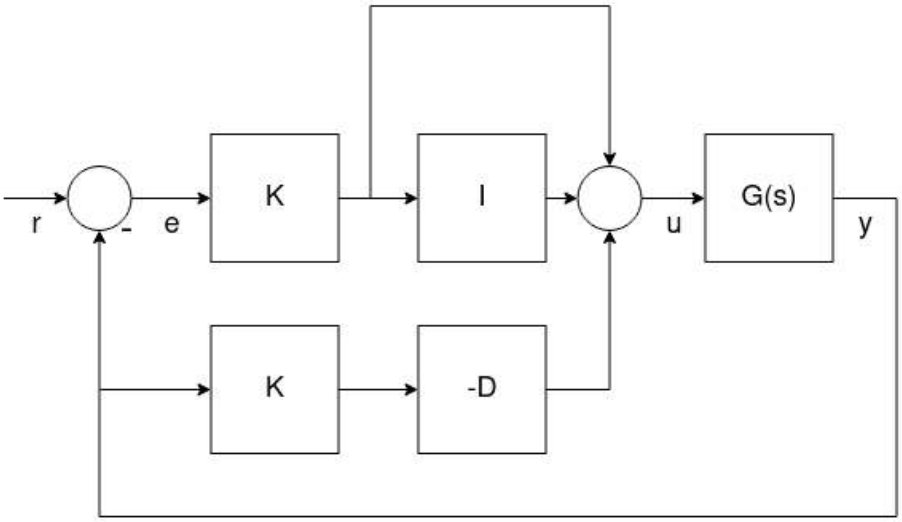


Figura 4.5: Rate controller di PX4 nella forma standard [6]

Anche se poco intuitivo, la forma standard è quella più vantaggiosa. Utilizzando quella parallela, infatti, benchè le costanti proporzionali siano tra loro completamente indipendenti, non lo saranno invece le risposte complessive associate a ciascun termine. Modificando il guadagno proporzionale, cambierà implicitamente il bilanciamento complessivo del controllore, costringendo spesso a ritoccare anche le costanti I e D. Se per esempio si ipotizzasse di aumentare il guadagno P, il sistema reagirebbe più rapidamente. L'errore permarrebbe per un tempo minore, riducendo quindi il risultato dell'integratore e variando anche il contributo

derivativo. Ciò accade perché la variazione di P provoca una modifica dell'evoluzione dell'errore nel tempo e tale variazione si ripercuote direttamente sugli altri termini del controllore. Nella forma standard si utilizza invece la costante K per variare l'aggressività globale, mantenendo invariato il bilanciamento relativo tra i contributi. Si riporta l'esempio seguente.

Consideriamo un controllore PID in forma standard:

$$u(t) = K \cdot \left[e(t) + \left(\frac{1}{I}\right) \cdot \int e(t)dt + D \cdot \frac{de(t)}{dt} \right]$$

Supponiamo inizialmente di avere i seguenti parametri:

- K = 2
- I = 0.5
- D = 0.1

Il controllore assume quindi la forma:

$$u(t) = 2 \cdot \left[e(t) + 2 \cdot \int e(t)dt + 0.1 \cdot \frac{de(t)}{dt} \right]$$

Sviluppando i termini si ottiene:

$$u(t) = 2e(t) + 4 \cdot \int e(t)dt + 0.2 \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

Supponiamo ora di ridurre il guadagno globale a K = 1 mantenendo invariati I e D. Il controllore diventa:

$$u(t) = 1 \cdot \left[e(t) + 2 \cdot \int e(t)dt + 0.1 \cdot \frac{de(t)}{dt} \right]$$

ovvero:

$$u(t) = e(t) + 2 \cdot \int e(t)dt + 0.1 \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

Si osserva quindi che il termine proporzionale, quello integrativo e quello derivativo vengono tutti ridotti nella stessa proporzione. Tuttavia, i rapporti reciproci tra i tre contributi rimangono invariati. Per questo motivo il comportamento dinamico generale del controllore resta coerente: il drone diventa semplicemente meno aggressivo e meno reattivo, senza alterare il bilanciamento interno del PID.

La procedura di test per ciascun controllore e asse (imbardata, rollio, beccheggio) è sempre la stessa: creare una rapida variazione del setpoint muovendo gli stick molto rapidamente e osservare la risposta. Si regolano quindi i cursori delle costanti P/K, I e D per migliorare il tracciamento della risposta al setpoint.

I valori PID possono essere regolati come segue:

- Guadagno P o K (proporzionale):
  - aumentarlo per una maggiore reattività,
  - ridurlo se la risposta è eccessiva o oscilla (fino a un certo punto, anche aumentare il guadagno D può essere d'aiuto).

- Guadagno D (derivativo):
  - può essere aumentato per smorzare gli overshoot e le oscillazioni,
  - aumentarlo solo quanto necessario, poiché amplifica il rumore (e può causare il surriscaldamento dei motori).
- Guadagno I (integrale):
  - utilizzato per ridurre l'errore in regime permanente,
  - se troppo basso, la risposta potrebbe non raggiungere mai il setpoint (ad esempio in presenza di vento),
  - se troppo alto, possono verificarsi oscillazioni lente.

PX4 dispone di una funzione di auto-tuning che automatizza il processo di regolazione dei controller PID di rate e assetto, che sono i controller più importanti per un volo stabile e reattivo. La regolazione deve essere eseguita una sola volta ed è consigliata a meno che non si utilizzi un veicolo che è già stato regolato dal produttore.

Per quanto riguarda i velivoli ad ala fissa, particolare attenzione merita il funzionamento del controllore di assetto. Ne viene riportato uno schema, tratto dalla documentazione di PX4, nella Figura 4.6.

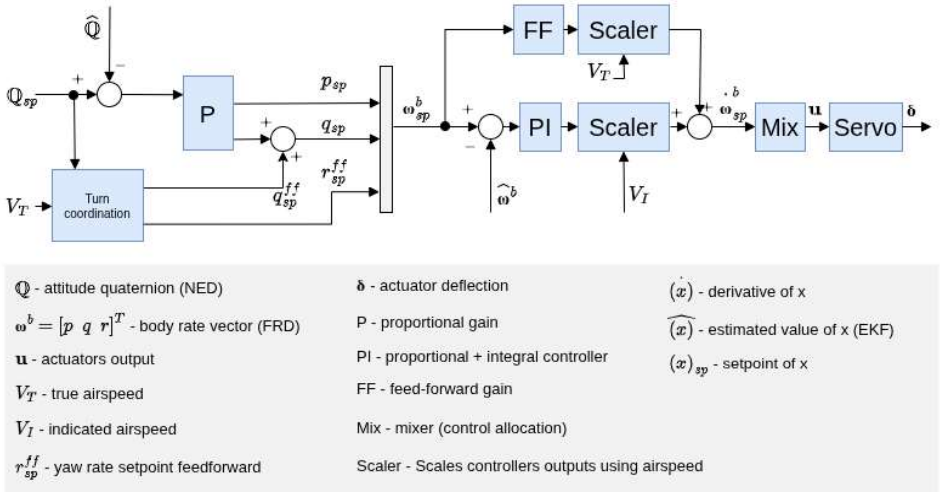


Figura 4.6: Controllore di assetto di PX4, ala fissa [6]

Questo funziona utilizzando anelli di controllo posizionati in cascata. Il loop esterno calcola l'errore tra il setpoint di assetto e l'assetto stimato che, moltiplicato per un guadagno (controllore P), genera un setpoint di velocità angolare. Il loop interno calcola quindi l'errore nelle velocità angolari e utilizza un controllore PI per generare l'accelerazione angolare desiderata. La posizione delle superfici di controllo (alettoni, elevatori, timoni, ...) viene quindi calcolata utilizzando tale accelerazione e la conoscenza a priori del sistema attraverso l'allocazione del controllo (nota anche come mixing). Inoltre, poiché le superfici di controllo sono più efficaci ad alta velocità, il controllore, tarato per la velocità di crociera, viene scalato utilizzando le misurazioni della velocità aerodinamica. In aggiunta, un ulteriore guadagno detto di feedforward viene utilizzato per compensare lo smorzamento aerodinamico. Fondamentalmente, le due componenti principali dei momenti sull'asse del corpo di un velivolo sono prodotte dalle superfici di controllo e dallo smorzamento aerodinamico (proporzionale alle velocità del corpo, che contrasta il movimento). Al fine di mantenere una velocità angolare costante, questo smorzamento può essere compensato utilizzando il feedforward nel rate loop.

Per quanto riguarda la velocità angolare di imbardata, essa è calcolata facendo sì che ogni virata sia coordinata, al fine di ridurre al minimo l'accelerazione laterale che si genererebbe in caso

l'aeromobile scivolasse o derapasse. Ciò contribuisce anche a contrastare gli effetti dell'imbardata inversa e ad inibire il dutch roll, incrementando lo smorzamento direzionale. Inoltre, per compensare l'inevitabile variazione dell'angolo di beccheggio che si verifica naturalmente durante le virate coordinate, al pitch rate viene aggiunto un termine di feedforward calcolato geometricamente. Questo termine di feedforward tiene conto dell'assetto e della velocità aerodinamica correnti dell'aeromobile, in modo che il controllore non debba generare tale correzione esclusivamente tramite feedback.

Infine, la sensibilità complessiva dell'anello di controllo esterno può essere regolata tramite la variazione delle costanti di tempo. Il valore predefinito di 0,5 secondi dovrebbe essere adeguato alla maggior parte dei velivoli ad ala fissa e solitamente non richiede alcuna regolazione. Un incremento del valore di tali costanti rende le risposte in beccheggio e rollio più morbide, viceversa la diminuzione. Esse definiscono infatti la rapidità con cui il velivolo deve correggere un errore di assetto. Nel diagramma di controllo riportato prima, queste intervengono nel loop esterno, trasformando l'errore tra assetto desiderato e assetto misurato in un setpoint di rate. Valori più bassi producono setpoint più elevati e quindi una risposta più pronta ma potenzialmente più aggressiva; valori più alti rendono invece la risposta più lenta e smorzata.

Benché non compaiano esplicitamente nel diagramma sopra riportato, anche per l'ala fissa PX4 implementa i guadagni derivativi relativamente al controllore di rate. Tuttavia, questi sono tipicamente lasciati a zero perché spesso contribuirebbero ad amplificare rumore, vibrazioni e movimento rapido delle superfici di comando. Inoltre, la maggior parte dei velivoli ad ala fissa gode intrinsecamente di un sufficiente smorzamento aerodinamico naturale.

Per quanto riguarda i velivoli VTOL, essi devono essere messi a punto nelle due modalità di volo principali: multicottero ed ala fissa. Inoltre, particolare attenzione deve essere anche posta nella configurazione manuale della modalità di transizione tra una e l'altra.

4.3.1 Configurazione MC

Per prima cosa deve essere eseguita la configurazione del velivolo in modalità multicottero. Ci si avvale della funzionalità di autotuning disponibile su PX4. Eventuali raffinamenti potranno poi essere eseguiti manualmente in seguito.

Prima di avviare l'operazione di autotuning, è necessario assicurarsi che il velivolo sia in grado di volare e stabilizzarsi autonomamente. Ciò può essere verificato inducendo delle oscillazioni comandate sugli assi di rollio e beccheggio che devono esaurirsi entro due periodi.

La sequenza di autotuning deve essere eseguita in una zona di volo sicura, con spazio sufficiente. Richiede circa 40 secondi e per ottenere risultati ottimali, è consigliato eseguirla in condizioni meteorologiche calme. Una volta avviata, Il drone inizierà prima a eseguire rapidi movimenti di rollio, seguiti da movimenti di beccheggio e imbardata. Per applicare i nuovi parametri di messa a punto è necessario atterrare manualmente e disarmare il drone. Si può poi procedere a decollare con cautela e verificare manualmente che il veicolo sia stabile e che la regolazione abbia avuto effetto.

In caso si ritenesse necessario rifinire ulteriormente la configurazione, è possibile intervenire manualmente per modificare le costanti P, I e D come indicato in precedenza.

4.3.2 Configurazione Ala fissa

La funzionalità di autotuning in modalità ad ala fissa è del tutto equivalente a quella del multicottero. L'unica differenza risiede nel fatto che la nuova regolazione verrà applicata immediatamente e testata in volo per impostazione predefinita. Inoltre, PX4 esegue un test di 4 secondi e ripristina la regolazione precedente in caso venga rilevato un problema.

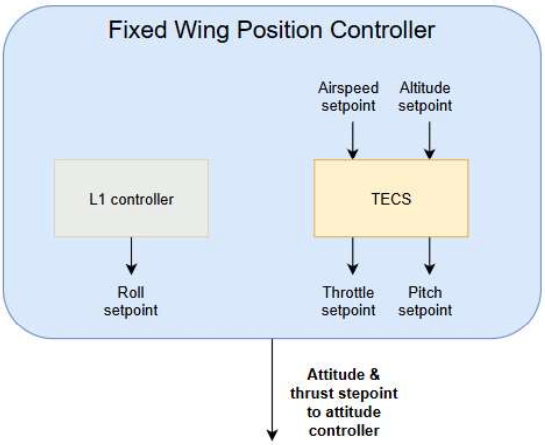


Figura 4.7: Controllore di posizione di PX4, ala fissa [6]

Oltre ai controllori PID, in modalità ala fissa il velivolo utilizza altri controllori di alto livello necessari per svolgere correttamente le operazioni. Uno di questi è il TECS (Total Energy Control System): un algoritmo di controllo per velivoli ad ala fissa che coordina i valori di riferimento dell'acceleratore e dell'angolo di beccheggio per controllare l'altitudine e la velocità del velivolo. Il controllo simultaneo della velocità reale (TAS) e dell'altitudine non è un compito banale. Aumentando l'angolo di beccheggio dell'aeromobile si ottiene un aumento dell'altitudine, ma anche una diminuzione della velocità. Aumentando la potenza del motore si ottiene un aumento della velocità, ma anche dell'altitudine, a causa dell'aumento della portanza. Si hanno quindi due input (angolo di beccheggio e potenza del motore) che influenzano entrambi i due output (velocità e altitudine), rendendo il controllo piuttosto complesso.

Il TECS rappresenta il problema in termini di energie anziché di valori di riferimento originali. L'energia totale di un aeromobile è la somma dell'energia cinetica e potenziale. La spinta (tramite il comando dell'acceleratore) aumenta lo stato energetico totale dell'aeromobile. Un dato stato di energia totale può essere raggiunto mediante combinazioni arbitrarie di energie potenziali e cinetiche. Volare ad alta quota ma a bassa velocità può essere equivalente a volare a bassa quota ma a una velocità maggiore in termini di energia totale. Ci si riferisce a questo come al bilancio energetico specifico, che viene calcolato dall'altitudine attuale e dal setpoint della velocità reale. Il bilancio energetico specifico è controllato tramite l'angolo di beccheggio dell'aeromobile. Un aumento dell'angolo di beccheggio trasforma l'energia cinetica in energia potenziale e un angolo di beccheggio negativo viceversa. Il problema di controllo è stato quindi disaccoppiato trasformando i setpoint iniziali in quantità di energia che possono essere controllate indipendentemente. Utilizziamo la spinta per regolare l'energia totale specifica del veicolo e il beccheggio per mantenere un equilibrio specifico tra energia potenziale (altitudine) e cinetica (velocità).

La messa a punto del TECS consiste principalmente nell'impostare correttamente i limiti prestazionali del velivolo. Tali limiti possono essere specificati in termini di parametri determinabili da una sequenza di manovre di volo. In particolare, è necessario definire le condizioni di trim, i limiti di velocità e potenza ed i limiti di beccheggio e massimo rateo di salita. Di seguito, in Tabella 4.1, sono riportati nel dettaglio i parametri richiesti per la calibrazione accurata dell'algoritmo.

TRIM CONDITION	FW_AIRSPD_TRIM	Velocità di trim
	FW_THR_TRIM	Manetta richiesta alla velocità di trim
	FW_PSP_OFF	Angolo di beccheggio richiesto in volo livellato
AIRSPEED AND THROTTLE LIMITS	FW_THR_MAX	Manetta richiesta per raggiungere la velocità massima in volo livellato
	FW_THR_MIN	Manetta minima in ogni condizione di volo
	FW_AIRSPD_MAX	Velocità massima raggiunta a FW_THR_MAX
PITCH AND CLIMB RATE LIMITS	FW_P_LIM_MAX	Angolo di beccheggio richiesto per salire a velocità di trim applicando FW_THR_MAX
	FW_T_CLMB_MAX	Rateo di salita raggiunto durante la salita a FW_AIRSPD_TRIM
	FW_P_LIM_MIN	Angolo di beccheggio richiesto per raggiungere FW_AIRSPD_MAX a FW_THR_MIN
	FW_T_SINK_MAX	Rateo di discesa raggiunto nella manovra
	FW_T_SINK_MIN	Rateo di discesa raggiunto mantenendo FW_AIRSPD_TRIM

Tabella 4.1: Parametri calibrazione TECS [6]

Questi possono essere determinati tramite una specifica sequenza di manovre di volo descritte nella documentazione di PX4:

1. condizioni di trim: volare in modalità stabilizzata e trovare i valori di manetta e angolo di beccheggio necessari per sostenere un volo livellato alla velocità di trim. Usare la manetta per regolare la velocità e la variazione di angolo di beccheggio per mantenere il volo livellato,
2. limiti di velocità e potenza: volare in modalità stabilizzata e aumentare la potenza mantenendo il volo livellato utilizzando il controllo dell'angolo di beccheggio, fino a quando il velivolo non raggiunge la velocità massima consentita,
3. limiti di beccheggio e massimo rateo di salita; la manovra si compone di tre fasi:
    a. volare in modalità stabilizzata, applicare la massima potenza (FW_THR_MAX) e aumentare lentamente l'angolo di beccheggio del velivolo fino a quando la velocità all'aria raggiunge FW_AIRSPD_TRIM,
    b. volare in modalità stabilizzata, ridurre la potenza a FW_THR_MIN e diminuire lentamente l'angolo di beccheggio fino a quando il velivolo raggiunge FW_AIRSPD_MAX,
    c. volare in modalità stabilizzata, ridurre la potenza a FW_THR_MIN e regolare l'angolo di beccheggio in modo che il velivolo mantenga FW_AIRSPD_TRIM.

Si rende inoltre necessario compensare per gli effetti di variazione del peso al decollo e della densità dell'aria. Infatti, sebbene tali limiti siano specificati utilizzando parametri costanti, in realtà le prestazioni del veicolo sono influenzate da vari fattori. Se non si tiene conto delle variazioni di peso e di densità dell'aria, il tracciamento dell'altitudine e della velocità aerodinamica rischia di peggiorare nel caso in cui la configurazione si discosti in modo significativo da quella per cui il veicolo è stato messo a punto. Si può quindi procedere come segue:

1. determinare il peso del velivolo nella stessa configurazione utilizzata per il tuning TECS di base ed impostarlo nel parametro WEIGHT_BASE,
2. determinare il peso del velivolo in ogni specifica configurazione di volo (per esempio con payload) ed impostarlo nel parametro WEIGHT_GROSS,
3. se il tuning TECS base non è stato eseguito in condizioni aria standard, moltiplicare FW_T_SINK_MIN e FW_THR_TRIM per il parametro $P = \sqrt{\rho/\rho_{sl}}$

Un ulteriore procedimento di messa a punto riguarda la calibrazione specifica del sensore aria. Questo può infatti compiere errori di misurazione della velocità dovuti al posizionamento o all'installazione dello stesso. PX4 utilizza una scala di conversione per calcolare la velocità calibrata (CAS) conoscendo la velocità indicata (IAS). Una corretta calibrazione della scala è necessaria per ottenere dati affidabili sulla velocità, calcolare accuratamente la TAS ed ottenere prestazioni costanti del controllore.

PX4 stima la scala di conversione IAS CAS in 2 passaggi:

1. stima EKF continua: un algoritmo che stima il vento confronta costantemente la velocità all'aria misurata con quella prevista in base alla velocità al suolo (dal GNSS) e al vento stimato. Se c'è uno scostamento costante, regola la stima della scala di conversione. La scala stimata viene registrata nel file AirspeedWind.msg come tas_scale_raw,
2. validazione della nuova scala attraverso misure di confronto ogni 30 gradi di heading. La scala validata viene registrata nel file AirspeedWind.msg come *tas_scale_validated.*

Durante il primo volo di un nuovo velivolo ad ala fissa, è importante concedere a PX4 il tempo necessario per la convergenza della scala CAS verso una stima iniziale ragionevole. Sono suggeriti i seguenti passaggi:

1. settare la scala (*ASPD_SCALE_n*) al valore default di 1. PX4 apprende automaticamente la scala nei primi 5 minuti di volo,
2. dopo il decollo entrare in modalità *loiter* per almeno 15 minuti. Si agevola la validazione e convergenza della nuova scala,
3. controllare la convergenza della scala verificando i logs,
4. aggiornare *ASP_SCALE_n* con la nuova scala stimata da PX4 e salvata in *tas_scale_validated.*

In aggiunta alle operazioni descritte in precedenza, ogni modalità di volo dell'autopilota può essere personalizzata agendo su alcuni specifici parametri. Sono riportati, come esempio, quelli relativi alle modalità position e altitude di PX4.

POSITION AND ALTITUDE MODES		
FW_AIRSPD_MIN	Vel. minima. Default: 10 m/s.	
FW_AIRSPD_MAX	Vel. max. Default: 20 m/s.	
FW_AIRSPD_TRIM	Vel. crociera. Default: 15 m/s.	
FW_MAN_P_MAX	Setpoint max. beccheggio. Default: 45 degrees.	
FW_MAN_R_MAX	Setpoint max. rollio. Default: 45 degrees.	
FW_T_CLMB_R_SP	Setpoint max rateo salita. Default: 3 m/s.	
FW_T_SINK_R_SP	Setpoint max rateo discesa. Default: 2 m/s.	
FW_PN_R_SLEW_MAX	Setpoint max velocità di rollio. Default: 90 °/s.	Solo position

Tabella 4.2: Parametri calibrazione modalità position e altitude, ala fissa [6]

In particolare, questi gestiscono i parametri limite dell'inviluppo di volo del velivolo nelle suddette modalità e riguardano velocità notevoli e valori massimi di angoli caratteristici e ratei di salita o discesa.

Oltre al TECS, in modalità ala fissa agisce anche l'NPFG, un secondo controllore di alto livello, attivato nelle modalità di volo *Hold,* Position e *Mission.* Esso è un controllore di guida laterale il cui compito è trasformare un riferimento di navigazione, per esempio una linea tra waypoint, un loiter o una direzione da mantenere, in una richiesta di accelerazione laterale, gestita poi dai controllori inferiori e convertita in un setpoint di rollio. Il funzionamento di tale controllore è molto simile all'L1 utilizzato da Arduplane. A differenza di questo, integra una formulazione più moderna e robusta per quanto riguarda la correzione degli effetti del vento. Esso calcola infatti l'errore laterale rispetto alla rotta, definisce un punto di inseguimento davanti al velivolo e genera un riferimento laterale compatibile con velocità, vento stimato e dinamica di rollio.

4.3.3 Configurazione VTOL

Oltre a configurare i due modi operativi di multicottero ed ala fissa, è importante impostare un ulteriore stato tipico dei velivoli VTOL: la transizione. Questa si distingue tipicamente in Front transition, quando il velivolo passa dallo stato di multicottero a quello ad ala fissa e Back transition, quando il velivolo transizione nuovamente allo stato di multicottero. Queste due fasi sono descritte dall'autopilota mediante parametri differenti e devono quindi essere regolate distintamente.

4.3.3.1 Front transition

Una regolazione corretta della fase di Front transition è importante per ottenere un ingresso sicuro nella modalità ad ala fissa. Ad esempio, se la velocità fosse troppo bassa durante la transizione, potrebbe verificarsi uno stallo catastrofico.

In PX4, questa fase di transizione è tipicamente regolata dai seguenti parametri:

- manetta di transizione (VT_F_TRANS_THR): definisce il livello di manetta target per il motore di spinta durante la transizione anteriore. Questo deve essere impostato su un valore sufficientemente alto da garantire il raggiungimento della velocità di transizione,
- velocità di risposta del motore ala fissa (VT_PSHER_SLEW): stabilisce il tempo necessario per aumentare la potenza fino al valore target (definito da VT_F_TRANS_THR). Un valore pari a 0 comporterà l'impostazione immediata del valore di potenza di transizione. Per impostazione predefinita, la velocità di variazione è impostata su 0,33, il che significa che occorreranno 3 secondi per aumentare l'acceleratore al 100%,
- velocità di miscelamento dei comandi (VT_ARSP_BLEND): quando la velocità aerodinamica si avvicina alla velocità di transizione, l'autorità del controllore di assetto del multirotore viene ridotta mentre quella del controllore dell'ala fissa inizia ad aumentare continuamente fino al completamento della transizione.
  Impostando questo parametro su 0 si disattiva la miscelazione, in modo da mantenere il controllo completo del multirotore e azzerare il controllo dell'ala fissa fino al verificarsi della transizione,
- velocità di transizione (VT_ARSP_TRANS): è la velocità aerodinamica che, una volta raggiunta, attiverà il passaggio dalla modalità multirotore alla modalità ad ala fissa. È fondamentale che il sensore di velocità aerodinamica sia stato calibrato correttamente. È inoltre importante scegliere una velocità aerodinamica che sia comodamente superiore alla velocità di stallo,

- durata transizione openloop (VT_F_TR_OL_TM): questo parametro specifica la durata della front transition in secondi quando non è disponibile alcun feedback sulla velocità aerodinamica (ad esempio, in assenza di sensore di velocità aerodinamica). Deve essere impostato su un valore che garantisca che il veicolo raggiunga una velocità aerodinamica sufficientemente elevata per completare la transizione,
- durata massima front transition (VT_TRANS_TIMEOUT): specifica il limite massimo di durata della front transition. Se il veicolo non ha raggiunto la transition airspeed dopo questo tempo, la transizione verrà interrotta e verrà attivato un evento Quadchute: un evento failsafe per il quale il velivolo passerà automaticamente nella modalità multicottero ed eseguirà una serie di azioni predefinite.

4.3.3.2 Back transition

Quando un VTOL esegue una back transition deve rallentare prima di poter passare alla modalità multicottero. Per facilitare la frenata, il flight controller comanderà un aumento dell'incidenza del velivolo se la decelerazione misurata è inferiore a quella desiderata. La risposta di questo controllore di decelerazione può essere regolata tramite un guadagno integrale. Aumentandone il valore si otterrà un'inclinazione più aggressiva per raggiungere l'impostazione di decelerazione configurata. Il veicolo considererà completata la back transition quando la velocità orizzontale in assi corpo avrà raggiunto la velocità di crociera in modalità multicottero o quando sarà trascorso il tempo di transizione definito.

In PX4, questa fase di transizione è tipicamente regolata dai seguenti parametri:

- decelerazione desiderata (VT_B_DEC_MSS): utilizzata per calcolare la distanza di back transition. Per i velivoli VTOL e tiltrotor standard, viene utilizzato un controller per tracciare questo valore durante la transizione,
- guadagno integrale (VT_B_DEC_I): regola l'entità dell'aumento di incidenza del velivolo nella fase di decelerazione,
- velocità di crociera in modalità multicottero (MPC_XY_CRUISE): velocità orizzontale alla quale si considera conclusa la fase di back transition,
- durata massima back transition (VT_B_TRANS_DUR): trascorso questo tempo la transizione viene dichiarata conclusa anche se la velocità al suolo non scende al di sotto di MPC_XY_CRUISE.

Durante le missioni di volo che utilizzano un waypoint di atterraggio, il pilota automatico tenterà di calcolare la distanza corretta alla quale avviare la back transition. Lo fa osservando la velocità attuale (paragonabile alla velocità al suolo) e la decelerazione prevista (VT_B_DEC_MSS); parametro regolabile per far sì che il veicolo completi la back transition prossimo al suo punto di atterraggio.

Impostando un tempo di back transition elevato (VT_B_TRANS_DUR) si darà al veicolo più tempo per rallentare. Durante questo periodo, il VTOL spegnerà il motore di crociera e aumenterà lentamente la potenza dei motori quadricottero mentre planerà. Più alto è il tempo impostato, più a lungo il veicolo planerà nel tentativo di rallentare. Durante questa fase, il veicolo controllerà solo l'altitudine e non la posizione, motivo per cui ci si potrà aspettare una certa deriva.

PX4 include inoltre una funziona definita weather vane che ruota automaticamente il velivolo in modo che il muso sia rivolto nella direzione del vento relativo durante il volo stazionario in modalità multicottero. Ciò migliora la stabilità riducendo la possibilità che il vento laterale sollevi l'ala esposta e ribalti il veicolo.

Per completezza, si è considerato opportuno confrontare le modalità di transizione di PX4 con quelle impiegate da Ardupilot. Vengono riportati nel seguito una tabella (Tabella 4.3) di confronto e comparazione dei parametri dei due autopiloti e gli schemi (Figura 4.8) riassuntivi delle logiche di Ardupilot e PX4.

ARDUPLANE	PX4	DESCRIZIONE
	VT_F_TR_OL_TM	Tempo, in secondi, utilizzato per la transizione se il sensore aria non è disponibile
AIRSPEED_MIN		Quando raggiunta, l'assistenza dei motori MC inizierà a diminuire
	VT_ARSP_TRANS	Quando raggiunta, innesca lo switch a modalità ala fissa
Q_TRANSITION_MS		Tempo di transizione in millisecondi dopo il raggiungimento della velocità minima
Q_TRANS_FAIL	VT_TRANS_TIMEOUT	Tempo massimo consentito per la transizione
TKOFF_THR_MAX	VT_F_TRANS_THR	Manetta minima (target) per il motore durante la transizione
	VT_PSHER_SLEW	Tempo accelerazione motore FW
	VT_ARSP_BLEND	Velocità di miscelamento
PTCH_LIM_MAX_DEG	VT_B_DEC_I	Regola cabrata decelerazione
Q_BACKTRANS_MS	VT_B_TRANS_DUR	Durata back transition
	VT_B_DEC_MSS	Decelerazione attesa
	MPC_XY_CRUISE	Quando raggiunta, back transition conclusa

Tabella 4.3: Parametri di transizione [6] [8]

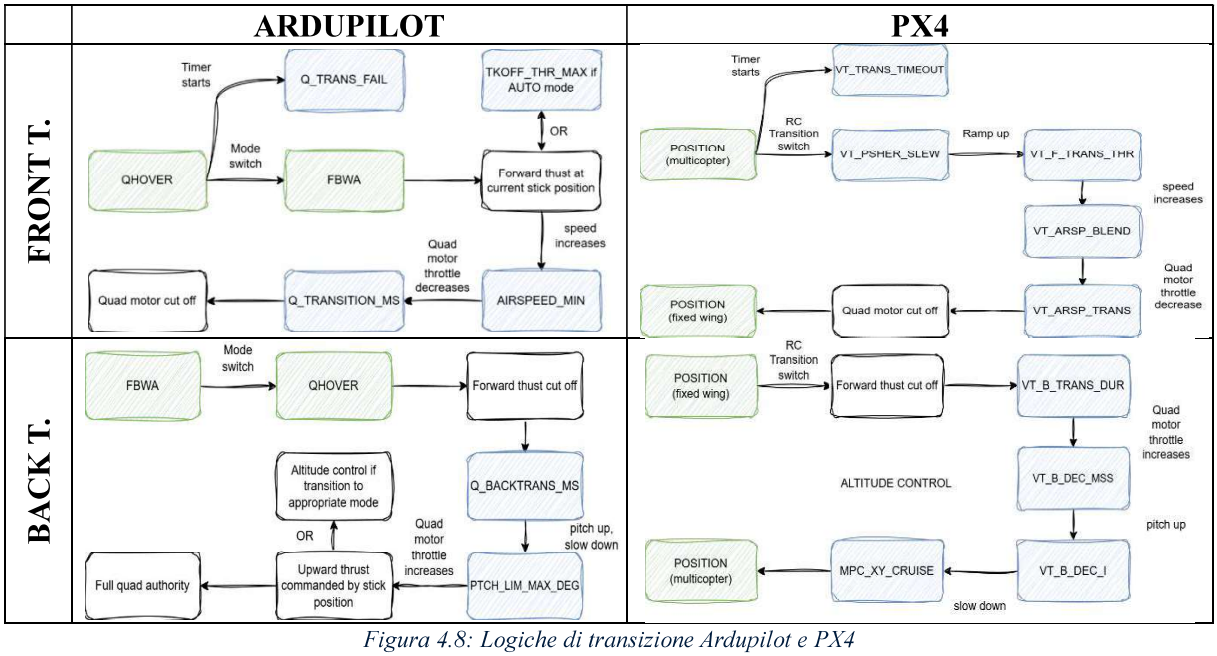


Figura 4.8: Logiche di transizione Ardupilot e PX4

La transizione è gestita dagli autopiloti in modo simile. Tuttavia, esistono alcune interessanti differenze da puntualizzare:

- PX4 mette a disposizione dell'utente una gamma di parametri più ampia per personalizzare la transizione al meglio. Inoltre, gode di una documentazione nettamente più ricca e precisa a supporto dell'utente rispetto ad ArduPilot,
- in PX4, la transizione è attivata da uno switch opportunamente impostato sul radiocomando. Il drone, a transizione completata, si troverà nella stessa modalità di volo in cui si trovava quando lo switch è stato attivato. In Ardupilot, la transizione è attivata impostando una modalità di volo specifica dell'ala fissa (fron transition) o del multicottero (back transition),
- in PX4 la transizione avviene in modo completamente automatico e l'autopilota esegue le operazioni riferendosi ai parametri impostati a priori. In Ardupilot, almeno di non trovarsi in modalità Auto, alcune fasi sono gestite da input del pilota come, per esempio, l'entità della manetta del motore ala fissa durante la front transition. Un eventuale utente finale non esperto potrebbe avere difficoltà a gestire alcune fasi della transizione in maniera sicura ed efficace,
- in Ardupilot, non sempre l'autopilota mantiene la quota durante la back transition.

5 Derivazione delle caratteristiche aeromeccaniche del modello

Preventivamente ai test di volo, è stata eseguita, su alcuni dei modelli selezionati, un'analisi numerica delle caratteristiche aeromeccaniche in volo traslato in modalità ala fissa. L'attendibilità di queste indagini verrà poi verificata, o smentita, durante le prove in volo.

5.1 OpenVsp

OpenVsp (Open Vehicle Sketch Pad) [9] è un software sviluppato dalla NASA che permette di creare ed analizzare geometrie parametriche complesse di velivoli atmosferici. Offre una moltitudine di geometrie di base, comuni nella modellazione aeronautica, che gli utenti possono modificare e assemblare per creare modelli personalizzati. Dispone inoltre di un solutore aerodinamico integrato, VSPAero, che permette l'esecuzione di analisi lineari di vario tipo, utili a stabilire le caratteristiche aerodinamiche del modello in condizioni di volo normali: in crociera, a bassi angoli di attacco e di derapata. Non sarà infatti in grado di prevedere lo stallo o qualunque altro tipo di separazione. In base alla geometria ed ai componenti considerati, VSPAero adotta uno dei due metodi risolutivi descritti nel seguito.

5.1.1 Vortex lattice method

Il vortex lattice method (VLM) è un metodo numerico usato tipicamente per risolvere problemi legati alle superfici portanti. Esso è un'estensione della teoria di Prandtl della linea portante. Invece di utilizzare un singolo vortice a ferro di cavallo, ogni superficie è modellata come un reticolo di vortici di spessore infinitesimo. Il VLM è in grado di calcolare la portanza e la resistenza indotta ma non tiene conto dell'influenza dello spessore e della viscosità. Essendo un metodo basato sulla teoria del flusso potenziale, non tiene infatti conto di alcun effetto legato al comportamento e all'evoluzione dello strato limite sui corpi analizzati. Di per sé, non permette quindi il calcolo della resistenza di forma e della resistenza parassita. Il contributo resistente fornito dal VLM è quindi essenzialmente quello indotto, associato alla generazione di portanza.

5.1.2 Metodo a pannelli

Il metodo a pannelli è utilizzato per determinare la distribuzione di velocità e conseguentemente di pressione attorno al corpo analizzato. Come il VLM, anch'esso sfrutta la teoria del flusso potenziale escludendo quindi totalmente gli effetti viscosi. L'approssimazione numerica consiste nella discretizzazione del corpo soggetto ad analisi in diversi pannelli, ciascuno di questi accoppiato ad una struttura elementare della corrente (vortici, doppiette, sorgenti o pozzi) in modo tale da rispettare determinate condizione al contorno. Essendo queste molto versatili, tale metodo può essere utilizzato per rappresentare arbitrariamente quasi ogni tipo di geometria. Per questo motivo, esso viene principalmente utilizzato per la modellazione aerodinamica di corpi tozzi quali fusoliera, gondole motore o altre appendici. Anch'esso, come il VLM, può predire unicamente la resistenza indotta se non è accoppiato a modelli viscosi di strato limite.

5.1.3 Strumento Parasite drag

La resistenza parassita è una combinazione di resistenza di forma, attrito e interferenza che è evidente in qualsiasi corpo che si muove attraverso un fluido. Sebbene VSPAERO includa, applicando un semplice modello di resistenza della lamina piana, una stima della resistenza parassita nel calcolo del coefficiente di resistenza a portanza zero, lo strumento Parasite Drag offre opzioni e funzionalità molto più avanzate. Consente di eseguire calcoli molto dettagliati della resistenza parassita e delle interferenze sfruttando i componenti del modello esistente ed

una serie di equazioni relative all'atmosfera, all'attrito superficiale e al fattore di forma. Lo strumento esegue il tool Comp Geom in background per calcolare le aree bagnate e inserisce automaticamente i parametri geometrici rilevanti nel risolutore.

5.2 Metodologia di calcolo

5.2.1 Modellazione

Il primo passo per la derivazione delle caratteristiche aeromeccaniche del modello è definirne la geometria su OpenVSP. Utilizzando le forme di base messe a disposizione dal software, è possibile costrutire il drone nella quasi totalità. Generalmente, per ottenere una corrispondenza idonea tra le forme reali e quelle modellate e per rispettare le proporzioni e le dimensioni del drone, durante la modellazione ne viene sovrapposta una vista in pianta o laterale in modo tale da poter fare riferimento a quella. In questo modo, anche non disponendo di un modello tridimensionale CAD del drone, la modellazione su OpenVSP della geometria risulta comunque veloce ed efficace. Rientra, nella parte di modellazione, la definizione della mesh: la discretizzazione del dominio continuo in elementi geometrici finiti, in questo caso pannelli rettangolari, previa esecuzione dell'analisi computazionale. Tra le tante cose, OpenVSP permette di definire il grado di raffinatezza della mesh e quindi il numero di pannelli impiegati. Utilizzandone di più, aumenterà decisamente l'accuratezza della soluzione, a discapito della velocità di convergenza del metodo. Un numero troppo elevato di elementi non è sempre utile e spesso è sconsigliabile. Risulta invece importante definire la densità di questi e la sovrapposizione o intersezione di diversi componenti (per esempio ala e fusoliera). Bisogna adottare diverse precauzioni: prima di tutto, è opportuno addensare gli elementi dove si prevede possa esserci un gradiente spaziale del flusso più elevato; per esempio, alla radice alare o all'estremità. Inoltre, nelle regioni di intersezione, è importante evitare la sovrapposizione di pannelli appartenenti a componenti diversi. Ancora, come buona pratica, le proporzioni di questi dovrebbero essere tali per cui il pannello sia all'incirca quadrato.

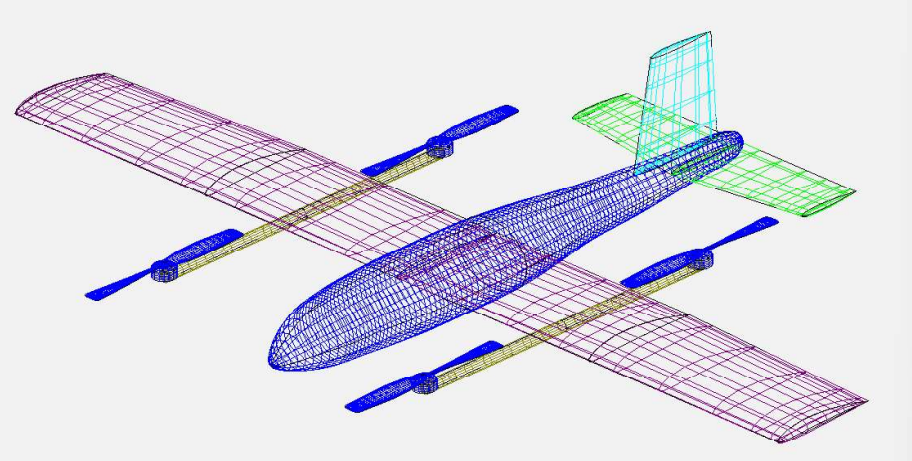
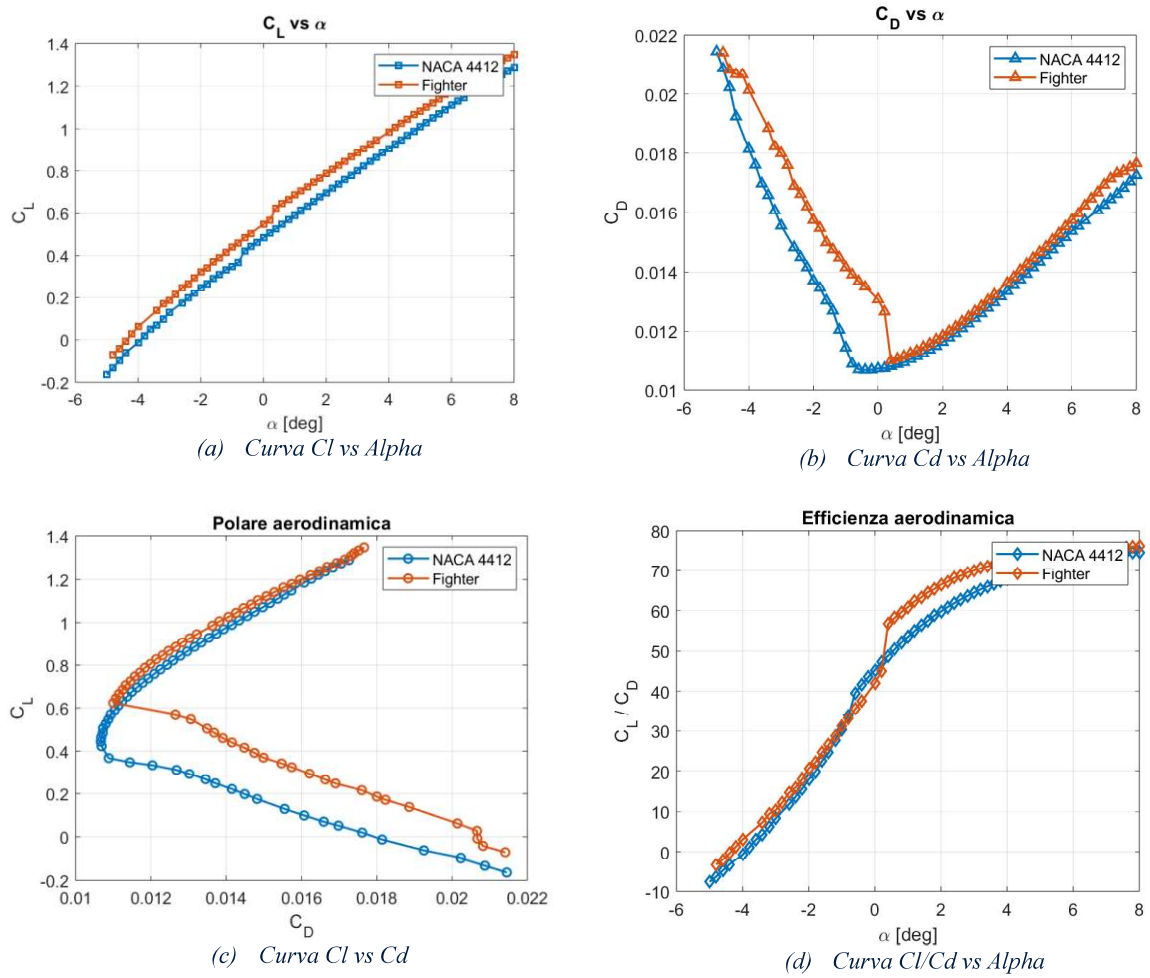


Figura 5.1: Modello OpenVSP del Makeflyeasy Fighter

Nel corso della modellazione dell'ala, ricalcando le viste in pianta, frontali e laterali, vengono conseguentemente definite le caratteristiche aerodinamiche più importanti del modello: apertura alare, corda, rastremazione, angolo di freccia e diedro. Per la totalità dei droni considerati non sono invece disponibili informazioni riguardanti il profilo alare utilizzato. Preliminarmente, si è scelto di eseguire le analisi aerodinamiche utilizzando un profilo NACA 4412. Oltre ad essere di facile implementazione all'interno di OpenVSP, è un profilo semplice, ampiamente documentato e ben compreso, che consente di ottenere stime affidabili e confrontabili e di validare rapidamente i modelli di calcolo prima di passare a profili più

ottimizzati. Per un drone in particolare, il Makeflyeasy Fighter, è stato possibile indagare più approfonditamente riguardo al profilo utilizzato. Sfruttando un modello 3d dell'ala pubblicato sul sito del costruttore, si è ricostruita la forma del profilo, importando poi questa all'interno di OpenVSP. Viene presentato in Figura 5.2 un confronto numerico tra il profilo del Fighter ed il NACA 4412.



(a) Curva Cl vs Alpha

(b) Curva Cd vs Alpha

(c) Curva Cl vs Cd

(d) Curva Cl/Cd vs Alpha

Figura 5.2: Confronto numerico tra NACA 4412 e profilo Fighter

5.2.2 Analisi

Dopo aver modellato il drone, è possibile procedere con l'analisi aerodinamica utilizzando lo strumento VSPAero. Prima di estrarre l'intera polare del velivolo, è opportuno verificare la bontà del modello appena definito tentando di risolvere il flusso per pochi angoli. Si possono quindi eseguire le prime analisi per incidenze nulle o prossime a questa. Tra i vari parametri modificabili che mette a disposizione il solutore, alcuni sono di fondamentale importanza e decidono la corretta riuscita di un'analisi. Prima di tutto, è necessario impostare VSPAero in modo tale ricavare le superfici di riferimento direttamente dal modello geometrico, spuntando l'opportuna casella. Inoltre, bisogna stabilire in che modo ciascun componente verrà risolto. Ciò che viene raggruppato nel set definito "Thin" verrà risolto con il VLM, mentre ciò che viene raggruppato in quello "Thick" verrà risolto con il metodo a pannelli. Normalmente, è buona abitudine inserire tutte le superfici portanti, comprese quelle di coda, all'interno del set "Thin". Il set "Thick" viene invece riservato per la fusoliera e tutte le appendici. In questo si differenzia il metodo di risoluzione scegliendo quello più opportuno per il componente considerato. Dopo aver eseguito la prima analisi, è bene verificare la convergenza di questa utilizzando l'opportuno pannello di visualizzazione della soluzione. Se questa non dovesse

convergere, potrebbe essere necessario aumentare il numero di iterazioni o di nodi della scia. Generalmente, più il modello è complesso e più attenzione bisognerà riporre nell'incrementare questi due parametri. Inoltre, potrebbero essere presenti difetti nella definizione della mesh. Questi possono essere scovati utilizzando lo strumento "Viewer" che mostra, tra le tante cose, la distribuzione del coefficiente di pressione e la distribuzione della scia sul modello. Tipicamente, problemi nella definizione della mesh corrispondono ad artefatti di pressione o deformità evidenti di scia non coerenti con l'interazione aerodinamica del velivolo. Dopo essersi assicurati che la convergenza sia soddisfacente e che i risultati siano coerenti, è possibile eseguire un'analisi più approfondita che spazi per molteplici angoli di incidenza. In questo modo, per ognuno di questi, vengono ricavati il coefficiente di portanza del velivolo completo e la componente indotta della resistenza. Si tenga presente che in realtà, integrando modelli viscosi di strato limite, VSPAero calcola anche una componente della resistenza causata dalla distribuzione di pressione.

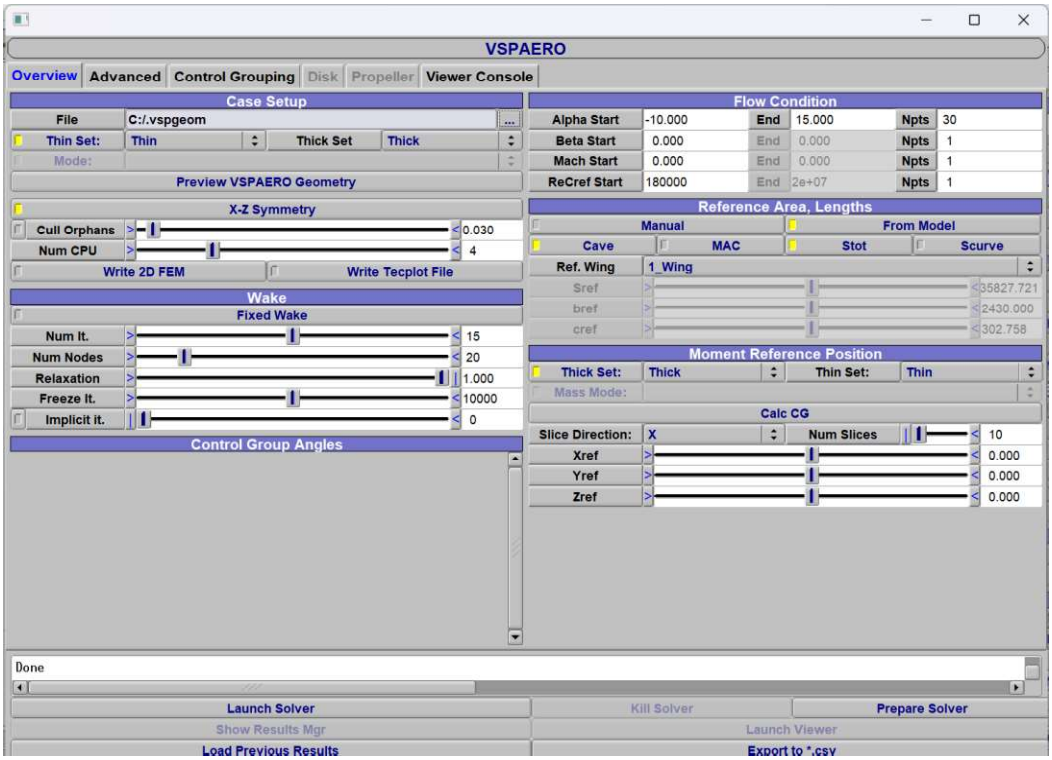


Figura 5.3: Pagina configuratore del solutore VSPAero

Per motivi legati alla definizione della geometria, spesso particolarmente complessa, può accadere che siano presenti delle asimmetrie ingiustificate nei risultati. Queste possono essere risolte abilitando, in VSPAero, l'opzione di simmetria del modello rispetto al piano XZ. In questo modo, si ottiene una soluzione più coerente ed egualmente o più accurata.

La componente parassita viene invece ricavata dal tool "Parasite Drag" ponendo attenzione nella definizione delle superfici di riferimento e delle condizioni atmosferiche e di velocità considerate.

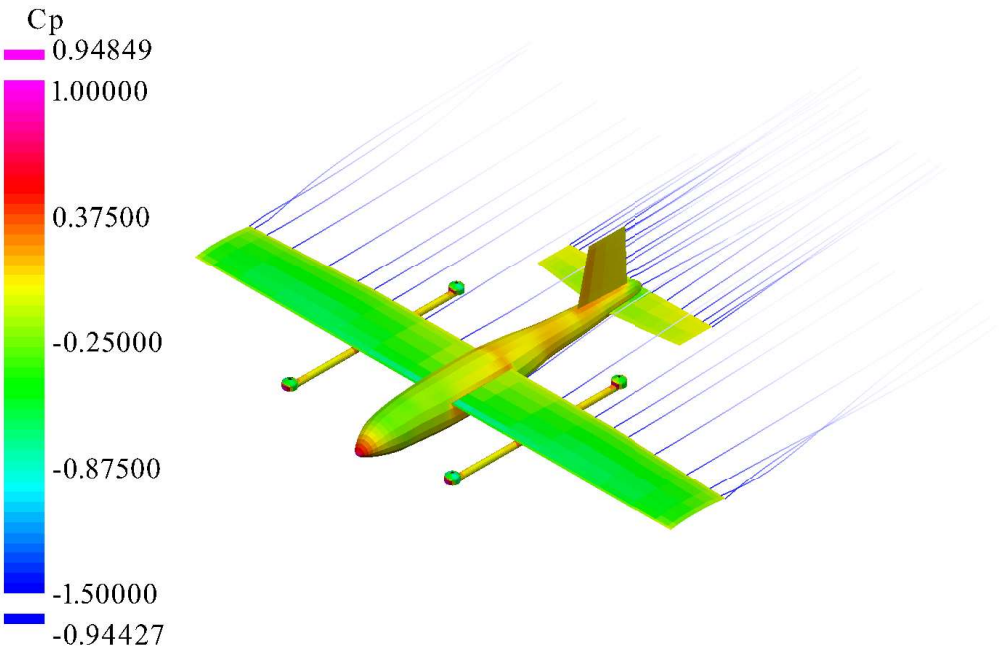


Figura 5.4: Distribuzione del coefficiente di pressione e visualizzazione della scia

5.2.3 Elaborazione

I risultati calcolati con OpenVSP sono raggruppati in un file di testo generato in output dal programma. La successiva elaborazione di questi viene eseguita tramite script Matlab.

Prima di tutto viene calcolato il coefficiente di resistenza totale del velivolo sommando i contributi di resistenza indotta e resistenza parassita. Disponendo della curva CL – Alpha creata da VSPAero, è quindi possibile costruire la polare del velivolo completo. Da questa è possibile ricavare la condizione di efficienza massima e, conoscendo il peso al decollo del drone, la velocità che ne corrisponde. Questa è la prima indicazione utile riguardo alle prestazioni del velivolo. Fornisce infatti una prima stima della velocità più conveniente alla quale dovrà volare il drone per ottenere la massima autonomia chilometrica. Tuttavia, questa non è ancora totalmente accurata in quanto il modello non include il sistema di propulsione. Un ulteriore indicazione utile è quella relativa alla velocità di stallo. Parametro fondamentale per un velivolo ad ala fissa, è di cruciale importanza nella definizione dei parametri di transizione VTOL descritti nei capitoli precedenti. VSPAero, essendo un solutore lineare, non può predire alcun fenomeno di separazione. Il coefficiente di portanza massimo del velivolo viene quindi stimato moltiplicando il coefficiente massimo del profilo per un fattore correttivo peggiorativo che tenga conto dell'estensione finita dell'ala. Si definisce così un range di incertezza in cui aspettarsi che avvenga lo stallo.

Per approfondire e migliorare ulteriormente le stime prestazionali, viene introdotto, all'interno dello script, un modello propulsivo che tenga conto dell'efficienza del motore e dell'elica. Conoscendo, da datasheet, tutti i componenti installati a bordo dei modelli, è possibile risalire facilmente alle caratteristiche di questi.

Il modello prestazionale dell'elica è forse il più caratterizzante. Tipicamente, il funzionamento di un'elica è fortemente influenzato dal rapporto di avanzamento J: un parametro adimensionale definito come il rapporto tra la velocità di avanzamento ed il prodotto tra il diametro ed il numero di giri dell'elica.

$$J = \frac{V_\infty}{nD}$$

Vengono poi definiti altri due parametri adimensionali: il coefficiente di spinta C_T ed il coefficiente di potenza C_P. In funzione di questi e del rapporto di avanzamento, viene poi definita l'efficienza dell'elica Pe:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad C_Q = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad Pe = \frac{C_T J}{C_P}$$

Il costruttore APC Propellers fornisce una stima delle prestazioni delle eliche. Utilizza un software di analisi proprietario che tiene conto della geometria effettiva dell'elica. I carichi sulle pale e i dati sulle prestazioni risultanti vengono generati utilizzando un metodo di calcolo specializzato basato sulla teoria dei vortici. I risultati vengono presentati nel seguente formato:

```
19x12E                (19x12E.dat)
v2022-0915
Simulation Date: 09/22/2022

AIRFOIL AERO DATA GENERATED USING:  POLAR DIAGRAMS

====== PERFORMANCE DATA (versus advance ratio and MPH) ======

DEFINITIONS:
J=V/nD (advance ratio)
Ct=T/(rho * n**2 * D**4) (thrust coef.)
Cp=P/(rho * n**3 * D**5) (power coef.)
Pe=Ct*J/Cp (efficiency)
V  (model speed in MPH)
Mach (at prop tip)
Reyn (at 75% of span)
FOM (Figure of Merit)


PROP RPM =      1000

 V         J          Pe        Ct        Cp        PWR       Torque     Thrust    PWR       Torque    Thrust    THR/PWR   Mach      Reyn      FOM
(mph)    (Adv Ratio)    -         -         -        (Hp)      (Tn-lbf)    (lbf)    (W)       (N-m)     (N)       (g/W)     -         -         -
 0.00     0.0000     0.0000    0.0952    0.0384    0.008     0.483      0.395     5.712     0.055     1.759     31.396    0.08     33270.    0.6097
 0.48     0.0268     0.0646    0.0941    0.0390    0.008     0.490      0.391     5.800     0.055     1.738     30.546    0.08     33294.    0.5896
 0.96     0.0536     0.1256    0.0928    0.0396    0.008     0.498      0.385     5.887     0.056     1.714     29.695    0.08     33320.    0.5693
 1.45     0.0804     0.1830    0.0914    0.0402    0.008     0.505      0.380     5.970     0.057     1.689     28.846    0.08     33349.    0.5489
```

Figura 5.5: Specifiche prestazionali delle eliche [10]

I coefficienti prestazionali sono riportati in funzione del rapporto di avanzamento. Per trovare il valore di questo corrispondente ad ogni velocità di volo bisognerà pertanto ricorrere ad un metodo iterativo.

Per ciascun valore della velocità di avanzamento considerata, viene determinato il regime di rotazione dell'elica necessario a garantire l'equilibrio tra la spinta propulsiva e la resistenza aerodinamica agente sul velivolo. Il regime di rotazione dell'elica viene ricercato all'interno di un intervallo prefissato mediante un procedimento iterativo di bisezione. A ogni iterazione viene calcolata la spinta generata dall'elica, utilizzando le curve caratteristiche di questa espresse in funzione del rapporto di avanzamento. Il valore del numero di giri viene progressivamente aggiornato fino a quando la spinta calcolata risulta uguale, entro una tolleranza assegnata, alla resistenza aerodinamica. Una volta individuato il regime di rotazione corrispondente alla condizione di equilibrio, esso viene convertito in giri al minuto. Successivamente, a partire dallo stesso rapporto di avanzamento, viene ricavato il rendimento propulsivo dell'elica. La potenza richiesta all'elica viene infine calcolata a partire dal prodotto tra resistenza aerodinamica e velocità di avanzamento, corretto tramite il rendimento propulsivo. L'intero procedimento viene ripetuto per tutte le condizioni di volo considerate, consentendo di ottenere l'andamento del regime di rotazione e della potenza richiesta in funzione della velocità di volo.

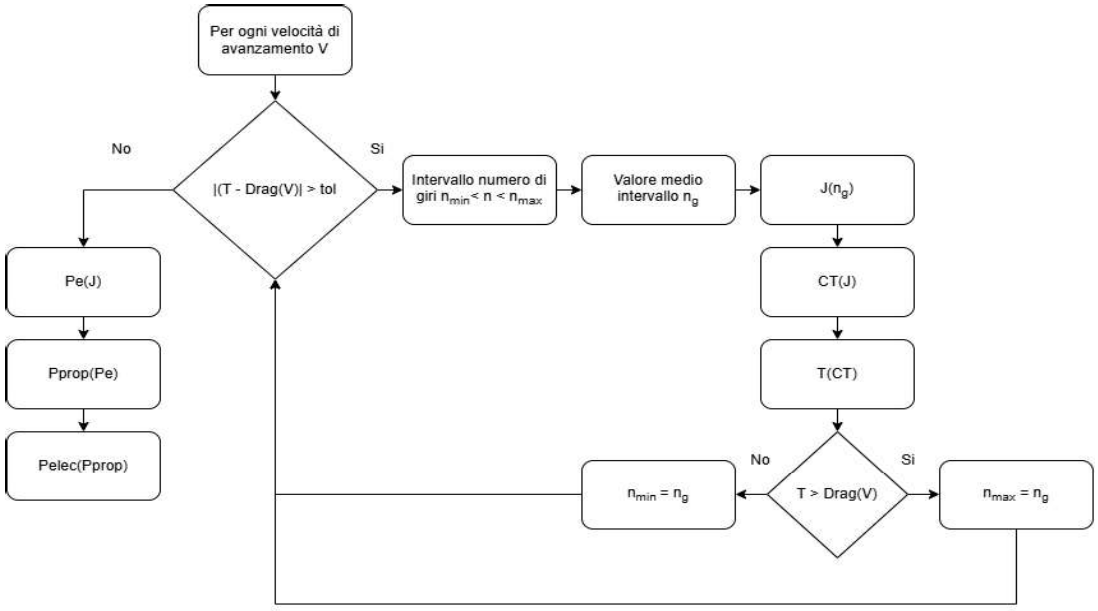


Figura 5.6: Schema del ciclo iterativo adottato

Per determinare la potenza complessiva utilizzata viene moltiplicata la potenza richiesta calcolata per l'efficienza elettrica del motore. Questa è spesso fornita in funzione del numero di giri; altre volte è invece considerata costante. Lo stesso approccio viene adottato per i moduli per il controllo elettronico della velocità (ESC), anch'essi non esenti da perdite. Si può quindi definire la potenza elettrica complessiva come:

$$P_{elec} = \frac{Drag \cdot V}{Pe \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{ESC}}$$

Avendo quindi ricavato l'andamento della potenza elettrica assorbita dal motore in funzione della velocità, è ora possibile trarre le conclusioni finali riguardo le prestazioni dei modelli. Di particolare interesse sono le velocità di minima potenza (o massima endurance) e di massima autonomia (o minimo consumo chilometrico). La prima viene ricavata osservando il minimo della curva P_{elec} – V. La seconda viene invece ricavata osservando il minimo della curva (P_{elec}/V) – V. Queste due velocità caratteristiche forniscono un suggerimento utile a pianificare la missione del drone ottimizzando al meglio i consumi. Inoltre, con tali indicazioni di potenza è possibile stimare la capacità della batteria necessaria a compiere una determinata missione.

5.2.4 Valutazione batteria

Disponendo di una ragionevole stima riguardante il consumo in crociera del drone, è possibile operare una scelta ragionata della batteria più adatta alla missione che andrà a svolgere. Nonostante la modalità ad ala fissa occupi la maggior parte del tempo di volo, le fasi di decollo ed atterraggio sono comunque le più onerose dal punto di vista del consumo di potenza. Durante il volo a punto fisso e fino al compimento della transizione, il drone utilizzerà i quattro motori VTOL per contrastare il suo peso. Conoscendo quindi la massa al decollo del modello e le caratteristiche propulsive dell'accoppiamento elica-motore, riportate nei datasheet, è possibile risalire alla potenza utilizzata da ciascun motore e quindi a quella totale. In fase preliminare, si è stimato conservativamente che le fasi di decollo ed atterraggio abbiano durata equivalente di quattro minuti ciascuna. Si è poi ipotizzato che il LifeSeeker, il payload trasportato dal drone, abbia un consumo medio di potenza di circa 40 W. Variando quindi la durata della crociera, da requisito la fase effettivamente dimensionante, e conoscendo la tensione media di alimentazione, è possibile stimare la capacità necessaria delle batterie.

5.2.5 Limitazioni

OpenVSP è uno strumento potente che consente analisi preliminari rapide e sufficientemente coerenti con la realtà. È particolarmente adatto ad essere utilizzato negli studi di ottimizzazione, dove la preparazione e la risoluzione di modelli CFD sarebbe troppa onerosa dal punto di vista temporale e computazionale. La rapidità di esecuzione è però pagata in accuratezza e stabilità. Come ricordato all'inizio del capitolo, VSPAero risolve i modelli affidandosi a metodi computazionali inviscidi che trascurano totalmente qualunque effetto legato alla viscosità. Non sono quindi visibili effetti legati alla separazione e allo strato limite come per esempio lo stallo. La resistenza parassita è calcolata con il "Parasite Drag" tool, strumento indipendente da VSPAero che utilizza diverse formulazioni analitiche disponibili in letteratura. Tuttavia, esso non è in grado di catturare perfettamente gli effetti legati alla resistenza di forma, soprattutto ad incidenze diverse da quella che genera portanza nulla. Per quanto riguarda la stabilità e l'affidabilità della soluzione, questa è influenzata in modo non trascurabile dalla definizione della mesh. Indipendentemente dall'avvenuta e verificata convergenza, spesso si trovano risultati differenti variando minimamente la disposizione dei pannelli o la densità di questi sulle superfici. In questo caso, solo l'intuito ingegneristico può aiutare a selezionare la soluzione corretta.

Nel caso specifico dei modelli selezionati, è importante porre attenzione ad un altro fenomeno. Vista la dimensione ridotta dei droni e le velocità di volo basse, essi opereranno a numeri di Reynolds bassi e conseguentemente in regime laminare o transizionale. Esistono quindi sull'ala fenomeni instazionari atipici, le cui conseguenze sono difficili da prevedere. Si ricorda per esempio la presenza di bolle di separazione laminare che possono, a seconda dell'incidenza, aumentare drasticamente la resistenza di forma o causare lo stallo del profilo. Per i motivi precedentemente esposti, OpenVSP non potrà in alcun modo prevedere questi effetti. La scelta, per esempio, di profili laminari, non provoca differenze nelle soluzioni elaborate dal software. Per questo motivo, per i droni di cui non si conosce l'esatto profilo si è scelto di impiegare un più semplice NACA 4412 per la modellazione; con la consapevolezza che i modelli reali utilizzino i profili più consoni al regime di volo.

Un'altra potenziale limitazione riguarda la condizione di trim e la relativa deflessione dell'elevatore. Se non specificato, AeroVSP risolve il modello aerodinamico considerando il piano orizzontale come totalmente portante, condizione non sempre verificata. Generalmente, infatti, per velivoli con configurazioni convenzionali, in crociera l'elevatore è deflesso in modo tale da rendere il piano orizzontale deportante, per porter garantire l'equilibrio longitudinale. Tale condizione contribuirebbe quindi in modo negativo al coefficiente complessivo di portanza e causerebbe di conseguenza una variazione della polare del velivolo. La risoluzione numerica di tale configurazione richiederebbe l'utilizzo di un ciclo iterativo come rappresentato in figura.

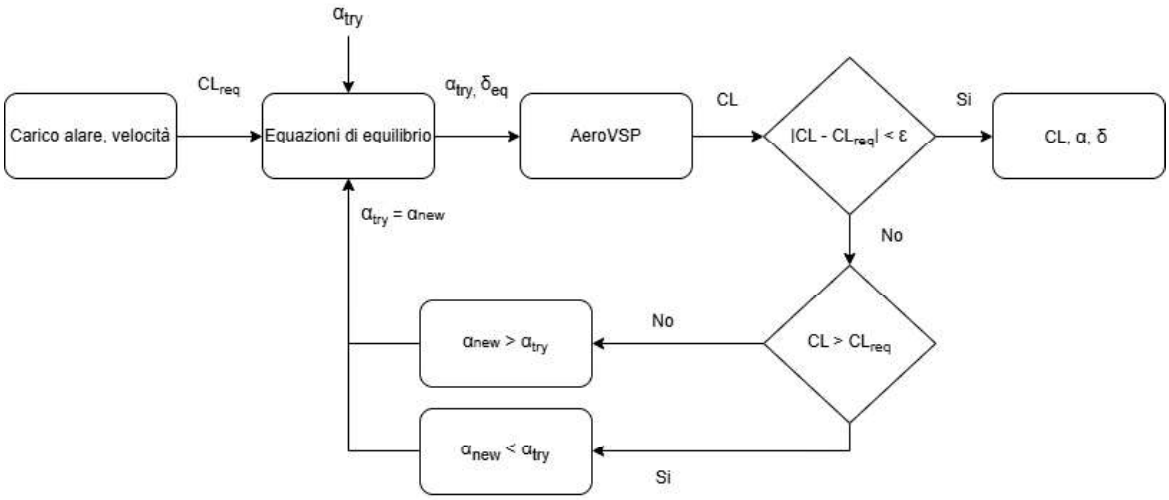


Figura 5.7: Schema del ciclo iterativo relativo alle condizioni di trim

In prima analisi, si è scelto di trascurare completamente l'effetto dell'equilibratore. Per angoli di incidenza prossimi a quelli di crociera, la deflessione è infatti minima e quindi ragionevolmente ininfluente. Inoltre, eventuali incertezze derivanti dalla negligenza di tale effetto sono sicuramente di minore entità rispetto a quelle introdotte dall'analisi aerodinamica di base effettuata con OpenVSP, che si ricorda essere un solutore lineare.

Altre importanti limitazioni riguardano la presenza ed il funzionamento dei rotori all'interno del modello; in questo caso totalmente trascurati. Nonostante OpenVSP ne permetta la modellazione e l'inserimento all'interno della mesh, essi causano spesso problemi di convergenza difficilmente evitabili. Si è quindi deciso di tenere unicamente conto dei rotori utilizzati in modalità quadricottero, di cui viene calcolata la resistenza parassita generata in crociera, fase in cui non sono funzionanti. Non vengono invece inseriti gli effetti del rotore utilizzato in fase di crociera, il cui downwash potrebbe avere conseguenze importanti sulle distribuzioni di pressione inerenti al modello, soprattutto nelle configurazioni in cui questo agisce sulle superfici di coda.

5.3 Validazione

Una corretta e precisa metodologia di calcolo non è esente da validazione. Questa può essere attuata applicando metodi numerici di più alto livello come, per esempio, calcoli CFD oppure attraverso test in galleria del vento.

5.3.1 Verifica sperimentale

In questo caso si è scelto di validare l'intero processo risolutivo mediante prove in volo su un velivolo ad ala fissa di tipo Skywalker 1900, già disponibile in azienda e pronto a volare nell'immediato, di cui si riportano le principali caratteristiche in Tabella 5.1.

Apertura alare	1900 mm
Superficie alare	0.42 m^2
Peso al decollo	2.291 kg
Velocità di crociera	12 m/s
Autonomia oraria	30 minuti



Tabella 5.1: Caratteristiche tecniche del drone Skywalker 1900 [11]

Utilizzando i log di volo, è possibile confrontare i dati dei test con quelli ricavati dal modello numerico. I flight controller sono infatti strumenti di misurazione formidabili che permettono di immagazzinare centinaia di parametri differenti per tutta la durata del volo. A differenza di aeromobili ad ala fissa con equipaggio umano, non è quindi necessario installare hardware di misurazione aggiuntivo.

Per validare il modello si è scelto di misurare la potenza utilizzata dal motore, in modo tale da poter costruire la curva Potenza utilizzata – Velocità e sovrapporla poi a quella numerica. Questo approccio permetterebbe di confermare la correttezza dell'intera metodologia risolutiva, dal modello OpenVSP fino all'elaborazione successiva con Matlab, non permettendo però di discriminare l'origine di eventuali discrepanze. Dal punto di vista operativo, è inoltre una prova in volo di facile attuazione e la cui esecuzione verrà illustrata nel seguito.

Si è quindi proceduto alla creazione del modello OpenVSP/Matlab per lo Skywalker 1900 analogamente a come è stato fatto per il Fighter e per altri modelli selezionati tra cui lo Skyward Studio X2400 e lo Skywalker Sky 245. Anche in questo caso non si dispone di informazioni precise riguardo il profilo alare adottato dal costruttore. Inoltre, non essendo disponibili modelli CAD specifici da cui ricavarlo, si è deciso di creare un modello 3D dettagliato del drone utilizzando la scansione laser.

5.3.2 Scansione 3D

Attraverso la scansione 3D è possibile analizzare un oggetto reale o un intero ambiente per accumulare dati in tre dimensioni della sua forma e del suo aspetto. I dati collezionati sono generalmente raccolti in nuvole di punti e vengono solitamente elaborati per ottenere modelli digitali fruibili, utilizzando software specifici di reverse engineering.

Uno scanner 3D può funzionare adottando diverse tecnologie: in questo caso se ne è utilizzato uno a luce strutturata. Questo funziona proiettando, mediante un laser monocromatico, uno schema luminoso sulla superficie da scansionare e analizzandone la distorsione subita. In questo modo, osservando la zona interessata con una telecamera, esso riesce a calcolare la distanza relativa ed assoluta di ciascun punto all'interno del campo di vista. Il vantaggio principale della scansione a luce strutturata è sicuramente la velocità di esecuzione. È infatti possibile acquisire molteplici punti alla volta, mantenendo comunque un'elevata precisione e diminuendo drasticamente il tempo di lavoro.

Per la scansione di interesse è stato utilizzato uno scanner portatile Revpoint Metro X collegato al PC con installato il software Revo Metro. Esso permette di visualizzare la ricostruzione del modello in tempo reale e di eseguire le operazioni di post-processing previa esportazione della nuvola di punti. Per migliorare la precisione di scansione ed agevolare il tracciamento, si sono posizionati sullo Skywalker 1900 dei marker adesivi di forma circolare. In questo modo, il software di elaborazione viene agevolato nella correzione degli errori causati dall'inevitabile movimento dello scanner atto all'acquisizione dell'intero velivolo.



Figura 5.8: Scansione 3D dello Skywalker 1900

A seguito dell'esportazione, la nuvola di punti creata è stata convertita in un modello CAD parametrico. Per far ciò si è usufruito di Quicksuface, un software specifico utilizzato nel reverse engineering per la trasformazione di dati scansionati in modelli editabili. Il file .stl risultante è stato infine elaborato ulteriormente in Solidworks dove la geometria è stata finemente smussata e l'ala sezionata per estrarne il profilo bidimensionale di interesse per l'implementazione in OpenVsp. Si propone, in Figura 5.9, un confronto geometrico tra questo ed un NACA 6412, profilo utilizzato preliminarmente per alcune prove.

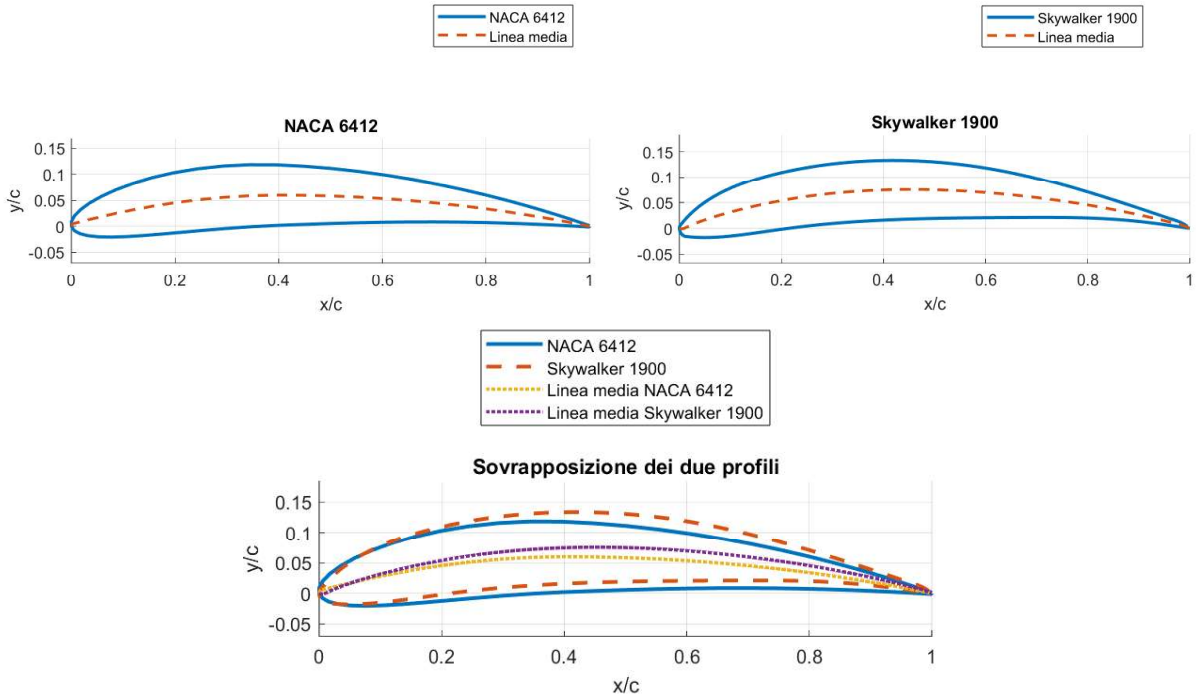


Figura 5.9: Confronto geometrico tra NACA 6412 e profilo Skywalker 1900

Come si può notare, esso presenta un inarcamento percentuale massimo più elevato (7.5 %) ad una posizione percentuale in corda maggiore (46.4 %). Inoltre, benchè lo spessore percentuale massimo sia analogo, nel profilo dello SkyWalker è posizionato ad una percentuale in corda maggiore. Coerentemente con l'utilizzo, usando il database online Airfoil Tools [12], si sono notate delle similarità con profili riportati in letteratura come adatti a bassi numeri di Reynolds; uno di questi è il Drela DAE21.

Per questo tipo di profili ad alto inarcamento, un'analisi delle caratteristiche aerodinamiche mediante software specifici come Xfoil, utilizzato nella formulazione viscosa, risulta essere normalmente sconsigliata in quanto tendenzialmente inattendibile. Spesso, infatti, il solutore non riesce a raggiungere neanche la soglia di convergenza. Per questo motivo, il confronto numerico delle caratteristiche dei due profili citati non è stato inserito, in quanto ritenuta di nessuna rilevanza ingegneristica. Ci si aspetterà comunque uno spostamento della curva Cl-alpha del profilo dello Skywalker verso coefficienti di portanza maggiori rispetto a quella del NACA 6412.

Come per il profilo alare, il modello 3D completo del velivolo mette in evidenza altri importanti caratteristiche geometriche altrimenti difficilmente intuibili e misurabile. Una di queste è sicuramente il calettamento dell'ala rispetto alla fusoliera. Si nota infatti un angolo positivo di 2,26 gradi tra la linea di corda e l'asse longitudinale del velivolo. Oltre che per costruire un corretto modello su OpenVsp, questo aspetto sarà importante nella comparazione dei dati provenienti da test di volo con quelli ricavati numericamente. Tenendo conto di questo aspetto si potrà infatti valutare la correttezza dell'angolo di incidenza stimato dai modelli.

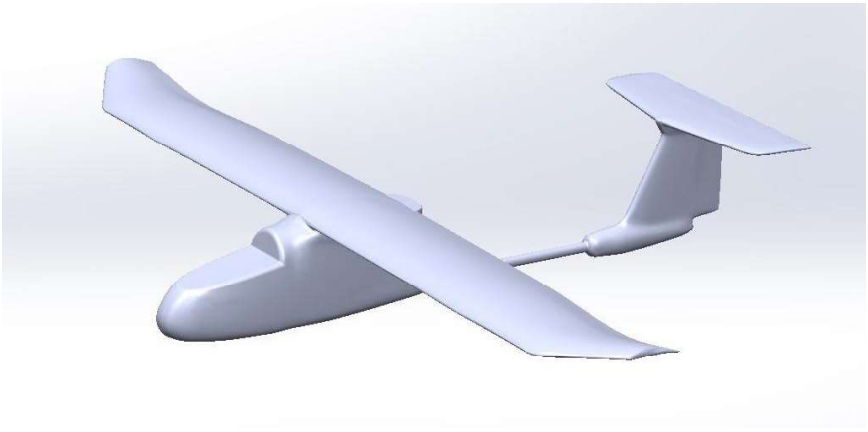


Figura 5.10: Modello CAD Skywalker 1900

5.3.3 CFD

Disponendo quindi dell'esatto modello geometrico dello Skywalker 1900, risulterebbe possibile applicare metodi di fluidodinamica computazione per condurre una validazione intermedia del modello OpenVSP/Matlab, in vista dei test sperimentali. Tale risoluzione numerica garantirebbe risultati certamente più accurati rispetto alla precedente, soprattutto considerando i particolari fenomeni aerodinamici che si instaurano a bassi numeri di Reynolds e già discussi in precedenza. Inoltre, sarebbe possibile integrare in modo esatto l'effetto del rotore e le conseguenze dei disturbi che esso induce sulle superfici portanti ed in particolare su quelle di coda. Tuttavia, visto l'elevato impegno temporale e computazionale, non si è ritenuto opportuno sviluppare ulteriormente il tema nell'ambito di questa tesi. Se ne consiglia quindi l'approfondimento al lettore che dovesse cimentarsi in uno studio simile.

6 Scelta e costruzione del modello

6.1 Scelta del modello

Il modello utilizzato è stato scelto tra i droni presentati nel paragrafo dedicato allo stato dell'arte e confrontati in Tabella 2.3. Il processo decisionale ha riguardato aspetti tecnici e logistici, in accordo con le esigenze specifiche dell'azienda.

Prima di tutto, sono stati scartati i modelli che non rispettavano i requisiti specifici del progetto START2. In particolare, considerando le caratteristiche di peso e dimensioni del payload, si sono dovuti tralasciare i seguenti modelli:

- Flightory Super Stingray VTOL: massa payload insufficiente
- Flightory Stallion VTOL: massa payload insufficiente
- Makeflyeasy Hero: payload bay insufficiente
- T-Drone VA17: payload bay insufficiente

Si è quindi inizialmente optato per l'acquisto dello Skywalker Sky 245. Sulla carta presentava infatti prestazioni nettamente superiori rispetto ai concorrenti, risultato di un progetto generalmente più efficiente e dell'impiego di materiali compositi più performanti. Nonostante ciò, nell'ottica dell'impiego per dei test di volo e come piattaforma di collaudo per la configurazione VTOL, si è pensato non fosse il modello più opportuno, soprattutto considerando la ridotta resistenza agli urti del materiale e la totale assenza di pezzi di ricambio.

È stata quindi considerata l'opzione di acquistare lo Skyward Studio X2400, modificandone il vano del payload per renderlo adatto all'installazione del Lifeseeker. Tale modello, caratterizzato da prestazioni ampiamente sufficienti e costi relativamente contenuti godeva di scelte progettuali particolarmente allettanti. Tra queste, l'elica spingente, che avrebbe permesso l'installazione agevolata di una videocamera sul muso, la coda a V e l'ala particolarmente allungata che avrebbero garantito un'efficienza maggiore rispetto agli altri droni. Inoltre, sarebbero stati disponibili i pezzi di ricambio, nell'eventualità che fossero serviti. Dal momento però che la Cina ha introdotto ed irrigidito i controlli sull'export di droni e componenti, in quanto a rischio di impiego militare, non è stato possibile finalizzarne l'acquisto.

Si è quindi optato per il Makeflyeasy Fighter, capace di trasportare payload sufficientemente pesanti e dotato di un'autonomia oraria abbastanza ampia. Nonostante il costo maggiore, si è preferito questo allo Striver Mini visti i margini più ampi sul payload trasportabile. Benchè anche il Fighter fosse spedito dalla Cina, l'acquisto è stato questa volta possibile dal momento che il drone è arrivato a pezzi ed in numerose scatole differenti.

Come si può notare, la scelta del modello da utilizzare è stata quasi obbligata, visti i requisiti originali di progetto.

6.1.1 Scelta della batteria

Dopo aver scelto il modello, è necessario valutare la tipologia e la capacità della batteria da installare a bordo per raggiungere le prestazioni desiderate. Adottando il metodo descritto nei paragrafi precedenti ed utilizzando conservativamente i dati provenienti dal modello OpenVSP/Matlab, è stato possibile stimare la capacità richiesta per raggiungere un'autonomia di volo pari ad 1 ora e 30 minuti. Per quanto riguarda il volo a punto fisso, i dati di potenza sono stati ricavati dai datasheet disponibili sul sito del costruttore dei motori. Vengono riportati nel seguito i risultati:

Volo a punto fisso – durata complessiva 8 minuti

Peso al decollo (kg)	Forza/motore [kg]	Potenza/motore [W]	Potenza tot. [W]	Tempo di volo [h]	Energia totale utilizzata [Wh]
9	2.25	248	992	0.13	132.27

Volo in crociera – durata imposta 1 ora e 30 minuti

V. crociera [m/s]	Potenza tot. [W]	Autonomia [h]	Energia totale utilizzata [Wh]
20	315	1.5	472.5

Payload

Potenza assorbita [W]	Tempo utilizzo [h]	Energia totale utilizzata [Wh]
40	1.5	60

Totale

Energia complessivamente utilizzata [Wh]	DoD	Energia necessaria [Wh]	Tensione batteria [V]	Capacità totale necessaria [Ah]
664.77	0.8	797.72	44.4	18

Dal risultato delle stime preliminari, risulta necessario installare una batteria con una capacità totale di 18 Ah per poter soddisfare i requisiti progettuali. Tuttavia, vista la disponibilità delle batterie in commercio, si è optato per l'acquisto di due batterie a stato semisolido NMC/SiC 6S da 22Ah modello RcInnovations Desire Power. Queste godono infatti di un'elevata densità energetica, permettendo pesi contenuti rispetto alle tradizionali LiPo e dimensioni compatibili con i vani dedicati del Fighter.

6.2 Costruzione

Il Makeflyeasy Fighter VTOL è stato acquistato in versione Plug and Play, configurazione completa di struttura e di elettronica di potenza. Il drone arriva a pezzi e deve quindi essere assemblato dall'utente finale nella sua interezza. All'interno della scatola si trovano numerosi parti: diversi pezzi di fusoliera e ala realizzati in EPO, profili ed inserti in plastica e legno, tubi e profilati in carbonio e minuteria varia per realizzare i fissaggi necessari. Per quanto riguarda l'elettronica, all'interno della spedizione viene inclusa tutta quella necessaria alla propulsione del drone: motori, ESC, eliche, regolatori di tensione, servoattuatori per le superfici di comando e cavi per realizzare i vari collegamenti. Il resto dell'elettronica, comprendente l'autopilota ed i sensori principali, non è stata acquistata in quanto già disponibile in azienda.

Il montaggio della struttura richiede l'incollaggio della maggior parte dei pezzi forniti all'interno del KIT. Le istruzioni per l'assemblaggio sono consultabili online e riportate nei numerosi video caricati sul canale YouTube del costruttore [13]. Particolare attenzione bisogna porre nella consultazione di questi contenuti in quanto spesso riferiti a modelli differenti o non del tutto aggiornati. Tra i numerosi incollaggi da eseguire, alcuni richiedono l'accoppiamento di pezzi in EPO, come per esempio l'incollaggio delle due semi-fusoliere, altri richiedono l'unione di parti in legno o plastica a quelle in EPO, come nel caso delle cornici dei vani batteria e payload ed altri invece richiedono l'incollaggio di parti in carbonio, spesso tubi, a parti di

fusoliera o ala. In ogni caso, per migliorare l'aderenza della colla, è consigliabile preparare i pezzi previo fissaggio. In particolare, è necessario abraderli, soprattutto se presentano finitura lucida, con della carta vetrata di grana idonea per aumentarne la ruvidità e potenziare quindi l'incollaggio. Sarebbe inoltre opportune pulirli, per eliminare ogni residuo di polvere e grasso, con un prodotto specifico: per esempio con dell'alcool isopropilico. Infine, particolare attenzione bisogna porre nella scelta della colla. È di fondamentale importanza evitare quelle contenenti solventi aggressivi come, per esempio, l'acetone o il tuolene: si rischierebbe infatti di sciogliere o danneggiare l'EPO. Si sceglie quindi una colla specifica contenente idrocarburi alifatici e adatta anche in combinazione con legno e materiale plastico. Altri fissaggi sono invece realizzati mediante l'utilizzo di viti o bulloni. Tra questi, per esempio, il montaggio del castello motore anteriore, dei bracci VTOL, dei supporti motore quadricottero e degli inserti che permettono il montaggio rapido delle semiali e del tronco di coda. Inoltre, i fissaggi situati in zone soggette a maggiori vibrazioni sono stati assicurati mediante l'utilizzo di frena filetti.

Una volta completata la struttura si può procedere con l'installazione e l'integrazione della parte elettronica. I primi componenti inseriti sono i servoattuatori che azionano le superfici di comando, seguiti dagli ESC e dai cinque motori. Ognuno di questi componenti necessita inoltre di essere cablato, tipicamente con due conduttori dedicati alla potenza ed almeno uno per il segnale. Tutti i cavi devono quindi essere fatti passare negli incavi dedicati all'interno della struttura per giungere infine ed essere saldati a stagno ai connettori dedicati. Questi permettono l'accoppiamento rapido delle semiali e del tronco di coda con la fusoliera, garantendo comunque la continuità elettrica. Viene successivamente inserito l'autopilota, rispettandone la corretta direzione di montaggio e garantendone un'installazione in piano all'interno della fusoliera. A questo vengono quindi collegate la ricevente, il gps, il modulo ESP32 che garantisce il collegamento in rete di quest'ultimo, l'Ubec, i servoattuatori ed i cavi di segnale degli ESC.

Si riporta nel seguito la Tabella 6.1 che riassume le caratteristiche delle componenti installate a bordo del drone:

Componente	Peso [g]	Quantità	Ubicazione
Autopilota Pixhawk 6x	90	1	Fusoliera
Ricevente Uni RC7 PRO	200	1	Fusoliera
Ubec 5.3 V 10 A	57	1	Fusoliera
GPS RTK Ublox	10.7	1	Fusoliera
Antenna GPS	5	1	Fusoliera
ESP 32	5	1	Fusoliera
Power module	32	1	Fusoliera
ESC 12S 60 A	92	1	Fusoliera
ESC 12S 40 A	91	4	Semiali
Motore 5120S KV190	342	1	Fusoliera
Motore 5015S KV220	222	4	Semiali
Servoattuatore S3054	22.9	5	Coda e semiali
Wiring board	12.9	2	Semiali
Batteria 6S 22Ah	1776	2	Fusoliera
Elica crociera	40	1	Fusoliera
Elica quadricottero	39	4	Semiali

Tabella 6.1: Componenti installati a bordo del Makeflyeasy Fighter

Si noti come, ad eccezione del modulo GPS RTK, si è scelto di non installare a bordo alcun componente aggiuntivo identificato nel capitolo dedicato alla valutazione iniziale dei costi e dei pesi. Si è ritenuto infatti opportuno eseguire i primi test di volo a velivolo scarico e senza payload aggiuntivo.

Alla fine dell'assemblaggio sono stati misurati i seguenti pesi:

Peso della sola struttura: 1762 grammi

- Fusoliera: 686 grammi
- Ala destra: 449 grammi
- Ala sinistra: 441 grammi
- Tronco di coda: 186 grammi

Peso complessivo del velivolo (assetto di volo, senza payload): 8850 grammi

- Fusoliera: 5506 grammi
- Ala destra: 1546 grammi
- Ala sinistra: 1525 grammi
- Tronco di coda: 273 grammi

Durante il montaggio del drone è stato inoltre realizzato un database completo di tutti i componenti impiegati nell'assemblaggio. Tale archivio include, per ciascun elemento, una fotografia, una breve descrizione, il peso, il numero totale di esemplari utilizzati e la relativa collocazione all'interno della struttura (fusoliera, semiali o tronco di coda). Questa documentazione è stata predisposta con l'obiettivo di semplificare e rendere più efficiente l'eventuale costruzione di un secondo velivolo, oltre a garantire una migliore tracciabilità dei componenti.



Figura 6.1: Fase di assemblaggio del Makeflyeasy Fighter

7 Prove in volo

Durante il lavoro di tesi, parte del tempo è stata dedicata alle prove in volo. Ognuna di queste è stata condotta con uno scopo specifico: dalla verifica del funzionamento di sistemi base fino a test di operatività specifica per i modelli selezionati. Ad ogni prova è seguita una fase di post-processing in cui i dati raccolti sono stati analizzati ed elaborati ulteriormente per ricavarne i risultati e le conseguenti conclusioni.

7.1 Località

I test sono stati condotti in due diverse località, scelte in base alla disponibilità e ad eventuali complicazioni logistiche nel giorno della prova.

Il primo campo selezionato presenta dimensioni considerate adatte al volo di un velivolo ad ala fissa, è al di fuori di qualsiasi spazio aereo significativo ed è lontano da abitazioni o assembramenti di persone non interessate e non informate. Oltre alla linea di alberi posizionata a sinistra in Figura 7.1, non presenta altri ostacoli significativi o pericolosi.



Figura 7.1: Foto satellitare campo 1

Il secondo campo selezionato è una pista per aeromodelli. Presenta dimensioni maggiori del primo ma con un'abbondanza di ostacoli molto più elevata. Numerosi sono infatti gli alberi nella zona circostante che sono comunque sorvolabili con attenzione.



Figura 7.2: Foto satellitare campo 2

7.2 Preparazione ed esecuzione

Ogni test è stato eseguito perseguendo uno specifico obiettivo principale definito nella fase di studio preliminare. Ognuno di questi verrà discusso specificatamente nei paragrafi dedicati. Le fasi invece che accomunano tutti i test sono molte e sono elencate e descritte nel seguito:

- **definizione degli obiettivi** e dei comportamenti e delle metriche attese,
- **preparazione** del drone assicurandosi che possa sostenere la prova e che goda di tutti i requisiti richiesti,
- **preparazione** di tutti gli accessori di cui si potrebbe necessitare il giorno della prova (utensili),
- **analisi e valutazione** delle condizioni ambientali nei giorni precedenti quello stabilito per la prova,
- **analisi e valutazione** delle condizioni ambientali il giorno stesso della prova,
- **assemblaggio** del drone sul campo,
- **briefing pre-volo** in cui vengono ripassate le procedure di esecuzione del test e le possibili criticità che si potrebbero affrontare,
- **controlli pre-volo** per assicurarsi che il modello, il giorno stesso della prova, sia perfettamente funzionante; si pone particolare attenzione all'eventuale calibrazione di IMU e giroscopi, alla verifica dei motori, della coerenza di movimento delle superfici di comando, dell'integrità della struttura e del funzionamento corretto ed esente da ostruzioni del tubo di Pitot,
- **controlli pre-decollo** verificando l'assenza di eventuali messaggi di errore riportati dalla ground station,
- **esecuzione del test** come stabilito e richiesto,
- **analisi preliminare dei dati** assicurandosi che la registrazione dei log di volo sia avvenuta correttamente e sia esente da errori.

7.3 Registrazione dei dati

Il flight controller utilizzato per le prove di volo e montato a bordo dei modelli testati è il CUAV Pixhawk V6X: una scheda dalle elevate prestazioni che gode di numerose ridondanze e che permette la registrazione di numerosi dati volo comprensivi di informazioni su assetto, altitudine, accelerazioni, velocità e stato complessivo del sistema. La totalità dei sensori montati a bordo dei modelli testati comprende:

- **unità di misurazione inerziale (IMU)** dotate di accelerometri a tre assi per una precisa derivazione delle accelerazioni lineari e giroscopi per la determinazione delle accelerazioni angolari,
- **magnetometri** in grado di stabilire la prua magnetica del velivolo,
- **barometri** per stimare l'altitudine del velivolo basandosi sulla lettura della pressione atmosferica,
- **moduli GPS** per stabilire con accuratezza la posizione del velivolo ed integrare le misurazioni effettuate attraverso i dati aria ed inerziali,
- **tubo di Pitot e relativo sensore** per stabilire la velocità del velivolo relativa all'aria.

I dati provenienti dal flight controller e dagli altri moduli sono elaborati da PX4 in tempo reale e resi disponibili attraverso la telemetria consultabile dalla ground station. La maggior parte delle informazioni sono comunque fruibili analizzando i log post-volo.

8 Test Skywalker 1900

8.1 Descrizione ed esecuzione

La prima prova in volo, eseguita sul modello Skywalker 1900, ha avuto molteplici obiettivi. Oltre a servire come velivolo benchmark, utilizzato per validare il modello e la metodologia di calcolo adottata con OpenVsp e Matlab, esso è stato utile per affinare l'utilizzo di PX4 su un drone ad ala fissa.

Obiettivi:

- installare PX4 sul flight controller,
- eseguire la prima configurazione del drone,
- testare il volo in ala fissa e le relative modalità dell'autopilota,
- validare il modello numerico.

Requisiti:

- drone efficiente e pronto al volo,
- telemetria da PC,
- condizioni atmosferiche ed ambientali idonee.

Condizioni atmosferiche, ambientali ed operative

La prova è stata condotto il 13 febbraio 2026 alle 15:04 locali al Campo 1. Il cielo era sereno ed il vento a terra debole e variabile da Nord-Est. Nessun altro evento significativo registrato. Al momento del decollo, la temperatura a terra registrata dai sensori di bordo era di circa 18° e la densità dell'aria di 1.170 kg/m^3. In aria, all'altitudine barometrica di 400 metri, corrispondente alla fase di volo autonomo, la temperatura era di circa 15 gradi e la densità di 1.166 kg/m^3.

Il drone ha volato in configurazione standard con un peso al decollo di 2.291 kg. Non era presente alcun payload a bordo. L'alimentazione era fornita da una batteria da 14.8 Volt con capacità di 5500 mAh. L'elica montata era una APC 12x6 pollici.

Si è utilizzato un radiocomando FrSky Taranis Q X7. La telemetria veniva trasmessa a terra e ricevuta ed elaborata da un PC utilizzato come ground station con installato QGround Control.

Esecuzione:

Come detto in precedenza, è stato scelto lo Skywalker 1900 in quanto già disponibile in azienda. Non volando da diversi anni, è stato necessario, nei giorni precedenti alla prova, verificarne l'efficienza ed il corretto funzionamento. Dal punto di vista strutturale, l'unica correzione apportata riguarda la squadretta di comando dell'impennaggio verticale che è stata prontamente re-incollata con un adesivo specifico per il polistirene espanso. Si è successivamente proceduto ad accoppiare il radiocomando con la trasmittente, nello specifico un modulo FrSKY X8R. Infine, collegando il PC al flight controller, si è potuto installare PX4 mediante QGroundControl: software utilizzato sia per il setup del drone che per visualizzare la telemetria trasmessa a terra. Nell'esecuzione della prima configurazione del drone, particolare attenzione va posta nella scelta corretta del frame tra quelli proposti e nella corretta calibrazione dei sensori, tra cui gli accelerometri ed il sensore di velocità relativa rispetto all'aria (spesso definito semplicemente Pitot). Fortunatamente QGroundControl guida l'utente e facilita l'operazione, rendendola veloce ed intuitiva. Nella Figura 8.1 viene mostrata un'immagine che riporta l'operazione di calibrazione degli accelerometri.

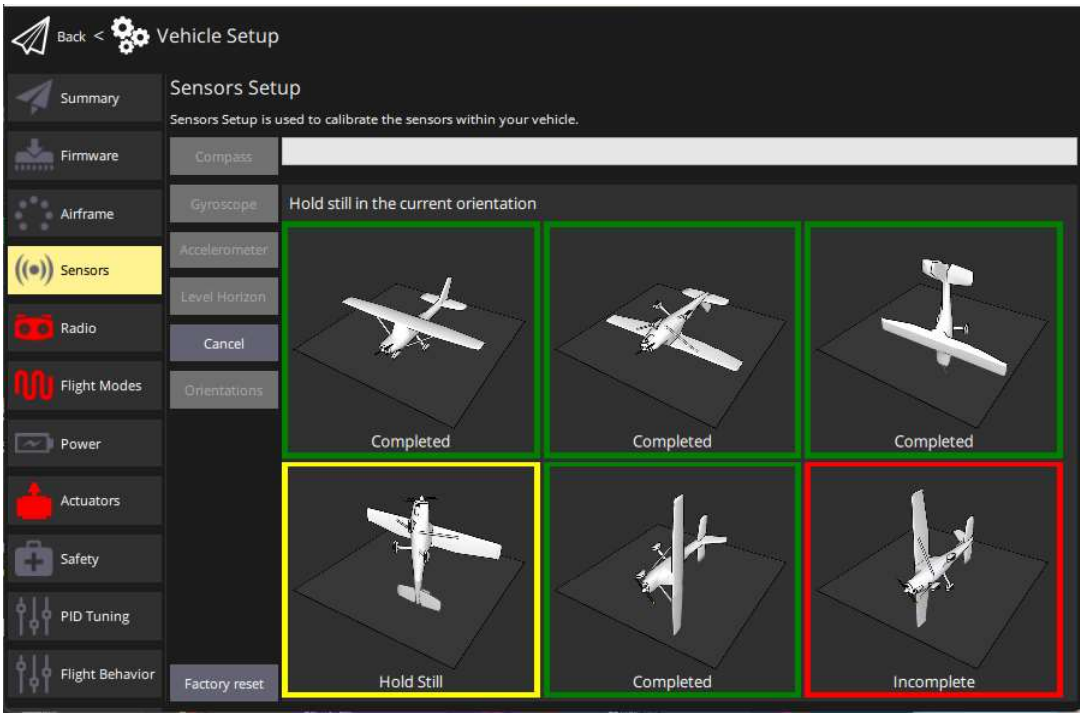
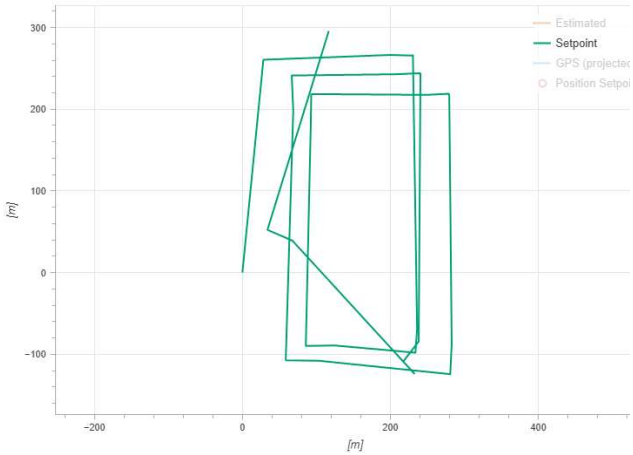


Figura 8.1: Interfaccia QGroundControl, calibrazione accelerometri

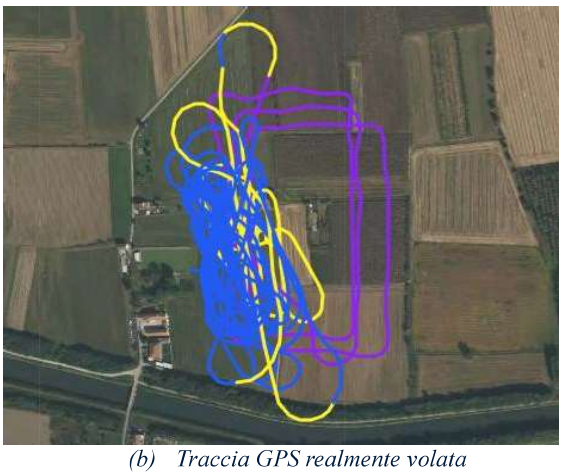
Concluse le operazioni preliminari appena descritte, si è potuto procedere con l'esecuzione della prova in volo rispettando i seguenti punti:

- decollo con lancio a mano del drone,
- verifica della manovrabilità e della corretta responsività al comando,
- prova del funzionamento delle modalità di volo *stabilized* e *altitude*,
- verifica della corretta esecuzione di una missione autonoma con traiettoria e parametri impostati prima del decollo mediante software QGroundControl,
- atterraggio strisciato sulla pancia.

Dopo il decollo, verificata quindi la piena efficienza del drone, ci si è potuti concentrare sull'esecuzione della parte principale della prova: l'esecuzione della missione autonoma. Questa è stata pianificata per due motivi principali: acquisire confidenza anche in fasi di volo supervisionate ma non comandate da un operatore a terra, nell'ottica delle future missioni BVLOS nell'ambito del progetto START2 ed acquisire dati necessari alla validazione del modello OpenVSP/Matlab. In particolare, dovendo validare la curva di Potenza utilizzata – Velocità, per sovrapporla poi a quella numerica, si è reso necessario programmare la fase autonoma di missione in modo tale che il drone fosse, negli intervalli di misurazione, in volo rettilineo ed uniforme e che la velocità di volo misurata rispetto all'aria incrementasse ad intervalli regolari coprendo la maggiore estensione possibile dell'inviluppo prestazionale dello Skywalker 1900. Considerando la limitata disponibilità di spazio orizzontale, si è scelto di far ripetutamente percorre al drone una traiettoria rettangolare per evitare che si allontanasse troppo dal punto di decollo. Nel lato maggiore della traiettoria sono avvenute le registrazioni di potenza mentre il lato corto veniva sfruttato per incrementare la velocità. Viene riportata in Figura 8.2 la traiettoria seguita dal drone. Nella prima (a sinistra) si può notare il setpoint di missione impostato prima del decollo nella seconda (sulla destra) è visualizzata la traiettoria GPS realmente seguita dal velivolo; in viola è evidenziata la modalità di volo autonoma *Mission* mentre gli altri colori sono relativi alle modalità *Altitude* (giallo) e *Stabilized* (blu).



(a) Setpoint di missione



(b) Traccia GPS realmente volata

Figura 8.2: Traiettorie di volo

8.2 Fase autonoma

Come detto precedentemente, le misurazioni di potenza utili a validare il modello OpenVSP/Matlab sono eseguite in modalità *Mission*: fase in cui il drone naviga autonomamente per inseguire una traiettoria impostata precedentemente al decollo attraverso la Ground station. Rispetto al pilotaggio manuale, la modalità automatica è sicuramente più precisa nel controllo dell'assetto e della velocità, requisito fondamentale per ottenere misurazioni di potenza coerenti con quelle da validare.

Nonostante questo volo fosse il primo eseguito con software PX4 a bordo dello Skywalker 1900, si è ritenuto il comportamento del velivolo soddisfacente in termini di manovrabilità, stabilità e sicurezza per procedere all'esecuzione di una missione autonoma. Non è quindi stato applicato nessun tuning aggiuntivo dei controllori o di altri parametri significativi differente da quello di default di PX4 per il frame selezionato. Complice di ciò è anche il fatto che lo Skywalker 1900 sia di per sé un modello notoriamente affidabile che gode di un comportamento docile e facilmente prevedibile e che quindi non causa particolari difficoltà ai controllori di assetto, anche se non tarati specificatamente per questo drone.

Vengono quindi riportati i dati di volo registrati nel log relativi alla fase autonoma di missione. Si mostra, in Figura 8.3, l'andamento temporale della quota barometrica registrata, affiancata da un flag logico che assume valore unitario nel momento in cui la modalità *Mission* è attiva. Come si può notare, nella fase autonoma di missione, la quota barometrica assume valore costante pari a circa 400 metri. Approfondendo l'analisi, lo scostamento massimo dal valore medio, nella fase significativa del volo, non supera mai 1.5 metri, andamento ritenuto quindi ampiamente accettabile.

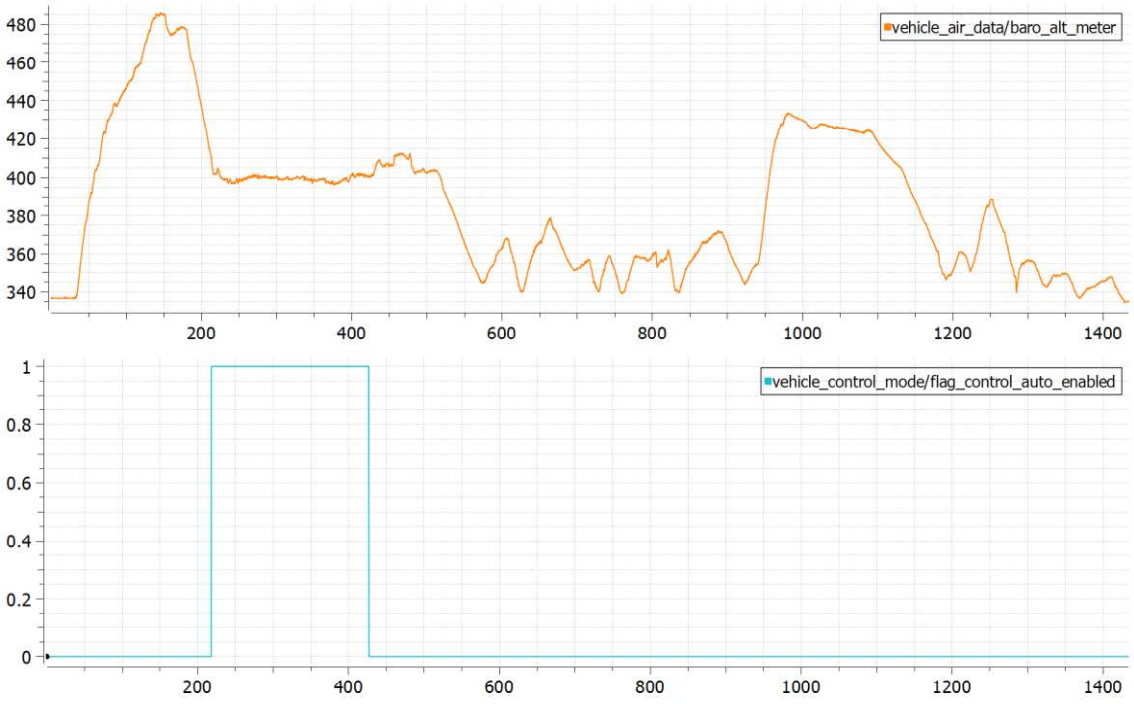


Figura 8.3: Quota barometrica (sopra) e flag attivazione modalità position (sotto)

Per quanto riguarda la velocità rispetto all'aria, viene riportato un grafico mostrante l'andamento della velocità vera in funzione del tempo, affiancato dallo stesso flag precedente. Si nota l'andamento incrementale della velocità con i relativi plateau di misurazione, ognuno di questi di durata non inferiore ai 20 secondi. La figura riportata mostra valori grezzi, risultanti direttamente dalla misura del sensore. Per tale motivo si notano numerose oscillazioni ad alta frequenza attorno ai relativi valori medi.

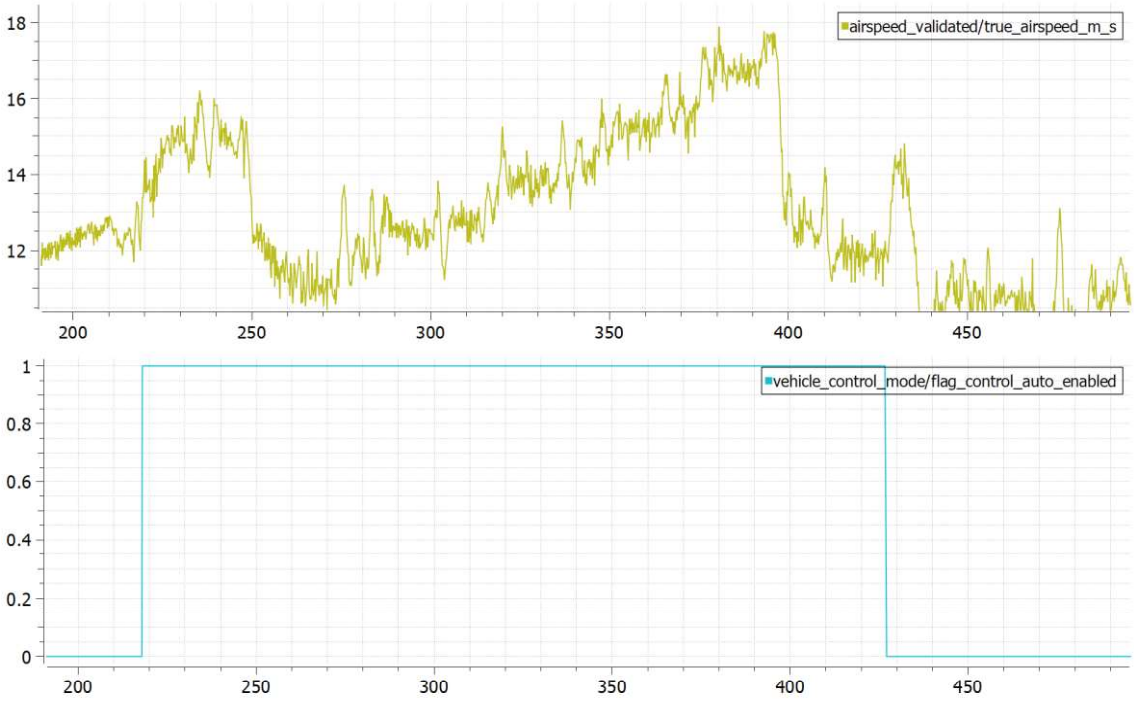


Figura 8.4: Velocità vero rispetto all'aria (sopra) e flag attivazione modalità position (sotto)

Viene analogamente riportato l'andamento della potenza assorbita dal motore in funzione del tempo. Confrontandone l'andamento con quello della velocità vera, si nota come i plateaux siano corrispondenti. I picchi più evidenti sono invece conseguenze delle virate effettuate ai vertici del rettangolo. In risposta all'aumento di resistenza, per mantenere comunque la quota di volo costante, il controllore richiede una spinta maggiore al motore con conseguente aumento della potenza utilizzata.

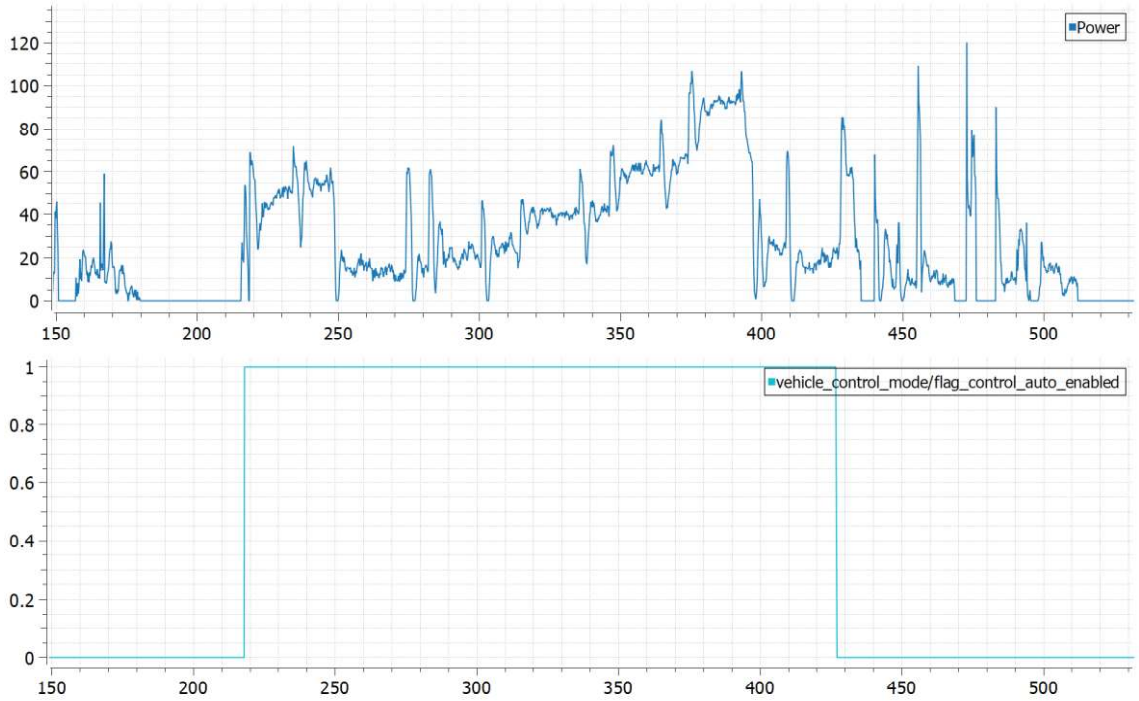


Figura 8.5: Potenza assorbita (sopra) e flag attivazione modalità position (sotto)

Con l'ausilio di Matlab, i dati vengono ulteriormente elaborati. In particolare, sono estratte le sole porzioni significative delle serie temporali riportate sopra; vengono quindi esclusi i tratti in cui il volo non risulta essere rettilineo ed uniforme. Inoltre, per ognuno dei plateaux visibili sopra, viene estratto il valore medio. Vengono quindi relazionati i dati di velocità e consumo di potenza. Il risultato è presentato in Tabella 8.1:

Velocità media [m/s]	10.95	12.52	13.82	14.98	16.69
Potenza media [W]	11.64	23.19	40.93	52.37	92.63

Tabella 8.1: Consumo di potenza in funzione della velocità vera rispetto all'aria

Per verificare l'attendibilità del modello creato con OpenVSP e Matlab, si sovrappongono questi dati sperimentali alla curva ricavata numericamente. Per massimizzare l'attendibilità del modello, si inseriscono in input il valore di densità dell'aria misurato il giorno della prova ed il peso al decollo del drone. I risultati sono i seguenti:

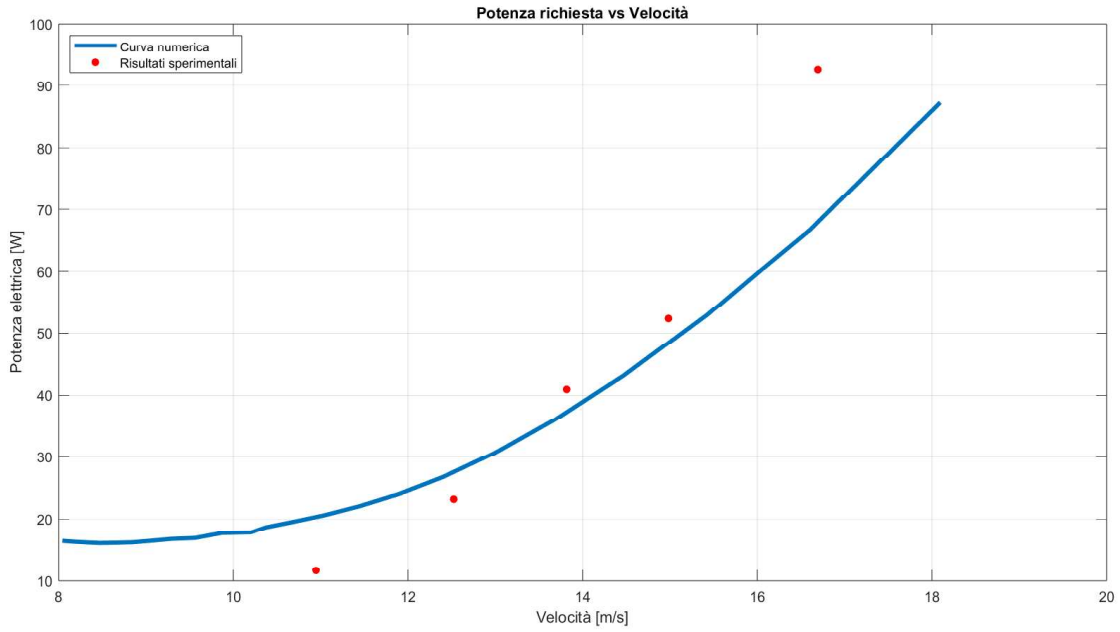


Figura 8.6: Grafico potenza richiesta in funzione della velocità vera rispetto all'aria

Lo scostamento percentuale della curva numerica rispetto ai valori misurati è riportato nella Tabella 8.2:

Velocità media [m/s]	10.95	12.52	13.82	14.98	16.69
Errore percentuale	+ 71.8 %	+ 16.4 %	- 7.16 %	- 9.10 %	- 25.5 %

Tabella 8.2: Errore percentuale dei dati numerici rispetto a quelli sperimentali

Questa approssima molto meglio i risultati sperimentali per velocità tra i 12 ed i 16 metri al secondo circa. L'errore percentuale maggiore si ha invece per basse velocità di crociera, range in cui il modello sovrastima la potenza elettrica necessaria. In questo regime caratterizzato da numeri di Reynolds bassi, nell'intorno di 200,000, entrano in gioco fenomeni viscosi rilevanti impossibili da catturare per un solutore come VSPAero. Viste comunque le numerose limitazioni ed approssimazioni introdotte, descritte approfonditamente nei paragrafi precedenti, si può ritenere la soluzione numerica sufficientemente rappresentativa, soprattutto ai fini di un eventuale dimensionamento preliminare di un nuovo modello.

Altre metriche significative, ricavate dal modello numerico, sono riportate in Tabella 8.3:

	Velocità [m/s]	Potenza [W]	AoA [°]	CL	CD	E
Massima endurance	8.47	16.10	12.4	1.29	0.0674	19.1
Massimo range	10.20	17.83	6.38	0.889	0.0408	21.8

Tabella 8.3: Prestazioni Skywalker 1900 ricavate dal modello numerico

Nonostante l'effettiva coerenza dei risultati appena riportati, forti incertezze riguardano il calcolo dell'angolo di attacco in condizioni di massima endurance, probabilmente al di sopra dei limiti di stallo del profilo; risultato comunque coerente con le limitazioni di VSPAero già precedentemente citate all'interno del sottoparagrafo 5.2.5. Consapevoli di queste, viene determinato un range di velocità di stallo come descritto nei paragrafi precedenti. In questa configurazione di volo, esso è individuato tra *8.00 ed 8.67* metri al secondo.

Si completa la serie di risultati del modello numerico, presentando altri grafici di interesse.

Nel primo viene riportato il numero di giri dell'elica spingente in funzione della velocità avanzamento. Non è stato possibile verificare sperimentalmente la coerenza di questa metrica a causa della mancanza di sensori adeguati alla misurazione del numero di giri del rotore.

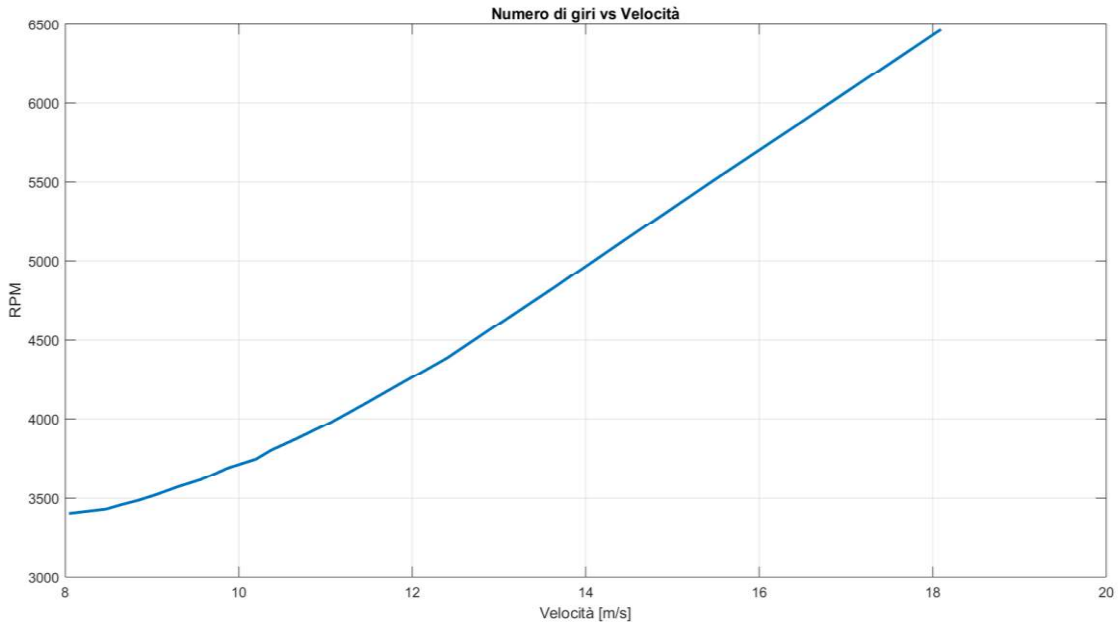


Figura 8.7: Grafico numero di giri richiesto in funzione della velocità

Nel secondo è visualizzato il consumo energetico per unità di distanza. Il punto di minimo corrisponde alla condizione di volo di massimo range.

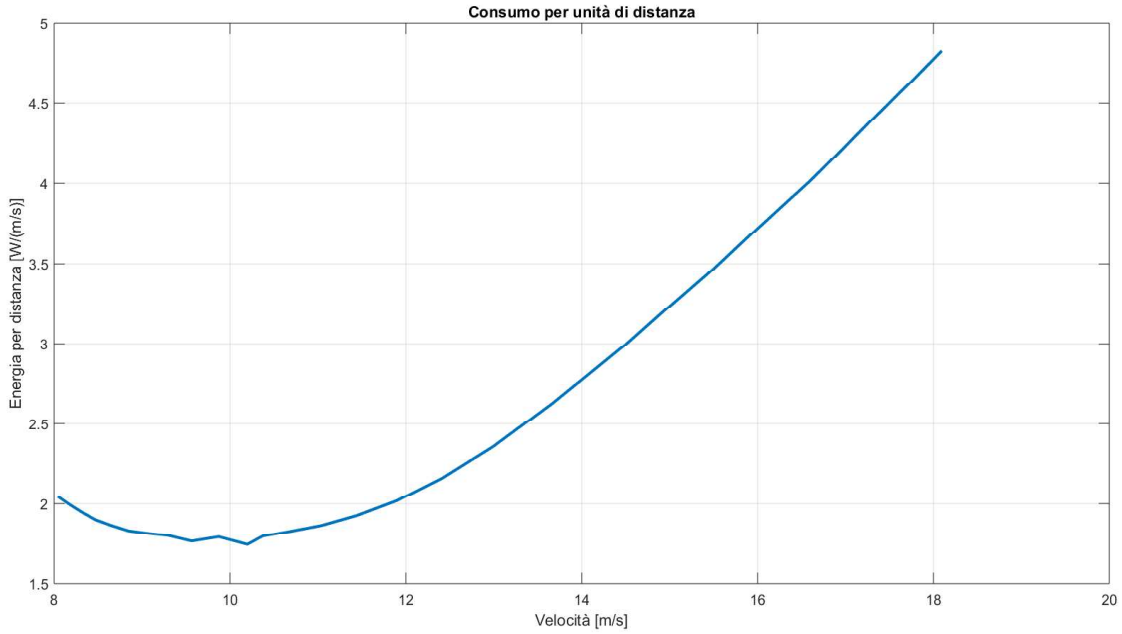


Figura 8.8: Grafico consumo per unità di distanza in funzione della velocità

Nel successivo si riporta il confronto tra la potenza richiesta, quella derivante dal semplice calcolo aerodinamico, e la potenza assorbita, derivante dal modello introdotto per tenere conto delle efficienze della catena propulsiva e descritto nei paragrafi precedenti.

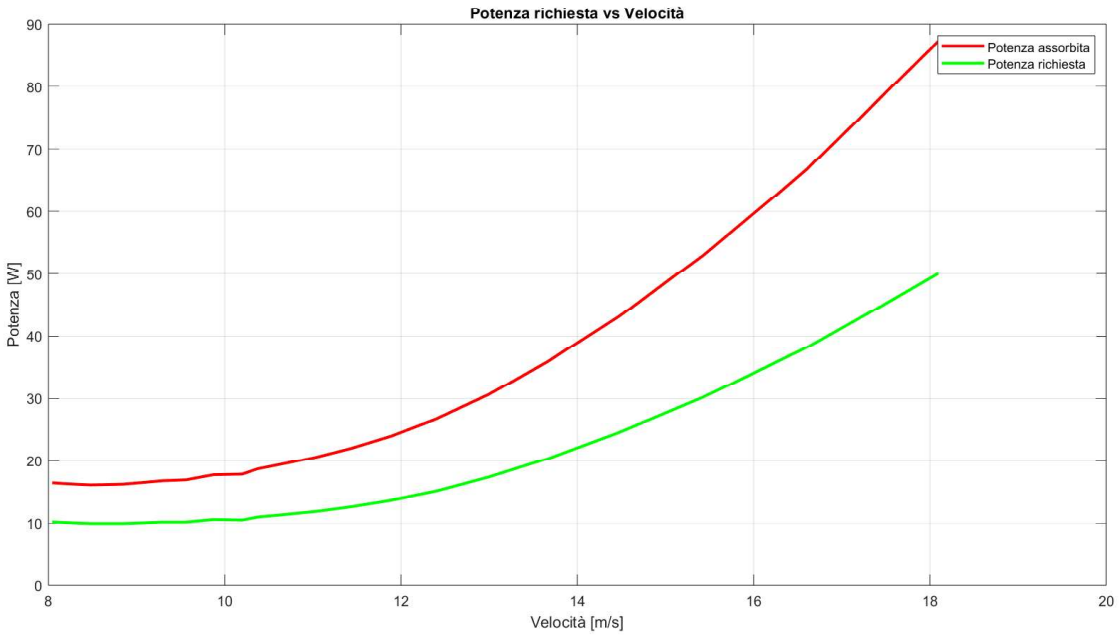


Figura 8.9: Grafico potenza richiesta ed assorbita in funzione della velocità

Si riporta infine la curva teorica dell'efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento. Questa è ricavata numericamente dal costruttore dell'elica. Ad essa si sovrappone l'intervallo operativo specifico, combinazione delle caratteristiche aerodinamiche del modello e della catena propulsiva. In questo caso, si nota come esso non coincida perfettamente con il range di massima efficienza dell'elica; indicatore del fatto che si possa raffinare la scelta del rotore per questo specifico drone, in modo da ridurre ulteriormente le perdite.

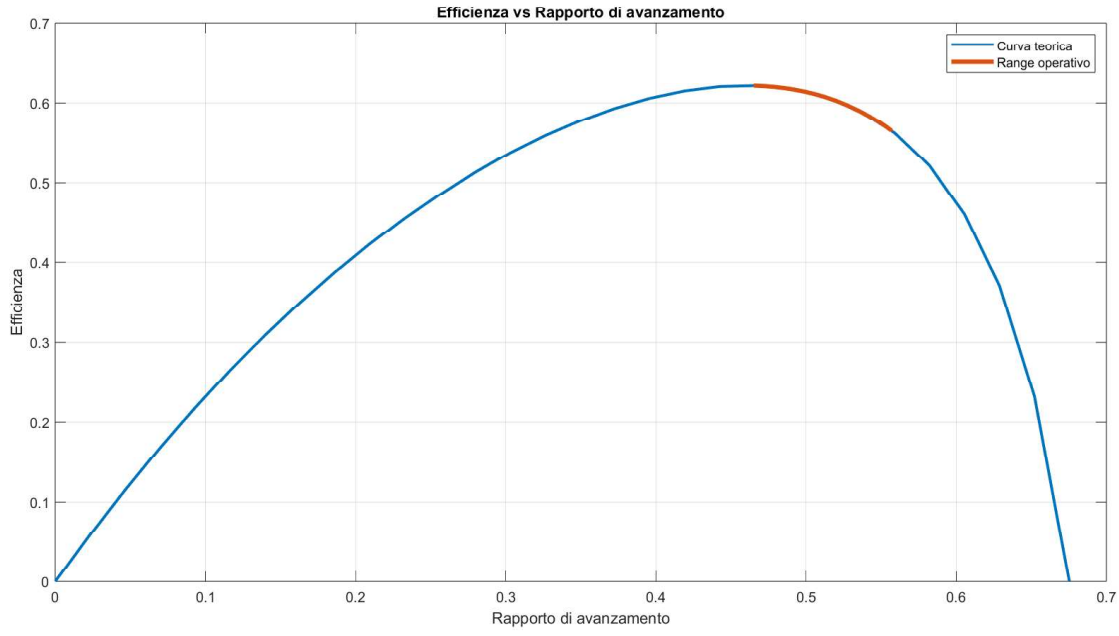


Figura 8.10: Efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento

Un ulteriore considerazione riguarda la determinazione numerica dell'angolo di attacco necessario per soddisfare l'equilibrio delle forze in volo rettilineo ed uniforme. Per motivazioni logistiche ed operative, non è stato possibile eseguire un'indagine sperimentale adeguata utile a poter validare con certezza quest'ultimo parametro. Si è quindi scelto di adottarlo unicamente come ulteriore indicatore della bontà del modello utilizzato. Nello specifico, analizzando i log di volo e calcolando l'angolo di attacco come differenza tra l'angolo di beccheggio e l'angolo di rampa e sommando il calettamento dell'ala, si nota come per velocità prossime ai 13 metri al secondo, l'incidenza sia prossima allo zero, valore riportato dallo stesso modello numerico. Sotto questo aspetto, esso sembra fornire risultati coerenti per angoli di attacco bassi, condizione non più valida per coefficienti di portanza maggiori.

8.3 Esito della prova

A seguito della prova svolta si possono trarre le seguenti conclusioni, riassunte per punti:

- l'installazione di PX4 a bordo del flight controller e la prima configurazione del drone sono avvenute con successo,
- la programmazione e l'esecuzione della missione in modalità automatica hanno avuto esito positivo,
- si può ritenere la soluzione numerica sufficientemente rappresentativa del reale consumo energetico del drone in condizioni di crociera,
- ulteriori prove di volo sono richieste per la validazione delle restanti metriche ricavate dal modello numerico,
- particolare incertezza riguarda il risultato relativo all'angolo di incidenza calcolato dal modello numerico, soprattutto per coefficienti di portanza elevati.

9 Test Makeflyeasy Fighter

Nell'ambito della campagna di sperimentazione riguardante il drone Makeflyeasy Fighter VTOL, diverse prove sono state eseguite. Queste sono descritte e presentate nel seguito in ordine di avvenimento cronologico.

9.1 Prova a terra

A seguito dell'avvenuto montaggio del drone, prima di poter procedere con le prove in volo, è necessario sottoporre il velivolo ad un'attenta e mirata configurazione con l'obiettivo di verificare il corretto funzionamento di tutti i sistemi e di correggere eventuali problemi riscontrati.

Obiettivi:

- verificare il funzionamento di tutti i sistemi,
- installare PX4 sul flight controller,
- eseguire la prima configurazione del drone.

Requisiti:

- montaggio completato.

Esecuzione

L'assemblaggio del drone è terminato il 10 marzo 2026; nei giorni successivi, prima dei test in volo, si è proceduto a finalizzare la configurazione del velivolo.

Prima di alimentare il drone, per evitare di danneggiare accidentalmente i componenti installati, è opportuno verificare, per mezzo di un multimetro, l'assenza di eventuali cortocircuiti. Ponendo quindi lo strumento in modalità di misurazione della resistenza, si accostano i puntali ai terminali ai cui verrà successivamente collegata la batteria. Effettuando la misurazione, se lo schermo del dispositivo mostra un valore di resistenza elevata, l'impianto è quasi sicuramente sano. Al contrario, se il valore è basso, allora probabilmente è presente un cortocircuito. Questo può essere causato da diversi fattori: fili spellati o non isolati che si toccano, ponti di stagno tra piazzole durante la saldatura, polarità dei connettori invertita accidentalmente, polvere, residui metallici o componenti difettosi o usurati.

Eseguita questa verifica fondamentale, è stato quindi possibile alimentare il drone in piena sicurezza. Si procede a collegare l'autopilota al PC per poter installare, per mezzo del software QGroundControl, il firmware PX4. Si esegue quindi la stessa procedura di configurazione già svolta precedentemente per lo Skywalker 1900, ponendo attenzione nella scelta del frame corretto: in questo caso velivolo VTOL. A questo punto si procede configurando gli attuatori: motori e servocomandi delle superfici di controllo sono assegnati alle uscite fisiche del controllore.

Si procede quindi collegando la batteria e verificando la corretta accensione di tutti i moduli. Viene inoltre accoppiata la ricevente con il radiocomando SIYI UniRC 7 Pro: una ground station portatile operante su doppia frequenza, dotata di uno schermo da 7 pollici utile per usufruire delle funzioni di QGroundControl senza dover ricorrere ad un PC. È possibile, a questo punto, verificare la rispondenza ai comandi delle superfici e dei motori. È importante notare la coerenza di movimento dei servoattuatori con i comandi impartiti. In caso ci si accorga che uno o più assi siano invertiti, è possibile agire, nell'adeguata scheda di configurazione dell'autopilota, per correggerne il funzionamento. La stessa verifica deve essere eseguita

riguardo il verso di rotazione dei motori. Nel caso specifico del Fighter, considerando la particolare disposizione dei rotori, è importante rispettare il corretto accoppiamento dei motori. Due di questi, infatti, opposti rispetto al baricentro del velivolo, ruoteranno in senso antiorario, mentre i restanti ruoteranno in senso orario. Nel caso avvenga che l'ordine non sia rispettato, è necessario agire scambiando tra loro due dei tre poli di alimentazione che collegano l'ESC al motore. Ciò è dovuto al fatto che i motori brushless trifase impiegati nei droni vengono alimentati dall'ESC mediante tre fasi elettriche sfasate, le quali generano un campo magnetico rotante nello statore. Il verso di rotazione del motore dipende direttamente dalla sequenza con cui queste fasi vengono applicate; pertanto, invertendo due dei tre poli si modifica tale sequenza e si inverte il senso di rotazione del campo magnetico, inducendo il rotore a girare nella direzione opposta. La stessa verifica va eseguita per il motore anteriore il cui verso di rotazione deve essere coerente con il montaggio dell'elica.

Verificato il funzionamento dei servoattuatori, si può quindi procedere al centraggio delle superfici aerodinamiche a comandi neutri. Avendo in alcuni casi rilevato dei disallineamenti, si è proceduto correggendoli meccanicamente. Si può infatti scegliere di agire modificando la posizione delle squadrette montate sugli attuatori oppure regolando la lunghezza delle relative aste di comande.

Per finalizzare la configurazione, è bene verificare che la risposta in stabilizzazione sia coerente con il disturbo impartito al velivolo. Si procede quindi ruotando il drone attorno a tutti gli assi ed osservando, in modalità ala fissa, la corretta deflessione delle superfici di comando. Se per esempio si inclina il velivolo puntando il muso verso il basso, questo deve rispondere comandando una deflessione dell'equilibratore che ristabilisca l'assetto livellato. La stessa prova di stabilizzazione va eseguita in modalità quadricottero. In questo caso ci si è infatti accorti dell'errato posizionamento dei motori nel sistema di riferimento di PX4. Si è quindi proceduto misurando la posizione di questi relativamente all'autopilota ed inserendo i dati corretti nel relativo menù di configurazione.

Completata quindi questa breve quanto importante fase di test a terra, si è potuto procedere con le prime prove in volo.

9.2 Prova di hovering

9.2.1 Descrizione ed esecuzione

La prova a punto fisso rappresenta la prima tappa fondamentale nel percorso di messa in volo di un velivolo VTOL. Permette infatti di confermare il corretto funzionamento del drone in modalità quadricottero, fase operativa obbligata e precedente alla transizione in modalità ala fissa.

Obiettivi:

- verificare funzionamento di tutti i sistemi in modalità quadricottero,
- verificare la controllabilità del drone in modalità quadricottero,
- verificare la stabilità del drone in modalità quadricottero.

Requisiti:

- configurazione iniziale completata.

Condizioni atmosferiche, ambientali ed operative

La prova, composta di più voli, è stata condotta l'11 marzo 2026 alle 16:14 locali nei pressi di Leinì. Il cielo era sereno ed il vento a terra debole e variabile in direzione. Nessun altro evento

significativo registrato. Al momento del decollo, la temperatura a terra registrata dai sensori di bordo era di circa 13° e la densità dell'aria di 1.207 kg/m^3.

Il drone ha volato in configurazione standard con un peso al decollo di 8.850 kg. Non era presente alcun payload a bordo.

Esecuzione:

La prova è stata così strutturata:

- decollo da terra in modalità quadricottero,
- verifica stabilità e rispondenza al comando,
- verifica della funzionalità delle modalità di volo *stabilized* e *altitude*,
- atterraggio.

Visti gli importanti ingombri e considerata l'elevata massa del drone, ponendo attenzione nel mantenere una distanza sufficiente dagli ostacoli circostanti, si è proceduto al decollo operando nella modalità di volo *stabilized*. A drone armato e a motori accessi, prima del sollevamento da terra, si è proceduto a verificare la corrispondenza tra i comandi impartiti e quelli eseguiti dal velivolo. Verificato quindi il funzionamento nominale, si comanda, aumentando la potenza, il distacco dal terreno. Appena sollevato, a circa pochi centimetri di quota, il drone presentava un marcato comportamento instabile. Tale fenomeno, esibito sia in rollio che in beccheggio, sembrava essere accoppiato con le dinamiche proprie della struttura. Verificato che tale instabilità non accennava a terminare, neanche a seguito di eventuali input di comando impartiti del pilota, si procedeva ad atterrare rapidamente in modo controllato e sicuro per evitare di danneggiare il drone.

Si riportano, in Figura 9.1 e Figura 9.2, le registrazioni dei log inerenti al primo volo. In particolare, si mostrano in successione gli angoli di beccheggio e rollio accostati ai rate attorno ai relativi assi. Non sono state notate oscillazioni significative in imbardata, né visivamente e né dall'analisi dei log.

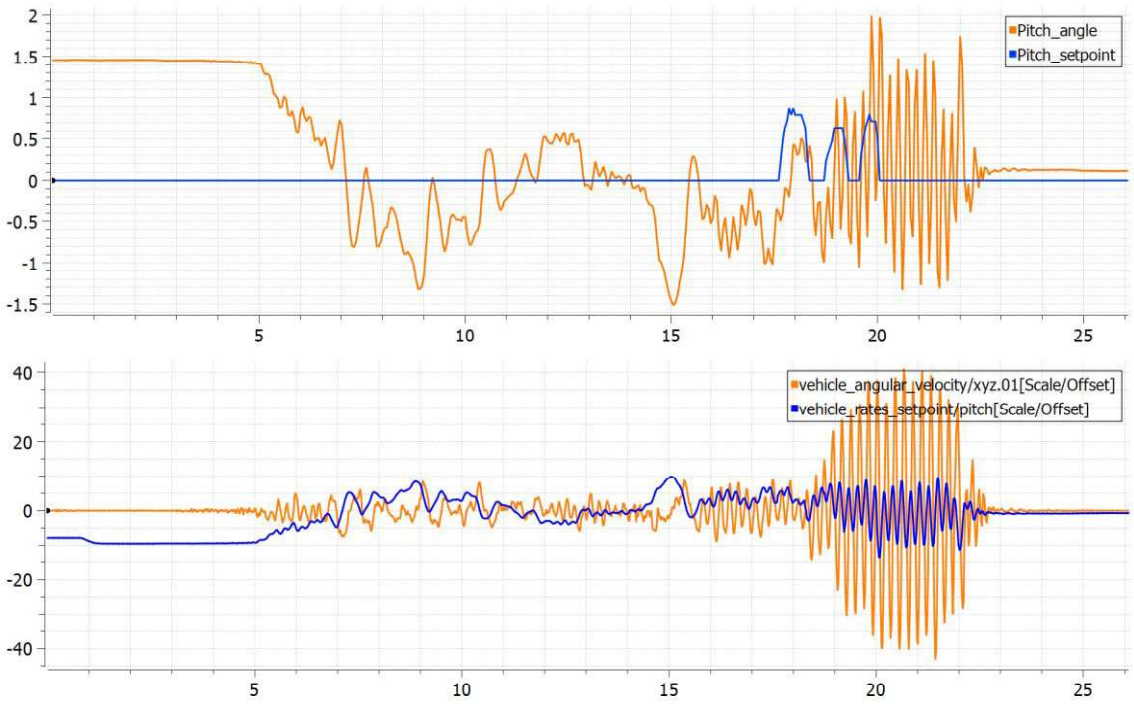


Figura 9.1: Oscillazioni relative all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto)

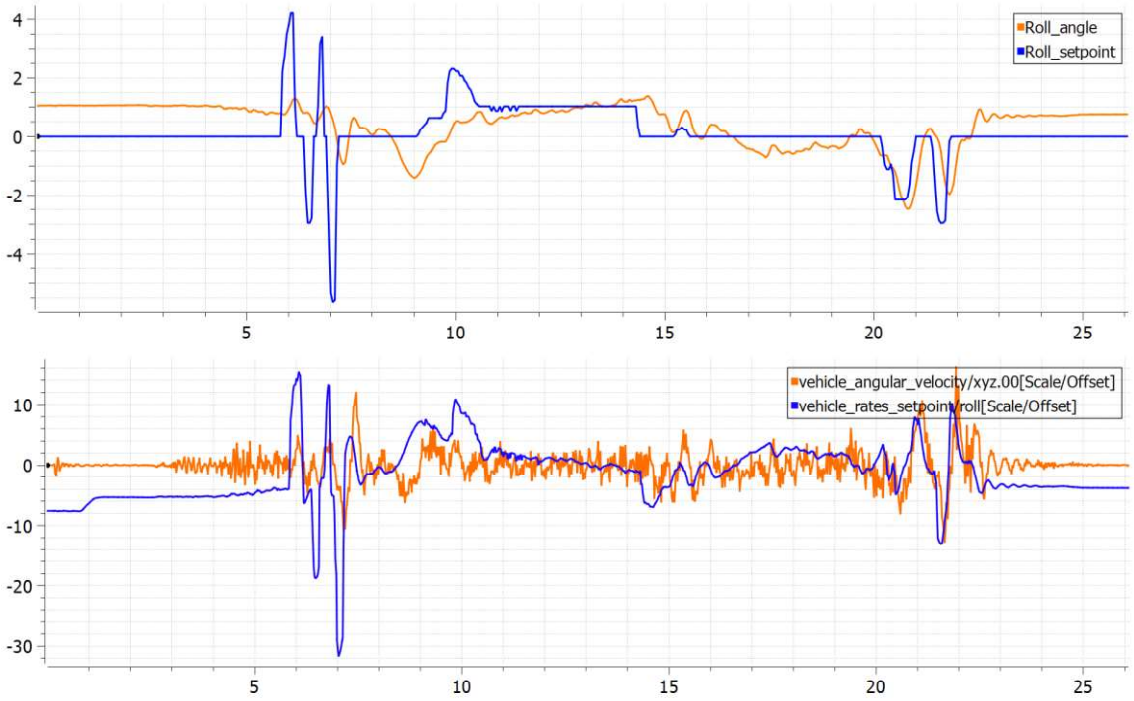


Figura 9.2: Oscillazioni relative all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto)

Il drone si solleva da terra attorno al quindicesimo secondo. I valori misurati superano costantemente e seguono in modo pessimo i setpoint imposti dal controllore. Inoltre, come si può notare, l'oscillazione in beccheggio è caratterizzata da un modulo molto più elevato di quella in rollio, soprattutto relativamente ai valori di velocità angolare; grandezza che sembra inoltre esibire una pericolosa instabilità. Di contro, avviene ad una frequenza molto più bassa che in prima analisi sembra essere la metà di quella in rollio. Per mettere in evidenza questa diversità, si riporta in Figura 9.3 e Figura 9.4 un dettaglio del log catturato nell'intorno del ventesimo secondo.

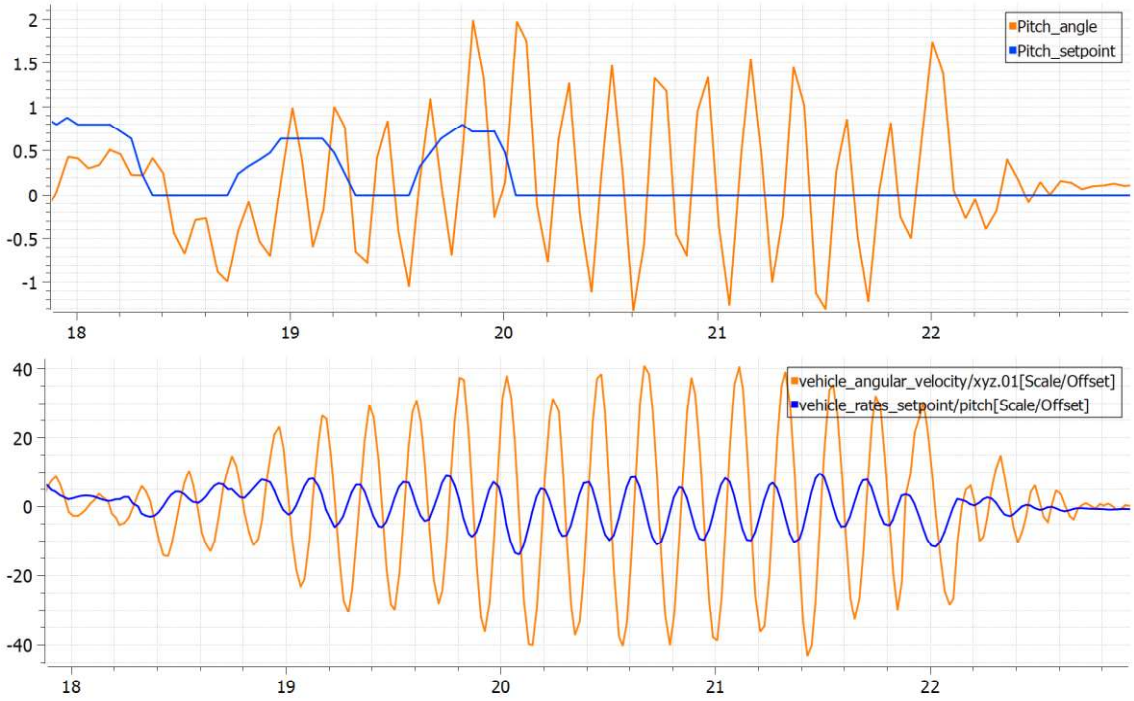


Figura 9.3: Dettaglio oscillazioni relative all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto)

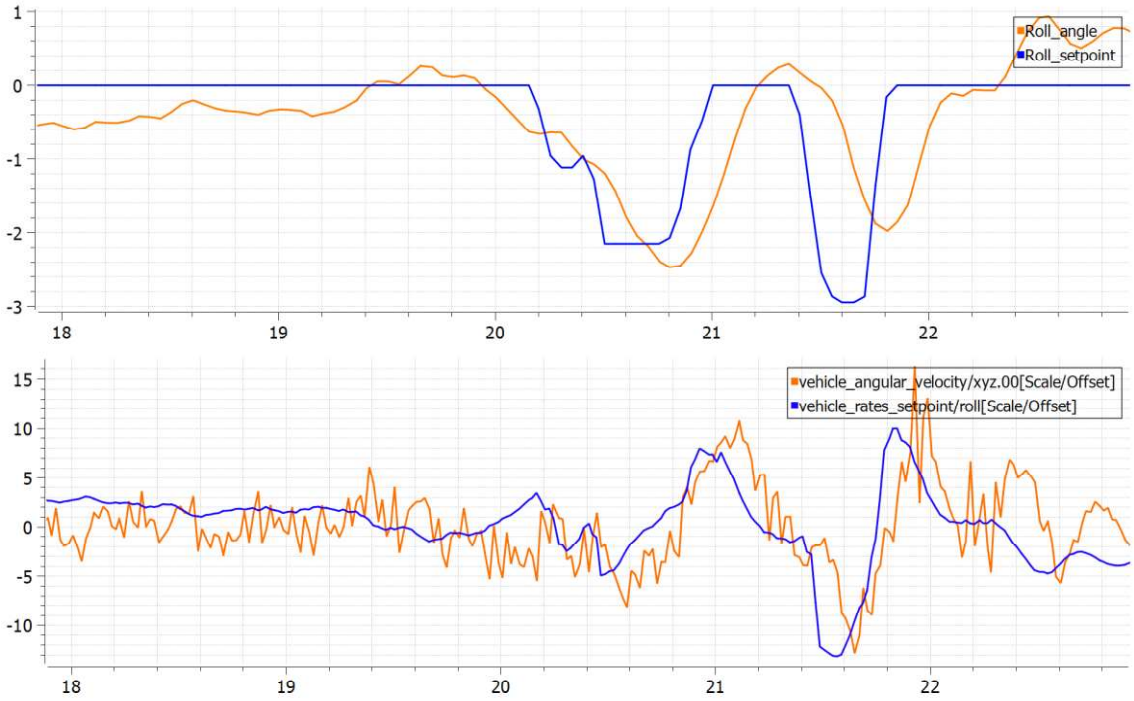


Figura 9.4: Dettaglio oscillazioni relative all'angolo di rollio(sopra) ed al rate di rollio(sotto)

È interessante notare come le oscillazioni relative all'angolo ed alla velocità angolare di beccheggio avvengano alla stessa frequenza ma siano tra loro in controfase. Per quanto riguarda invece il rollio, le oscillazioni dell'angolo hanno periodo molto più lungo rispetto a quelle relative alla velocità angolare.

In sede di prova, oltre alle oscillazioni visivamente più palesi in beccheggio, si è notato un evidente accoppiamento con la dinamica torsionale della struttura alare. Essa, caratterizzata dalla presenza dei bracci di supporto dei motori, sembra essere particolarmente propensa a questo fenomeno. In particolare, la presenza dei motori posizionati lontano dall'asse elastico della struttura, accentua sicuramente il fenomeno. Infatti, oltre ad essere masse concentrate, questi esercitano anche una spinta variabile, che se applicata con un braccio associato elevato, produce un momento altrettanto significativo sull'ala. Questa, non sufficientemente rigida, risponde torcendosi. La dinamica del fenomeno viene mostrata nei fotogrammi successivi tratti dal video della prova. Osservando attentamente la posizione relativa delle semiali rispetto alla fusoliera si può notare l'evidente torsione della struttura

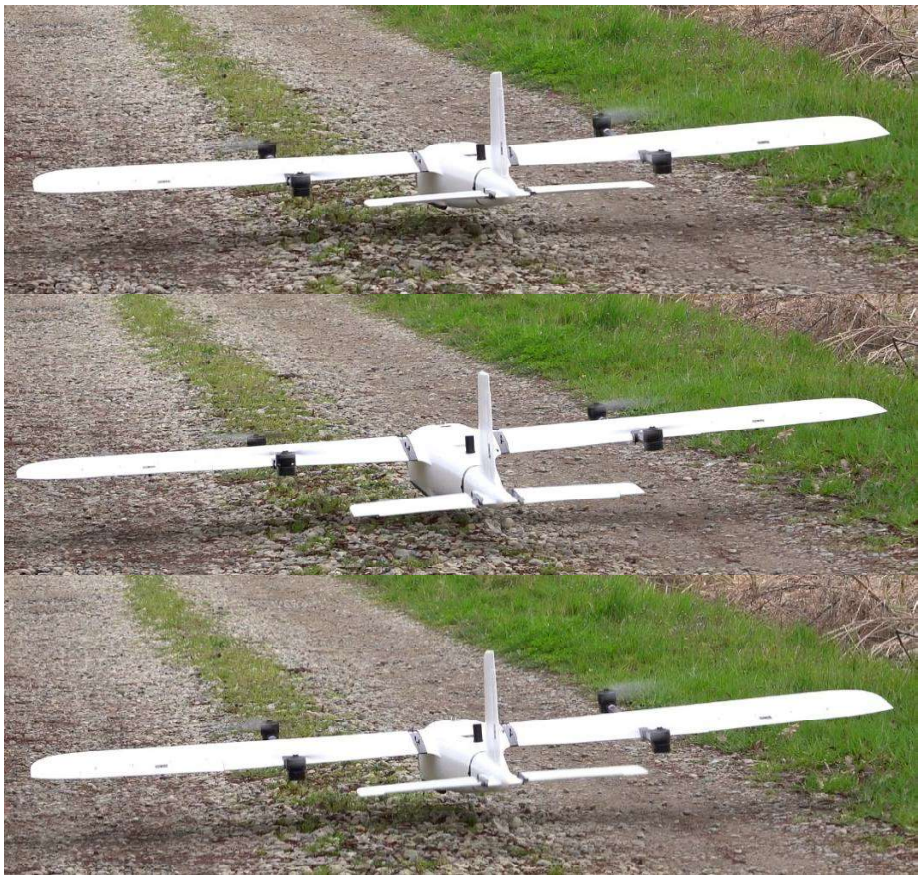


Figura 9.5: Sequenza di fotogrammi che mostra la dinamica torsionale del velivolo

Ricordando che l'autopilota agisce costantemente intervenendo in particolar modo sulla stabilizzazione del velivolo, ciò che si sospetta è un possibile accoppiamento tra la dinamica del controllore di assetto e la struttura del drone.

9.2.2 Correzione dell'instabilità

Il giorno della prova, prima di procedere con il volo successivo, si è quindi deciso di intervenire modificando le costanti moltiplicative dei regolatori PID inerenti al controllo di rate e di assetto; fino ad allora impostate sui valori di default di PX4. Nella Tabella 9.1 è riportato un confronto tra i valori precedenti e successivi alla modifica, appresi dopo numerosi tentativi di trial and error.

	Default PX4	Post-tuning
MC_PITCH_P	6.5	2.5
MC_PITCHRATE_P	0.15	0.15
MC_PITCHRATE_I	0.20	0.20
MC_PITCHRATE_D	0.0030	0.0030
MC_PITCHRATE_K	1.0	0.45
MC_ROLL_P	5.0	2.5
MC_ROLLRATE_P	0.15	0.15
MC_ROLLRATE_I	0.20	0.20
MC_ROLLRATE_D	0.0030	0.0030
MC_ROLLRATE_K	1.0	0.5

Tabella 9.1: Modifiche apportate ai parametri dei controllori PID multicottero

Osservando notevoli oscillazioni nell'intorno dei setpoint ad una frequenza moderatamente alta ed un costante superamento di questi, si è optato per diminuire i guadagni proporzionali dei

controllori. Per quanto riguarda il regolatore di rate, si è ridotta la costante moltiplicativa K, sia per il controllore di beccheggio che per quello di rollio. Si ricorda che, come descritto in modo approfondito nel capitolo dedicato, ridurre il guadagno K equivale ad attenuare l'aggressività complessiva, mantenendo però inalterato il bilanciamento interno del PID. Per quanto riguarda il controllore di assetto, l'unico parametro disponibile per perfezionare il tuning è la costante proporzionale P, anche in questo caso ridotta rispetto ai valori di default, sia per il beccheggio che per il rollio. Sebbene PX4 predisponga una funzione di auto-tune dedicata per i controllori PID, non si è ritenuto il drone sufficientemente stabile per affrontare in sicurezza tale procedura. Non si aveva quindi altra scelta se non tarare manualmente i guadagni.

Dopo vari tentativi, una volta soddisfatti del livello di stabilità raggiunto, si è potuto procedere effettuando un volo di durata maggiore in cui, sempre in modalità quadricottero, si è potuta testare la capacità di avanzamento del velivolo. Si riporta quindi il tracciato inerente all'ultimo volo di giornata.

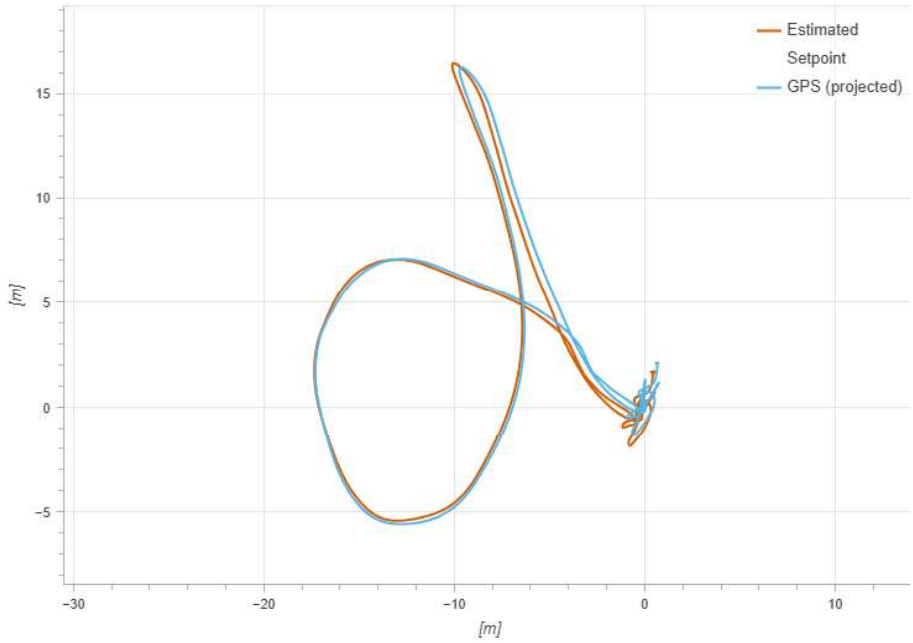


Figura 9.6: Traccia GPS

Dopo un breve volo a punto fisso, si è condotto il drone a non più di 15 metri di distanza dal punto di decollo tracciando una traiettoria circolare. Come si può osservare dalla Figura 9.7, la quota non è mai stata superiore ai 3 metri da terra.

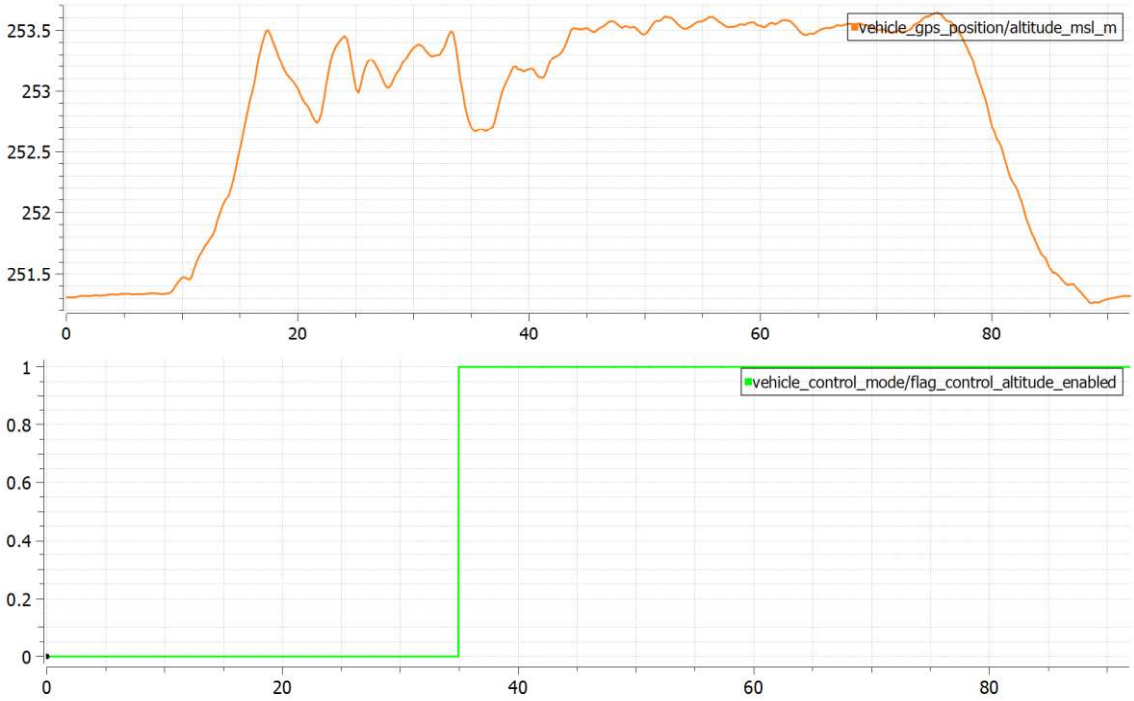


Figura 9.7: Altitudine barometrica(sopra) e flag attivazione modalità altitude (sotto)

Dopo un breve tratto volato in modalità stabilized, si è testata la modalità di volo altitude. Come si vede dalla Figura 9.7, una volta ingaggiata, il drone mantiene la quota perfettamente con variazioni nette che non superano i 10 centimetri.

Per quanto riguarda le modifiche apportate ai parametri relativi ai controllori, vengono mostrati in successione gli angoli di beccheggio e rollio accostati ai rate attorno ai relativi assi.

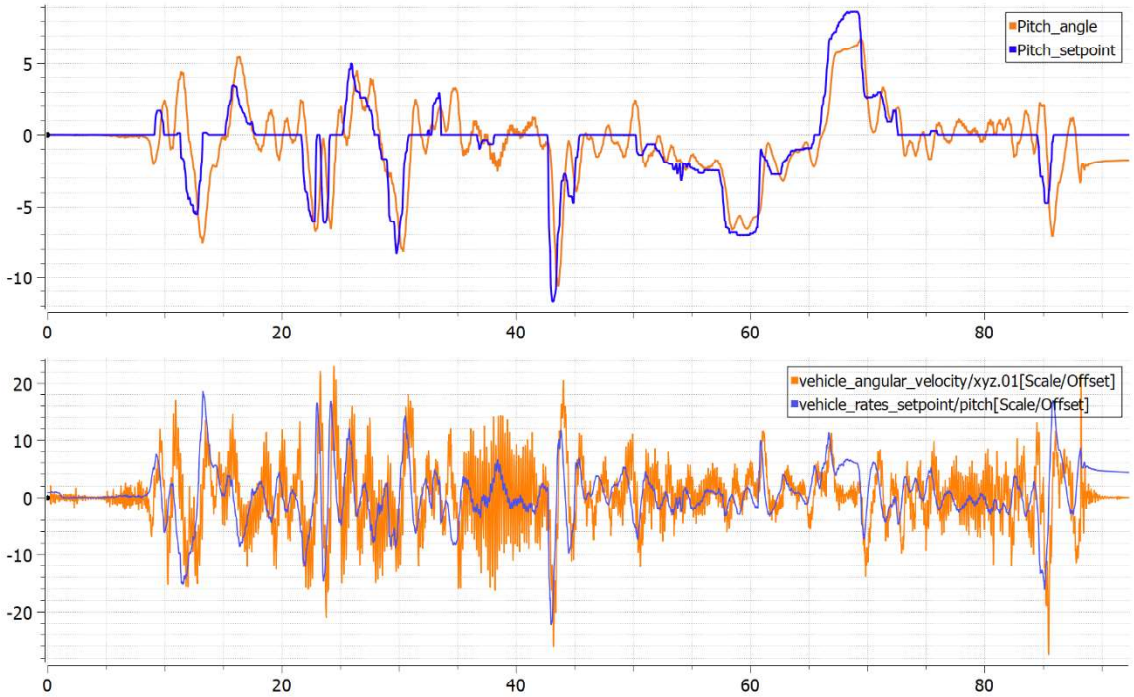


Figura 9.8: Andamento relativo all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto)

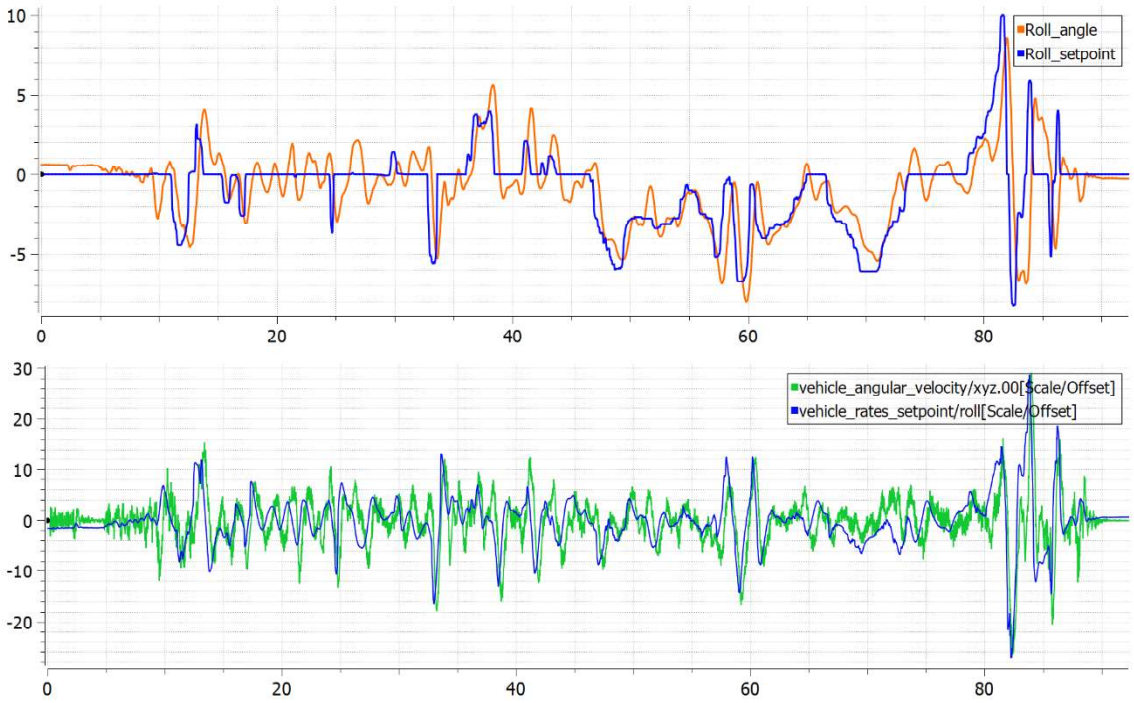


Figura 9.9: Andamento relativo all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto)

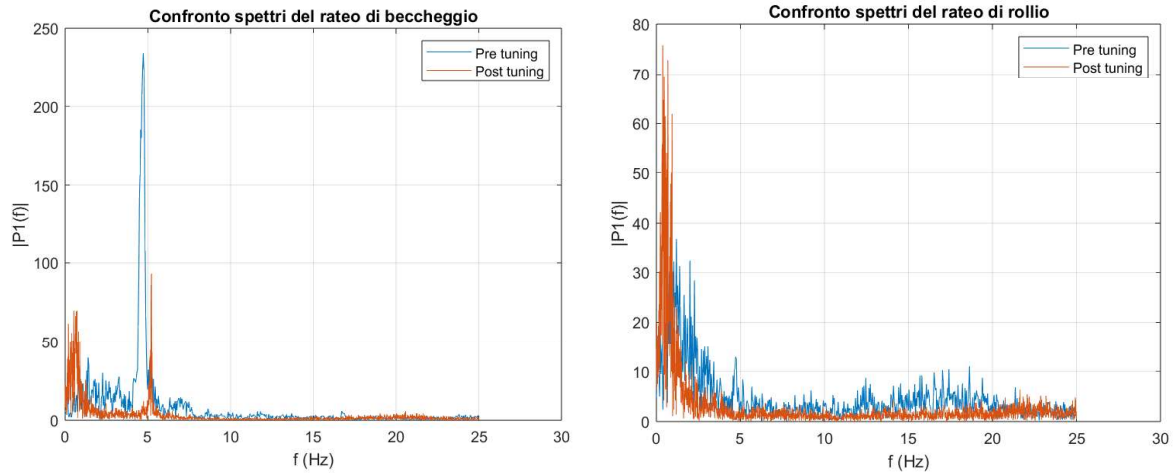
Rispetto al primo volo, il drone mostra visivamente oscillazioni di ampiezza drasticamente ridotta e di natura apparentemente stabile e non divergente. Inoltre, considerata l'inerzia comunque elevata, risulta naturale nel pilotaggio e soddisfacentemente responsivo, stabile e sicuro.

Nello specifico, osservando i log e comparandoli con quelli relativi al primo volo, si notano le seguenti differenze:

- Pitch angle:
  - scomparsa delle oscillazioni più evidenti attorno al setpoint,
  - tracking del setpoint soddisfacente sebbene ancora migliorabile. Si nota infatti che il sistema è leggermente in ritardo rispetto al setpoint. Inoltre, sono ancora presenti minime oscillazioni e sporadici overshoot,
  - possibile **correzione:** perfezionare il controllore del pitch rate, valutare incremento del parametro MC_PITCH_P.
- Pitch rate:
  - ampiezza delle oscillazioni dimezzata, scomparsa della divergenza,
  - tracking del setpoint migliorato,
  - evidenti numerose oscillazioni ad alta frequenza, il controllore del pitch rate è ancora troppo nervoso,
  - possibile **correzione:** valutare decremento del parametro MC_PITCHRATE_D
- Roll angle:
  - comportamento simile al pitch angle,
  - scomparsa delle oscillazioni più evidenti attorno al setpoint,
  - tracking del setpoint soddisfacente sebbene ancora migliorabile. Anche in questo caso il sistema è leggermente in ritardo rispetto al setpoint. Inoltre, sono ancora presenti minime oscillazioni e sporadici overshoot,
  - possibile **correzione:** perfezionare il controllore del roll rate, valutare incremento del parametro MC_ROLL_P.
- Roll rate:

- tracking soddisfacente,
- similmente al pitch rate, oscillazioni ad alta frequenza attorno al setpoint; controllore ancora troppo nervoso,
- possibile **correzione:** valutare decremento del parametro MC_ROLLRATE_D.

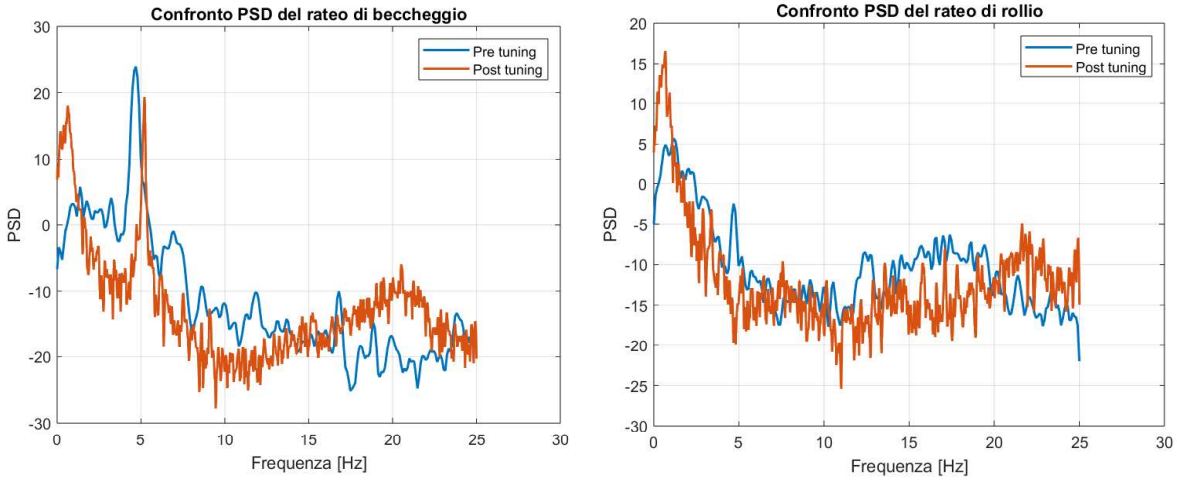
Per approfondire il confronto, applicando la trasformata di Fourier, si sono rappresentati i ratei di beccheggio e di rollio nel dominio delle frequenze. Vengono confrontati, in Figura 9.10, gli spettri che ne risultano.



(a) spettro rateo di beccheggio *(b) spettro rateo di rollio*

Figura 9.10: Spettri di Fourier

Per quanto riguarda il rateo di beccheggio, si nota come a seguito della modifica dei parametri sopra riportati, l'ampiezza delle oscillazioni più significative, misurata a 5 Hz, si riduca drasticamente. Compare inoltre un'oscillazione moderata a frequenze molto basse, nell'intorno di 0.5 Hz. Quest'ultima considerazione vale anche per il rateo di rollio. Un'indagine più approfondita si può condurre rappresentando lo spettro di potenza dei segnali (Power Spectral Density).



(a) PSD rateo di beccheggio *(b) PSD rateo di rollio*

Figura 9.11: Power spectral density

In questo modo, i contributi energetici associati a ciascuna frequenza sono più facilmente distinguibili ed associabili. Si conferma quindi, sia per il rateo di beccheggio che per quello di rollio, un palese contributo a bassa frequenza. Osservando i grafici tratti dai log riportati poco

sopra, si associa questo comportamento al corretto tracking dei setpoint che oscillano periodicamente a quella frequenza.

Complessivamente, le accelerazioni misurate dai sensori integrati nel flight controller sono accettabili e le vibrazioni sono sotto la soglia oltre la quale possono influenzare negativamente le performance del drone. Sotto questo aspetto non si ritiene necessario attuare altre azioni correttive. Sono riportate, in Figura 9.12, le relative metriche di interesse.



Figura 9.12: Accelerazioni (sopra) e vibrazioni (sotto) registrate dal flight controller

Considerando i voli eseguiti, i dati raccolti e le correzioni apportate, si può ritenere questa prima prova in volo conclusa con esito positivo. Dopo alcuni sforzi si è raggiunta una configurazione sufficientemente stabile, tale da affrontare in sicurezza le successive fasi di testing. Il perfezionamento delle caratteristiche di stabilità e manovrabilità in modalità quadricottero richiederà una regolazione più approfondita dei controllori, operazione che potrà essere effettuata mediante la procedura di auto-tune, resa ora possibile dal raggiungimento dei requisiti minimi di stabilità del velivolo.

9.2.3 Consumo di potenza

Per quanto riguarda il consumo di potenza, mediando le grandezze significative estratte dai log di volo, si ottengono i seguenti risultati:

- Tensione media delle batterie: 48.23 Volt
- Corrente media: 26.09 Ampere
- Potenza media utilizzata: 1258.3 Watt

Rispetto alle stime preliminari di dimensionamento, si nota un consumo di potenza maggiore del 21 %.

9.2.4 Esito della prova

A seguito della prova svolta si possono trarre le seguenti conclusioni, riassunte per punti:

- si è potuto verificare in volo il corretto funzionamento di tutti i sistemi montati a bordo del drone,
- mediante calibrazione dei controllori PID si è potuta raggiungere una configurazione sufficientemente stabile e controllabile che garantisca un pilotaggio sicuro del drone in modalità quadricottero e permetta di affrontare le successive fasi di testing,
- il perfezionamento dei controllori richiede ulteriori prove dedicate, svolte adottando il medesimo procedimento di trial and error descritto sopra,
- il consumo di potenza in hovering è leggermente superiore a quello stimato preliminarmente durante la scelta della batteria; visto il discreto margine di capacità, tale fenomeno non è preoccupante ai fini dell'obiettivo di autonomia oraria di missione.

9.3 Prova di transizione e volo in modalità ala fissa

9.3.1 Descrizione ed esecuzione

Nell'ambito della campagna di prove in volo, la fase successiva di testing riguarda la transizione alla modalità ala fissa. Dal punto di vista operativo, questa è una delle prove più critiche e maggiormente soggetta a rischi imprevisti. Per chiunque sia stato coinvolto, è stata certamente la prova più stressante.

Obiettivi:

- verificare la corretta esecuzione della fase di transizione,
- verificare la controllabilità del drone in modalità ala fissa,
- verificare la stabilità del drone in modalità ala fissa.

Requisiti:

- stabilità e controllabilità sufficiente in modalità quadricottero.

Condizioni atmosferiche, ambientali ed operative

La prova, composta di più voli, è stata condotta il 13 marzo 2026 alle 15:40 locali al Campo 2. Il cielo era sereno ed il vento a terra proveniente da NW ad una velocità di circa 10 km/h. Si notava una considerevole attività termica. Al momento del decollo, la temperatura a terra registrata dai sensori di bordo era di circa 13° e la densità dell'aria di 1.189 kg/m^3.

Il drone ha volato in configurazione standard con un peso al decollo di 8.850 kg. Non era presente alcun payload a bordo.

Esecuzione

La prova è stata così strutturata:

- decollo da terra in modalità quadricottero,
- transizione alla modalità ala fissa,
- verifica della stabilità e manovrabilità in modalità ala fissa,
- back transition alla modalità quadricottero,
- atterraggio in modalità quadricottero.

Prima di eseguire i test in volo, si sono condotte, a terra, alcune operazioni preliminari di fondamentale importanza a garantire la corretta esecuzione della prova.

Per iniziare, si è ritenuto necessario approfondire e verificare la corretta calibrazione ed il conseguente funzionamento del sensore di velocità rispetto all'aria. Questo, montato all'interno dell'ala, misura due differenti pressioni: quella totale, prelevata da una presa inserita all'interno del bordo d'attacco dell'ala destra e quella statica, prelevata direttamente dal sensore. Questo, per funzionare in modo adeguato, deve essere calibrato correttamente: operazione guidata ed eseguita in modo automatico da PX4. Vista la natura del sensore e tenendo conto che al di sotto dei 5 metri al secondo le misure non possono ritenersi attendibili, non si è avuto modo, durante il primo test in modalità quadricottero, di verificarne il funzionamento. Vista la criticità della fase di transizione e considerato il ruolo fondamentale del sensore per far sì che questa vada a buon fine, si è ritenuto opportuno indagarne comunque il funzionamento. Non avendo a disposizione gli strumenti necessari per impostare correttamente una prova quantitativa di comparazione, si è proceduto verificandone l'attendibilità in modo assolutamente qualitativo. Soffiando, per mezzo di un compressore regolabile, un flusso d'aria a pressione costante all'imbocco della presa di pressione totale, si è verificata la lettura positiva e stabile del sensore per un lasso temporale sufficientemente elevato. Non rappresentando in alcun modo una procedura valida a testarne la corretta calibrazione, essa è stata comunque indicativa per verificarne la coerenza della lettura, comportamento rassicurante in vista della prova in volo.

Un ulteriore verifica condotta ha riguardato la corretta impostazione dei parametri di transizione, descritti nel dettaglio nei capitoli precedenti. Inizialmente, si è ritenuto opportuno mantenerli prossimi a quelli standard PX4. Si sono quindi modificati solamente i più critici, come riportato in tabella.

	Default PX4	Adottati
VT_ARSP_TRANS	10	12
VT_TRANS_TIMEOUT	15	15
VT_F_TRANS_THR	1	1
VT_PSHER_SLEW	0.33	0.33
VT_ARSP_BLEND	8	7
VT_B_DEC_I	0.1	0.1
VT_F_TR_OL_TM	5	6
VT_B_TRANS_DUR	10	10
VT_B_DEC_MSS	2	2
MPC_XY_CRUISE	5	5

Tabella 9.2: Parametri di transizione

In particolare, si è innalzato il valore di VT_ARSP_TRANS: velocità oltre la quale i motori utilizzati in modalità quadricottero vengono disattivati. È consigliabile che questa sia superiore alla velocità di stallo del velivolo. Considerato il peso al decollo ridotto, si è ritenuto sufficiente impostarla a 12 metri al secondo, valore che dovrebbe assicurare ampio margine, anche secondo le stime preliminari del modello OpenVSP/Matlab. È stato poi ridotto il valore di VT_ARSP_BLEND, velocità alla quale il controllore inizia a miscelare i comandi aerodinamici con quelli della modalità quadricottero. Ci si aspetta in questo modo una maggiore fluidità durante la transizione. Per ultimo, si è innalzato il valore di VT_F_TR_OL_TM, parametro che decide la durata della transizione frontale in caso la lettura di velocità non sia considerata attendibile; è un riferimento temporale imposto come criterio di sicurezza.

Poco prima dell'inizio delle prove in volo, si è voluto inoltre ridurre ulteriormente l'aggressività dei controllori di rate agendo sui parametri riportati in Tabella 9.3.

	Precedenti	Nuovi
MC_PITCHRATE_K	0.45	0.38
MC_ROLLRATE_K	0.5	0.40

Tabella 9.3: Riduzione aggressività controllori

La valutazione delle conseguenze di questa scelta è stata del tutto empirica e basata sulla sensibilità del pilota che riportava un leggero miglioramento delle caratteristiche di volo rispetto alla prova precedente.

Il giorno della prova sono stati svolti due voli in sequenza, ciascuno della durata di 15 minuti circa. Entrambi sono completi di decollo, transizione, fase di volo in modalità ala fissa, back-transition e atterraggio. In Figura 9.13 viene riportata la traccia inerente al primo e del tutto analoga a quella del secondo.



Figura 9.13: Traccia GPS (sopra) ed altitudine GPS (sotto)

Il volo è stato svolto in prossimità del punto del decollo senza mai allontanarsi per più di 400 metri; inoltre, la quota massima raggiunta è sempre stata inferiore a 120 metri da terra.

Per entrambi i voli, ogni manovra di transizione è stata condotta in *Altitude*, modalità di volo in cui il controllore opera costantemente per mantenere invariata la quota di volo.

9.3.2 Forward Transition

Dopo il decollo in modalità quadricottero, il drone è stato condotto a 50 metri da terra e allineato con il lato lungo del campo e con la direzione di provenienza del vento, in questo caso Nord Ovest. Mediante uno switch dedicato sul radiocomando, è stata comandata la transizione alla modalità ala fissa. Nel giro di pochi secondi, mantenendo apparentemente invariata la quota, il velivolo aumentava progressivamente la velocità traslazionale. Contestualmente, il livello di rumorosità era in calo fino quasi a cessare una volta conclusa con successo la transizione.

Con l'ausilio dei dati provenienti dai log, viene presentata nel seguito l'analisi approfondita di questa fase. Vengono mostrati, in Figura 9.14, i grafici più significativi inerenti al primo volo.

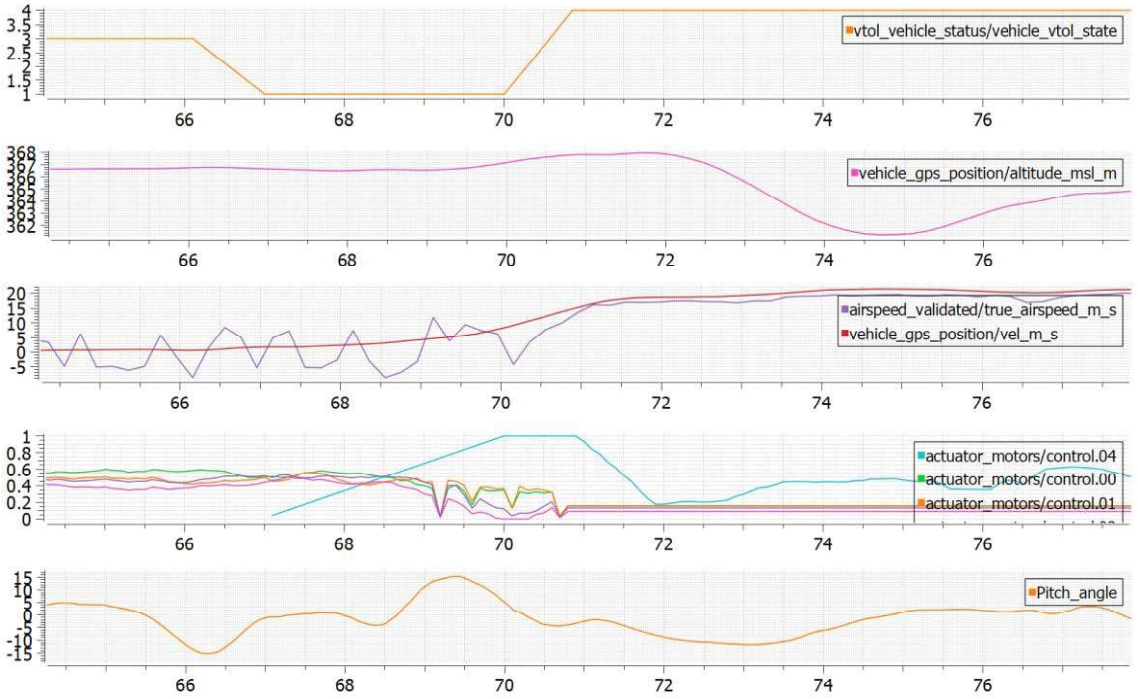


Figura 9.14: Analisi forward transition primo volo

Si possono osservare, in successione, le seguenti grandezze:

- parametro vehicle_vtol_state: una flag di stato che assume diversi valori a seconda della modalità di volo in cui si trova il velivolo. Assume valore 3 in modalità quadricottero, valore 1 in transizione e valore 4 in modalità ala fissa,
- altitude_msl_m: altitudine del velivolo misurata dal GPS presente a bordo,
- true_airspeed_m_s: velocità vera rispetto all'aria,
- vel_m_s: velocità rispetto a terra misurata dal GPS presente a bordo,
- actuator_motors/control: valore dei comandi normalizzati inviati ai motori dal flight controller. In particolare, control.04 si riferisce al motore anteriore mentre le altre grandezze sono da associare ai motori quadricottero,
- pitch_angle: angolo di beccheggio.

Attraverso il parametro vehicle_vtol_state è possibile tener traccia dello stato corrente del velivolo. Si possono facilmente individuare l'inizio, lo svolgimento ed il termine della transizione in modo tale da sincronizzare di conseguenza le restanti grandezze analizzate.

Osservando l'altitudine GPS, si registra un aumento della quota che passa da 366.76 a 367.18 metri sul livello del mare, con un conseguente incremento di 0.42 metri.

La transizione inizia a 66.06 secondi e termina a 70.86 secondi, per una durata complessiva di 4.8 secondi. È considerata terminata nel momento in cui il velivolo raggiunge una velocità all'aria superiore a 12 metri al secondo, come impostato precedentemente nei parametri sopra riportati. Si nota inoltre come, al di sotto di 5 metri al secondo circa, la misura di velocità proveniente dal sensore dedicato non sia attendibile.

Osservando i comandi degli attuatori, è visibile la rampa di accelerazione del motore cruise che raggiunge, come impostato, il 100% di potenza. Essendo il parametro VT_PSHER_SLEW impostato a 0.33, si nota come la rampa sia durata circa 3 secondi. Contestualmente, si osserva la diminuzione di potenza dei motori quadricottero; completamente spenti una volta terminata la transizione.

Integrando la velocità del velivolo nel piano, si è ricavata la distanza complessiva volata. Si osserva, nella Figura 9.15, come la transizione sia avvenuta in circa 24 metri di spazio orizzontale.

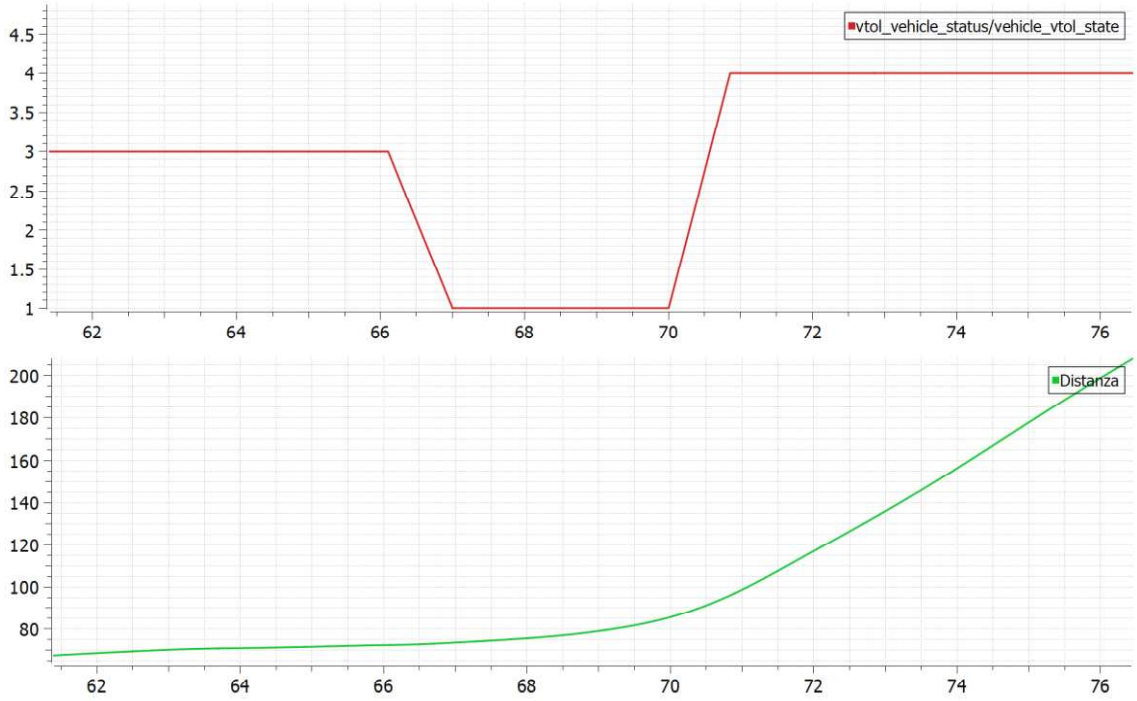


Figura 9.15: Analisi distanza percorsa in fase di forward transition durante il primo volo

Per quanto riguarda l'angolo di beccheggio, si nota come questo assuma valore positivo, prossimo a 15 gradi, verso il termine della fase di transizione. Si pensa che questo comportamento sia conseguenza della riduzione di potenza dei motori quadricottero. Per mantenere comunque la quota costante, il velivolo assume un assetto positivo per compensare la riduzione del vettore di spinta verticale. In questo modo, il contributo aerodinamico delle superfici portanti, unito alla forza di trazione dell'elica anteriore, garantiscono l'invarianza della quota. Osservando l'output degli attuatori, si nota come il pitch up sia comandato interamente dal piano di coda orizzontale. In Figura 9.16, l'output.07 si riferisce proprio ai

servoattuatori dell'elevatore. Appena all'inizio della manovra si può notare come l'angolo di beccheggio assuma repentinamente valore negativo. Si pensa che ciò sia conseguenza di un comando impartito dal pilota negli istanti immediatamente precedenti la transizione, subito prima che il flight controller assumesse il controllo del velivolo, ignorando totalmente gli input dal radiocomando. Nonostante ciò, la performance della manovra non è stata affetta negativamente.

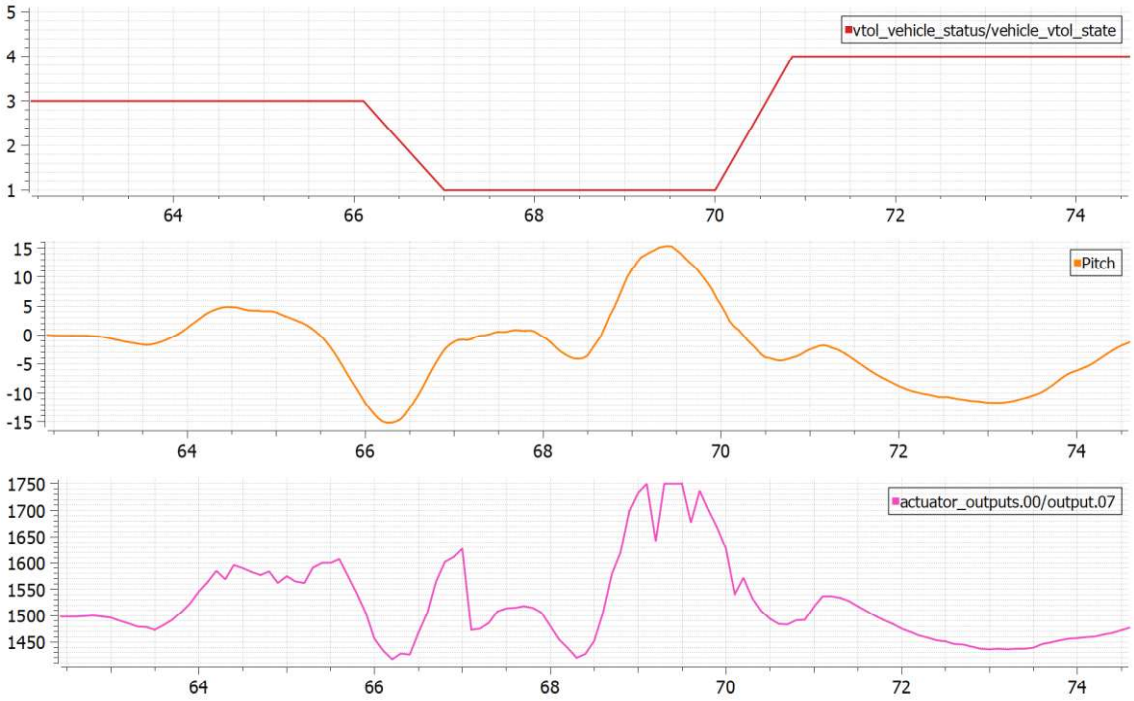


Figura 9.16: Analisi angolo di beccheggio assunto nella forward transition durante il primo volo

La stessa analisi viene condotta per il secondo volo di giornata, eseguito con configurazione invariata. Visivamente non sono state osservate differenze sostanziali rispetto alla prima transizione condotta. Da terra, il drone si è comportato esattamente come nel volo precedente. Tuttavia, analizzando i log di volo riportati in Figura 9.17 si notano alcune differenze.

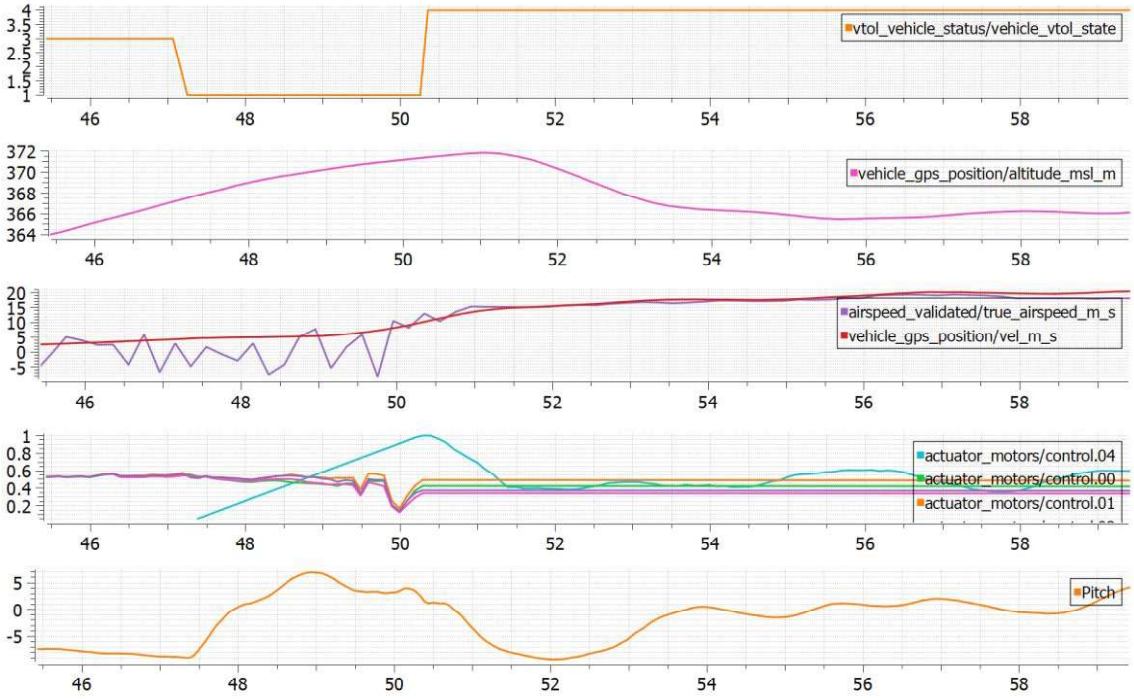


Figura 9.17: Analisi forward transition secondo volo

Si registra un aumento della quota che passa da 367.20 a 371.50 metri sul livello del mare, con un conseguente incremento di 4.3 metri

La transizione inizia a 47.05 secondi e termina a 50.35, per una durata complessiva di 3.3 secondi. Anche in questo caso è considerata terminata nel momento in cui il velivolo raggiunge una velocità all'aria superiore a 12 metri al secondo, come impostato precedentemente nei parametri sopra riportati.

Come prima, osservando i comandi degli attuatori, è visibile la rampa di accelerazione del motore cruise che raggiunge, come impostato, il 100% di potenza. Essendo il parametro VT_PSHER_SLEW impostato a 0.33, si nota come la rampa sia durata circa 3 secondi. Contestualmente, si osserva la diminuzione di potenza dei motori quadricottero; completamente spenti una volta terminata la transizione.

Integrando la velocità del velivolo nel piano, si è ricavata la distanza complessiva volata. Si osserva, nella Figura 9.18, come la transizione sia avvenuta in circa 20 metri di spazio orizzontale.

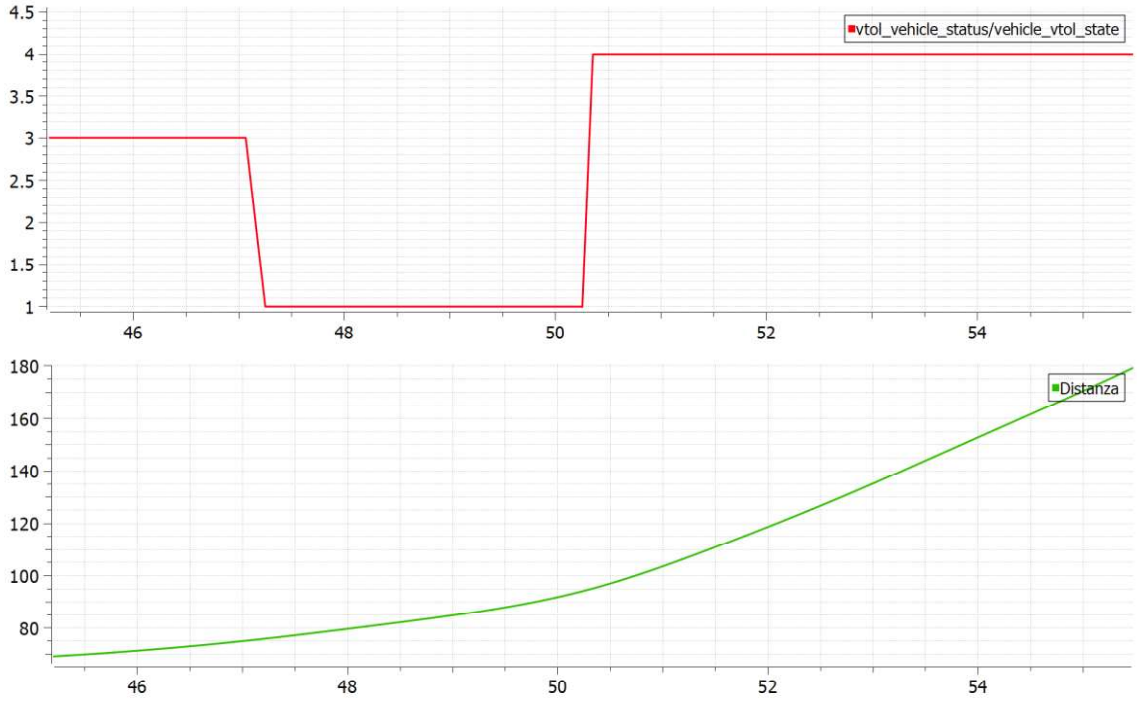


Figura 9.18: Analisi distanza percorsa in fase di forward transition durante il secondo volo

Per quanto riguarda l'angolo di beccheggio, si nota come questo assuma valore positivo, prossimo a 7 gradi, a circa metà transizione; comportamento anche in questo caso attuato per compensare la diminuzione di potenza dei motori quadricottero. Si nota però una sostanziale differenza rispetto al caso precedente. Poco prima dell'inizio della transizione, l'assetto del velivolo è tale per cui l'angolo di beccheggio sia stabilmente negativo di circa 9 gradi. Ciò è conseguenza diretta del comando del pilota, che nell'ottica di voler agevolare la manovra di transizione innalzando la velocità di avanzamento del drone, ha indotto tale assetto. A conferma di ciò, si noti il valore della velocità GPS poco prima dell'inizio della transizione. Questa si attesta a circa 4.5 metri al secondo, contro un valore pressappoco nullo nel caso precedente. Tale assetto negativo ha costretto il controllore a comandare una repentina variazione di assetto per cercare di mantenere costante l'altitudine; variazione forse troppo aggressiva visto l'aumento di finale di quota.

Anche in questo caso, osservando l'output degli attuatori, si nota come il pitch up sia comandato interamente dal piano di coda orizzontale. Nella Figura 9.19, l'output.07 si riferisce proprio ai servoattuatori dell'elevatore.

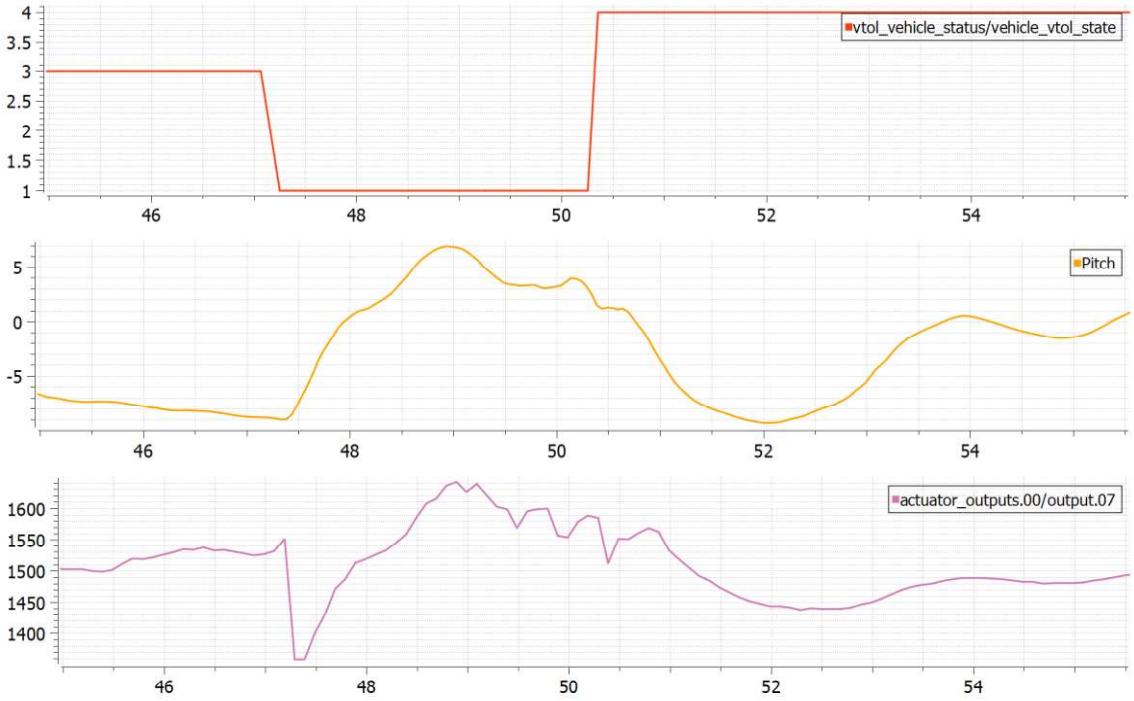


Figura 9.19: Analisi angolo di beccheggio assunto nella forward transition durante il secondo volo

Considerando isolatamente la manovra di transizione, così come la intende il flight controller, l'aumentata velocità transizionale ha ridotto sia la durata complessiva della manovra di circa 1.5 secondi che lo spazio orizzontale di esecuzione di circa 4 metri. Se però si considera l'inizio della transizione coincidente con il comando di pitch down del pilota, si scopre una durata totale di 7.61 secondi e 31.5 metri di spazio utilizzato. Non risulta quindi essere conveniente agevolare manualmente la transizione.

Pur avendo agito minimamente sui parametri di default, le perfomance di transizione dalla modalità multicottero a quella ala fissa sono da ritenersi estremamente soddisfacenti. La manovra viene eseguita in tempi brevi e le variazioni di quota possono ritenersi pienamente nei limiti accettabili. Inoltre, l'algoritmo di PX4 sembra gestire sufficientemente bene eventuali disturbi, rappresentati in questi casi dagli input esterni del pilota. Nel complesso, l'esecuzione è da ritenersi sicura ed efficiente. Sebbene, nel complesso, non sia necessario intervenire sull'impostazione dei parametri sopra elencati, una comprensione più approfondita della manovra richiederebbe lo studio degli effetti causati dalla modifica di questi. Raffinando, per esempio, le velocità caratteristiche, si potrebbe accorciare ulteriormente il tempo di transizione o affinarne la capacità di mantenimento della quota. Nonostante ciò, al momento, nell'ottica di eventuali operazioni nell'ambito del progetto START 2, il drone esibisce, sotto questo aspetto, performance più che sufficienti.

9.3.3 Back Transition

Dal momento che il velivolo dovrà atterrare in modalità quadricottero, a seguito della fase di crociera eseguita in modalità ala fissa, viene comandata la back transition: anche in questo caso manovra gestita in modo automatico dal flight controller.

Durante il primo volo, dopo aver azionato il relativo switch sul radiocomando, si osservava l'arresto completo del motore anteriore e la contemporanea accelerazione dei motori quadricottero. Il velivolo rallentava fino a raggiungere velocità prossime al volo stazionario. Non si notavano particolari instabilità o inconvenienti di alcun genere. Con l'aiuto dei log di volo, si ricostruisce la dinamica della manovra. Vengono riportati nel seguito i risultati inerenti

al primo volo. Essendo le grandezze analoghe a quelle già commentate precedentemente, se ne tralascia la descrizione. L'unica differenza sostanziale riguarda la velocità riportata: non si tratta più né di una grandezza misurata dal sensore di velocità né di una grandezza derivata dalle misure GPS. Nella logica della back transition, infatti, PX4 utilizza la componente longitudinale della velocità stimata nel riferimento corpo, cioè la velocità con cui il velivolo sta realmente traslando in avanti rispetto al terreno lungo il proprio asse X corpo. PX4 la ottiene prendendo la velocità stimata dall'EKF (Extended Kalman Filter)), che deriva principalmente dalla fusione di GPS ed IMU, e ruotandola dal riferimento NED/world al riferimento corpo tramite il quaternione di assetto. Non è quindi una semplice velocità GPS che è solo una misura grezza rispetto al suolo nel frame geografico; si usa invece una velocità stimata e filtrata dall'EKF, proiettata nella direzione della prua del velivolo.

A differenza della transizione alla modalità ala fissa, dove l'importanza della velocità rispetto all'aria è cruciale per garantire che il velivolo non stalli durante la manovra, in questo caso l'obiettivo è garantire la minima velocità possibile del velivolo rispetto al terreno. Per esempio, in caso di forte vento frontale, il velivolo potrà avere velocità misurata rispetto all'aria alta nonostante sia in volo quasi stazionario rispetto al terreno. Per questo motivo, nella logica della back transition, la lettura del tubo di Pitot viene ignorata almeno che il controllore non consideri invalida la misura dell'EKF.

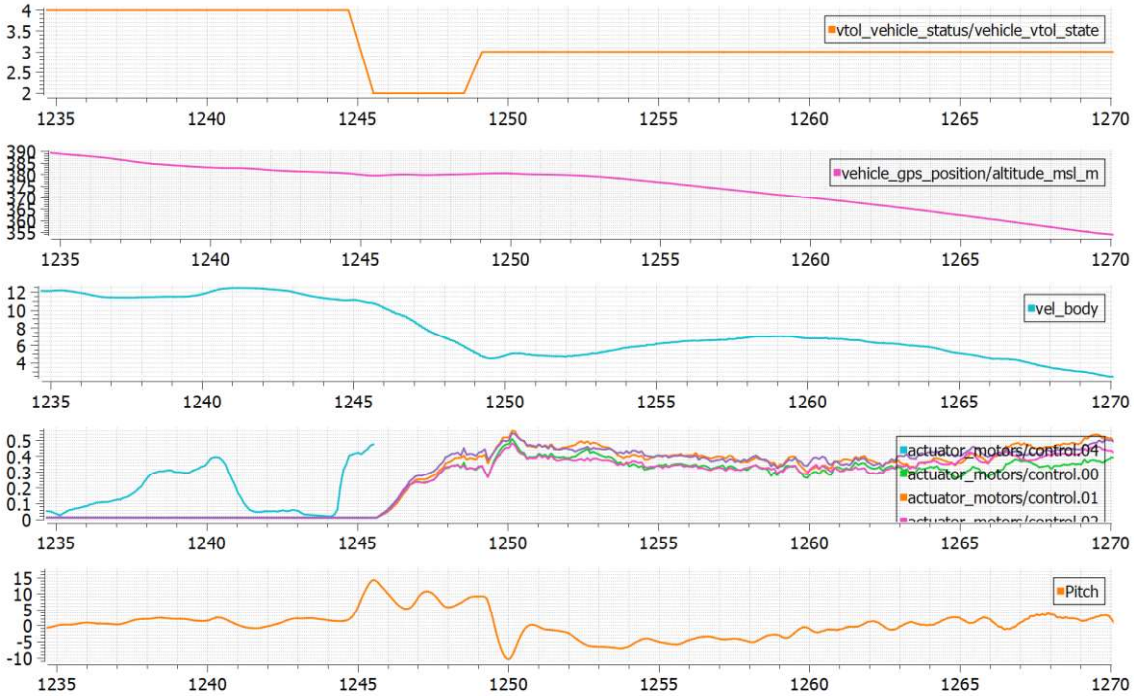


Figura 9.20: Analisi back transition primo volo

Anche in questo caso lo stato del velivolo è indicato nel parametro *vehicle_vtol_status*: questo assume valore pari a 2 durante la back transition.

Si registra una diminuzione di quota che passa da 380.49 a 380.45 metri sul livello del mare. Una differenza così minima, potenzialmente inferiore alla sensibilità reale della misurazione GPS, è da ritenersi trascurabile. Tuttavia, poco dopo l'inizio della manovra si registra la maggior differenza di quota rispetto a quella iniziale. Questa si attesta attorno ad 88 centimetri, mostrando comunque prestazioni ottime di controllo.

La transizione inizia a 879.9 secondi e termina a 884.4, per una durata complessiva di 4.5 secondi. È considerata terminata nel momento in cui il velivolo raggiunge, per la prima volta,

una velocità inferiore a 5 metri al secondo, come impostato precedentemente nel parametro MPC_XY_CRUISE.

Osservando i comandi degli attuatori, si nota come il motore cruise, comandato a regime minimo prima della transizione, aumenti repentinamente di potenza prima di arrestarsi completamente pochi istanti dopo l'innesco della transizione. Contestualmente, mentre il velivolo sta planando, si osserva l'aumento di potenza dei motori quadricottero, portati a regime.

Durante la manovra, il velivolo assume un assetto positivo costante variabile tra i 5 ed i 7 gradi.

Le logiche di controllo del motore cruise e dell'angolo di beccheggio sono certamente subordinate alla gestione della decelerazione durante la manovra. PX4 cerca infatti di mantenerla prossima a quella impostata nel parametro *VT_B_DEC_MSS*. Se la decelerazione misurata dovesse risultare differente da quella target, il flight controller comanderebbe opportune combinazioni di potenza e variazioni di assetto per ridurre l'errore. In questo modo si spiegano le variazioni di regime del motore cruise e quelle dell'angolo di beccheggio osservate precedentemente. Inoltre, il controllore deve gestire efficacemente anche il vincolo della quota che deve rimanere costante.

Integrando la velocità del velivolo nel piano, si è ricavata la distanza complessiva volata. Si osserva, nella Figura 9.21, come la back transition sia avvenuta in circa 38 metri di spazio orizzontale.

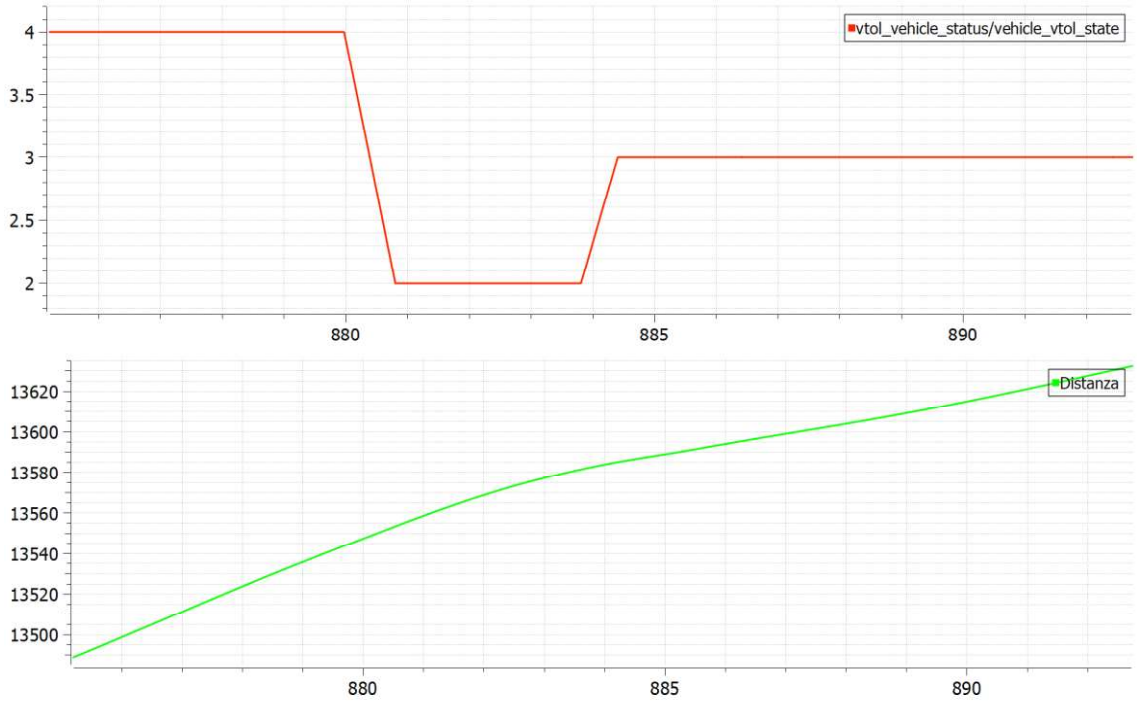


Figura 9.21: Analisi distanza percorsa in fase di back transition durante il primo volo

La stessa analisi viene condotta per il secondo volo di giornata, eseguito con configurazione invariata. Visivamente non sono state osservate differenze sostanziali rispetto alla prima back transition condotta. Se ne approfondisce l'analisi nel seguito, osservando la Figura 9.22.

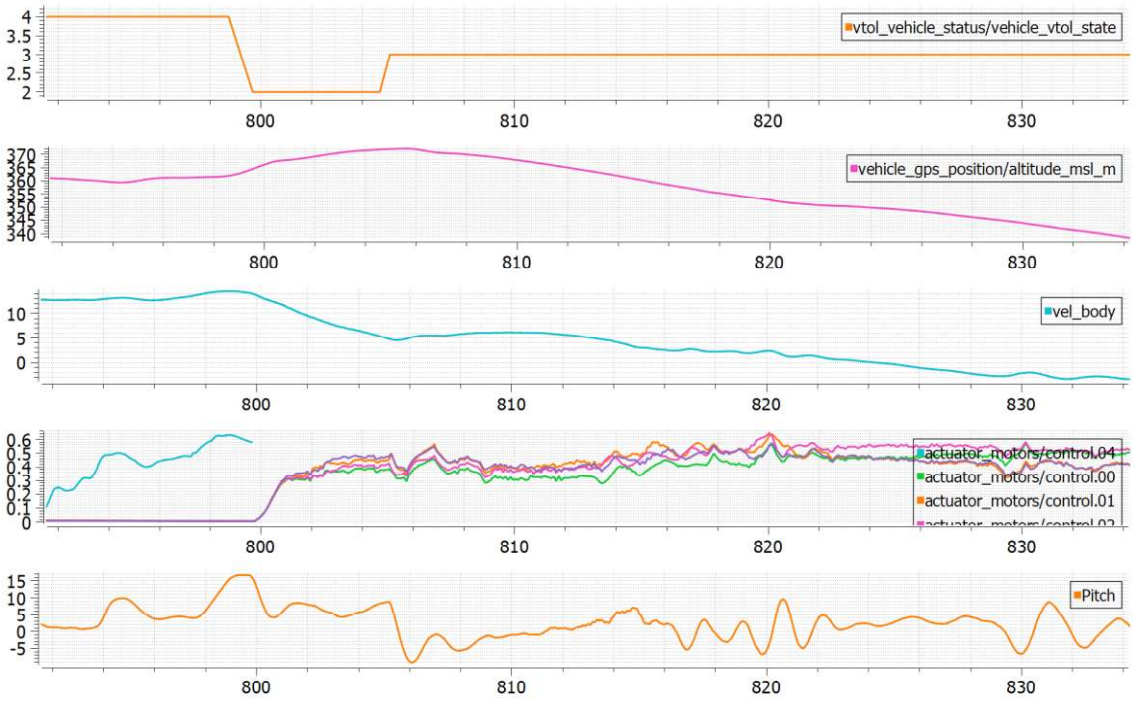


Figura 9.22: Analisi back transition secondo volo

Si registra un aumento di quota che passa da 362.44 a 372.02 metri sul livello del mare, con un incremento finale di 9.58 metri, differenza sostanziale rispetto al caso precedente.

La transizione inizia a 688.22 secondi e termina a 694.68, per una durata complessiva di 6.46 secondi. È considerata terminata nel momento in cui il velivolo raggiunge, per la prima volta, una velocità inferiore a 5 metri al secondo, come impostato precedentemente nel parametro MPC_XY_CRUISE.

Osservando i comandi degli attuatori, si nota come il motore cruise si arresti completamente poco dopo l'inizio della manovra. Contestualmente, mentre il velivolo sta planando, si osserva l'aumento di potenza dei motori quadricottero, portati a regime.

Appena iniziata la manovra, il velivolo cabra aggressivamente raggiungendo un angolo di beccheggio prossimo a 16 gradi. Successivamente, assume un assetto positivo costante variabile tra 4 ed i 8 gradi. Analizzando il log, si nota come il pitch up iniziale sia dovuto ad un comando impartito dal pilota poco prima dell'inizio della manovra di back transition. Si può quindi affermare che non sia conseguenza della logica di controllo della transizione. Al contrario, è considerabile al pari di un disturbo esterno che questa dovrà poi gestire.

Integrando la velocità del velivolo nel piano, si è ricavata la distanza complessiva volata. Si osserva, nella Figura 9.23, come la back transition sia avvenuta in circa 66 metri di spazio orizzontale.

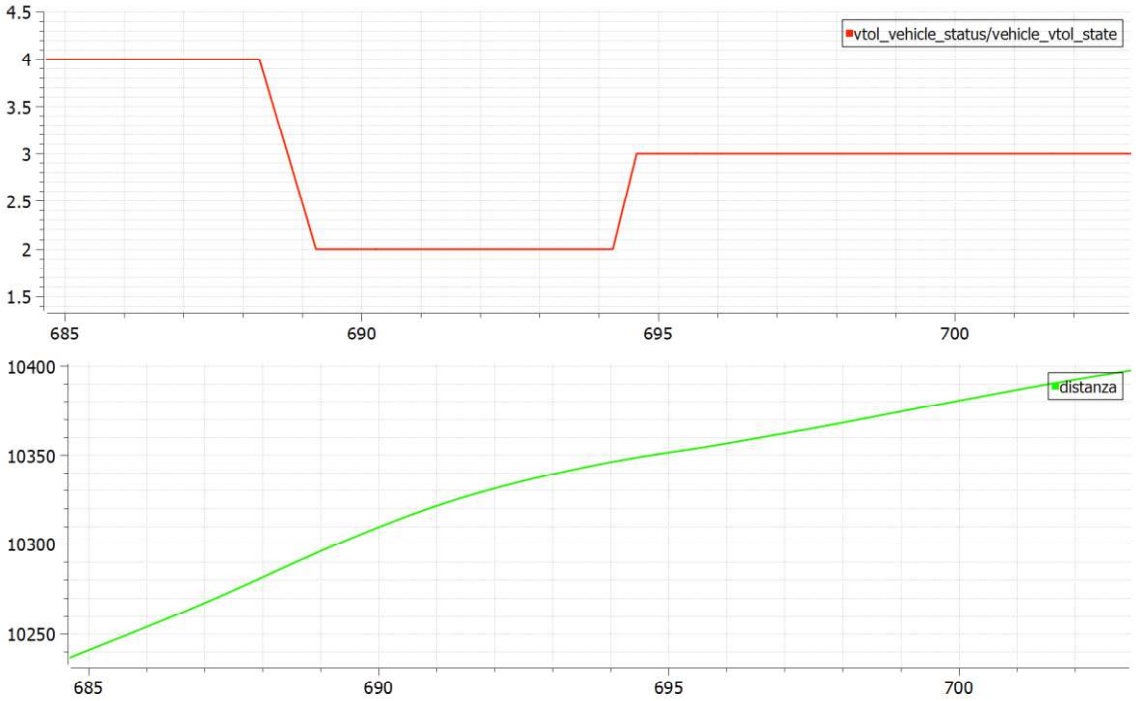
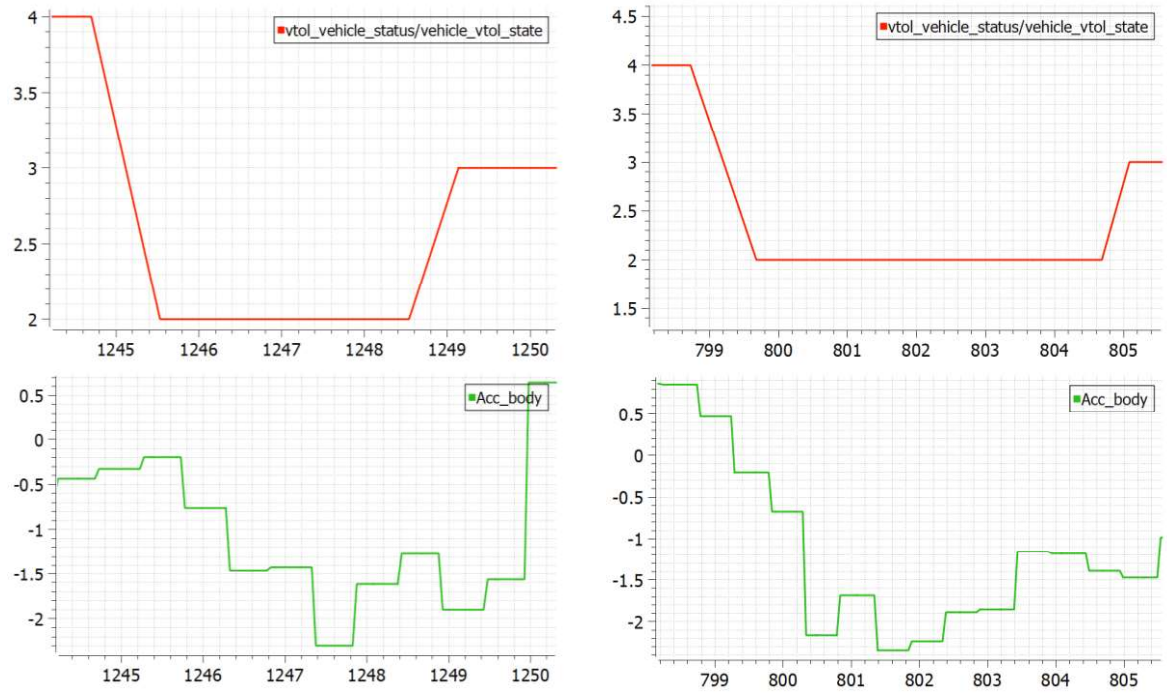


Figura 9.23: Analisi distanza percorsa in fase di back transition durante il secondo volo

Comparando le back transitions dei due voli, si notano alcune differenze. Nonostante entrambe si possano ritenere pienamente soddisfacenti, la prima ha ottenuto performance complessivamente migliori, compiendo un perfetto mantenimento dell'altitudine di volo.

Nell'istante iniziale di transizione, la velocità nel riferimento body riferita al primo volo era di 11.1 m/s, contro i 14.4 del secondo volo. La maggiore velocità spiega la maggiore durata complessiva della manovra, di circa 2 secondi, e la maggiore distanza orizzontale volata, di circa 28 metri.

Come accennato precedentemente, dovendo il controllore realizzare una decelerazione reale pari a quella impostata nel parametro *VT_B_DEC_MSS,* in questo caso 2 m/s^2, si potrebbe pensare che il maggior guadagno di quota riscontrato durante il secondo volo sia causato dal mantenimento prolungato di un angolo di beccheggio positivo, comandato al fine di aumentare la decelerazione del velivolo, considerata insufficiente. Confrontando però le decelerazioni misurate nei due casi, si scarta facilemente questa ipotesi.



(a) primo volo *(b) secondo volo*

Figura 9.24: Decelerazione subita durante la back transition

Come si può notare dalla Figura 9.24, nel secondo caso la decelerazione misurata è più sostenuta che nel primo. Nello specifico, durante il primo volo la media si attesta attorno a 1.36 m/s^2, nel secondo a 1.66 m/s^2. Non vi è quindi ragione di pensare che il controllore abbia dovuto accettare un aumento di quota al fine di incrementare la decelerazione. Infatti, a maggior ragione, lo stesso comportamento si sarebbe dovuto osservare anche nel primo caso in cui la differenza rispetto alla decelerazione target era maggiore.

Non si può comunque escludere che, per il modello in questione, una decelerazione pari a 2 m/s^2 sia irraggiungibile se non accettando un conseguente aumento di quota e che, per un caso fortuito, durante la prima back transition il controllore abbia ottenuto un mantenimento perfetto della quota.

L'ipotesi più plausibile che possa spiegare una tale differenza di quota a seguito della seconda back transition è la seguente. Come accennato sopra, poco prima dell'inizio della manovra il pilota comanda un incremento dell'angolo di beccheggio. Volando in modalità altitude, gli input ricevuti dal radiocomando sono elaborati dal TECS. Ragionando quindi nel contesto dell'algoritmo, un comando di pitch up è recepito come una richiesta di incremento dell'altitudine di volo. Conseguentemente, al fine di mantenere costante la velocità, il controllore comanda contestualmente un aumento di potenza del motore, effetto visibile dai log sopra riportati. Nell'istante in cui viene innescata la back transition la situazione è la seguente: il velivolo è in assetto di salita con un angolo di beccheggio crescente registrato di 13.7 gradi, la quota è in aumento, la velocità è debolmente in crescita, la potenza del motore è salita e si è stabilizzata al 63% circa. La condizione iniziale è quindi certamente sfavorevole per garantire un corretto mantenimento della quota durante la manovra.

In ogni caso, l'unico modo per estinguere ogni dubbio riguardante la manovra di back transition è incrementando il numero di prove eseguite. Nel caso fosse necessario affinarne la regolazione, si dovrebbe certamene tenere in considerazione l'opportuna modifica dei parametri VT_B_DEC_MSS e VT_B_DEC_I.

9.3.4 Ala fissa

Nel paragrafo successivo ci si concentrerà sull'analisi del volo in modalità ala fissa, parte preponderante della prova.

Anche in questo caso, prioritaria è risultata la valutazione della stabilità e della manovrabilità del velivolo, caratteristiche immediatamente riscontrabili a seguito della prima transizione. Dal punto di vista qualitativo, il pilota non ha riscontrato alcuna sostanziale carenza che potesse rendere il pilotaggio difficoltoso o insicuro. Inoltre, visivamente, volando in modalità *Altitude* non si sono osservate oscillazioni notevoli. L'unico comportamento atipico si è verificato durante il secondo volo di giornata, pochi istanti dopo aver azionato la modalità di volo *Position*. Il velivolo esibiva infatti una notevole instabilità su tutti e tre gli assi, prima che questa potesse essere mitigata tornando in modalità *Altitude*.

Si comincia quindi valutando la qualità della messa a punto dei controllori PID. Anche in questo caso, ignoranti del comportamento e delle caratteristiche di volo del velivolo, si è deciso di utilizzare i guadagni di default dei controllori, riportati nella Tabella 9.4.

	Default PX4
FW_P_TC	0.40
FW_PR_P	0.080
FW_PR_I	0.10
FW_PR_FF	0.50
FW_R_TC	0.40
FW_RR_P	0.050
FW_RR_I	0.10
FW_RR_FF	0.50
FW_YR_P	0.05
FW_YR_I	0.1
FW_YR_FF	0.30

Tabella 9.4: Parametri controllori PID ala fissa

Si riportano quindi i dati registrati dai log inerenti al primo volo e del tutto analoghi per il secondo; vengono presentati in sequenza gli angoli di beccheggio, rollio e imbardata accostati ai rate attorno ai relativi assi. Essendo la durata del volo particolarmente estesa, per ottenere una migliore risoluzione nella lettura dei grafici, vengono riportati dati inerenti solo ad alcuni minuti di volo.

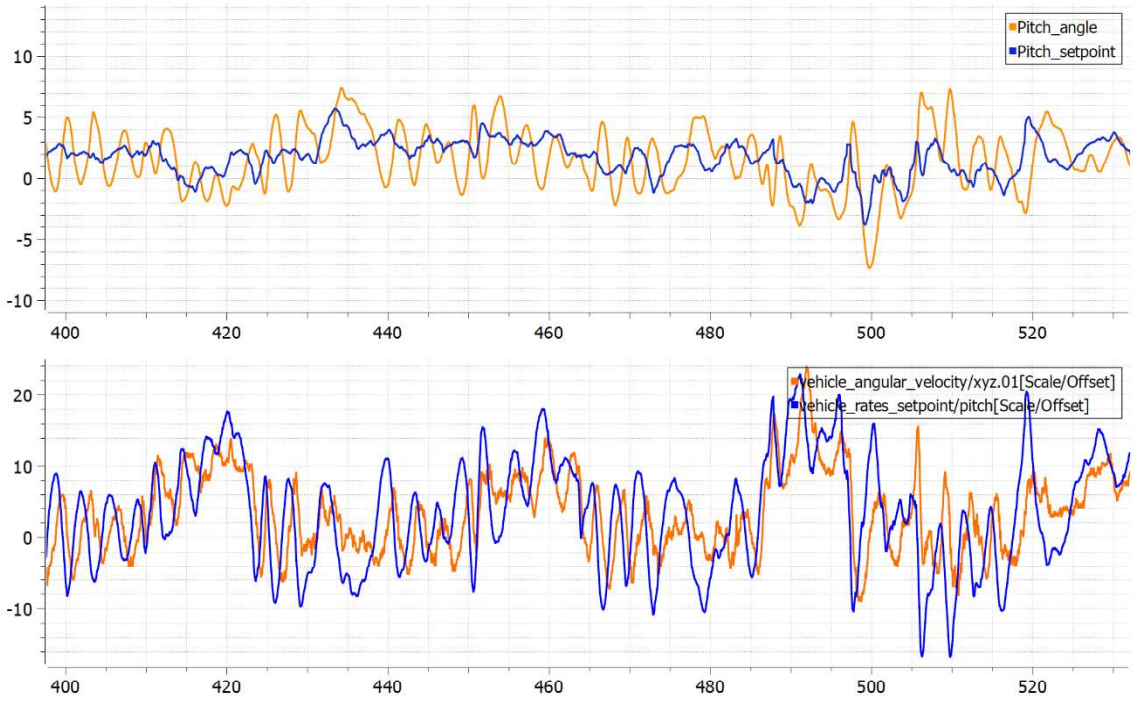


Figura 9.25: Andamento relativo all'angolo di beccheggio (sopra) ed al rate di beccheggio (sotto)

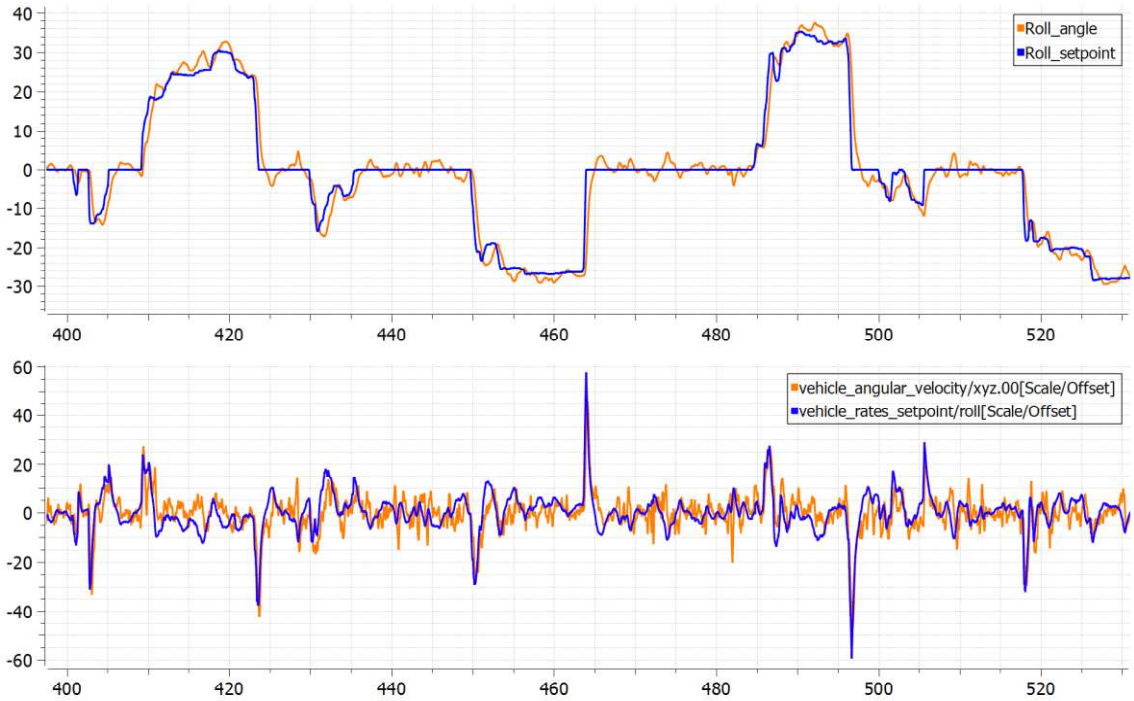


Figura 9.26: Andamento relativo all'angolo di rollio (sopra) ed al rate di rollio (sotto)

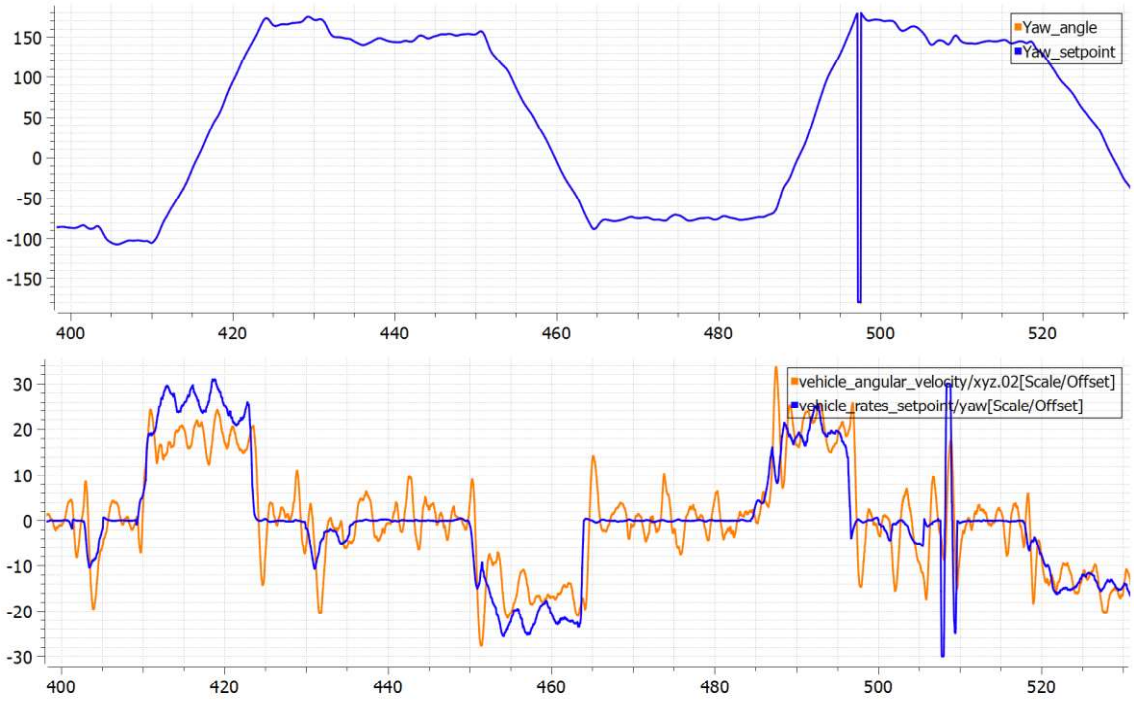


Figura 9.27: Andamento relativo all'angolo di imbardata (sopra) ed al rate di imbardata (sotto)

Nello specifico, si può osservare che:

- Pitch angle:
  - tracking del setpoint presente,
  - continui overshoot del setpoint,
  - numerose oscillazioni di intensità moderata,
  - possibile correzione: perfezionamento del controllore del rate di pitch, aumento della costante temporale di beccheggio (parametro FW_P_TC).
- Pitch rate:
  - tracking discreto,
  - leggero ritardo rispetto al setpoint,
  - ampiezza leggermente inferiore rispetto al setpoint,
  - possibile correzione: valutare leggero aumento del parametro FW_PR_P.
- Roll angle:
  - Tracking ottimo,
  - leggero overshoot del setpoint
  - poche oscillazioni di bassa intensità,
  - comportamento soddisfacente
- Roll rate:
  - Tracking discreto,
  - non sono presenti evidenti overshoot o undershoot del setpoint,
  - visibili minime oscillazioni a frequenza relativamente alta,
  - possibile correzione**:** valutare diminuzione FW_RR_P
- Yaw angle:
  - Tracking del setpoint perfetto,
  - nessuna correzione richiesta
- Yaw rate:
  - Tracking del setpoint discreto,
  - undershoot del setpoint,

- leggero ritardo rispetto al setpoint,
- visibili oscillazioni a frequenza discretamente alta,
- possibile correzione: leggero incremento del parametro FW_YR_FF per aumentare l'autorità del timone di direzione quando richiesto. La variazione dei parametri del controllore di yaw deve essere attuata con cautela in quanto risposte troppo aggressive potrebbe eccitare dinamiche latero-direzionali come, per esempio, quella di dutch roll.

Nel complesso, si può ritenere il tuning dei controllori PID nella modalità alla fissa soddisfacente. Il velivolo risulta infatti sufficientemente stabile e sicuro al pilotaggio. Prima di tentare un perfezionamento manuale dei parametri, è consigliabile utilizzare la modalità di auto-tune messa a disposizione da PX4 che solitamente facilita di molto il processo.

Complessivamente, le accelerazioni misurate dai sensori integrati nel flight controller sono accettabili e le vibrazioni sono sotto la soglia oltre la quale possono influenzare negativamente le performance del velivolo. In merito a questo aspetto non si ritiene necessario attuare altre azioni correttive. Sono riportate nella Figura 9.28 le relative metriche. La parte di interesse riguarda esclusivamente quella relativa al volo in modalità ala fissa.

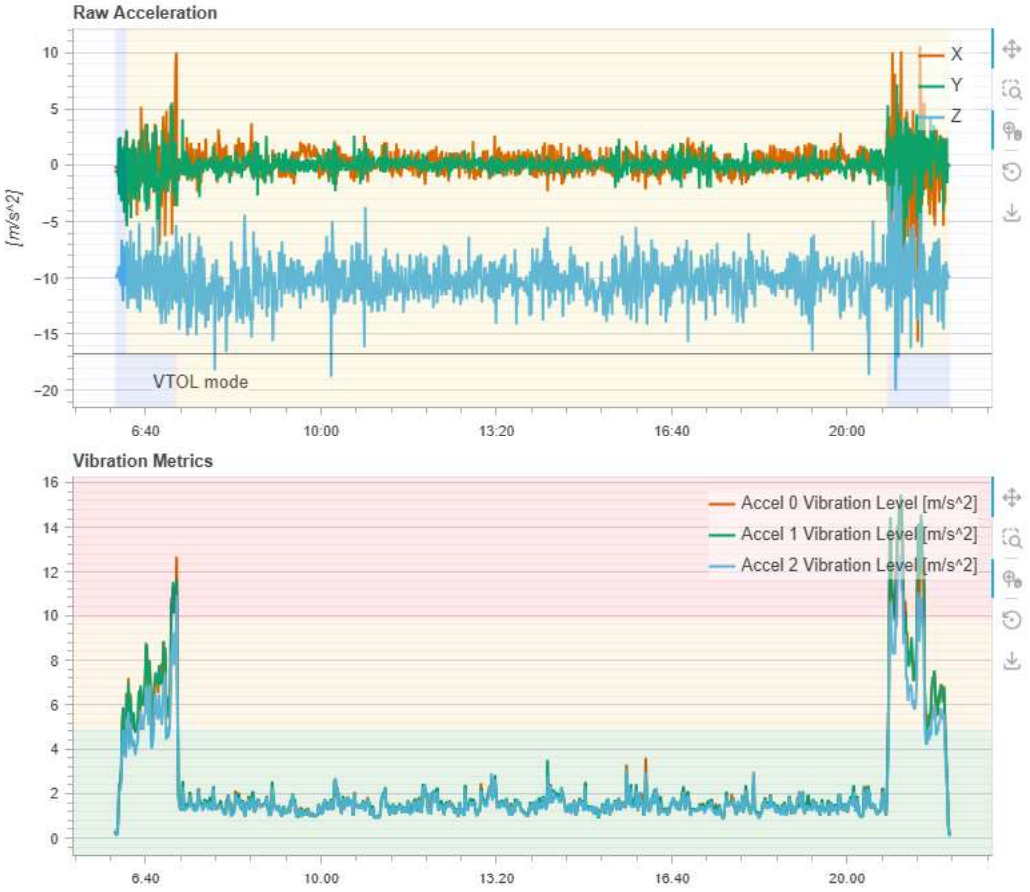


Figura 9.28: Accelerazioni (sopra) e vibrazioni (sotto) registrate dal flight controller

Si riporta inoltre in Figura 9.29 lo spettro di potenza delle accelerazioni misurate.

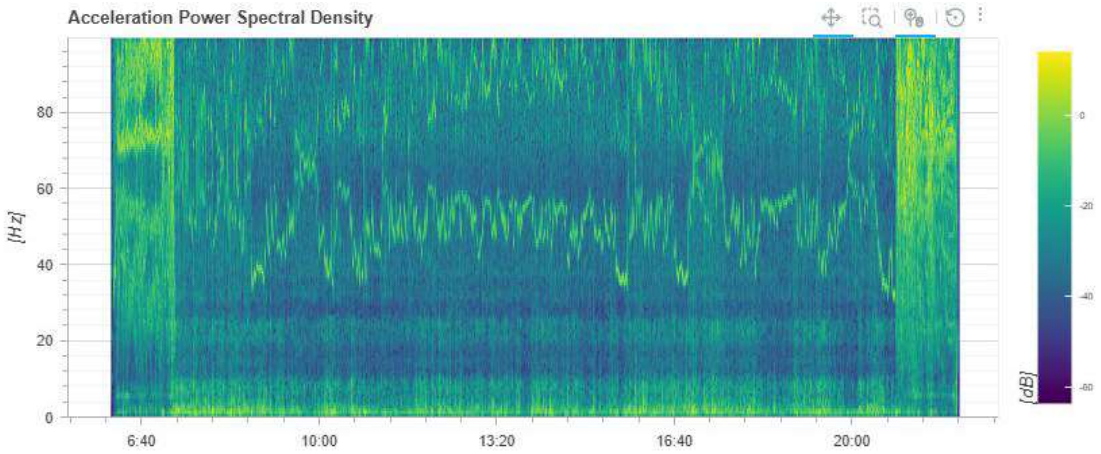


Figura 9.29: PSD accelerazioni misurate dal flight controller

È possibile osservare diverse bande energetiche di frequenza tra cui:

- banda 0-10 Hz: tipicamente associata alla normale dinamica del velivolo; include virate, cambi d'assetto e accelerazioni del mezzo,
- banda 20-30 Hz: meno energetica della precedente e probabilmente associata ad una leggera risonanza della struttura o ad una dinamica del frame,
- banda 40-60 Hz: abbastanza energetica e probabilmente associata alle vibrazioni causate dal motore utilizzato in modalità ala fissa,
- banda 70-80 Hz: meno energetica della precedente, potrebbe essere un'armonica superiore della banda precedente, sempre associata alla rotazione del motore e dell'elica.

Ad esclusione della prima banda a bassa frequenza, nessuna delle altre influenze la dinamica dei controllori. A titolo esemplificativo, si riporta, in Figura 9.30, la rappresentazione del rate di rollio nel dominio delle frequenze.

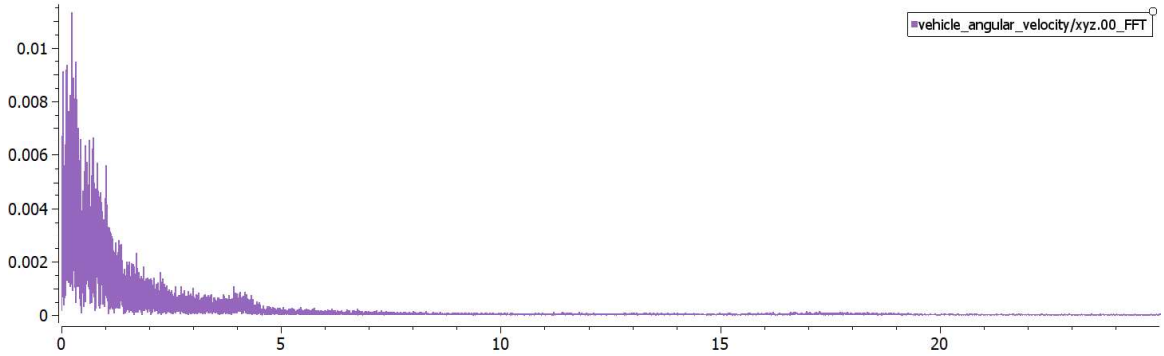


Figura 9.30: Spettro di Fourier del rateo di rollio

Si nota come la maggior parte dell'energia sia concentrata tra 0 e 5 Hz e non vi siano contributi a frequenze più alte.

9.3.5 Modello OpenVSP/Matlab

Così come per lo Skywalker 1900, anche il per Fighter è stato costruito un equivalente modello numerico precedentemente all'acquisto e allo svolgimento delle prove in volo. Tale modello, la cui validazione è stata discussa nei capitoli precedenti, è stato utilizzato per compiere una scelta ponderata riguardo la capacità richiesta dalle batterie per svolgere una missione di una determinata durata temporale. Disponendo ora dei dati di telemetria, è possibile verificare la correttezza di tale scelta e l'accuratezza del modello utilizzato.

Mediando il consumo di potenza in volo rettilineo uniforme e livellato, per entrambi i voli, si ottengono i seguenti risultati:

- Velocità vera all'aria media: 15.43 m/s
- Tensione media delle batterie: 48.68 Volt
- Corrente media: 4.48 Ampere
- Potenza media utilizzata: 218. 08 Watt

Si sovrappongono quindi alla curva numerica in Figura 9.31.

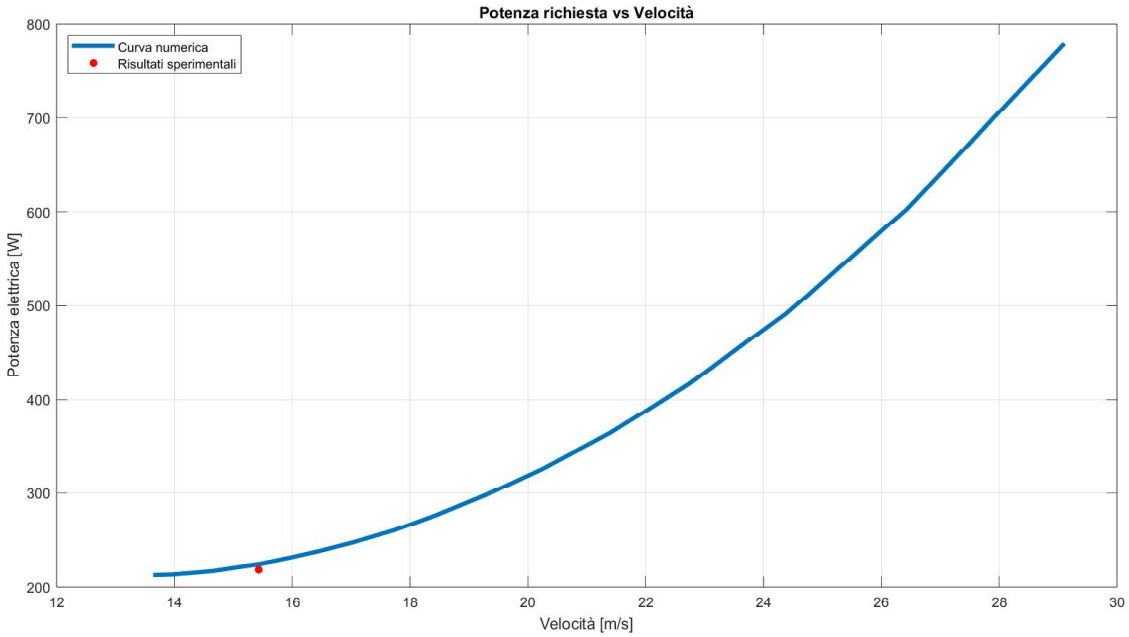


Figura 9.31: Grafico potenza richiesta in funzione della velocità vera rispetto all'aria

Come si può notare, la sovrapposizione del singolo punto sperimentale rispetto alla curva di potenza richiesta ricavata dal modello è quasi perfetta; la differenza è di soli 6.55 Watt. Dal momento che il velivolo ha volato a velocità costante, non è stato possibile ricavare dati sufficienti a verificare la correttezza dell'intera curva numerica.

Ipotizzando quindi di mantenere una velocità media pari a quella registrata nell'arco di questi due voli, considerando la capacità totale delle batterie di 22 Ah ed una tensione media di 44.4 Volt, si trova un'autonomia oraria totale, per la sola fase di volo in modalità ala fissa, di circa 4 ore. Si tenga presente che questo risultato è valido per un peso al decollo di 8.850 Kg; vale a dire in assenza di payload.

Tenendo poi in considerazione l'energia consumata nelle fasi di volo in modalità quadricottero, della durata totale stimata di 8 minuti, ed applicando un margine del 20% sulla scarica, l'autonomia oraria totale della fase di volo in modalità ala fissa, in assenza di payload, scende a circa 2 ore e 45 minuti.

Non avendo eseguito prove in volo in presenza di payload, non c'è modo di verificare sperimentalmente la rispondenza del drone ai requisiti richiesti. Nell'ambito del progetto START 2, questi imponevano un'autonomia minima richiesta di 1 ora e 30 minuti con un payload trasportato di 850 grammi. Supponendo che il modello numerico sia abbastanza rispondente alla realtà e mantenendo invariata la velocità di crociera, si otterrebbe un consumo stimato di potenza pari a 249 Watt. Considerando poi la sola condizione di hovering, applicando lo stesso metodo di calcolo utilizzato nel dimensionamento preliminare delle batterie e

maggiorando il risultato del 21%, supponendo che lo scostamento del modello teorico rispetto al consumo reale sia costantemente uguale a quello riscontrato in assenza di payload durante la prova a punto fisso, si ottiene un consumo di potenza pari a 1425 Watt. L'autonomia oraria totale della fase di volo in modalità ala fissa si ridurrebbe quindi a 2 ore e 20 minuti. Benchè questo risultato sia basato su osservazioni teoriche, l'ampio margine di autonomia stimata suggerisce che il requisito possa essere realmente rispettato.

Per completezza, si riportano nel seguito i restanti risultati numerici calcolati con il modello OpenVSP/Matlab per il caso con payload assente e peso al decollo pari a quello misurato nei voli di test effettuati.

Nel primo, in Figura 9.32, viene riportato il numero di giri dell'elica spingente in funzione della velocità avanzamento.

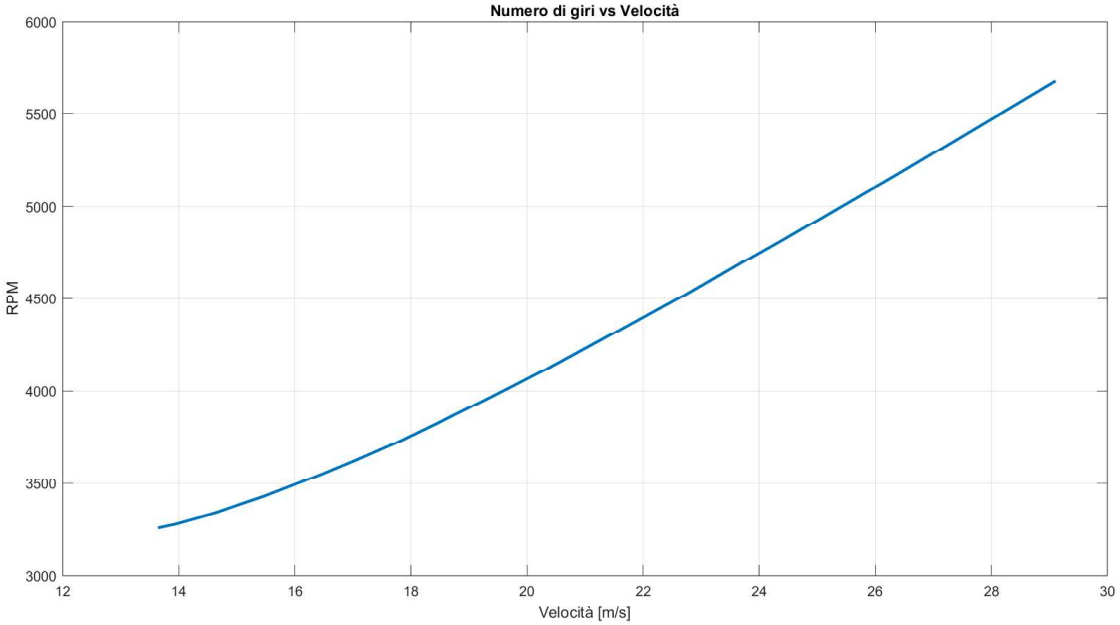


Figura 9.32: Grafico numero di giri richiesto in funzione della velocità

Nel secondo, in Figura 9.33, è visualizzato il consumo energetico per unità di distanza. Il punto di minimo corrisponde alla condizione di volo di massimo range.

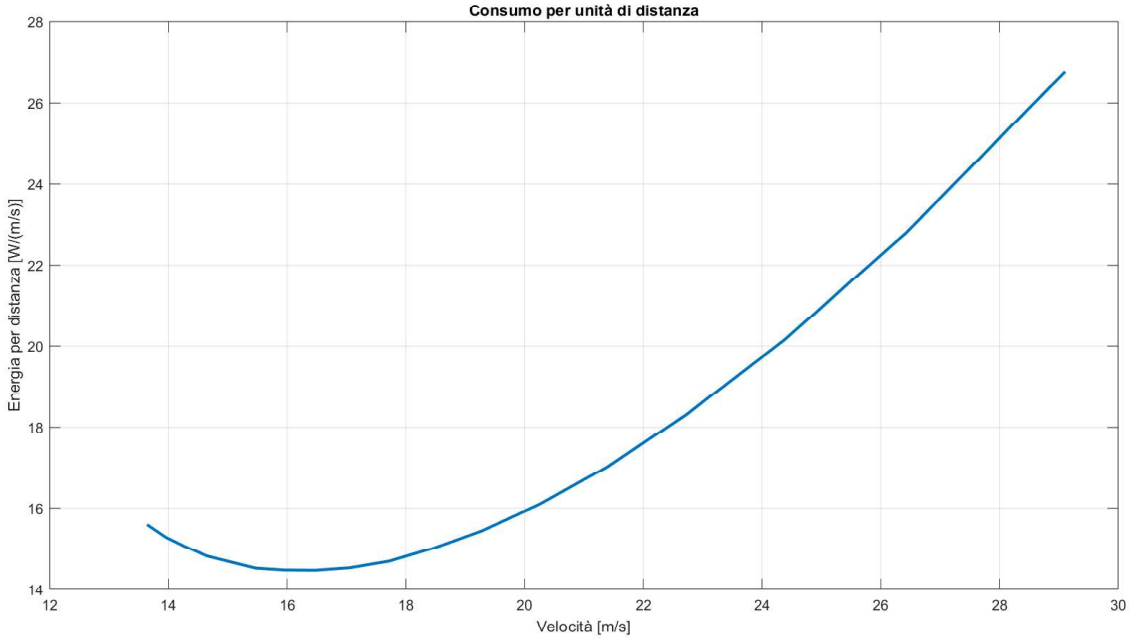


Figura 9.33: Grafico consumo per unità di distanza in funzione della velocità

Nel successivo, in Figura 9.34, si riporta il confronto tra la potenza richiesta, quella derivante dal semplice calcolo aerodinamico, e la potenza assorbita, derivante dal modello introdotto per tenere conto delle efficienze della catena propulsiva e descritto nei paragrafi precedenti.

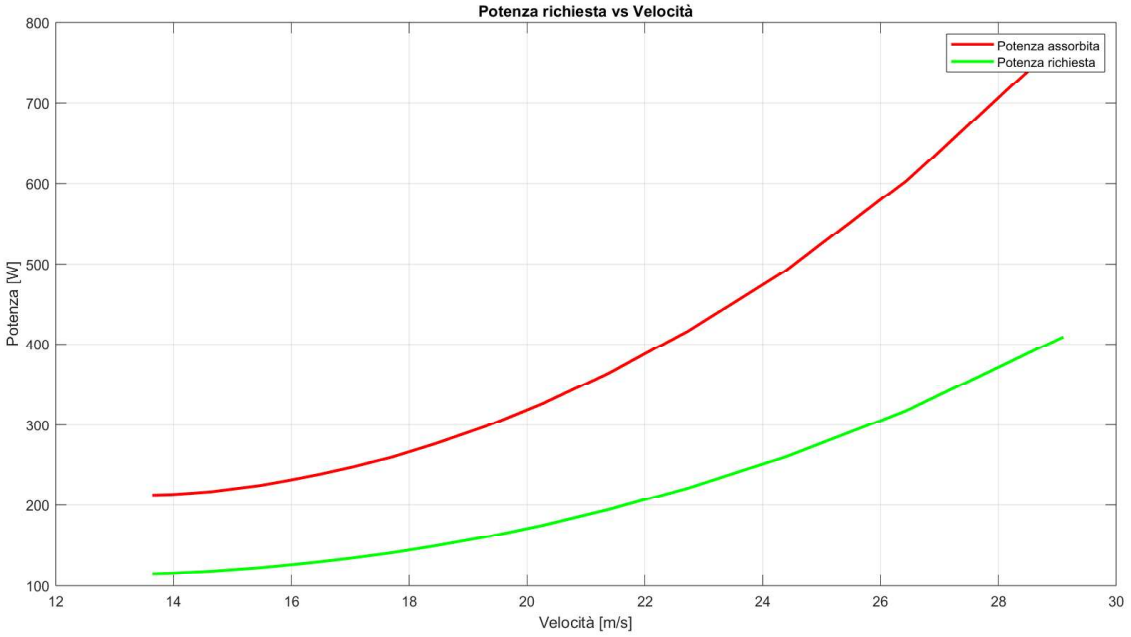


Figura 9.34: Grafico potenza richiesta ed assorbita in funzione della velocità

Si riporta infine, in Figura 9.35, la curva teorica dell'efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento. Questa è ricavata numericamente dal costruttore dell'elica. Ad essa si sovrappone l'intervallo operativo specifico, combinazione delle caratteristiche aerodinamiche del modello e della catena propulsiva. In questo caso, si nota come esso coincida

perfettamente con il range di massima efficienza dell'elica; indicatore del fatto che la scelta del rotore per questo specifico drone sia stata frutto di ottimizzazioni ben riuscite.

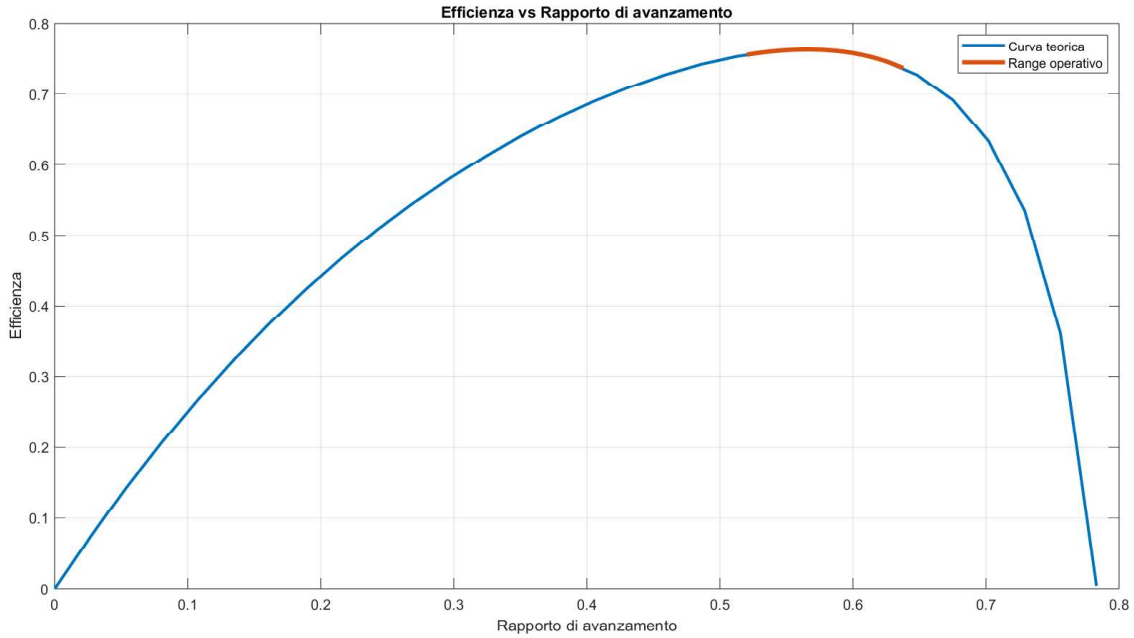


Figura 9.35: Efficienza del rotore in funzione del rapporto di avanzamento

Altre metriche significative, ricavate dal modello numerico, sono riportate in Tabella 9.5:

	Velocità [m/s]	Potenza [W]	AoA [°]	CL	CD	E
Massima endurance	13.64	212.74	15	1.08	0.11	10.34
Massimo range	16.47	238.35	8.96	0.74	0.067	11.0
Crociera test	15.43	242.3	10.7	0.84	0.077	11.06

Tabella 9.5: Prestazioni Makeflyeasy Fighter ricavate dal modello numerico

Così come per lo Skywalker 1900, nonostante l'effettiva coerenza dei risultati appena riportati, forti incertezze riguardano il calcolo dell'angolo di attacco, tendenzialmente troppo elevato e probabilmente al di sopra dei limiti di stallo del profilo; risultato comunque coerente con le limitazioni di VSPAero già precedentemente citate nel sottoparagrafo 5.2.5. Consapevoli di queste, viene determinato un range di velocità di stallo come descritto nei paragrafi precedenti. In questa configurazione di volo, con un peso al decollo di 8.850 kg, esso è individuato tra *11.8 e 12.8* metri al secondo.

9.3.6 Calibrazione sensore di velocità

Come accennato nei capitoli precedenti, durante i voli in modalità ala fissa, il sensore di velocità rispetto all'aria subisce un procedimento di calibrazione. A seguito di tale processo, PX4 elabora una costante assegnata al parametro ASPD_SCALE_n che moltiplicata per la velocità indicata permette di ottenere la velocità calibrata, correggendo così eventuali errori dovuti tipicamente al posizionamento delle prese di pressione totale e statica o al funzionamento stesso del sensore. Durante il primo volo di un nuovo velivolo ad ala fissa, la scala assume di default valore unitario. Tale condizione ne accelera il processo di apprendimento velocizzandone così la convergenza al valore corretto.

Osservando i log di volo si può notare il funzionamento del processo di apprendimento. Si riporta in Figura 9.35Figura 9.36 l'andamento delle variabili tas_scale_raw e tas_scale_validated, inerenti al primo volo di giornata.

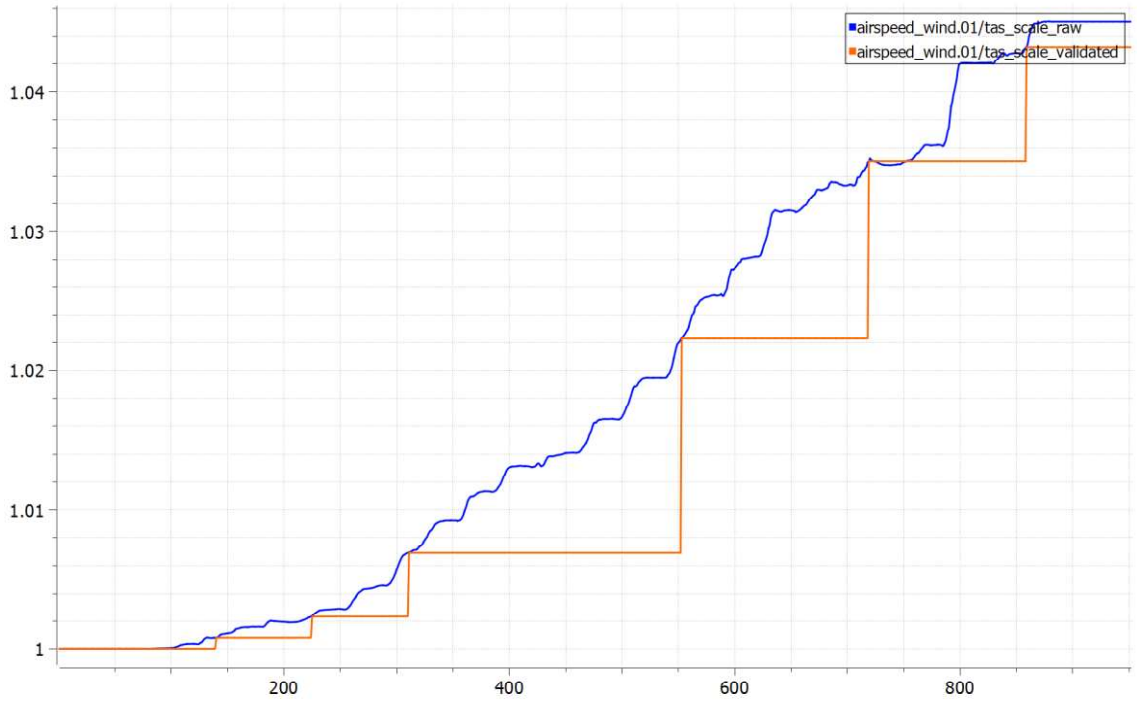


Figura 9.36: Processo di calibrazione sensore di velocità inerente al primo volo

Si può osservare come inizialmente la scala assuma valore unitario. Dopo pochi minuti di volo, una volta ingaggiata la modalità ala fissa, l'algoritmo, comparando continuamente la velocità all'aria con la velocità rispetto al terreno ed integrando le stime del vento, aggiorna il parametro tas_scale_raw. L'affidabilità della stima appena effettuata viene quindi sottoposta ad un processo di validazione che, se terminato con esito positivo, comanda l'aggiornamento della variabile tas_scale_validated e la conseguente applicazione automatica della scala nel calcolo delle velocità caratteristiche. Tramite il parametro ASPD_SCALE_APPLY si può inibire tale comportamento e decidere l'applicazione della scala solo una volta che il drone viene disarmato. Osservando il log di volo, si nota come la scala sia variata parecchie volte fino ad assumere il valore finale di 1.0432.

Indagando le stesse grandezze inerenti al secondo volo di giornata, si nota una singola variazione del parametro tas_scale_validated. Ciò suggerisce che durante il volo precedente la scala si sia avvicinata sufficientemente alla convergenza

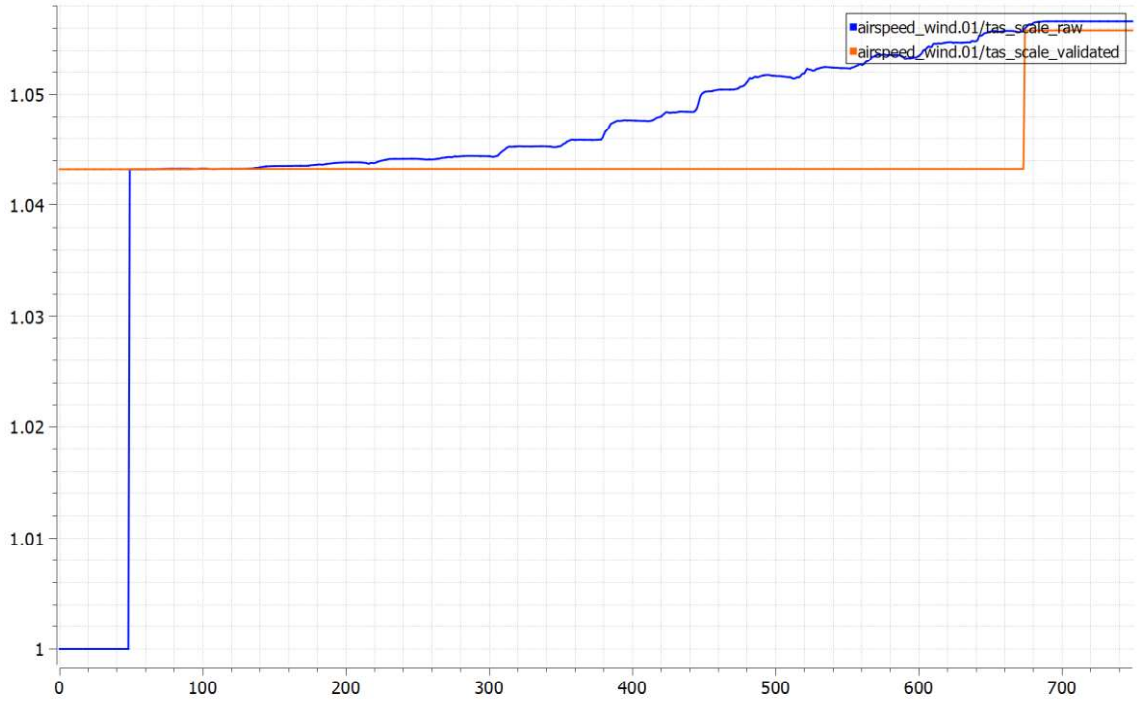


Figura 9.37: Processo di calibrazione sensore di velocità inerente al secondo volo

Il valore finale assunto è pari a 1.0558

Fisicamente, un valore della scala superiore ad 1 indica che il sensore sottostima la velocità, in questo caso del 5.5 % circa.

9.3.7 Angolo di beccheggio

Comparando tra loro i log inerenti ai due voli svolti durante la giornata di prova, si nota un interessante diversità riguardante l'angolo di beccheggio. Osservando la media di tale grandezza, si intuisce come nel secondo volo essa sia sensibilmente superiore rispetto a quella del primo. Isolando i tratti di volo rettilineo ed uniforme, si ottengono i seguenti risultati:

- Media AoA primo volo = 0.65 °
- Media AoA secondo volo = 2.4 °

Tale diversità si percepisce anche qualitativamente osservando i grafici degli angoli di beccheggio inerenti rispettivamente al primo ed al secondo volo e riportati rispettivamente in Figura 9.38 e Figura 9.39.



Figura 9.38: Andamento angolo di beccheggio inerente al primo volo

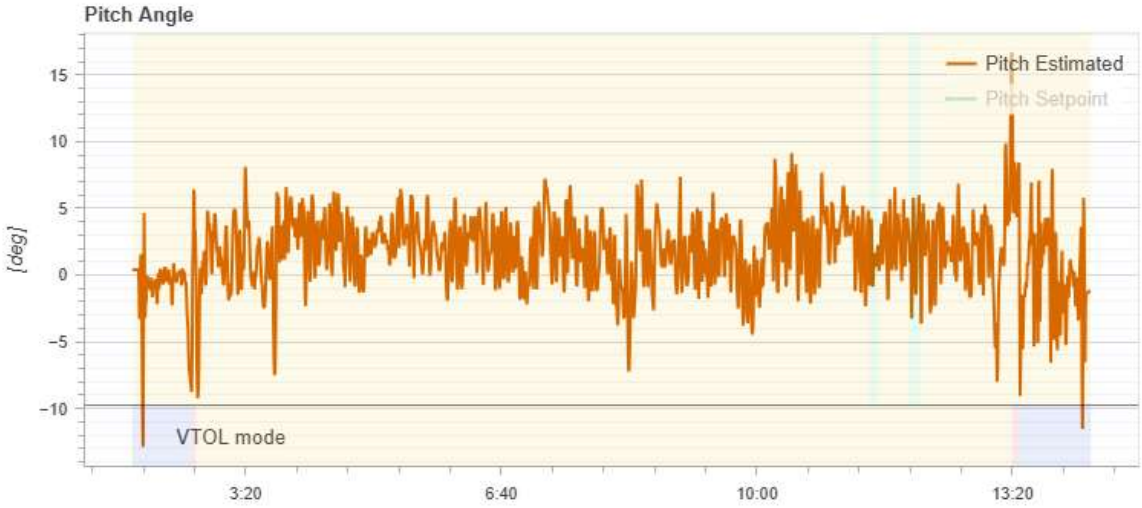


Figura 9.39: Andamento angolo di beccheggio inerente al secondo volo

Si notano inoltre altre importanti evidenze. Durante il primo volo, il consumo di potenza nei tratti rettilinei a velocità uniforme è di circa 187 Watt, nel secondo arriva invece a 247 Watt. Inoltre, sempre per i tratti rettilinei, si riscontra un comando medio dell'elevatore identico tra i due voli.

Le cause di tale discrepanza in beccheggio non sono immediatamente intuibili. Nel seguito, vengono elencate le principali differenze che potrebbero verosimilmente spiegare il fenomeno:

- configurazione di volo (payload, spostamento batterie),
- velocità vera rispetto all'aria,
- altitudine di volo (densità aria),
- condizioni atmosferiche,
- offset accelerometri e giroscopi,
- scala di calibrazione velocità indicata,
- posizionamento eliche quadricottero.

Ognuna di queste viene nel seguito accuratamente discussa.

Entrambi i voli sono stati eseguiti nella medesima configurazione di volo, con payload assente e peso al decollo pari a 8.850 kg. Nessun componente è stato variato nel tipo, nella forma o

nella posizione. Le batterie non sono state cambiate; si suppone quindi che avendo conservato la medesima posizione all'interno della fusoliera, il baricentro non sia variato. Non si può escludere che queste siano scivolate posizionandosi differentemente nel secondo volo; ipotesi plausibile ma comunque remota visto il solido sistema di bloccaggio a cinghie.

Per entrambi i voli, la TAS misurata, validata ed utilizzata dal controllore è di 15.5 m/s. Apparentemente non vi è quindi differenza di velocità.

Durante il primo volo, nei tratti rettilinei volati a velocità uniforme, è stata mantenuta un'altitudine GPS di 400 metri sul livello del mare. Nel secondo, è stata ridotta a 380 metri. Tale differenza si riflette nel valore della densità dell'aria: inferiore per il primo e pari a 1.170 kg/m^3 e superiore per il secondo e pari a 1.177 kg/m^3. Considerando quindi l'equilibrio verticale delle forze, a pari peso e velocità, durante il secondo volo l'angolo di incidenza avrebbe addirittura dovuto essere minore, così come quello di beccheggio.

Come ricordato all'inizio del capitolo, le condizioni meteorologiche erano certamente favorevoli per lo svolgimento delle prove. I due voli sono stati condotti a circa 15 minuti di distanza l'uno dall'altro. Tendenzialmente, risulta improbabile che la situazione sia variata significativamente in un arco temporale così breve. Nonostante ciò, la differente potenza impiegata potrebbe essere spiegata da un particolare fenomeno atmosferico tipico delle prime giornate calde antecedenti la primavera. Il giorno della prova si è infatti osservata una notevole attività termica caratterizzata da ascendenze potenti, localizzate e segnalate dalla presenza di nubi cumuliformi alla sommità. Si ricordano chiaramente raffiche di vento forti e sporadiche, inconfondibile indicatore della presenza di correnti termiche ascendenti. Inoltre, avendo condotto le prove al campo di modellismo, erano presenti altri modelli in volo. Uno di questi apparteneva alla categoria dei DLG: alianti RC molto leggeri, spesso intorno a 1,5 m di apertura alare, progettati per salire il più possibile con un lancio a mano e poi sfruttare termiche debolissime per rimanere in quota il più a lungo possibile. Si ricorda chiaramente come tale modello si sia ingaggiato nella salita di una termica ampia e persistente posizionata sulla verticale del campo di volo. Detto ciò, vista l'elevata variabilità di tale fenomeno, soprattutto durante il periodo dell'anno in cui si è svolta la prova e considerata la distanza temporale dei due voli, breve ma sufficiente, non si può escludere che il drone abbia volato in condizioni termiche differenti. In particolare, durante il primo volo, la situazione atmosferica era tale per cui il modello è permaso in aria con velocità ascensionale più elevata rispetto al secondo. Ciò spiegherebbe la minore potenza utilizzata per mantenere costante l'altitudine ed il conseguente angolo di beccheggio ridotto, fenomeno che può essere interpretato considerando il bilancio cinematico verticale tra velivolo e massa d'aria. A parità di velocità aerodinamica, peso e configurazione, il velivolo richiede un angolo d'attacco e una deflessione media dell'elevatore sostanzialmente analoghi per soddisfare l'equilibrio aerodinamico. Tuttavia, in presenza di una componente verticale ascendente della massa d'aria, la velocità verticale rispetto al suolo risulta pari alla somma della velocità verticale del velivolo rispetto all'aria e della velocità verticale della massa d'aria stessa. Pertanto, per mantenere una velocità verticale nulla rispetto al suolo, il velivolo può assumere un angolo di traiettoria rispetto all'aria meno positivo, o anche leggermente negativo. Poiché l'angolo di beccheggio è dato, in prima approssimazione, da $\theta = \alpha + \gamma$, una riduzione dell'angolo di rampa γ, attuato diminuendo la potenza del motore, comporta una riduzione del beccheggio medio θ, anche a parità di angolo d'attacco α. Nel secondo volo, una componente verticale meno ascendente o discendente richiederebbe invece un γ più positivo per mantenere la quota, determinando un beccheggio medio più elevato e di conseguenza un carico propulsivo maggiore senza necessariamente richiedere un comando medio di elevatore significativamente diverso.

Dal momento che il drone è stato fatto decollare da una superficie in erba irregolare, non risulta possibile comparare adeguatamente, tra i due voli, gli angoli di beccheggio misurati a terra precedentemente al decollo per valutare la presenza di un eventuale offset di misura. Tale verifica può quindi essere condotta unicamente in modo indiretto, valutando le differenze esistenti inerenti ad una serie di parametri significativi che PX4 utilizza nel calcolo dell'angolo di beccheggio. Prima di tutto, bisogna assicurarsi che sia stata usata la stessa IMU in entrambi i voli; verifica con esito positivo effettuata osservando l'uguaglianza dei parametri *sensor_selection.accel_device_id* e *sensor_selection.gyro_device_id.* Si verificano poi gli offset di calibrazione del giroscopio e dell'accelerometro:

Parametro	Primo volo	Secondo volo	Differenza
CAL_GYRO0_XOFF	0.010853	0.010853	0
CAL_GYRO0_YOFF	0.001945	0.001945	0
CAL_GYRO0_ZOFF	-0.000708	-0.000708	0
CAL_ACC0_XOFF	0.0393	0.0029	-0.0365 m/s²
CAL_ACC0_YOFF	-0.0519	-0.0068	+0.0451 m/s²
CAL_ACC0_ZOFF	-0.0817	-0.0935	-0.0118 m/s²

Tabella 9.6: Offset di calibrazione giroscopio ed accelerometro

Come si può notare dalla Tabella 9.6, il giroscopio non presenta alcuna differenza di calibrazione. Per quanto riguarda l'accelerometro, si nota invece una minima discrepanza. Tale differenza, nell'ipotesi di angoli piccoli e velivolo in moto rettilineo ed uniforme, potrebbe dar luogo a possibili errori nella stima dell'angolo di pitch. In particolare, considerando un piccolo angolo di beccheggio θ, una componente della forza di gravità viene proiettata sull'asse longitudinale x:

$$a_x = g \sin\theta \approx g\theta$$

$$\theta = \frac{a_x}{g} = \frac{-0.0365}{g} = -0.21°$$

Una differenza così piccola non spiegherebbe quindi la differenza osservata nell'angolo di beccheggio. Per quanto riguarda i bias stimati, osservando i log non si notano variazioni significative tra i due voli. Sia per l'accelerometro che per il giroscopio, i valori sono contenuti e non presentano alcuna anomalia degna di nota. I log riportano inoltre sensori perfettamente sani che hanno sempre funzionato in un range di temperatura accettabile e mai superiore a 40°. Per concludere, l'analisi della variabile *quat_reset_counter* evidenzia la presenza di tre reset del quaternione nel primo volo e nessun reset nel secondo. La conversione di *delta_q_reset* in angoli equivalenti mostra che tali reset interessano quasi esclusivamente l'angolo di imbardata, mentre la componente di beccheggio associata è trascurabile. Pertanto, neanche i reset del quaternione risultano compatibili con l'ipotesi di un offset significativo nella misura del beccheggio.

Come accennato nei paragrafi precedenti, PX4 dispone di una scala usata per la conversione della velocità indicata. Tale scala ha subito variazioni durante entrambi i voli. In particolare, durante il primo volo è aumentata gradualmente passando da 1 fino a 1.0432, valore che ha poi mantenuto per la maggior parte del secondo volo. Come detto sopra, il valore di TAS misurato e validato risultava essere identico per entrambi i voli. Per effetto della variazione della scala,

è possibile che tale uguaglianza non sia esattamente rispettata. Benchè il valore finale di velocità vera rispetto all'aria sia identico, è probabile infatti che la velocità indicata grezza misurata direttamente dal sensore e non corretta non lo sia. Si consideri il seguente esempio:

Il controllore comanda in entrambi i casi una TAS validata pari a 15.5 m/s

Nel primo caso, si ipotizzi che la scala assuma valore unitario; considerando in aria standard CAS = EAS = TAS, si avrebbe che:

$$TAS = CAS = 1\ IAS$$

$$IAS = \frac{TAS}{1} = TAS = 15.5\ m/s$$

Si ipotizzi ora un aumento della scala fino al valore di 1.0432. In questo caso si avrebbe che:

$$TAS = CAS = 1.0432\ IAS$$

$$IAS = \frac{TAS}{1.0432} = \frac{15.5}{1.0432} = 14.9\ m/s$$

Quindi, a pari TAS finale, l'aumento del valore della scala avrebbe come conseguenza una diminuzione della velocità indicata grezza. A tutti gli effetti, il velivolo volerebbe ad una velocità leggermente inferiore. Analizzando i log di volo, si nota in effetti ciò che è stato appena descritto. A pari TAS media, la velocità indicata non validata si riduce di circa 0.4 m/s nel secondo volo. Sebbene questo effetto sia osservato, risulta necessario fare alcune precisazioni. Prima di tutto, per soddisfare il medesimo equilibrio verticale delle forze, una ridotta velocità di volo comporterebbe un angolo di incidenza incrementato, così come effettivamente osservato. Contestualmente varierebbe inoltre la condizione di trim. Per mantenere soddisfatto l'equilibrio dei momenti, sarebbe opportuno deflettere l'elevatore tale da aumentarne l'effetto deportante, condizione non verificata dai log. Non bisogna però escludere che la sola variazione della potenza basti a far variare coerentemente la condizione di trim, ipotesi che richiederebbe un approfondimento delle condizioni aeromeccaniche del drone. Inoltre, bisogna considerare la variazione della densità dell'aria, parametro che entra in gioco nella determinazione della TAS a partire dalla CAS. Al pari della scala, la densità è una costante moltiplicativa che a seconda del valore, volendo il controllore mantenere la TAS invariata, ha l'effetto di far variare la IAS. Per di più, bisogna tenere conto del fatto che il valore della scala non vari repentinamente da un volo all'altro. A rigor di logica, durante il primo volo, mentre la scala aumentava progressivamente di valore, si sarebbe dovuta osservare una contemporanea diminuzione della velocità indicata ed un contestuale aumento dell'angolo di incidenza per poter conservare l'equilibrio verticale delle forze. Si dovrebbe inoltre osservare una variazione nella potenza utilizzata o nell'angolo dell'elevatore comandato. In questo caso, tali supposizioni non sono verificabili con precisione in quanto la fase rettilinea ed uniforme ha occupato pochi minuti del volo e non si è più ripetuta una volta che la scala ha effettuato la convergenza a valori maggiori.

A seguito della transizione, un differente posizionamento delle quattro eliche utilizzate in modalità quadricottero potrebbe spiegare la differenza di potenza utilizzata. In particolare, se durante il secondo volo le eliche si fossero posizionate svantaggiosamente, orientandosi con le pale perpendicolari alla velocità di avanzamento del velivolo, la resistenza parassita conseguente sarebbe sicuramente aumentata rispetto ad un possibile posizionamento più favorevole, parallelo al flusso, nel primo volo. Tale effetto è descritto in [14]: studio in cui mediante prove in galleria del vento si è dimostrato come la differenza percentuale di coefficiente d'atrito, tra le due configurazioni, si avvicini al 45 % circa. Oltre ad un'incrementata resistenza all'avanzamento, tale fenomeno potrebbe generare una differente

condizione di trim, soddisfatta da un incrementato angolo di beccheggio. Per quanto sia possibile che l'equilibrio di momento venga comunque soddisfatto mantenendo costante l'angolo di equilibratore, tale condizione andrebbe sicuramente approfondita e verificata più a fondo.

Per concludere, non è stato possibile accertare univocamente la causa della differenza registrata nell'angolo di beccheggio tra i due voli effettuati. Per quanto ognuna di quelle individuate sia plausibile, nessuna può essere verificata con certezza con i dati a disposizione. Non si può inoltre escludere che l'effetto osservato sia generato dalla combinazione di più eventi descritti sopra. Un definitivo accertamento di tale condizione richiede un ulteriore prova in volo, atta a raccogliere nuovi dati confrontabili con quelli già a disposizione.

9.3.8 Modalità position

Come accennato precedentemente, durante il secondo volo è stata attivata la modalità *position* ala fissa. Osservando la flag corrispondente si nota come tale funzionalità sia stata ingaggiata due volte per un periodo di tempo non superiore a 20 secondi.

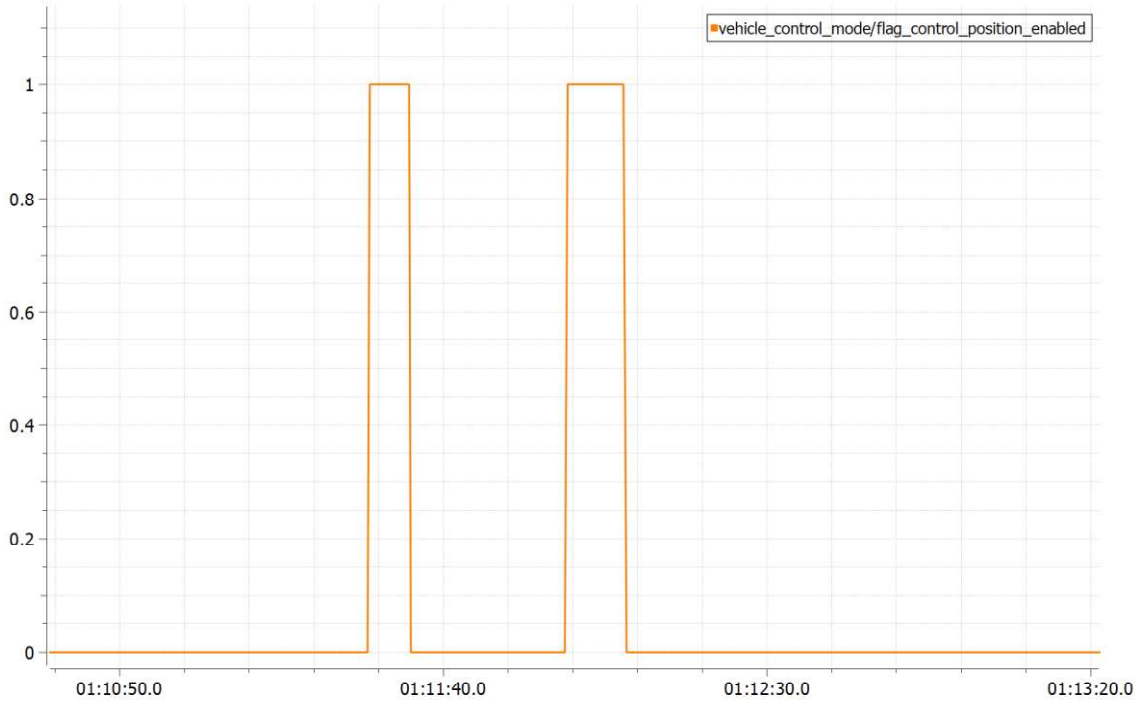


Figura 9.40: Flag di attivazione della modalità position

Durante la seconda attivazione, il velivolo esibiva una notevole oscillazione combinata su tutti e tre gli assi che ad una prima osservazione ricordava un'instabilità di dutch roll. La modalità *position* veniva quindi prontamente disattivata, riprendendo così il pieno controllo del drone.

Si riporta in Figura 9.41 la sequenza di fotogrammi generati con lo strumento 3D View di Flight Review.

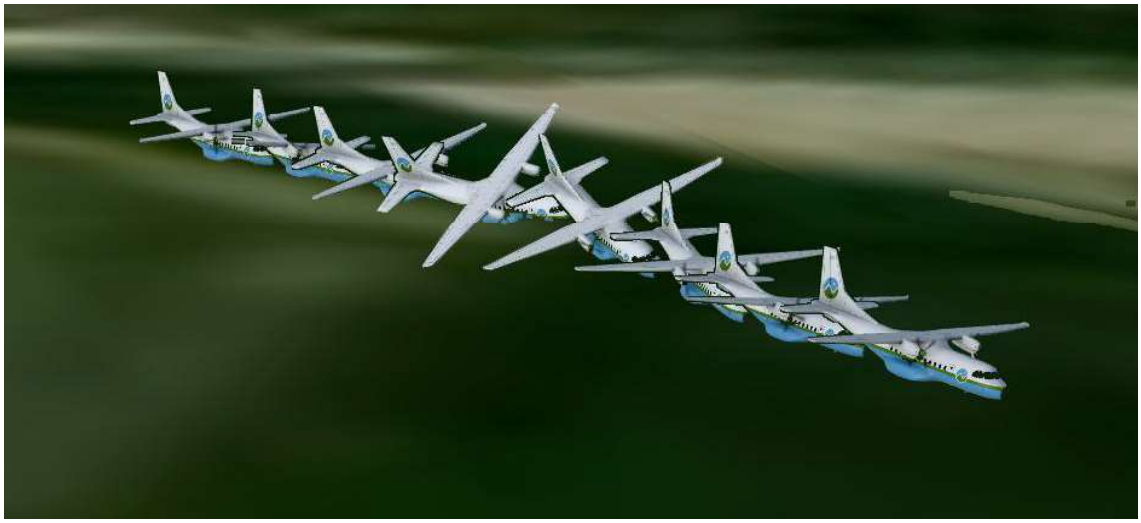


Figura 9.41: Sequenza di fotogrammi che mostra l'oscillazione osservata in modalità position

Vengono inoltre riportate in Figura 9.42 alcune grandezze significative estratte dai log di volo. Si possono osservare, in successione, il parametro *flag_control_position_enabled* che indica l'attivazione della modalità position, *input_rc/values.00* che riporta i comandi di roll impartiti tramite radiocomando ed il *Roll angle* sovrapposto al *Roll setpoint.*



Figura 9.42: Analisi oscillazione osservata in position

Osservando questi dati si possono fare diverse considerazioni. Prima di tutto, analizzando l'andamento dell'angolo di rollio, si nota come poco prima dell'attivazione della modalità position, esso assuma valore costante pari a circa 30 gradi; il velivolo stava infatti concludendo una precedente virata. Successivamente, a seguito dell'attivazione della modalità position, si nota come il drone tenda a stabilizzarsi annullando il precedente angolo di rollio, condizione rispettata fino a quando non viene comandato un nuovo input da parte del pilota a cui il velivolo risponde prontamente. Nel momento in cui il comando viene nuovamente centralizzato, si nota l'eccessiva risposta del controllore, che imponendo un setpoint esageratamente aggressivo,

correttamente inseguito dal drone, innesca l'oscillazione osservata. Si osservi inoltre la Figura 9.43.

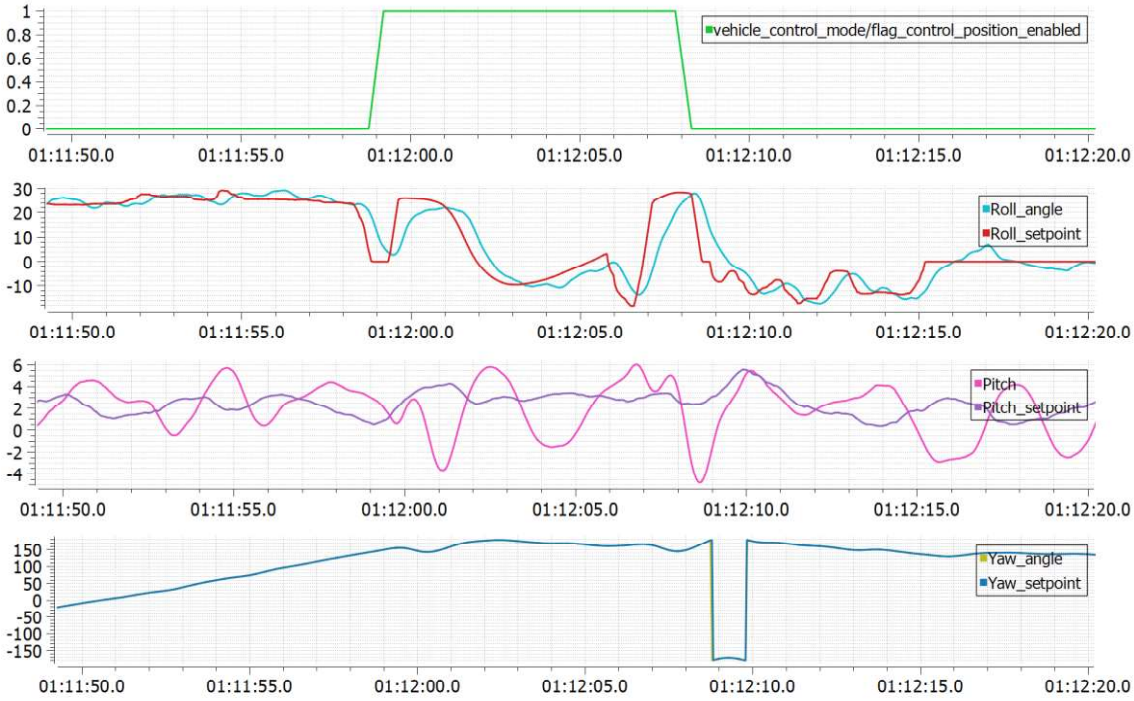


Figura 9.43 dall'alto verso il basso: (a) flag indicazione modalità position (b) angolo di rollio (c) angolo di beccheggio (d) angolo di imbardata

Dal punto di vista cronologico, l'oscillazione in rollio è precedente sia a quella in beccheggio che a quella in imbardata. Essa innesca quindi anche quelle relative agli altri due assi. Osservando il setpoint relativo all'angolo di imbardata, si nota come il controllore abbia comandato una variazione di angolo. Tale comportamento è attuato normalmente nell'ottica dell'esecuzione di una virata coordinata, atto a ridurre al minimo l'accelerazione laterale e contenere gli effetti dell'imbardata inversa. Può quindi essere considerato un comportamento intrinseco all'autopilota e del tutto coerente con la dinamica di volo. Per quanto riguarda l'angolo di beccheggio, sembrerebbe che non sia stata comandata una variazione del setpoint esplicita. In questo caso, l'assetto a picchiare è conseguenza aeromeccanica del repentino aumento dell'angolo di rollio, prontamente contrastata dal controllore che pochi istanti dopo comanda una variazione angolare positiva.

Ad una prima osservazione, sembrerebbe che l'inconveniente possa essere stato causato dalla configurazione dei controllori PID, che, seppure mostrassero un comportamento soddisfacente, si ricorda non essere stati ancora perfettamente calibrati. Tuttavia, se questa fosse stata l'unica causa, si sarebbe dovuto osservare un simile comportamento in qualunque altra fase del volo. Si pensa quindi che la responsabilità debba essere attribuita ad uno specifico controllore ingaggiato unicamente durante il volo in modalità position. Tale è l'NPFG, un algoritmo utilizzato per mantenere costante la rotta del velivolo contrastando gli effetti del vento il cui funzionamento è descritto nel sottoparagrafo 4.3.2. Si riportano in Figura 9.44 alcune grandezze significative utili ad illustrare il funzionamento di tale controllore.

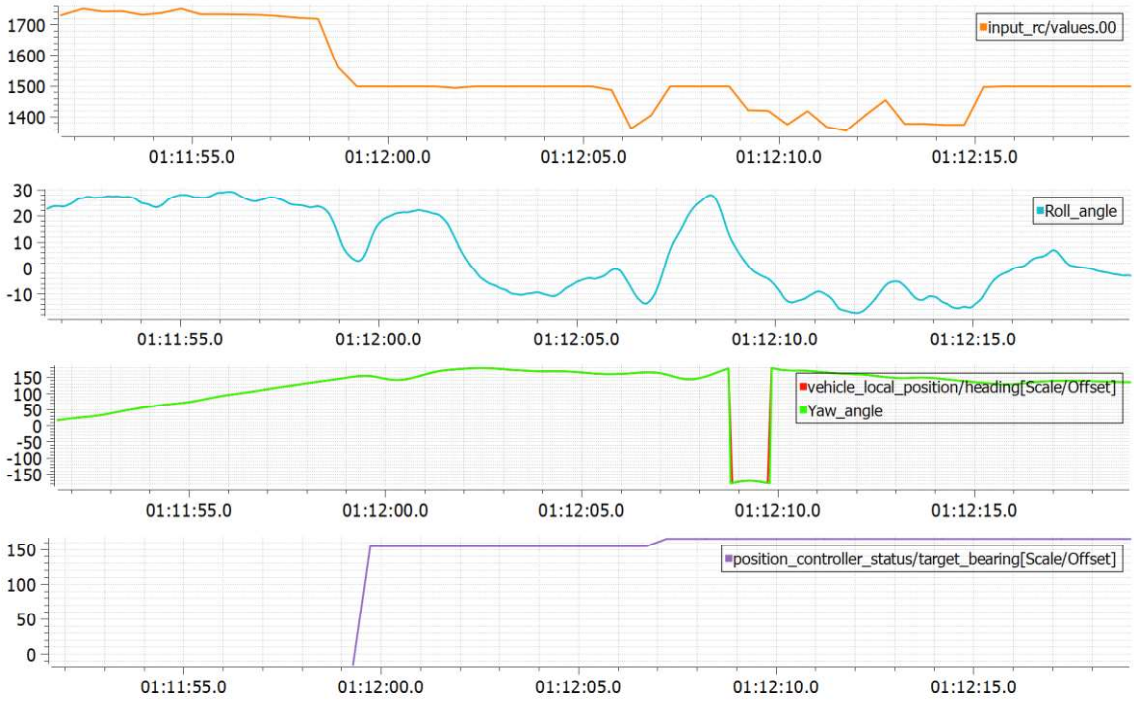


Figura 9.44 dall'alto verso il basso: (a) comando di roll (b) angolo di rollio (c) angolo di imbardata ed heading (d) target bearing del controllo NPFG

In modalità position, l'NPFG entra in gioco per mantenere la rotta, correggendo quindi la prua dell'aeromobile per tenere conto degli eventuali effetti del vento. Ogni successivo input del pilota aggiorna la direzione che l'aeromobile cerca di mantenere. Tale effetto è visibile nei grafici riportati sopra. Si prenda in considerazione l'input in rollio già discusso precedentemente. Tale comando impone una variazione angolare che nel riferimento dell'aeromobile è verso sinistra, ovvero, nella particolare condizione in cui si trova il drone, verso angoli di bearing assoluto decrescenti, verso Nord. L'aeromobile risponde infatti correttamente inclinandosi verso sinistra. Osservando però l'angolo di imbardata, coincidente con l'heading, si nota come questo tenda leggermente ad aumentare variando quindi in direzione Sud, contrariamente a quanto desiderato dal pilota. Al rilascio dello stick di comando, l'NPFG acquisisce quindi un nuovo valore del *target_bearing* incrementato rispetto al precedente, coerente nell'ottica dell'autopilota ma in disaccordo rispetto a quanto voluto. Tale comportamento è quasi sicuramente attribuibile al fenomeno dell'imbardata inversa. Il comando impulsivo in rollio non ha lasciato tempo al controllore di coordinare efficacemente il movimento del piano di coda verticale, atto ad inibire tale effetto. Di conseguenza, il velivolo ha dinamicamente risposto imbardando in direzione opposta a quella della virata desiderata. Tale fenomeno è particolarmente impattante sul Fighter in quanto dotato di un'apertura alare considerevole e di alettoni altrettanto estesi che permettono manovre repentine al costo di un aumento non trascurabile della resistenza parassita generata.

Tenendo conto del comportamento appena descritto, è possibile che la notevole oscillazione osservata riguardante tutti e tre gli assi sia stata scatenata da questa variazione improvvisa del *target bearing*. Il controllore, analizzando l'assetto del velivolo nel momento in cui il comando viene rilasciato ed osservando la presenza di un angolo di rollio opposto a quello della direzione dell'appena variato *target bearing*, decide di comandare una brusca variazione di rollio tale da modificare la direzione del velivolo in direzione sud e quindi verso angoli di prua crescenti, coerentemente con il nuovo setpoint di bearing. Si può riassumere la catena degli eventi come segue.

Attivazione modalità Position:

1. comando pilota verso sinistra,
2. rollio verso sinistra,
3. imbardata transitoria verso destra,
4. centralizzazione dello stick,
5. aggiornamento del bearing verso destra,
6. inseguimento del nuovo riferimento,
7. rapido rollio verso destra,
8. oscillazioni successive.

Risulta ancora da chiarire il motivo per il quale il controllore abbia risposto così aggressivamente, in modo totalmente incoerente con le proprietà dinamiche del velivolo. Al momento della prova, i principali parametri responsabili del comportamento dell'NPFG assumevano i valori di default riportati in Tabella 9.7:

Parametro	Valore
NPFG_DAMPING	0.7
NPFG_PERIOD	10 s
NPFG_ROLL_TC	0.5 s

Tabella 9.7: Parametri controllore NPFG

Il tuning del controllore di posizione comporta principalmente la regolazione del parametro NPFG_PERIOD che definisce la distanza tra la prua del velivolo ed il punto posizionato frontalmente che esso insegue. La documentazione di PX4 suggerisce di innalzare tale parametro per velivoli con una lenta dinamica di rollio, come nel caso del Fighter. Inoltre, si è svolta un ulteriore utile comparazione. Il costruttore Makeflyeasy mette a disposizione una lista di parametri per il software Arduplane specifici per configurare idealmente il Fighter. Sebbene la maggior parte di questi sia difficilmente comparabile con quelli PX4, i controllori position presentano invece una notevole somiglianza e condividono sostanzialmente le stesse grandezze. Osservando quindi i parametri suggeriti, si nota come quello analogo a NPFG_PERIOD sia impostato a 22 secondi; più del doppio del valore di default PX4. Ciò suggerisce che il settaggio dell'NPFG il giorno della prova fosse quindi troppo aggressivo. Inoltre, consultando la documentazione di PX4, si nota come l'adeguato funzionamento del controllore dipenda anche dalla corretta impostazione del parametro NPFG_ROLL_TC: la costante di tempo della risposta in rollio. Viene suggerito di determinare tale grandezza confrontando setpoint di rollio e rollio reale ed assumendo una risposta del primo ordine. Una determinazione accurata di tale costante temporale richiederebbe l'imposizione di comandi a gradino. Dal momento che tale condizione non è stata rispettata durante le prove svolte, risulta impossibile conoscere con precisione tale parametro.

Prima di procedere con una successiva prova in volo ed in particolare, prima di attivare nuovamente la modalità position, risulta necessario aggiornare coerentemente i parametri del controllore NPFG in modo tale da renderli congrui con la dinamica del velivolo. Si potrà quindi testare nuovamente tale modalità e verificare che non mostri gli stessi comportamenti appena descritti.

9.3.9 Esito della prova

A seguito della prova svolta si possono trarre le seguenti conclusioni, riassunte per punti:

- le fasi di forward e back transition sono avvenute con successo, dimostrando così il corretto funzionamento dell'algoritmo di controllo,

- la calibrazione del controllore di transizione è ritenuta sufficientemente adeguata,
- sono necessarie ulteriori prove di volo per valutare la consistenza e la robustezza del controllore di transizione e per affinarne eventualmente la calibrazione, anche in condizione meteorologiche differenti,
- nella configurazione ad ala fissa, nelle modalità di volo controllate dal pilota, il drone ha dimostrato controllabilità e stabilità soddisfacenti,
- il consumo di potenza, in modalità ala fissa, è coerente con le previsioni del modello numerico,
- si è rilevata un'incoerenza nella misurazione dell'angolo di beccheggio la cui causa non è del tutto certa,
- nella modalità di volo *Position* il drone ha dimostrato un comportamento instabile ed imprevedibile,
- è necessario perfezionare ulteriormente la calibrazione dei controllori inerenti alla configurazione ala fissa, con particolare attenzione a quelli relativi alla modalità *Position.*

9.4 Prova in volo di perfezionamento

9.4.1 Descrizione ed esecuzione

Visti i risultati delle prove precedenti, considerando le osservazioni svolte e tenendo conto degli aspetti ancora ambigui e sicuramente migliorabili, si è deciso di svolgere un ulteriore prova in volo con l'obiettivo di perfezionare il funzionamento del drone, soprattutto nella modalità di volo ad ala fissa, la fase che ancora si presenta più incerta.

Obiettivi

- Perfezionare il tuning in modalità ala fissa mediante la funzione di autotune,
- risolvere problema di stabilità in modalità *position* ala fissa,
- valutare congruenza angolo di pitch.

Requisiti

- Velivolo sufficientemente stabile in modalità ala fissa,
- spazio richiesto (orizzontale e verticale),
- switch modalità *stabilized* su radiocomando,
- switch modalità *Hold* su radiocomando,
- switch autotune su radiocomando,
- scala IAS→CAS calibrata e a convergenza,
- pesare il velivolo prima dei test.

Condizioni atmosferiche, ambientali ed operative

La prova è stata condotta il 24 aprile 2026 alle 17:32 locali al Campo 1. Il cielo era sereno ed il vento a terra proveniente da Est e di debole intensità. Nessun altro evento significativo registrato. Al momento del decollo, la temperatura a terra registrata dai sensori di bordo era di circa 28° e la densità dell'aria di 1.149 kg/m^3.

Il drone ha volato in configurazione standard con un peso al decollo di 8.850 kg. Non era presente alcun payload a bordo.

Esecuzione

Vista l'inusuale complessità delle operazioni richieste durante la prova di volo, si è deciso di estrarre dalla documentazione di PX4 le procedure utili e schematizzarle in modo tale che fossero rapidamente consultabili il giorno della prova.

Calibrazione scala IAS to CAS

1. Volare in *hold* per 15 minuti per accelerare e migliorare la convergenza della scala,
2. controllare la convergenza avvenuta dai log:
    a. graficare su PlotJuggler airspeed_wind.01/tas_scale_raw,
    b. graficare su PlotJuggler airspeed_wind.01/tas_scale_validated,
    c. confrontare i grafici,
3. bloccare l'aggiornamento automatico della scala → ASPD_SCALE_APPLY 0.

Calibrazione Rate/Attitude controller

Autotune PID:

1. Abbastanza stabile in volo di crociera per eseguire autotune?,
2. il velivolo deve volare in *hold, altitude o position,*
3. si può azionare l'autotune dal radiocomando mappando FW_AT_MAN_AUX (FW_AT_START),
4. si può selezionare l'asse da mappare impostando FW_AT_AXES bitmask: 0 e 1 di default per Roll e pitch,
5. in alternativa si può avviare da QgroundControl,
6. il drone esegue comandi a gradino di roll e pitch,
7. PX4 esegue un test di 4 secondi e applica automaticamente il nuovo tuning in volo (default),
8. verificare stabilità.

Calibrazione Altitude/Position controller

Trovare i valori di TRIM:

Volare in modalità *stabilized*, usare la manetta per regolare la velocità e il pitch per mantenere il volo livellato:

1. Velocità di trim desiderata → FW_AIRSPD_TRIM:
2. Manetta richiesta a velocità di trim → FW_THR_TRIM:
3. Pitch angle richiesto per mantenere volo livellato a velocità di trim → FW_PSP_OFF:

Limiti di velocità e manetta:

Volare in modalità *stabilized*, aumentare la manetta mantenendo il volo livellato fino a che il velivolo raggiunge la massima velocità permessa:

1. Manetta richiesta per raggiungere la massima velocità in volo livellato → FW_THR_MAX:
2. Massima velocità raggiungibile in volo livellato → FW_AIRSPD_MAX:
3. Minima manetta a cui l'aereo dovrebbe volare → FW_THR_MIN:

Limiti di beccheggio e ratei di salita:

Applicare manetta FW_THR_MAX, aumentare il pitch fino a raggiungere velocità di trim FW_AIRSPD_TRIM:

1. Angolo di pitch richiesto → FW_P_LIM_MAX:
2. Rateo di salita raggiunto in questa configurazione → FW_T_CLIMB_MAX:

Applicare manetta FW_THR_MIN, regolare il pitch fino a raggiungere velocità massima FW_AIRSPD_MAX:

1. Angolo di pitch richiesto → FW_P_LIM_MIN:
2. Rateo di discesa raggiunto in questa configurazione → FW_T_SINK_MAX:

Applicare manetta FW_THR_MIN, regolare il pitch fino a raggiungere velocità di trim FW_AIRSPD_TRIM:

1. Rateo di discesa raggiunto in questa configurazione → FW_T_SINK_MIN:

Compensazione peso e altitudine

4. Determinare il peso del velivolo nella stessa configurazione utilizzata per il tuning TECS di base → WEIGHT_BASE:
5. Determinare il peso del velivolo in ogni specifica configurazione di volo (per esempio con payload) → WEIGHT_GROSS:

Se il tuning TECS base non è stato eseguito in condizioni aria standard, moltiplicare FW_T_SINK_MIN e FW_THR_TRIM per il parametro $P = \sqrt{\rho/\rho_{sl}}$.

Trimming(opzionale)

Tuning NPFG

1. NPFG_PERIOD: definisce la distanza del punto di tracking davanti all'aeroplano, solitamente velivoli con una dinamica di rollio lenta necessitano di un valore più elevato.

PX4	ARDUPLANE	STD PX4	STD ARDU	FIGHTER ARDU	PX4 TEST
NPFG_PERIOD (s)	NAVL1_PERIOD (s)	10	15	22	

2. NPFG_DAMPING: rateo di smorzamento della legge di controllo NPFG.

PX4	ARDUPLANE	STD PX4	STD ARDU	FIGHTER ARDU	PX4 TEST
NPFG_DAMPING	NAVL1_DAMPING	0.7	0.75	0.75	

3. NPFG_ROLL_TC: costante temporale di comando/risposta del controllore di rollio, un aeromobile con una risposta lenta potrebbe richiedere un valore più elevato.

PX4	ARDUPLANE	STD PX4	STD ARDU	FIGHTER ARDU	PX4 TEST
NPFG_ROLL_TC (s)	RLL2SRV_TCONST (s)	0.5	0.25	0.45	

Come di consueto, il volo iniziava con il decollo effettuato in modalità quadricottero e la successiva transizione alla modalità ala fissa eseguita poco minuti dopo. Avendo ritenuto sufficientemente accurato il valore della scala di velocità a cui l'autopilota ha eseguito la

convergenza durante i voli precedenti, si è ritenuto sensato procedere direttamente con la messa a punto dei controllori PID. Volando in modalità *Altitude* e assicurandosi di avere sufficiente spazio orizzontale, si è attivato l'autotune agendo sullo switch del radiocomando dedicato e precedentemente impostato. Si osservava quindi il velivolo compiere diverse oscillazioni indotte dai comandi a gradino, prima attorno all'asse di rollio e poi di beccheggio. Terminata l'operazione, si comandava una virata verso destra tale da riportare il velivolo vicino al punto di decollo. Tale manovra risultò inaspettatamente aggressiva. Stabilito quindi il drone sulla traiettoria di ritorno, si procedeva eseguendo altre virate per accertarsi delle condizioni di manovrabilità del velivolo. Queste virate, come la precedente, avvennero in modo eccessivamente brusco. L'ultima di queste, verso destra, stabilì il drone su una traiettoria discendente. Il velivolo, completamente insensibile ai comandi del pilota, procedeva accelerando verso il suolo. Poco prima di arrivare a terra si inclinava bruscamente verso destra rovesciandosi ed impattando di muso in un vicino campo coltivato.

Immediatamente dopo lo schianto, si procedeva a piedi verso il relitto per constatarne i danni. Il velivolo giaceva in posizione quasi verticale, con la parte anteriore distrutta dall'impatto al suolo. La semiala sinistra risultava sostanzialmente intatta mentre quella destra era completamente separata dalla fusoliera e divisa a metà; i longheroni in carbonio erano spezzati così come i bracci che supportavano i motori, anch'essi in carbonio. Il tronco di coda, comprese le superfici orizzontale e verticale erano sostanzialmente intatte. Le batterie presentavano diverse ammaccature nella parte anteriore ma non mostravano ulteriori segni di danneggiamento che potessero renderne pericoloso il traporto. La maggior parte delle eliche è stata ritrovata spezzata mentre la struttura esterna dei motori risultava integra. L'elettronica veniva ritrovata intatta ma alcuni cavi erano interrotti, compresi quelli di collegamento tra la ricevente e le antenne. Si riportano, in Figura 9.45, le foto scattate al momento del ritrovamento del drone.



(a) vista posteriore



(b) vista frontale

Figura 9.45: Drone ritrovato nel luogo dell'impatto

Viene riportata in Figura 9.46 la traccia inerente al volo.

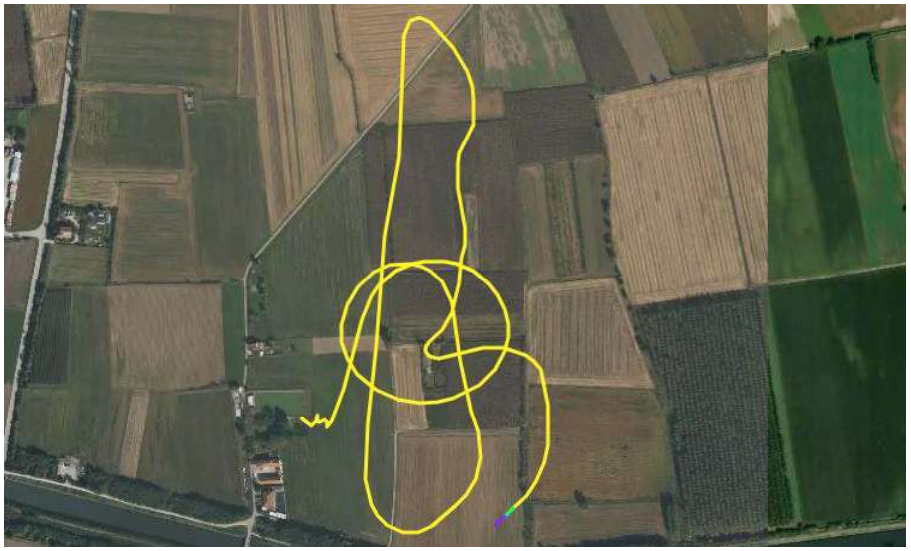


Figura 9.46: Traccia GPS

Si noti come in corrispondenza del punto di impatto la traccia cambi colore. Ciò indica il passaggio dalla modalità di volo *Altitude,* evidenziata in giallo, alla modalità *Position,* in verde, ed infine a quella *Hold* indicata in viola.

Si riportano nella Figura 9.47 alcuni fotogrammi generati con lo strumento 3D View di Flight Review relativi agli ultimi istanti prima dell'impatto.



Figura 9.47: Fotogrammi relativi agli ultimi istanti prima dell'impatto

Si noti come a seguito dell'ultima virata eseguita, il drone si stabilisca su una traiettoria discendente incontrollata terminata con l'impatto al suolo.

9.4.2 Ricostruzione dell'accaduto

Utilizzando i dati provenienti dai log di volo si cercherà di ricostruire quanto accaduto, ordinando cronologicamente gli eventi ed evidenziando i particolari più significativi.

Il velivolo decolla in modalità quadricottero e dopo 118 secondi ne viene comandata la transizione alla modalità ala fissa, azionando l'apposito switch sul radiocomando. Vengono riportate in Figura 9.48 le metriche significative relative alla manovra, similmente a quelle già analizzate nel sottoparagrafo 9.3.2.

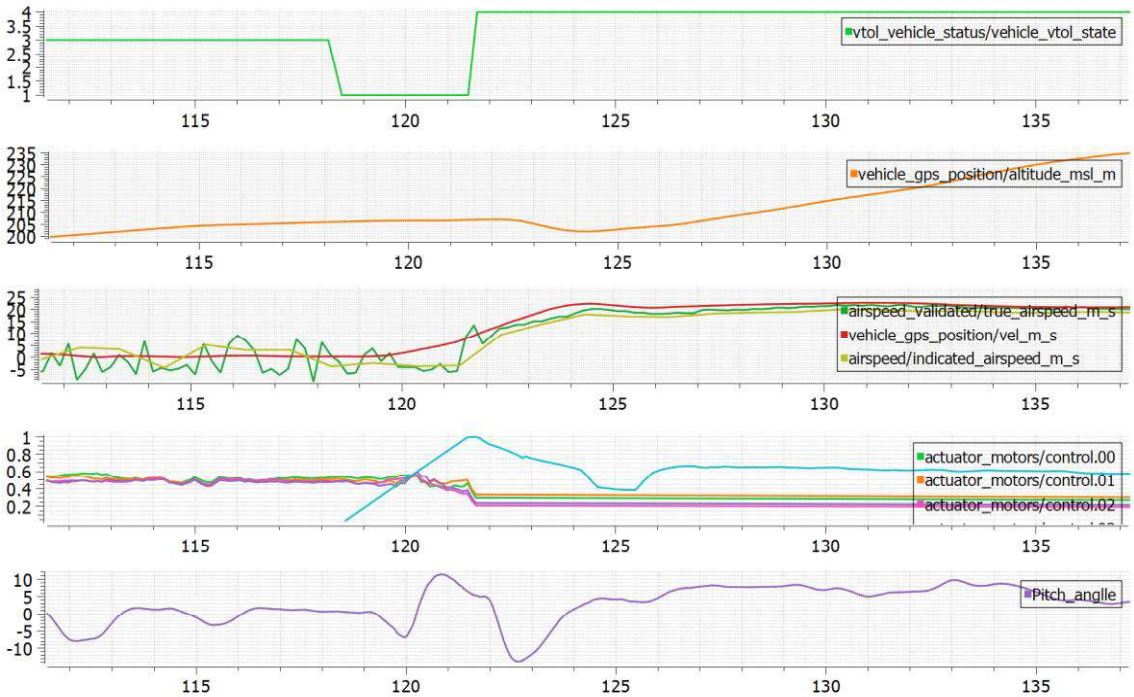


Figura 9.48: Analisi forward transition

Osservando l'altitudine GPS, si registra un aumento della quota che passa da 206.095 a 207.049 metri sul livello del mare, con un conseguente incremento di 0.954 metri.

La transizione inizia a 118.2 secondi e termina a 121.7 secondi, per una durata complessiva di 3.5 secondi. È considerata terminata nel momento in cui il velivolo raggiunge una velocità all'aria superiore a 12 metri al secondo, come impostato precedentemente nei parametri.

Osservando i comandi degli attuatori, è visibile la rampa di accelerazione del motore cruise che raggiunge, come impostato, il 100% di potenza. Essendo il parametro VT_PSHER_SLEW impostato a 0.33, si nota come la rampa sia durata circa 3 secondi. Contestualmente, si osserva la diminuzione di potenza dei motori quadricottero; completamente spenti una volta terminata la transizione.

Confrontando questa con le transizioni eseguite nei voli precedenti, si può affermare che le performance della manovra siano perfettamente nella media ed assolutamente soddisfacenti.

Una volta in modalità ala fissa, comandando una serie di virate eseguite in modo nominale, si stabilisce il drone su una traiettoria che permetta di sfruttare l'intera lunghezza disponibile del campo, in modo tale da non perderlo mai di vista. Si aziona quindi, mediante switch dedicato sul radiocomando, l'autotune dei controllori PID. Questo può essere attivato esclusivamente nelle modalità di volo *Altitude, Position* ed *Hold.* La documentazione di PX4 ne consiglia l'attivazione in modalità *Hold* in modo tale da minimizzare lo spazio richiesto per l'operazione, soprattutto volando con droni abbastanza veloci. In questo caso, dal momento che la modalità *Hold* utilizza il controllore NPFG, non ancora perfettamente calibrato, si è deciso di procedere in *Altitude* con l'accortezza di soddisfare in ogni momento le condizioni di VLOS.

In accordo con quanto osservato durante il volo, si riportano in Figura 9.49 le oscillazioni di velocità angolare sugli assi di beccheggio e rollio registrate dai log e comandate dall'autopilota durante l'operazione di autotune. Considerato che il parametro FW_AT_AXES assumeva valore pari a 3, l'operazione di messa a punto ha riguardato esclusivamente i controllori di pitch e roll.



Figura 9.49 dall'alto in basso: (a) flag status autotune (b) rateo di rollio (c) rateo di beccheggio

Si osserva come siano stati comandati successivi input a gradino, necessari all'identificazione corretta del sistema dinamico. Successivamente alle oscillazioni di ampiezza maggiore, ne

vengono comandate altre di scala inferiore, contemporaneamente su entrambi gli assi, utili all'autopilota per verificare la bontà dei guadagni appena calcolati. Inoltre, dal momento dell'attivazione dell'autotune, la variabile *autotune_attitude_control_status/state* ne riporta il corrente stato di funzionamento. La documentazione di PX4 descrive il significato di ciascun valore assunto dalla variabile.

Valore	Stato PX4	Significato	Valore	Stato PX4	Significato
0	STATE_IDLE	Non attivo	9	STATE_YAW	Eccitazione yaw e identificazione modello
1	STATE_INIT	Inizializzazione	10	STATE_YAW_PAUSE	Pausa
2	STATE_ROLL_AMPLITUDE_DETECTION	Ricerca ampiezza di eccitazione rollio	11	STATE_VERIFICATION	Verifica del modello e dei guadagni
3	STATE_ROLL	Eccitazione rollio e identificazione modello	12	STATE_APPLY	Applicazione dei guadagni calcolati
4	STATE_ROLL_PAUSE	Pausa	13	STATE_TEST	Test dei nuovi guadagni in anello chiuso
5	STATE_PITCH_AMPLITUDE_DETECTION	Ricerca ampiezza di eccitazione beccheggio	14	STATE_COMPLETE	Autotune completato con successo
6	STATE_PITCH	Eccitazione pitch e identificazione modello	15	STATE_FAIL	Autotune fallito
7	STATE_PITCH_PAUSE	Pausa	16	STATE_WAIT_FOR_DISARM	Attesa del disarmo per finalizzare
8	STATE_YAW_AMPLITUDE_DETECTION	Ricerca ampiezza di eccitazione imbardata			

Tabella 9.8: Descrizione stati di funzionamento autotune

In questo caso, si osservano in successione i seguenti valori: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 9, 10, 11. Benchè dalla figura non si distinguano esplicitamente i valori 6, 7 e 9, questi sono confermati da una più approfondita analisi eseguita mediante la generazione di un foglio di calcolo a partire dal log di volo. Sembrerebbe però che, a differenza degli altri, questi tre stati abbiano subito variazione istantanea. Inoltre, la procedura di autotune sembrerebbe interrompersi alla verifica del modello e dei guadagni, senza quindi terminare con alcun esito. In realtà, osservando i *logged messages,* si nota come al tempo 07:16 sia stato pubblicato l'annuncio *[fw_autotune_attitude_control] Autotune finished successfully.* Considerando che *autotune_attitude_control_status/state* è un topic di logging e debug, è possibile che non rappresenti perfettamente tutti gli stati interni, soprattutto se alcune transizioni sono brevissime o non del tutto pubblicate. Ci si affida quindi ai *logged messages* ritenendo l'autotune terminato con successo. Ulteriore indizio di ciò è la variabile *parameter_update/changed* che ha correttamente registrato l'evento di aggiornamento dei parametri variati dall'autotune, estratti dai log e confrontati nella Tabella 9.9 con i valori assunti precedentemente.

Asse	Parametro	Prima	Dopo autotune	Variazione	Variazione %
pitch	FW_PR_FF	0.500	1.21	+0.710	+ 142%
pitch	FW_PR_I	0.100	0.122	+0.0220	+22.0%
pitch	FW_PR_P	0.0800	0.118	+0.0380	+47.5%
pitch	FW_P_TC	0.400	1.00	+0.600	+150%
roll	FW_RR_FF	0.500	0.803	+0.303	+60.6%
roll	FW_RR_I	0.100	0.122	+0.0220	+22.0%
roll	FW_RR_P	0.0500	0.118	+0.0680	+136%
roll	FW_R_TC	0.400	0.964	+0.564	+141%

Tabella 9.9: Parametri dei controllori variati in seguito all'autotune

Si possono osservare sostanziali differenze rispetto alla configurazione precedente.

- Beccheggio:
  - deciso incremento del feedforward del controllore del rate per compensare ulteriormente il naturale smorzamento aeromeccanico del velivolo,
  - leggero aumento del guadagno integrale per correggere errori persistenti,
  - moderato incremento del guadagno proporzionale per rafforzare la correzione tra rate desiderato e misurato,
  - deciso incremento della costante temporale di pitch per ridurre l'aggressività del controllore di assetto.
- Rollio
  - moderato incremento del feedforward del controllore del rate per compensare ulteriormente il naturale smorzamento aeromeccanico del velivolo,
  - leggero aumento del guadagno integrale per correggere errori persistenti,
  - deciso incremento del guadagno proporzionale per rafforzare la correzione tra rate desiderato e misurato,
  - deciso incremento della costante temporale di roll per ridurre l'aggressività del controllore di assetto.

Nel complesso, l'autotune ha aumentato in modo significativo i guadagni dell'anello interno del controllore dei rate, soprattutto incrementando i termini proporzionali e feedforward, indicando che la configurazione iniziale era probabilmente conservativa e richiedeva maggiore autorità di comando per seguire i rate desiderati. Allo stesso tempo, l'aumento marcato delle costanti di tempo mostra che l'anello esterno di assetto è stato reso meno aggressivo. La configurazione finale non corrisponde quindi a un semplice irrigidimento del controllo, ma ad un compromesso: maggiore efficacia nel seguire i rate comandati, con una generazione più progressiva dei setpoint di assetto.

Una volta considerata conclusa l'operazione di autotune e tenendo conto della distanza che il velivolo aveva raggiunto rispetto al punto di decollo, il pilota ha comandato una virata a destra per riportare il drone verso la posizione iniziale. Ne viene riportata in Figura 9.50 la relativa sequenza di fotogrammi.



Figura 9.50: Sequenza di fotogrammi relativa alla prima virata a seguito dell'autotune

Si tenga conto che la conclusione dell'operazione di autotune è stata dedotta osservando la cessazione delle oscillazioni in beccheggio e rollio in quanto non è stata in alcun modo notificata dalla ground station. In ogni caso, ad una prima osservazione, tale virata risultava essere inaspettatamente aggressiva sollevando quindi preoccupazioni riguardo alla correttezza dei nuovi parametri appena applicati dall'autopilota. Se ne riportano i dettagli mostrando le grandezze inerenti tratte dai log di volo in Figura 9.51.

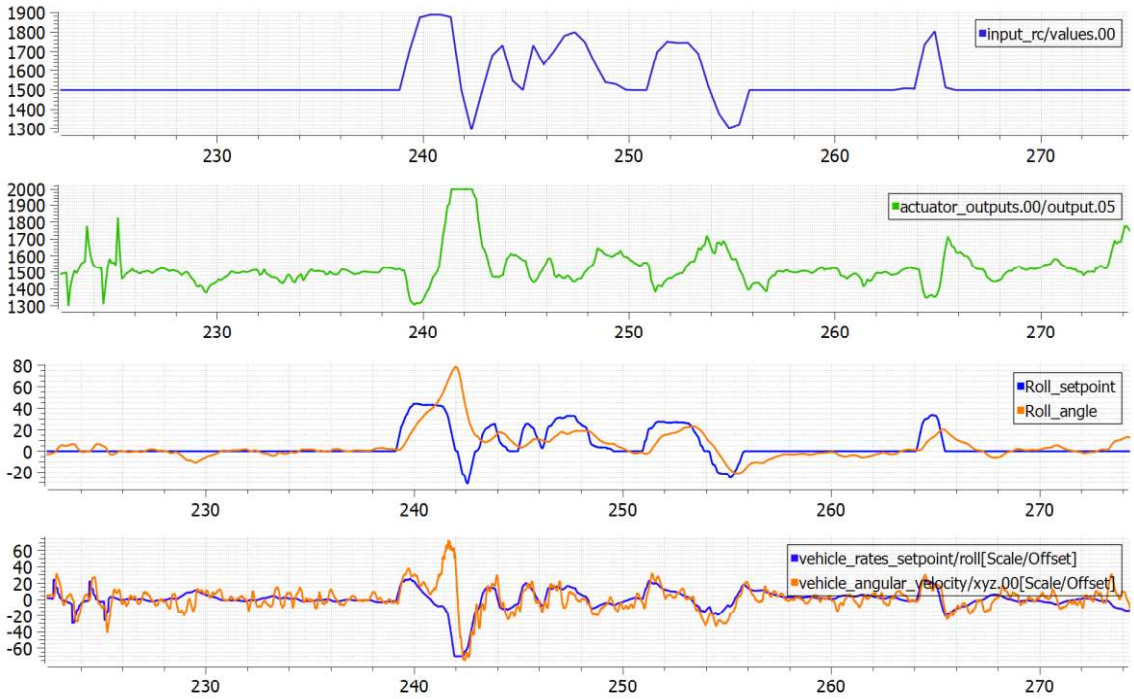


Figura 9.51 dall'alto in basso: (a) comando di roll (b) attuazione degli alettoni (c) angolo di rollio (d) rateo di rollio

Nel primo grafico viene riportato il comando impartito dal pilota. Un valore di picco così elevato equivale sostanzialmente ad un comando a fondo corsa a cui consegue la massima deflessione degli alettoni, come osservabile nel grafico subito sotto inerente ad *actuator_outputs.00/output.05*; si noti infatti il clipping del relativo parametro. L'angolo di rollio misurato ha superato sensibilmente il setpoint raggiungendo un valore di picco pari ad 80 gradi. Contestualmente, la velocità angolare di rollio ha superato i 60 gradi al secondo mentre, quella di imbardata, riportata nel primo grafico di Figura 9.52, ha sfiorato i 90 gradi al secondo, confermando l'elevata rapidità della manovra.

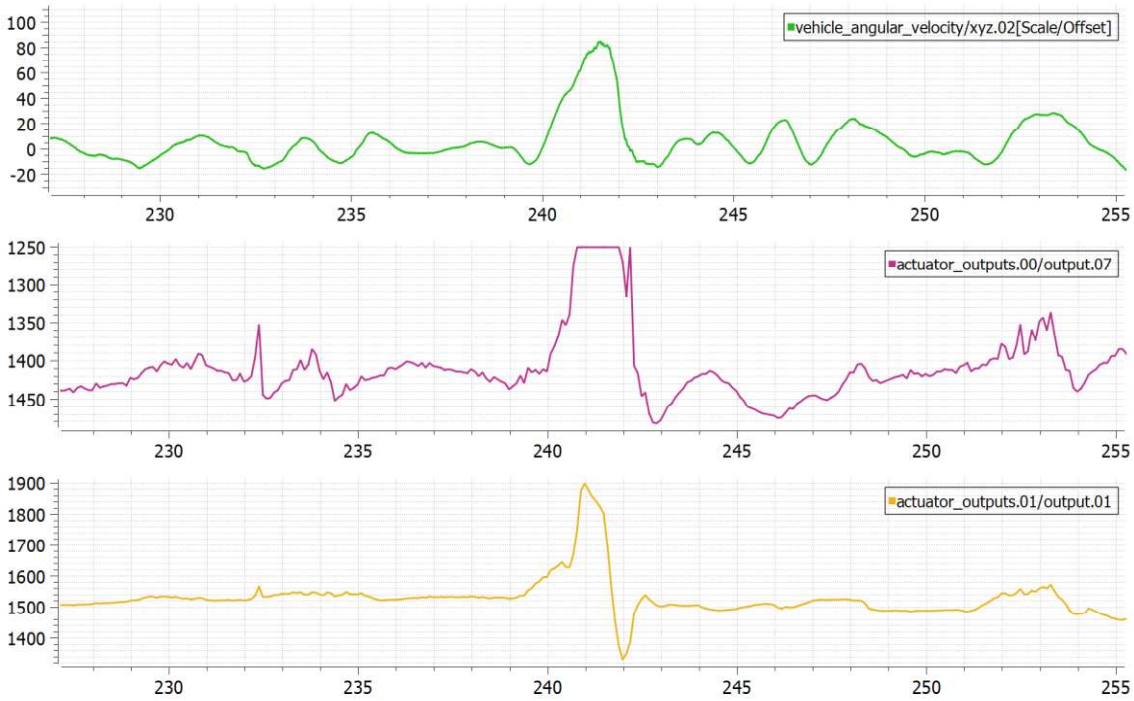


Figura 9.52 dall'alto in basso: (a) velocità angolare di imbardata (b) attuazione dell'elevatore (c) attuazione del timone di direzione

Osservando le variabili *actuator_output.00/output.07* e *actuator_output.01/output.01* si possono inoltre dedurre l'entità delle deflessioni dell'elevatore e del timone di direzione rispettivamente, anch'esse azionate a fondo corsa, conseguenza dell'azione di mixing dei comandi aerodinamici attuata dal controllore e necessaria per ottenere cambi di direzione così repentini.

L'aggressività della virata ha inoltre innescato una flag di underspeed relativa al controllore TECS, attivo in modalità di volo *Altitude.* L'assetto inusuale assunto dal velivolo, trovatosi in una condizione ad alta incidenza aerodinamica, ha fatto sì che il sensore di velocità rispetto all'aria leggesse una misura completamente errata, per via del fatto che la sonda di pressione totale fosse investita da aria con un angolo di attacco troppo elevato. L'autopilota ha quindi attivato l'*underspeed recovery mode:* per prevenire lo stallo, comanda una repentina diminuzione dell'angolo di beccheggio ed un contemporaneo aumento della potenza del motore. Tale comportamento viene confermato dalle letture dei log. Si noti infatti, in Figura 9.53, come sia il parametro *tecs_status/pitch_sp_rad* che *tecs_status/throttle_sp* abbiano saturato rispettivamente al valore minimo ed a quello massimo. Una volta riguadagnata la corretta misurazione della velocità, la flag torna ad assumere valore nullo e l'autopilota riprende le normali routine di controllo.

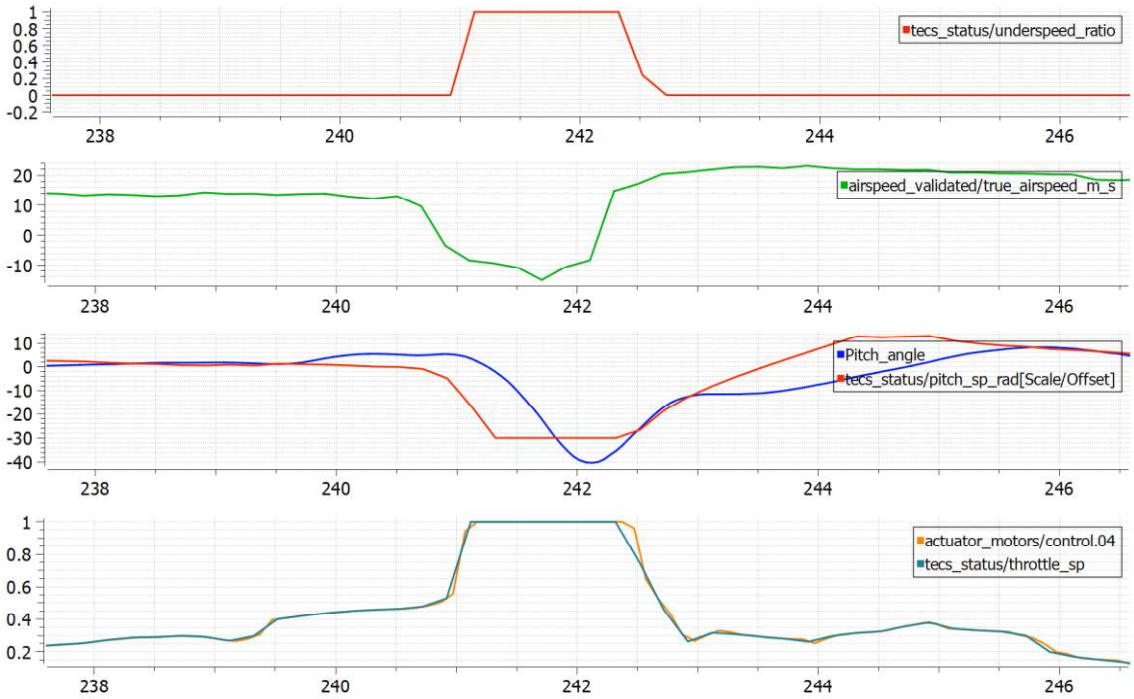


Figura 9.53 dall'alto in basso: (a) flag di underspeed (b) velocità vera rispetto all'aria (c) angolo di beccheggio e setpoint del controllore TECS (d) attuazione del motore anteriore e setpoint del controllore TECS

Una dinamica del tutto analoga si ripresenta per la maggior parte delle virate successive, anch'esse comandate a fondo corsa. In totale si ripresentano altri quattro fenomeni di underspeed. Due di questi conseguenti a virate brusche e due inspiegabilmente avvenuti quando il velivolo si trovava in volo rettilineo ed innescati ugualmente da un brusco calo della velocità misurata.

Straniti dall'anormale comportamento del velivolo, ipotizzando che l'autopilota stesse ancora eseguendo parte del procedimento di autotune, a circa 268 secondi dal decollo si è attivato lo switch, precedentemente impostato sul radiocomando, che avrebbe dovuto forzare l'interruzione dell'operazione; sperando che il drone riacquisisse le normali caratteristiche di manovrabilità.

Dopo circa 280 secondi di volo, a seguito di un'altra brusca virata a destra, il drone si stabiliva su una traiettoria discendente incontrollata fino ad impattare a terra. Il pilota, provando a richiamare il velivolo, riportava di averne completamente perso il comando. Osservando la Figura 9.54, si nota come in circa 9 secondi il drone abbia perso più di 100 metri di quota.



Figura 9.54 dall'alto in basso: (a) altitudine GPS (b) comando di pitch (c) attuazione dell'elevatore (d) comando degli switch ausiliari

Come riportato da *input_rc/values.01,* il pilota comandava una cabrata azionando il comando a fondo corsa. Osservando il parametro *actuator_output.00/output.07,* il corrispondente attuatore atto alla movimentazione delle superfici dell'equilibratore rimaneva però bloccato in posizione di picchiata. Nel tentativo di riprendere il comando, il pilota azionava prima lo switch di transizione (*input_rc/values.10*) ed infine quello della modalità di volo *Position (input_rc/values.09);* entrambi i tentativi privi di successo.

9.4.3 Ricerca delle cause

Nel paragrafo successivo si cercherà di stabilire la causa dell'accaduto esaminando diverse ipotesi e valutando quella più plausibile. Si procederà anche in questo caso ad una narrazione cronologica, descrivendo i processi logici e mentali che hanno permesso di indentificare, con ragionevole certezza, le cause dell'incidente. Si proseguirà infine valutando, ove possibile, l'attuazione di azioni correttive o mitigative atte a prevenire futuri inconvenienti di simile natura.

L'analisi preliminare dell'accaduto, eseguita pochi minuti dopo il recupero del drone incidentato, è stata svolta utilizzando il tool online Flight Review, alla ricerca di eventuali messaggi di pericolo o di errore registrati durante il corso del volo che potessero fornire indizi utili. La prima anomalia riscontrata riguarda un messaggio di warning così definito: *[health_and_arming_checks] Preflight Fail: Attitude failure (roll).* Tale avvertimento, mai registrato nei voli precedenti, si ripete in quest'ultimo per tre volte. Sovrapponendo la cronologia dei *Logged* Messages con la sequenza temporale derivata dai log e descritta precedentemente, si intuisce come il messaggio di avviso sia stato pubblicato nel momento in cui la differenza tra il setpoint di roll e quello effettivamente misurato ha superato un certo valore; nella maggior parte dei casi, la differenza si è attestata attorno a 40 gradi. Si può quindi affermare che quello specifico messaggio di pericolo sia semplicemente una conseguenza delle brusche virate eseguite. Ulteriore conferma di tale ipotesi si ha analizzando il volo eseguito con lo Skywalker 1900. In seguito all'esecuzione di uno stallo, con conseguente caduta d'ala e

repentino aumento dell'angolo di rollio, l'autopilota pubblicava il medesimo warning. Lo stallo aveva infatti indotto il superamento del setpoint di rollio di svariati gradi.

Il successivo aspetto largamente considerato riguardava l'eccessiva aggressività dimostrata durante le virate. Non avendo mai osservato un comportamento simile durante i voli precedenti, si è pensato che l'autotune avesse peggiorato drasticamente le qualità di pilotaggio del drone. Si riportano in Figura 9.55 i grafici degli angoli di beccheggio, rollio ed imbardata seguiti dai rispettivi rates angolari in Figura 9.56.

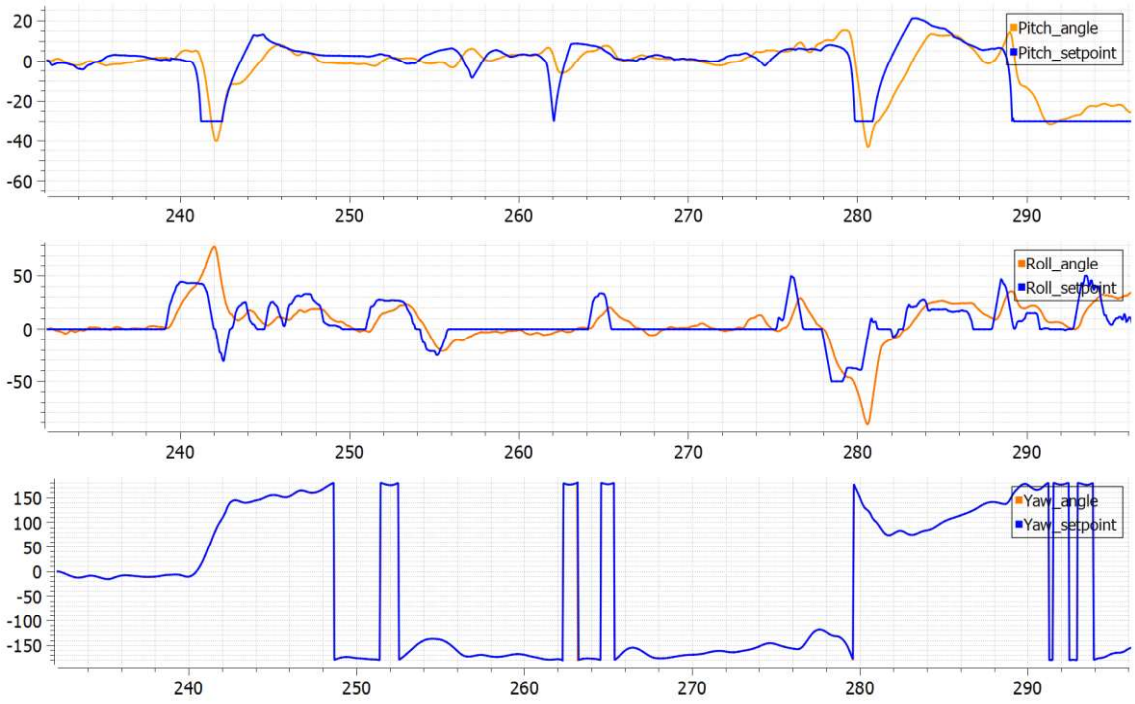


Figura 9.55 dall'alto in basso: andamento angolo di (a) beccheggio (b) rollio (c) imbardata

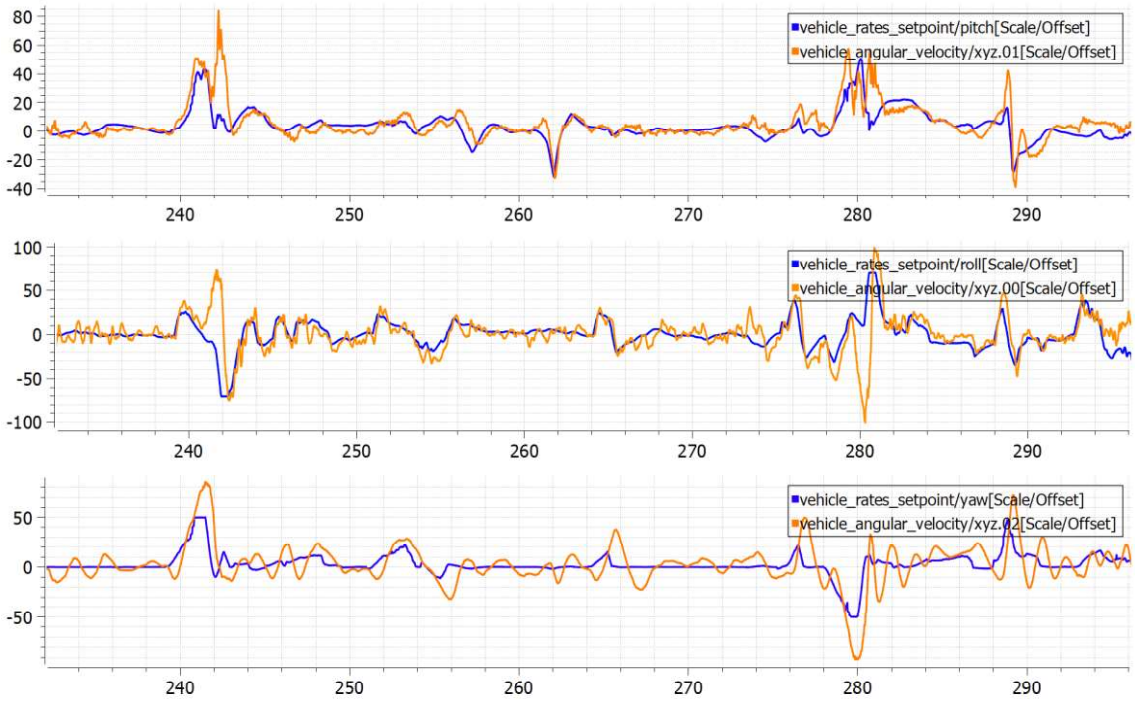


Figura 9.56 dall'alto in basso: andamento rateo di (a) beccheggio (b) rollio (c) imbardata

Il settaggio complessivo dei controllori PID non sembra del tutto disastroso. Il comportamento generale dei controllori sembra inoltre migliorato rispetto al volo precedente seppure non sia ancora perfetto. Le maggiori perplessità si riscontrano unicamente durante le brusche virate, già approfondite nel sottoparagrafo precedente. Si verifica infatti, specialmente in rollio, un notevole overshoot del setpoint la cui causa non è ancora del tutto chiara. Tale comportamento potrebbe essere sintomo di una risposta sotto smorzata, che necessita una leggera diminuzione del guadagno proporzionale e di un aumento di quella derivativa. D'altra parte, l'ampio superamento del setpoint potrebbe essere una semplice conseguenza aerodinamica derivata dall'assetto estremo assunto dal velivolo. Si consideri, ad inizio virata, un angolo di rollio misurato pari a 45°. In tale condizione, ipotizzando una virata a quota costante, il fattore di carico aumenta fino a circa 1.5 g, come mostrato in Figura 9.57.

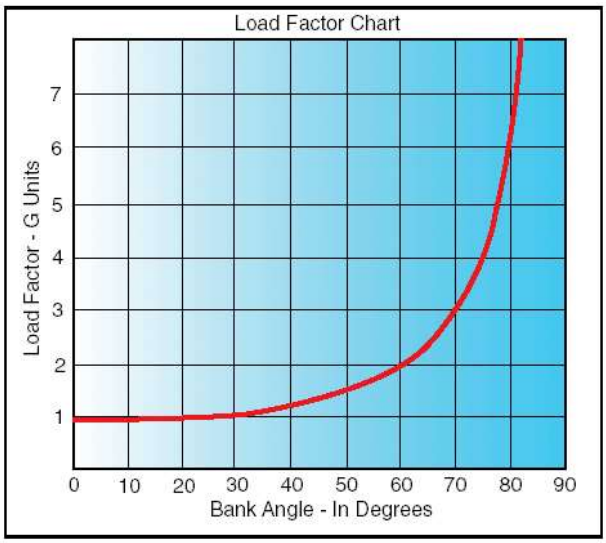


Figura 9.57: Fattore di carico in funzione dell'angolo di rollio (bank)

Considerando valido l'equilibrio tra forza peso e portanza, si deduce un incremento della velocità di stallo del 22.5 %. Non è da escludere che il velivolo, in quella condizione, abbia superato l'angolo d'incidenza critico, innescando a sua volta un conseguente aumento dell'angolo di rollio ed una diminuzione di quello di beccheggio. In realtà, analizzando i log di volo, si scopre come l'accelerazione misurata lungo l'asse Z del drone sia di gran lunga maggiore rispetto a quella teorica stimata.

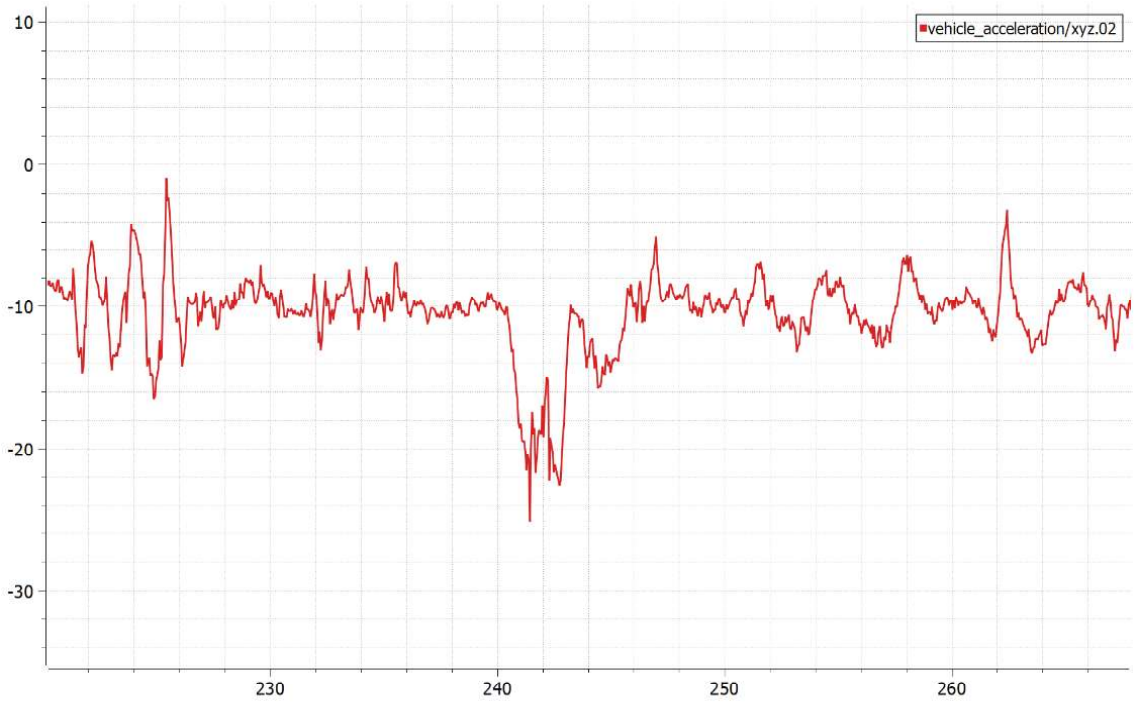


Figura 9.58: Accelerazione misurata dal flight controller lungo l'asse z

Come si può notare dalla Figura 9.58, durante il transitorio iniziale, essa raggiunge un valore di picco pari a 25 m/s^2 ed equivalente a circa 2.5 g.

In sintesi, non è da escludere che la situazione osservata sia conseguenza di un brusco stallo in virata, prontamente recuperato dall'autopilota che nel mentre aveva già innescato le dinamiche protettive del controllore TECS. Si ricordi infatti l'attivazione della *underspeed recovery mode*, la conseguente diminuzione del setpoint di pitch e l'aumento della potenza al motore. Per quanto la corretta sequenza di recupero dalla condizione a bassa velocità sia effettivamente stata osservata, non è perfettamente chiaro in che modo sia diminuito l'angolo di pitch misurato. Tale variazione è una conseguenza del mixing dei comandi aerodinamici o è effettivamente in parte causata da un contemporaneo fenomeno di stallo? La risposta non è facilmente deducibile dall'analisi dei log ma verosimilmente è possibile che entrambi i fenomeni abbiano influenzato la dinamica.

Si vuole inoltre puntualizzare un ulteriore osservazione. Si è detto che una virata ugualmente aggressiva non si era mai osservata durante i voli precedenti. Tale affermazione è corretta ma bisogna considerare che mai erano stati applicati prima comandi a fondo corsa. Non si può quindi escludere che tale comportamento si sarebbe potuto verificare anche precedentemente. Per questo motivo e per quelli esposti sopra, non è ragionevole pensare che l'autotune abbia unicamente causato l'inconveniente. Inoltre, considerando le osservazioni riportate nel sottoparagrafo precedente, resta da chiarire il motivo per il quale il controllo del drone sia stato perso solamente a seguito dell'ultima virata e non prima. Se il problema avesse riguardato unicamente l'autotune, l'inconveniente si sarebbe ragionevolmente verificato appena concluso il procedimento di messa a punto.

La sequenza cronologica degli eventi suggerisce quindi che nel corso dell'ultima virata si siano verificate condizioni differenti rispetto a quelle precedenti. Tali diversità, di natura meccanica, elettronica o di controllo rappresenterebbero, con ragionevole certezza, ottimi candidati per stabilire la causa dell'incidente.

Per prima cosa, si è pensato che l'elevata aggressività delle virate precedenti abbia potuto danneggiare o modificare le condizioni di alcuni dei componenti installati a bordo, tra cui il posizionamento delle batterie. Se queste si fossero spostate in avanti durante il volo, il baricentro del velivolo si sarebbe spostato di conseguenza alterando così l'originale condizione di stabilità. In tale situazione, il timone di profondità potrebbe non aver avuto abbastanza autorità per mantenere la controllabilità del velivolo. Le batterie vengono solitamente installate a bordo poco prima del decollo. Oltre ad essere connesse all'elettronica, esse sono vincolate alla struttura del velivolo utilizzando una coppia di cinghie a strappo. La collocazione assiale delle batterie è scelta considerando la posizione desiderata del baricentro. Questa, misurata sospendendo il drone mediante ganci dedicati, è solitamente prossima al quarto anteriore dell'ala del velivolo. Non è banale valutare l'eventuale probabilità di tale causa. Prima di tutto bisognerebbe condurre studi dedicati per comprendere quale potrebbe essere il limite di accettabilità anteriore nel posizionamento del baricentro. Non si può infatti escludere che, vista l'elevata superficie dell'equilibratore, esso conservi sufficiente autorità anche con baricentro ampiamente avanzato. Inoltre, sul luogo dell'impatto, la batteria è stata ritrovata separata dalla restante parte della fusoliera e le cinghie risultavano entrambe strappate. Ciò suggerisce che il sistema di ritegno abbia funzionato correttamente fino al momento dell'impatto a terra, istante in cui vista la notevole energia coinvolta, hanno ceduto.

Un ulteriore causa individuata riguarda il possibile guasto dei servoattuatori che muovono l'equilibratore. Ciò spiegherebbe la perdita di controllo del velivolo che non rispondeva più correttamente al comando del pilota. Tale circostante viene prontamente esclusa per due principali motivazioni. Prima di tutto, ricordando la presenza di due attuatori distinti, ciascuno assegnato ad una semi-superficie di comando, si sarebbe dovuto verificare un malfunzionamento contemporaneo di entrambi i componenti. Tale possibilità è plausibile ma comunque remota: considerato il collegamento rapido tra la fusoliera ed il tronco di coda, si sarebbe dovuta verificare la separazione del connettore responsabile della continuità dei segnali dei servoattuatori posizionati in coda. Analizzando i resti del velivolo, questo risultava perfettamente intatto così come l'accoppiamento strutturale delle sezioni. L'eventuale guasto di un singolo attuatore avrebbe invece dato luogo ad un'asimmetria di comando, circostanza che non è stata rilevata. Inoltre, in ognuno dei casi appena descritti, si sarebbe osservata dai log la saturazione del corrispondente comando, nel tentativo, da parte del controllore, di ristabilire l'assetto di volo; anche in questo caso condizione non verificata.

Si pensa quindi che la causa più probabile sia da ricercarsi in un difetto di controllo dell'autopilota. Nella modalità *Altitude*, utilizzata per l'intera durata del volo, viene coinvolto il TECS: il controllore di alto livello responsabile del mantenimento della quota e della velocità di volo. Esso elabora quindi i parametri energetici e stabilisce i setpoint di beccheggio e di manetta che i controllori di livello inferiore tenteranno poi di attuare comandando il movimento delle superfici e le variazioni di potenza. Nel sottoparagrafo precedente si è mostrata la dinamica di controllo del TECS a seguito della prima brusca virata eseguita. Essa viene riassunta per punti nel seguito:

1. il pilota comanda a fondo corsa una virata a destra,
2. l'angolo di rollio aumenta ed il velivolo comincia a virare,
3. la velocità misurata rispetto all'aria cala bruscamente,
4. il TECS rileva una condizione di *underspeed,*
5. viene attivata l'*underspeed recovery mode,*
6. il setpoint di beccheggio assume valore negativo di 30 gradi,
7. il setpoint di manetta assume valore massimo,
8. la velocità misurata rispetto all'aria aumenta,
9. il TECS esce dalla condizione di *underspeed,*
10. i setpoint di beccheggio e manetta assumono nuovamente valori nominali.

Inoltre, la minima velocità al di sotto della quale il controllore attiva la dinamica di protezione dallo stallo è regolabile mediante il parametro FW_AIRSPD_MIN che in questo caso assumeva valore pari a 10 metri al secondo.

Ciò che si sospetta è che a seguito dell'ultima virata, coincidente anch'essa con un'indicazione di *underspeed*, il TECS non abbia gestito correttamente il setpoint di beccheggio una volta che la velocità è ritornata al di sopra di quella minima. Si procede quindi in Figura 9.59 analizzando quest'ultima fase di volo.

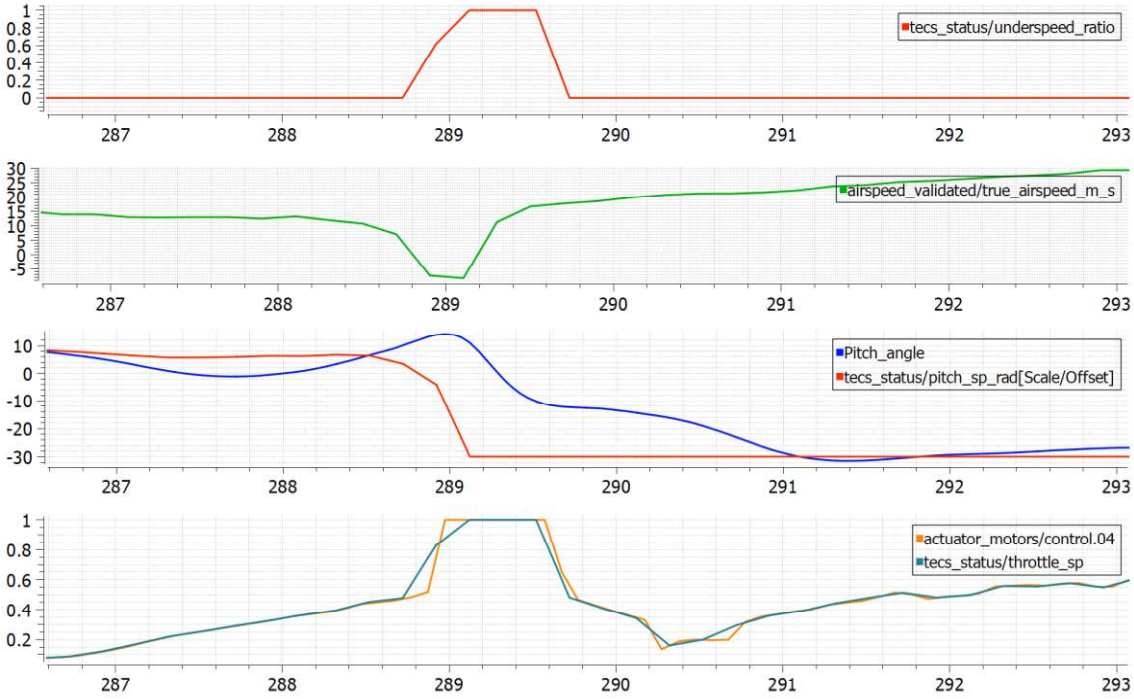


Figura 9.59: dall'alto in basso: (a) flag di underspeed (b) velocità vera rispetto all'aria (c) angolo di beccheggio e setpoint del controllore TECS (d) attuazione del motore anteriore e setpoint del controllore TECS

Come si può notare anche in questo caso, in seguito alla diminuzione della velocità all'aria, il TECS rileva correttamente la condizioni di *underspeed*, comandando la variazione dei relativi setpoint. Nel momento in cui la velocità misurata riacquisisce valore superiore a 10 metri al secondo, la manetta è comandata nuovamente a valori inferiore mentre, dettaglio cruciale, il setpoint di beccheggio rimane bloccato a 30 gradi a picchiare fino all'impatto con il terreno. In modalità *Altitude,* l'input del pilota non prevale sui setpoint imposti dal controllore. Per questo motivo il velivolo non rispondeva ai comandi ricevuti dal radiocomando e l'equilibratore rimaneva deflesso in modo tale da indurne la picchiata. Resta ora da approfondire la motivazione per il quale la variabile *tecs_status/pitch_sp_rad* non sia stata aggiornata in seguito all'uscita dalla condizione di *underspeed.*

Analizzando il codice sorgente di PX4 si cercherà di intuire l'evoluzione di tutte le variabili coinvolte al fine di comprendere e spiegare la degenerazione del setpoint di beccheggio. Si riporteranno e si commenteranno nel seguito alcune righe di codice tratte dalla libreria relativa al controllore del TECS.

```
240. _pitch_setpoint = _calcPitchControlOutput(input, seb_rate, param, flag);

502. const float pitch_setpoint_unc = SEB_rate_correction / climb_angle_to_SEB_rate + _p
itch_integ_state;
504. return constrain(pitch_setpoint_unc, param.pitch_min, param.pitch_max);

418. const float pitch_increment = dt * param.vert_accel_limit / math::max(input.tas, FL
T_EPSILON);

419. _pitch_setpoint = constrain(pitch_setpoint, _pitch_setpoint - pitch_increment,
420.                             _pitch_setpoint + pitch_increment);
421. _pitch_setpoint = constrain(_pitch_setpoint, param.pitch_min, param.pitch_max);
```

Alla riga 240 del codice, viene richiamata la funzione responsabile del calcolo del nuovo setpoint di beccheggio. Tale funzione, alle righe 502 e 504, determina il valore numerico del setpoint, limitandolo però all'interno dei valori massimi e minimi stabiliti dai corrispondenti parametri e modificabili dall'utente. Viene quindi restituito un valore già fisicamente ammissibile. Tuttavia, prima di assegnarlo definitivamente a *_pitch_setpoint*, il codice applica un ulteriore limite dinamico: il nuovo *_pitch_setpoint* non può differire dal precedente più di *pitch_increment*. In pratica, anche se il TECS calcola istantaneamente un pitch molto diverso, il comando finale viene fatto variare gradualmente. Infine, il risultato viene nuovamente limitato tra *pitch_min* e *pitch_max*, garantendo che il setpoint di beccheggio finale rispetti sempre sia i limiti angolari sia il limite di variazione imposto dal controllore.

Precedentemente all'impatto, il setpoint di pitch ha assunto valore costante pari a – 30 gradi, probabile indicazione della saturazione della variabile, che è stata quindi limitata al valore minimo ammissibile. Consultando i parametri, si nota come FW_P_LIM_MIN fosse per l'appunto impostato a -30 gradi.

Osservando quindi la riga 502, si nota come compaiano 3 termini:

- SEB_rate_correction è la correzione richiesta al pitch mediante la quale il TECS ridistribuisce l'energia tra quota e velocità,
- climb_angle_to_SEB_rate è il fattore che converte una correzione energetica in un angolo di beccheggio,
- _pitch_integ_state è il contributo integrale del controllore di pitch e serve a compensare errori persistenti.

Di questi tre, l'unico di cui si ha traccia nei log è il contributo integrale. Se ne può quindi facilmente valutare l'evoluzione durante il volo, riportata nella Figura 9.60.



Figura 9.60 dall'alto in basso: (a) velocità vera rispetto all'aria (b) andamento pitch_integ (c) andamento pitch_sp_rad

Come si può notare, il progresso di *pitch_integ* si interrompe prima di *pitch_sp_rad*, anch'essa variabile di stato TECS e prima di qualunque altra grandezza, come per esempio la velocità vera rispetto all'aria. Tale comportamento anomalo potrebbe indicare che il contributo integrale ha assunto ad un certo punto valori non più elaborabili da PlotJuggler. Non resta quindi che approfondire ulteriormente questo aspetto analizzando le fasi terminali del log ed estraendo puntualmente i valori delle variabili di interesse, utilizzando la libreria pyulog di Python. Si riportano i risultati nella Tabella 9.10.

Tempo [s]	pitch_ integ	pitch_sp_rad	underspeed_ratio	TAS_filtered [m/s]	TAS [m/s]	throttle_sp	tas_innov [m/s]	fused
288.000	0.150	0.118	0.000	12.4	11.9	0.457	-0.071	1
288.200	0.151	0.111	0.000	12.1	10.7	0.468	-0.071	1
288.400	0.150	0.059	0.000	10.9	7.03	0.592	5.75	0
288.600	0.141	-0.072	0.616	6.73	-7.32	0.874	5.75	0
288.800	0.059	-0.524	1.000	0.947	-8.25	1.000	6.98	0
289.000	-inf	-0.524	1.000	0.764	11.2	1.000	6.98	0
289.200	-inf	-0.524	1.000	4.56	16.6	1.000	6.98	0
289.400	-inf	-0.524	0.000	8.59	17.7	0.991	-1.69	1
289.600	-inf	-0.524	0.000	12.1	19.8	0.944	-0.882	1
289.800	-inf	-0.524	0.000	15.4	21.1	0.901	-0.215	1
290.000	-inf	-0.524	0.000	17.0	22.0	0.873	-0.0416	1
290.200	-inf	-0.524	0.000	18.4	22.4	0.851	-0.0130	1

Tabella 9.10: Evoluzione temporale delle variabili riguardanti il controllore TECS

La dinamica è ora più chiara. A circa 290 secondi dal decollo, a seguito dell'ultima virata effettuata, la variabile *pitch_integ* assume valore pari a – infinito. Come mostrato precedentemente alla riga 502, questa variabile compare come addendo nel calcolo del setpoint di beccheggio, provocandone quindi la saturazione al valore limite negativo, impostato in questo caso a -30 gradi (-0.524 rad). Dalla stessa tabella si apprende inoltre l'evoluzione dell'*underspeed_ratio*, della *TAS_validated* (in Tabella 9.10 TAS) e del setpoint della manetta, variabili già discusse precedentemente in modo esaustivo.

Si coglie inoltre l'occasione per approfondire le modalità di validazione ed utilizzo della velocità misurata dall'apposito sensore. Il TECS utilizza, nella sua dinamica di controllo, la *true_airspeed_filtered*: la velocità vera rispetta all'aria, filtrata usando la derivata temporale della stessa, in modo tale da correggere il rumore indotto dalla dinamica della misura. La velocità misurata dal sensore aria è ritenuta valida nel momento in cui si verificano contemporaneamente due particolari condizioni: essa assume valore finito e la flag *aispeed_sensor_available* è pari ad 1. Quest'ultima flag non è determinata all'interno del TECS ma al contrario viene stabilita in un loop più esterno. Essa assume valore falso nel momento in cui il sensore non supera l'*innovation check*. Il controllore confronta infatti la velocità vera derivata dal pitot con una velocità attesa ottenuta cinematicamente sottraendo dalla ground speed il vento stimato. Se la differenza tra la TAS misurata e quella predetta supera una soglia per un certo tempo, il sensore aria può essere dichiarato non valido. Nello specifico, la differenza tra le due velocità è *tas_innovation.* Se questa differenza supera la soglia ASPD_FS_INNOV, PX4 non invalida subito il sensore, ma inizia ad accumulare nel tempo l'eccesso dell'errore; questo accumulo deve superare ASPD_FS_INTEG per far fallire davvero il controllo di coerenza. Quindi ASPD_FS_INTEG funziona come una sorta di ritardo intelligente: più è alto, più PX4 tollera innovazioni elevate per breve tempo. Dopo che il check è fallito, il sensore non viene necessariamente dichiarato invalido istantaneamente: entra in gioco anche ASPD_FS_T_STOP, cioè il tempo per cui la condizione di failure deve persistere prima che PX4 dichiari effettivamente il sensore invalido. In breve: ASPD_FS_INNOV è la soglia istantanea dell'errore, ASPD_FS_INTEG decide quanto errore persistente serve per dichiarare fallito il check, e ASPD_FS_T_STOP introduce il ritardo finale prima della disattivazione del sensore aria. Dovesse porsi questa evenienza, il controllore TECS utilizzerebbe la velocità di trim come riferimento, non controllerebbe più attivamente l'errore di TAS e disattiverebbe le logiche di underspeed. Inoltre, il parametro *fused* indica se la misura della velocità aria è stata effettivamente utilizzata dall'estimatore EKF. Se anche dovesse assumere valore pari a 0, non implicherebbe automaticamente che il sensore di velocità sia stato invalidato.

Nel caso in esame, i parametri relativi all'*innovation check* assumono i seguenti valori:

- ASPD_FS_INNOV = 5 m/s
- ASPD_FS_INTEG = 10 m
- ASPD_FS_T_STOP = 1 s

Analizzando i dati riportati nella Tabella 9.10 ed integrandoli con ulteriori misurazioni ricavate dai log, si deduce come la *tas innovation* abbia superato la soglia di validità; evento ulteriormente confermato dalla flag *innovation_rejected* che ha assunto valore unitario. Nonostante ciò, durante l'intero volo, il sensore non è mai stato considerato invalido, probabilmente vista la natura momentanea dell'incertezza. Difatti, la flag *airspeed_sensor_measurement_valid* non ha mai assunto valore diverso da 1, così come la variabile *airspeed_wind.01/source,* indicando quindi che la misura della velocità è sempre provenuta dal sensore di velocità. Allo stesso tempo, l'EKF ha comunque ritenuto opportuno non utilizzare più la misura per i calcoli di stima.

In ogni caso, ora che si è appreso che l'integratore di beccheggio ha assunto valori non validi, si può provare a risalire, studiando nuovamente il codice sorgente, alla causa dell'instabilità numerica.

```
472. // Update the pitch integrator state.
473. _pitch_integ_state = _pitch_integ_state + pitch_integ_input * dt;
```

Osservando la riga 473, si nota come il nuovo valore dell'integratore venga calcolato aggiornando lo stato precedente. Di conseguenza, se questo è già pari a – infinito, lo stato successivo non può che assumere lo stesso valore. In caso contrario, essendo dt costante e pari 0.2 secondi, l'unica variabile che può aver assunto valore non valido non può che risultare *pitch_integ_input*. Osservando la riga 462, se ne analizzano nuovamente i contributi uno ad uno.

```
461. // Calculate pitch integrator input term
462. float pitch_integ_input = _getControlError(seb_rate) * param.integrator_gain_pitch
/ climb_angle_to_SEB_rate;
```

Il parametro *integrator_gain_pitch* è costante e finito ed assume, nel caso analizzato, valore pari a 0.1. La variabile *climb_angle_to_SEB_rate* è definita come segue:

```
458. // Calculate derivative from change in climb angle to rate of change of specific en
ergy balance
459. const float climb_angle_to_SEB_rate = max(input.tas, param.tas_min) * CONSTANTS_ONE
_G;
```

Anche in questo caso compare un termine costante e finito, *CONSTANTS_ONE_G*, moltiplicato per un altro contributo. Quest'ultimo integra una protezione per impedire che valori di velocità nulli o negativi influenzino il controllore. Nel caso in esame, avendo constatato che la TAS filtrata ha assunto valori prossimi a 0, la scelta è sicuramente ricaduta sul parametro *tas.min*, equivalente a FW_AIRPSD_MIN e pari a 10 m/s.

Per quanto riguarda invece `_getControlError(seb_rate)`, tale contributo equivale a calcolare la differenza tra il setpoint del bilancio energetico specifico ed il valore stimato della stessa grandezza.

```
443. seb_rate.setpoint = specific_energy_rates.spe_rate.setpoint * weight.spe_weighting
444.                   -specific_energy_rates.ske_rate.setpoint * weight.ske_weighting;
445.
446.
447. seb_rate.estimate =(specific_energy_rates.spe_rate.estimate * weight.spe_weighting)
448.                   -(specific_energy_rates.ske_rate.estimate * weight.ske_weighting);
```

In forma semplificata, tali espressioni assumono la seguente struttura:

```
seb_rate =
    spe_rate * weight
  - ske_rate * weight
```

Dove gli acronimi spe e ske indicano rispettivamente l'energia potenziale specifica e l'energia cinetica specifica. Analizzando il codice, i termini di quota, o potenziali, sono determinati come segue:

```
353. specific_energy_rates.spe_rate.estimate = input.altitude_rate * CONSTANTS_ONE_G;
348. specific_energy_rates.spe_rate.setpoint = control_setpoint.altitude_rate_setpoint*
CONSTANTS_ONE_G;
```

Analogamente sono riportati quelli di velocità o cinetici:

```
354. specific_energy_rates.ske_rate.estimate = input.tas * input.tas_rate;
349. specific_energy_rates.ske_rate.setpoint = control_setpoint.tas_setpoint * control_s
etpoint.tas_rate_setpoint;
```

Dei termini appena riportati, quelli maggiormente sospettati sono i rates stimati. Durante l'ultima virata, visto l'assetto inusuale assunto dal velivolo e considerata l'instabilità nella misura della velocità, è possibile che uno di questi abbia assunto valore infinito. In particolare, il maggiore sospettato è il rate stimato di energia cinetica specifica. Nel calcolo di questa grandezza compare infatti la derivata della TAS filtrata. È probabile che questo termine, vista l'alta variabilità della misura, sia diventato numericamente non finito oppure abbia assunto un valore talmente alto da far collassare il termine energetico. Inoltre, considerata la condizione di underspeed, il peso relativo all'energia cinetica specifica aumenta fino ad assumere valore pari a 2, rendendo ancora più influente l'ipotetica instabilità. A cascata, questa si sarebbe poi propagato verso l'alto fino a raggiungere e corrompere l'integratore di beccheggio. Oltre all'effetto finale, in cui si osserva la variabile *_pitch_integ_state* assumere valore infinito, non sono osservabili, dai log, altre instabilità relative alle grandezze appena descritte a monte della catena. Potrebbe infatti accadere che un aggiornamento reale del codice non sia stato risolto dai log. Inoltre, non tutte le variabili di interesse sono state registrate. In ogni caso, pur essendo questa la causa più plausibile, non è purtroppo verificabile con assoluta certezza.

Consultando la documentazione online ed indagando le pagine dei forum dedicati, non si sono riscontrati casi di inconvenienti analoghi che riportassero una dinamica di controllo identica a quella appena descritta. Tuttavia, esistono bug riportati che similmente coinvolgono l'integratore di beccheggio. In uno di questi casi, a seguito dello switch dalla modalità *Overboard* a quella *Mission,* il controllore TECS riceveva dati di volo invalidi provocando il collasso numerico di alcune variabili, tra cui *pitch_integ* che assumeva valore Nan. A cascata, i setpoint del controllore divenivano invalidi a loro volta, provocando lo schianto del drone. L'utente interessato da questo inconveniente ha inoltre proposto un fix che ad oggi non è ancora stato accettato. Avendo appurato che il controllore TECS è sprovvisto di controlli di validità sul ramo del controllo del beccheggio, ha pensato di introdurre la seguente aggiunta nel codice:

```
1. if (!PX4_ISFINITE(pitch_integ_input)) {
2.     pitch_integ_input = 0.0f;
3. }
```

In questo modo, eventuali valori infiniti o Nan verrebbero scartati sospendendo l'aggiornamento della variabile *_pitch_integ_state.*

Inoltre, è interessante notare come una soluzione simile sia già stata adottata per l'integratore relativo al controllo della manetta. Il codice è infatti stato aggiornato l'11 aprile 2024 riportando i seguenti cambiamenti:

```
579. - _throttle_integ_state = _throttle_integ_state + throttle_integ_input;
579. + _throttle_integ_state = PX4_ISFINITE(throttle_integ_input) ? _throttle_integ_stat
e + throttle_integ_input : 0.f;
```

Non è del tutto chiara la motivazione per cui l'ultima virata, a differenza della altre, sia risultata catastrofica. Come si è detto a monte, ognuna di queste era associata ad un corrispondente evento di underspeed. Inoltre, il velivolo ha sopportato virate precedenti anche più aggressive di quella appena analizzata. Si può quindi ipotizzare che in quella specifica situazione, visti i valori assunti dalle variabili significative, tra cui quelle relative alla misura della velocità, il

controllore abbia generato una condizione numericamente patologica nel calcolo del bilancio energetico cinetico, fino a corrompere la grandezza *pitch_integ.* La mancanza di adeguati controlli, ha propagato lo stato invalido alla catena di controllo del beccheggio, rendendo il valore del setpoint incoerente con l'assetto e le condizioni energetiche del velivolo che incontrollato ha impattato a terra. A differenza delle altre virate, ugualmente se non più aggressive, le variabili in input hanno assunto condizioni tali da influire, in combinazione con altri probabili stati pregressi non verificati in questa analisi, in modo irreparabile sul controllore TECS.

9.4.4 Esito della prova

L'inconveniente è stato causato da una perdita di controllo del velivolo, conseguentemente all'esecuzione di un volo di perfezionamento dei controllori PID e a seguito dell'esecuzione di ripetute virate accentuate. Sulla base delle evidenze raccolte, l'ipotesi più probabile è che il controllore di alto livello TECS, responsabile del mantenimento della quota e della velocità, si sia numericamente corrotto, invalidando così il setpoint di beccheggio che, bloccato al limite inferiore, ha comandato il velivolo in una picchiata incontrollata. Nonostante si sia individuata con ragionevole certezza la catena numerica patologica, l'intervallo temporale di registrazione dei dati di volo non era abbastanza fitto per confermare inconfutabilmente l'ipotesi. All'incidente, potrebbero altresì aver significativamente contribuito:

1. la mancanza, nel codice sorgente del software dell'autopilota, di un controllo che impedisca il propagarsi di valori numerici corrotti,
2. l'applicazione delle impostazioni poco prima determinate dal processo di autotune che hanno modificato il comportamento generale dei controllori esaltando eccessivamente l'aggressività di quello di rate,
3. l'inaffidabilità del sensore di velocità rispetto all'aria, soprattutto ad alti angoli di incidenza ed a basse velocità,
4. la mancanza di ridondanza sulla misura della velocità rispetto all'aria.

9.4.5 Mitigazioni e raccomandazioni

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, si ritiene opportuno suggerire alcune raccomandazioni. Dal momento che il controllore TECS entra in funzione in tutte le modalità di volo in cui è necessario il mantenimento esatto della quota, esso è ritenuto di importanza critica in vista dell'esecuzione di una missione autonoma nell'ambito del progetto START 2. Si ritiene quindi fondamentale elaborare mitigazioni efficaci per ridurre al minimo le possibilità che l'inconveniente si ripeta.

Nel caso si osservi un comportamento simile con il drone in linea di vista e sotto il comando del pilota, esso deve immediatamente cessare la modalità di volo *Altitude* azionandone una gerarchicamente inferiore e che non presupponga il mantenimento della quota, come per esempio la *Stabilized.* A questo fine, si consiglia di assegnare un apposito switch fisico sul radiocomando in modo tale variare tempestivamente la modalità di volo. Inoltre, per facilitare l'individuazione dell'interruttore corretto, si consiglia di marcarne la posizione con un'apposita targhetta colorata per evitare, soprattutto in momenti concitati e stressanti, l'attuazione di uno switch errato. Dall'analisi effettuata, si evince come il pilota abbia avuto meno di nove secondi per reagire. In questo breve lasso di tempo egli avrebbe dovuto rilevare l'anomalia, identificarla, valutarne la gravità, elaborare una soluzione, attuare la soluzione e correggere l'assetto del velivolo. Tale sequenza di azioni è inattuabile in così poco tempo, almeno che non si conosca già l'inconveniente e si abbiano i mezzi per intervenire in modo tempestivo e preciso. Da qui la necessità di indicare chiaramente gli switch utili sul radiocomando; a maggior ragione se ne

viene utilizzato uno dotato di numerosi interruttori facilmente confondibili. Si riporta in Figura 9.61 quello utilizzato nella circostanza analizzata.

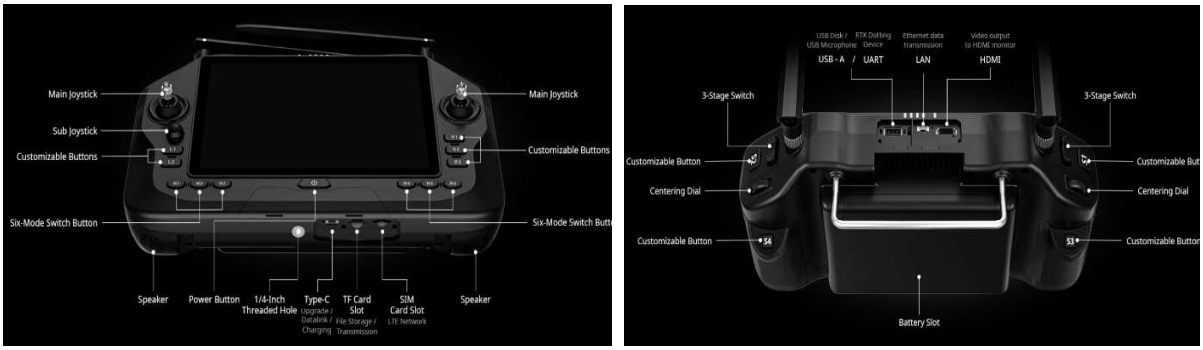


Figura 9.61: Layout del radiocomando utilizzato

Per quanto riguarda il sensore di velocità, si consiglia l'installazione di un modulo adatto che garantisca, per quanto possibile, l'affidabilità della misura anche a basse velocità e ad alti angoli di incidenza. Inoltre, si raccomanda l'installazione di un secondo sensore sulla semiala opposta al primo, in modo tale da mediare la misura ad assetti con angoli di bank molto pronunciati. Ciò garantirebbe inoltre la ridondanza della misura in caso uno dei due non fosse più ritenuto affidabile dall'autopilota.

Si raccomanda inoltre di eseguire le procedure di perfezionamento dei controllori PID più cautamente. In caso sia necessario l'autotune, si consiglia di disattivare l'applicazione automatica dei parametri appena calcolati, in modo tale da poterli valutare singolarmente a terra. Inoltre, benché l'aggressività del comando non giustifichi affatto l'inconveniente, si consiglia più cautela, soprattutto durante i primi voli di collaudo.

Per concludere, sulla base dell'analisi effettuata si implementerà un'opportuna modifica del codice sorgente, al fine di integrare una soluzione definitiva al problema similmente a quella presentata sopra.

9.5 Smontaggio e ricondizionamento

A seguito dell'incidente occorso durante l'ultimo volo è seguita una fase di smontaggio, in cui ogni componente montato a bordo del drone è stato verificato, ricondizionato e preparato per l'assemblaggio di un nuovo modello. In particolare, si è proceduto a separare l'elettronica dalla parte strutturale del velivolo, ormai quasi totalmente inutilizzabile. Nell'ottica di recuperare la totalità dei componenti, particolare attenzione è stata posta nella verifica dei motori. Questi sono stati disassemblati, separando il rotore dallo statore, ed attentamente puliti e spazzolati per rimuovere i residui di terra penetrati tra gli avvolgimenti. Inoltre, ci si è assicurati della bontà dei cuscinetti, che in più di un caso sono stati sostituiti. Si è poi proceduto a separare i servoattuatori dalle superfici di controllo, cercando di mantenere intatti la maggior parte dei collegamenti. La stessa attenzione è stata posta nello smontare i connettori rapidi, nell'ottica di preservare l'integrità delle saldature, in modo tale da accorciare sensibilmente i tempi di assemblaggio di un nuovo modello. In ultimo, si è separato il flight controller dalla piastra dedicata posizionata in fusoliera, alimentandolo verificandone la corretta accensione, ed estraendo al contempo ogni altro componente elettronico ad esso collegato. In questo modo, si è potuto disporre sul tavolo, in chiaro, la totalità dell'hardware montato a bordo ed i relativi cablaggi; di cui si è verificata l'integrità. La maggior parte di questi era intatta meno quelli relativi alle antenne della ricevente, al modulo GPS ed al modulo ESP 32; verosimilmente rotti a seguito dell'impatto. Ogni componente, ogni vite ed ogni inserto recuperabile sono stati infine catalogati e conservati all'interno di buste etichettate, in modo tale da agevolare il futuro assemblaggio di un nuovo modello. Disponendo infatti di un intero kit, contenente la totalità

delle parti strutturali, verrà montato, in un futuro prossimo, un secondo drone; nell'ottica di finalizzare le attività di sperimentazione.

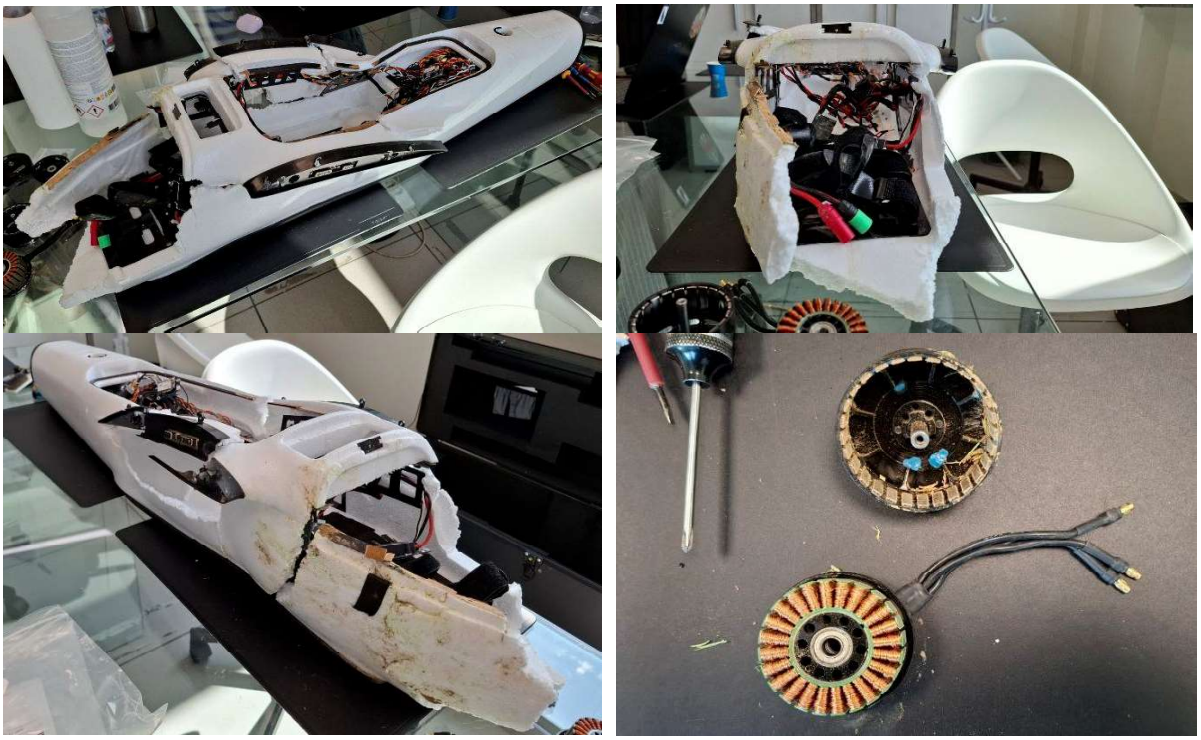


Figura 9.62: Particolari del drone durante lo smontaggio

10Conclusioni

Durante il lavoro di tesi si è esplorata la possibilità di utilizzare e validare una piattaforma UAS VTOL nell'ambito di operazioni di ricerca e soccorso in montagna. Partendo da requisiti di missione e di progetto ed analizzando il relativo quadro normativo, si è individuato il drone ritenuto maggiormente idoneo tra quelli disponibili in commercio. In base a considerazioni di natura tecnica e logistica, si è optato per la scelta del Makeflyeasy Fighter: venduto in kit di assemblaggio e dotato di caratteristiche prestazionali ampiamente soddisfacenti. Al contempo, si è sviluppato un modello numerico per la derivazione delle caratteristiche aeromeccaniche dei velivoli mediante modellazione in OpenVSP ed elaborazione numerica in Matlab. Tale modello, validato mediante la conduzione di prove in volo, ha prodotto risultati ampiamente soddisfacenti, fornendo stime coerenti del consumo energetico in crociera. Si è quindi provata l'efficacia di tale metodologia, il cui utilizzo è pensato nell'ambito della stima preliminare delle prestazioni, nel contesto dello sviluppo futuro di UAS similare.

Si è poi proceduto all'assemblaggio del Fighter, valutando il montaggio e l'incollaggio dei singoli pezzi con criterio ingegneristico e producendo contemporaneamente una documentazione accurata e finalizzata all'agevolazione di eventuali assemblaggi futuri dello stesso modello. È stata successivamente intrapresa una campagna di prove in volo appositamente pensata per questo drone. Considerata la scarsa esperienza relativamente allo specifico tipo di configurazione del modello, si è optato per adottare un approccio progressivo, in cui ogni fase doveva essere ritenuta validata soddisfacentemente prima di poter passare a quella successiva. Si è dimostrata la piena efficacia di questo metodo che integrando un'estensiva analisi dei dati di volo prodotti ha, con ragionevole fiducia, permesso l'identificazione della maggior parte delle criticità verificatesi.

A seguito di un imprevisto, si è stati costretti ad interrompere la campagna di prove inaspettatamente. Ispirandosi alla cultura aeronautica in merito di sicurezza e prevenzioni degli incidenti, si è condotta un'analisi approfondita dell'avvenimento, identificando così le cause ritenute più probabili. Si è conseguentemente redatta una serie di raccomandazioni e mitigazioni atte ad impedire che l'evento si ripeta. Inoltre, l'episodio ha stimolato la necessità di comprendere più a fondo le dinamiche interne dei controllori, incrementando drasticamente la conoscenza del software fino al livello del codice sorgente. È emersa altresì l'importanza di considerare la validazione di un UAS VTOL non soltanto come verifica delle prestazioni aerodinamiche e propulsive, ma come processo complessivo che coinvolge configurazione software, affidabilità delle misure, logiche automatiche e procedure operative, evidenziando l'importanza di criteri di prova conservativi, soglie di interruzione ben definite e piena consapevolezza degli effetti che ogni modifica parametrica può produrre sul comportamento del velivolo.

Nonostante la perdita del drone, lo sviluppo della piattaforma verrà comunque ultimato. Si procederà in primis all'assemblaggio di un modello analogo, di cui si dispone tuttora dei pezzi. Verranno quindi finalizzati i test in volo, sfruttando la totalità delle conoscenze acquisite durante questa campagna e concludendo la messa a punto del drone. Si progredirà poi integrando e testando il payload IMSI Catcher, verificando nuovamente le prestazioni del velivolo nella configurazione di missione completa e consolidando l'adeguamento ai requisiti richiesti per la marcatura EASA di classe C6. Solo al termine di queste attività sarà possibile impiegare il sistema in scenari reali di ricerca e soccorso alpino.

Nel complesso, dal punto di vista personale, l'attività di tesi ha permesso di acquisire familiarità con le dinamiche aziendali, sotto l'aspetto tecnico ma soprattutto logistico ed organizzativo, privilegiando il lavoro in gruppo in un contesto attivo e dinamico, finalizzato alla realizzazione

di un prodotto competitivo e di qualità. Ha inoltre stimolato lo sviluppo e l'attuazione di un pensiero critico, atto ad individuare con la massima chiarezza, oggettività e rigore nessi di causalità complessi.

L'attività svolta ha permesso di dimostrare l'effettiva validità della soluzione adottata e delle metodologie di prova ad essa applicate. Rappresenta un passo significativo verso la realizzazione di un sistema UAV VTOL semiautonomo, fornendo una base tecnica, sperimentale e metodologica per le successive fasi di sviluppo. Inoltre, ha stimolato l'acquisizione di un *know-how* tecnologico di alto livello e dell'esperienza necessaria allo sviluppo futuro di un VTOL proprietario, garantendo una consapevolezza inedita di molti aspetti, altresì difficilmente acquisibile da considerazioni puramente concettuali.

11 Bibliografia

[1] MAVTech, «START 2,» [Online]. Available: https://www.mavtech.eu/it/sicurezza-e-protezione-civile/progetto-start2/.

[2] EASA, *Easy Access Rules for Unmanned Aircraft,* EASA eRules, 2024.

[3] FLARM Technology AG, *Atom UAV manual,* 2022.

[4] CENTUM research & technology, *Lifeseeker Mini S10 Installation manual (Europe version),* 2021.

[5] Hocell, «Drone-Mounted IMSI Catcher,» [Online]. Available: https://www.hocell.com/productinfo/709514.html.

[6] PX4 Autopilot, «PX4 Autopilot User Guide,» [Online]. Available: https://docs.px4.io/main/en/.

[7] P. Bolzern, R. Scattolini e N. Schiavoni, Fondamenti di controlli automatici, 4 a cura di, Milano: McGraw-Hill Education, 2015.

[8] ArduPilot Dev Team, «Ardupilot Documentation,» [Online]. Available: https://ardupilot.org/ardupilot/.

[9] «OpenVSP wiki,» 2025. [Online]. Available: https://openvsp.org/wiki/doku.php?id=start.

[10] APC Propellers, «Propeller Performance Data,» [Online]. Available: https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/.

[11] Skywalker, «New skywalker 1900,» [Online]. Available: http://skywalkermodel.com/en/91.html.

[12] «Airfoil tools,» [Online]. Available: http://airfoiltools.com.

[13] Makeflyeasy, «Makeflyeasy youtube channel,» [Online]. Available: https://www.youtube.com/@makeflyeasy.

[14] A. Bacchini, E. Cestino, B. Van Magill e D. Verstraete, «Impact of lift propeller drag on the performance of eVTOL lift+cruise aircraft,» *Aerospace Science and Technology,* vol. 109, p. 106429, 2021.

[15] A. Camon, «Il cacciatore di IMSI,» *Archivio Penale,* vol. LXXII, n. 1, pp. 177-195, 2020.

[16] K. Bara, «Aerodynamics, propulsion and testing of an eVTOL drone,» Milano, 2023.

[17] Flightory, *Stallion VTOL User manual V.2,* 2025.

[18] Flightory, *Super Stingray VTOL User manual V.1,* 2024.

[19] Makeflyeasy, «Fighter VTOL documentation,» [Online]. Available: https://fw.makeflyeasy.com/Fighter/.