

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA

Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN MECCANICA DEL VOLO
Sviluppo e Implementazione di un Sistema di Controllo di Assetto per
Velivoli ad Ala Fissa

CANDIDATO

Antonio Guerrini

RELATORE

Prof. Fabrizio Giulietti

Anno Accademico

2021/22

“Aeronautics was neither an industry nor a science. It was a miracle.”

Igor Sikorsky

Abstract

Il lavoro di tesi svolto ha lo scopo di validare, tramite applicazione pratica, l'utilizzo di un autopilota come strumento di misura e caratterizzazione delle prestazioni di un Unmanned Aerial Vehicle in scala. Sfruttando l'automazione del volo permessa dal software ArduPilot, versione ArduPlane, installato su un controllore di volo PixHawk 1 a bordo di un piccolo aereo elettrico a pilotaggio remoto propulso da elica ed alimentato da batteria Li-Po, vengono comandati dei voli in condizione di crociera a diverse velocità e tramite l'analisi dei dati di volo vengono stimate le autonomie orarie e chilometriche al variare della velocità rispetto all'aria.

Sommario

Indice Figure.....	4
Introduzione.....	5
1. Unmanned Aircraft System Utilizzato	6
1.1 Unmanned Aerial Vehicle Utilizzato.....	6
1.1.1 Struttura del Velivolo.....	6
1.1.2 Il Controllore di Volo PixHawk e Periferiche.....	7
1.1.3 il Software di Volo Ardupilot.....	9
1.2 Ground Control Station.....	10
2. Prestazioni dei Velivoli Elettrici ad Ala Fissa.....	11
2.1 Prestazioni dei Velivoli ad Ala Fissa	11
2.1.1 Sistemi di riferimento.....	11
2.1.2 Modello del Punto Materiale e Forze Agenti sul Velivolo	13
2.1.3 Cinematica e Dinamica in Assi Vento	14
2.1.4 Curva della Potenza Necessaria in Volo Livellato.....	15
2.2 Velivoli a Propulsione Elettrica.....	16
2.2.1 Propulsione Elettrica ad Elica	16
2.2.2 Modello di Scarica a Potenza Costante per Batteria Li-Po	17
2.2.3 Ottimizzazione delle Autonomie di Volo.....	18
3. Attività Svolta.....	22
3.1 Attività Preliminari	22
3.1.1 Preparazione dei Voli.....	22
3.1.2 Preparazione delle Misure.....	24
3.2 Acquisizione dei Dati di Volo	25
3.3 Analisi ed Elaborazione dei Dati di Volo	27
3.3.1 Analisi ed Elaborazione Preliminare dei Dati.....	27
3.3.2 Approssimazione Numerica	30
3.3.3 Grafici Ottenuti	31
3.3.4 Tabella Riassuntiva delle Prestazioni.....	33
4. Conclusioni.....	34
5. Bibliografia e Sitografia	35
Appendice.....	36
Ringraziamenti	38

Indice Figure

Figura 1: Batteria Li-Po utilizzata	6
Figura 2: Dettaglio del motore brushless senza elica	6
Figura 3: Vista dell'aereo con le semiali smontate	7
Figura 4: Pixhawk 1 e relative periferiche di un velivolo multirottore	8
Figura 5: Esempi della vasta categoria di mezzi controllabili da ArduPilot	9
Figura 6: Sistema di controllo del rollio.....	9
Figura 7: Varie tipologie di GCS.....	10
Figura 8: GCS utilizzata per le attività di volo.....	10
Figura 9: Angolo di rotta e pendenza della traiettoria	12
Figura 10: Angolo di incidenza e deriva angolo di rotta e pendenza della traiettoria	12
Figura 11: L'Airbus E-Fan è un aereo elettrico che utilizza eliche intubate	16
Figura 12: L'Helios utilizza pannelli solari e fuel cells	16
Figura 13: Rendimento del motore ed elica tratto da [3].....	19
Figura 14: Rendimento dell'elica al variare del rapporto di avanzamento e della velocità di rotazione dell'elica	20
Figura 15: Rendimento dell'elica al variare della TAS e della velocità di rotazione dell'elica	21
Figura 16: Trazione disponibile a variare della TAS e della velocità di rotazione dell'elica	21
Figura 17: Schermata di Mission Planner con uno dei piani di volo.....	23
Figura 18: Misura della corrente erogata dalla batteria tramite multimetro digitale.....	24
Figura 19: Aereo collegato a Mission Planner (tramite Sik Radio) ed al radiocomando	25
Figura 20: ArduPilot collegato a Mission Planner al campo di volo.....	26
Figura 21: Dettaglio del decollo assistito	26
Figura 22: Schermata di Mission Planner del log del 03/02/2023	27
Figura 23: Schermata di UAV Log Viewer del log del 03/02/2023.....	27
Figura 24: Dettaglio della visualizzazione con UAV Log Viewer.....	28
Figura 25: Traiettoria effettiva di uno dei voli eseguiti.....	29
Figura 26: Schermata del Curve Fitting Toolbox.....	30
Figura 27: Potenza erogata dalla batteria ai fini della propulsione al variare della TAS	31
Figura 28: Autonomia oraria al variare della TAS e DoD della batteria.....	32
Figura 29: Autonomia chilometrica al variare della TAS e DoD della batteria.....	32

Introduzione

Sebbene il primo volo di un aereo comandato a distanza tramite onde radio sia avvenuto nel 1918 grazie a Elmer Sperry [9] soltanto negli ultimi decenni, complici lo sviluppo tecnologico delle batterie al litio e la miniaturizzazione dei dispositivi elettronici nonché la crescita del settore aeronautico, si è potuto assistere ad una diffusione in molteplici settori dei velivoli a pilotaggio remoto senza equipaggio.

Vengono impiegati in numerosi ambiti, dall'agricoltura al trasporto merci fino all'uso bellico e ne esistono svariate tipologie e categorie diverse, questa tesi si occuperà di quelli ad ala fissa di dimensione ridotta.

Lo scopo di questa tesi è valutare se sia possibile, utilizzando un sistema di controllo d'assetto e navigazione, studiare ed ottimizzare le prestazioni di autonomia oraria e chilometrica di un piccolo velivolo elettrico ad ala fissa, propulso da un'elica ed alimentato da una batteria ai polimeri di litio.

Nel primo capitolo verrà introdotto l'aereo oggetto d'esame ed i dispositivi usati per controllarlo da remoto mentre nel secondo capitolo verranno fornite le basi teoriche dello studio delle prestazioni assieme alla derivazione delle equazioni necessarie allo studio delle prestazioni.

Nel terzo capitolo verrà esposta l'intera attività di volo svolta ed il procedimento utilizzato per la determinazione delle autonomie di volo ricavate a partire dai dati.

Prima di proseguire è necessario fornire al lettore due definizioni:

Un Unmanned Aerial Vehicle o UAV è un velivolo in grado di volare senza equipaggio a bordo e che quindi viene pilotato da remoto o conduce in moto autonomo il volo.

Un Unmanned Aircraft System o UAS è un sistema composto da un UAV ed i relativi sistemi di controllo e gestione, composti principalmente dalla Ground Control Station.

1. Unmanned Aircraft System Utilizzato

1.1 Unmanned Aerial Vehicle Utilizzato

L'aereo oggetto della tesi è un aeromodello motoalante FirstStar tw757k prodotto dalla Volantex su cui è stato installato un controllore di volo PixHawk 1 prodotto dalla 3DRobotics ed alcune periferiche collegate allo stesso.

1.1.1 Struttura del Velivolo

Il velivolo è composto da una fusoliera realizzata in PNF sulla quale, tramite quattro viti in acciaio, viene fissata l'ala realizzata in polistirolo espanso e legno di balsa, composta a sua volta da due semiali rese solidali da un longherone in fibra di carbonio.

L'attuazione delle superfici di controllo viene svolta attraverso sei servo angolari di posizione, due per gli alettoni, due per i flaps, uno per il timone ed uno per l'equilibratore.

Un servo è un attuatore rotativo o lineare di piccola taglia che può essere comandato in posizione o velocità, tipicamente tramite un segnale in tensione modulato con la lunghezza dell'impulso o PWM.

La propulsione è affidata ad un'elica bipala in nylon APC 8x4E spingente trascinata da un motore brushless DC trifase sincrono Volantex RC 2815 1400Kv gestito da un ESC Volantex EP30A comandato tramite segnale PWM. ESC è l'acronimo di Electronic Speed Controller, un circuito che oltre ad alimentare il motore elettrico convertendo la corrente continua monofase della batteria in trifase ne controlla la velocità di rotazione, da cui il nome.

L'energia elettrica necessaria viene fornita da una batteria ai polimeri di litio (Li-Po) del tipo 3S ovvero con 3 celle in serie, avente tensione e capacità nominali pari a 11.1 Volt e 2.2 Ah oltre ad una corrente di scarica massima possibile dalle 35 alle 55 volte la capacità.

Il velivolo ha una massa complessiva (inclusa batteria) pari a 1.6 Kg, una superficie alare di 3407 cm² ed un allungamento alare pari a 11.62 e misura 107 × 199 × 22.5 cm.



Figura 1: Batteria Li-Po utilizzata

fonte: <https://shop.jonathan.it>



Figura 2: Dettaglio del motore brushless senza elica

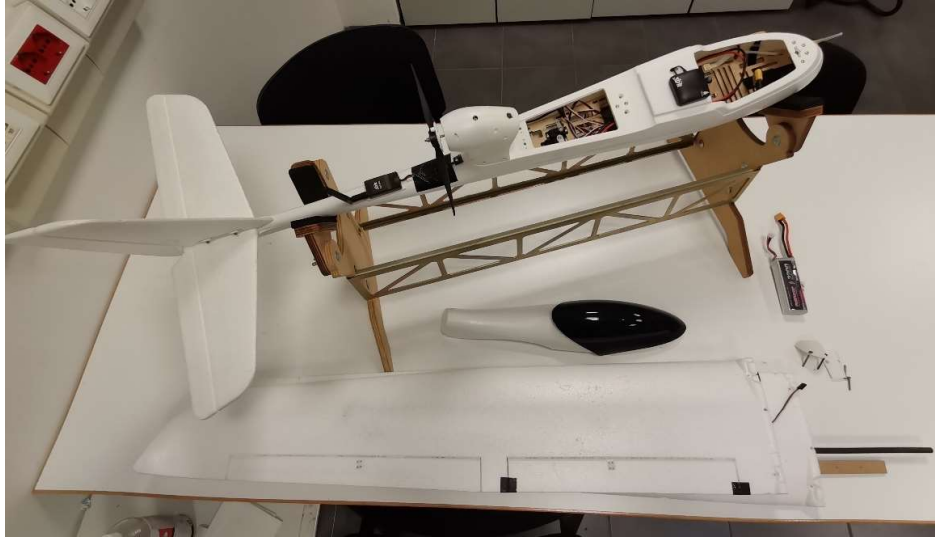


Figura 3: Vista dell'aereo con le semiali smontate

1.1.2 Il Controllore di Volo PixHawk e Periferiche

A bordo del velivolo è installato un controllore di volo PixHawk1-1M [18] che svolge le funzioni di supporto hardware per il software di volo. Ha una memoria non volatile di 1MB nella quale viene conservato il software di volo ed i suoi parametri, inoltre al suo interno sono presenti 2 processori, uno si occupa dell'esecuzione del software mentre l'altro si occupa della gestione delle numerose periferiche collegate al controllore, ovvero:

- Modulo Gps + Bussola: questo modulo fornisce le informazioni di posizione, velocità rispetto al suolo e campo magnetico in tre dimensioni;
- Sik Telemetry Radio: serve per trasmettere i dati di telemetria alla GCS;
- Ricevente radio Futaba R617FS FASST: è il dispositivo che permette di ricevere i comandi inviati dal radiocomando e, tramite un convertitore PWM-PPM, li comunica all'autopilota;
- Sensore del tubo di Pitot: fornisce tramite protocollo I2C un valore proporzionale alla pressione dinamica ottenuta dal tubo di Pitot, verrà trasformato dal software di volo in un valore di velocità rispetto all'aria;
- Power Module: invia due segnali in tensione proporzionali alla corrente erogata ed alla tensione della batteria, attraverso il Battery Elimination Circuit permette di alimentare il controllore di volo e le periferiche usando solo la batteria principale, da cui il nome;
- Safety Switch: è un pulsante che agisce come dispositivo di comunicazione tra pilota e autopilota, per esempio può essere configurato per armare il velivolo ovvero comunicare al pilota che si è pronti al volo e che quindi può attivare il motore ed i servi in sicurezza;

I servi delle superfici di controllo, l'ESC, il beacon di coda e l'avvisatore acustico sono le uniche periferiche che non inviano segnali al PixHawk, il quale al suo interno dispone di ulteriori sensori, tra cui due giroscopi, due accelerometri, bussola e barometro.

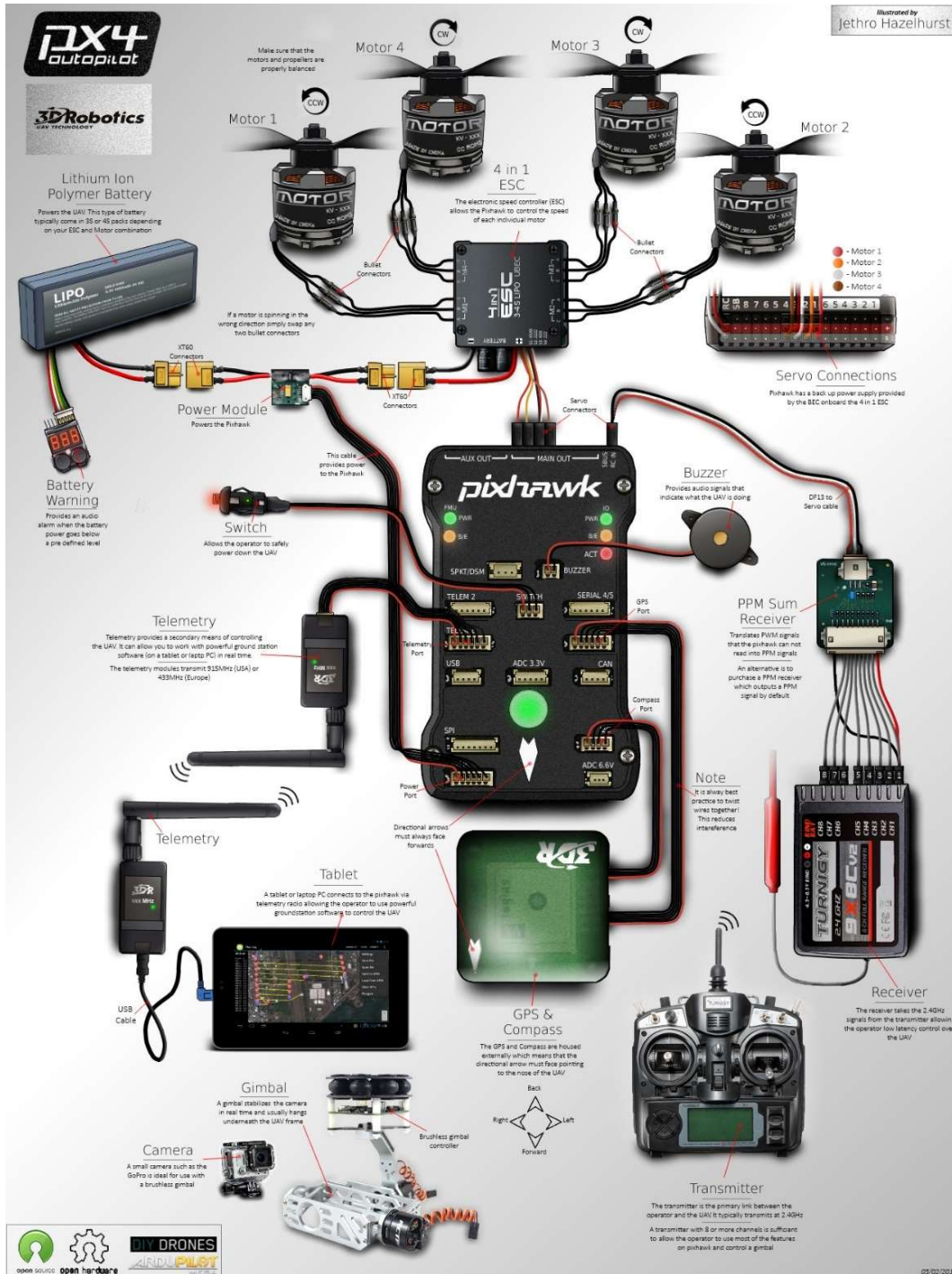


Figura 4: Pixhawk 1 e relative periferiche di un velivolo multirottore

fonte: <https://ardupilot.org/>

1.1.3 il Software di Volo Ardupilot

ArduPilot è un software di volo open source che, se correttamente installato in un controllore di volo compatibile, permette di rendere autonomo qualsiasi velivolo e veicolo nella navigazione e conduzione di missioni [14].

È stato scelto come autopilota in virtù della sua elevata flessibilità di utilizzo e la relativa semplicità di configurazione, in particolare è stata installata nel PixHawk 1 la versione del software per aeroplani, chiamata ArduPlane. Ardupilot rende autonoma la navigazione impiegando numerosi sistemi di controllo in catena chiusa annidati, oltre a sofisticate tecniche di fusione dei dati forniti dai numerosi sensori supportati.



Figura 5: Esempi della vasta categoria di mezzi controllabili da Ardupilot

fonte: <https://ardupilot.org>

Nel caso dell'aereo la navigazione a punti si basa su una variante del Controllore L1 [4] unito ad un controllore PID [10] mentre la posizione e la velocità vengono ottenute unendo attraverso un filtro esteso di Kalman [11] i dati provenienti dal Modulo GPS, dal tubo di Pitot ed infine dalle unità inerziali installate a bordo.

Il controllo della velocità e quota, essendo interdipendenti, avviene sfruttando il concetto dell'energia totale dal Total Energy Control System o TECS [8].

Il controllo dell'assetto si basa sull'utilizzo di controllori PID in tre catene di controllo annidate, una per gli angoli, una per le velocità angolari ed una per le accelerazioni angolari, quest'ultima è direttamente collegata alle superfici di controllo, il cui effetto è considerato anche in relazione alla velocità rispetto all'aria.

Oltre a controllare il velivolo il software di volo ha altre funzionalità, tra cui il salvataggio dei dati di volo in file chiamati DataFlash Log sulla scheda sd del controllore.

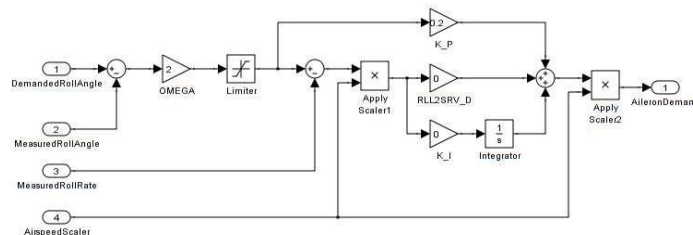


Figura 6: Sistema di controllo del rollio

fonte: <https://ardupilot.org>

1.2 Ground Control Station

Con il termine Ground Control Station o GCS si intende l'infrastruttura di terra finalizzata al comando e controllo di uno o più UAV da parte di un operatore, può essere mobile o fissa, semplice o complessa ma è sempre composta da un dispositivo che permette di comunicare con il velivolo ed un altro dispositivo che ne consente il comando ed il monitoraggio. La comunicazione tipicamente avviene attraverso onde radio e lo scambio di informazioni e comandi viene eseguito tramite specifici protocolli.



Figura 7: Varie tipologie di GCS
fonte: www.911security.com

Un protocollo molto utilizzato nel caso di UAV di piccole dimensioni ad uso civile e creato ad hoc è il MicroAirVehicle Link o MAVLink [19], rilasciato da Lorenz Meier nel 2009.

Mission Planner [16] è un software per GCS rilasciato da Michael Osborne nel 2010 che permette di controllare e configurare ArduPilot tramite protocollo MAVLink, assieme a QGroundControl è uno dei software per GCS più diffusi per piccoli UAV ad uso amatoriale e accademico in quanto versatile e semplice da usare.

La GCS utilizzata per le attività di volo svolte durante la tesi è composta da una Sik Telemetry Radio collegata al computer portatile del candidato, un Lenovo Legion 7 con installato Mission Planner, per il controllo manuale del mezzo, incluso il cambio modalità di volo e lo stop di emergenza del motore è stata utilizzando un radiocomando Futaba T12 con installato un modulo FASST Futaba TM-14.



Figura 8: GCS utilizzata per le attività di volo

2. Prestazioni dei Velivoli Elettrici ad Ala Fissa

Per poter studiare e successivamente ottimizzare le prestazioni dell'aereo oggetto di questa tesi è necessario sviluppare dei modelli matematici delle stesse.

A partire dalle equazioni della dinamica, in assenza di vento, si può derivare un modello che metta in relazione la autonomia oraria e chilometrica, nella condizione di crociera, con la velocità rispetto all'aria di un velivolo elettrico ad ala fissa propulso da un'elica ed alimentato da una batteria a polimeri di litio.

2.1 Prestazioni dei Velivoli ad Ala Fissa

2.1.1 Sistemi di riferimento

Per poter studiare il moto è necessario descriverlo ovvero definirlo in relazione ad un riferimento noto, in particolare rispetto a delle terne di vettori ortonormali levogire $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$ comunemente chiamate Sistemi di Riferimento o SdR.

Scegliendo il SdR in modo opportuno è possibile semplificare le equazioni che descrivono il moto, i principali utilizzati nello studio delle prestazioni sono i seguenti :

- Assi Pseudo Inerziali F_e : SdR con l'origine solidale alla superficie terrestre, i versori \hat{i}_e e \hat{j}_e tangenti alla superficie terrestre e diretti rispettivamente verso nord ed est mentre il versore \hat{k}_e è perpendicolare alla superficie e diretto verso il centro della terra, sotto le ipotesi di terra piatta e non rotante o per brevi periodi può essere considerato inerziale;
- Assi Verticali Locali (LVLH) F_v : SdR con l'origine coincidente con il baricentro del velivolo e li assi orientati con gli stessi criteri del SdR Assi Pseudo Inerziali, quindi durante il moto i versori non rimangono immobili rispetto a F_e ;
- Assi Corpo (body-fixed) F_b : SdR con l'origine coincidente con il baricentro del velivolo, il versore \hat{i}_b diretto verso la prua del velivolo, il versore \hat{j}_b diretto verso destra (vista pilota) ed il versore \hat{k}_b è dato da $\hat{i}_b \times \hat{j}_b$, i versori \hat{i}_b e \hat{k}_b definiscono il piano di mezzeria del velivolo;
- Assi Vento (wind frame) F_w : SdR con l'origine coincidente con il baricentro del velivolo, il versore \hat{i}_w diretto come la velocità del velivolo rispetto all'aria o True Air Speed (TAS), il versore \hat{k}_w è diretto verso il basso e dato dalla intersezione fra il piano perpendicolare al vettore TAS ed il piano verticale ($\parallel \hat{k}_v$) contenente il vettore TAS, mentre il versore \hat{j}_w è dato da $\hat{k}_w \times \hat{i}_w$;

Il SdR Assi Vento si ottiene a partire dal SdR Assi Verticali Locali tramite una rotazione del tipo (3)-(2) usando come angoli di Eulero l'angolo di rotta χ e successivamente l'angolo di pendenza della traiettoria γ .

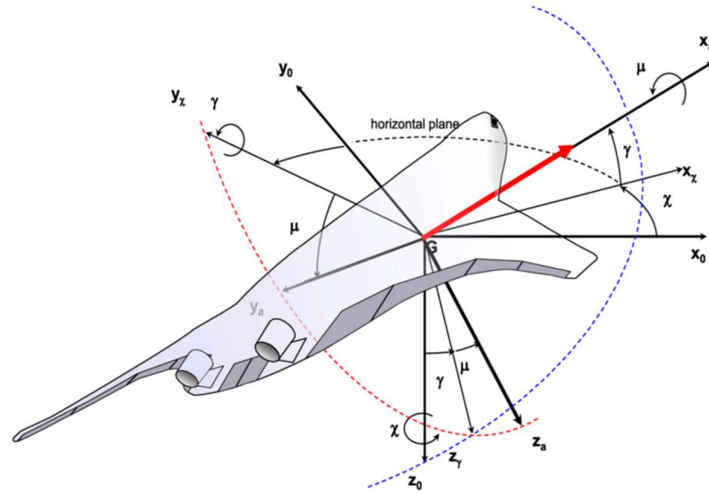


Figura 9: Angolo di rotta e pendenza della traiettoria

fonte: D.Yann Preliminary Design of Control Surfaces and Laws for Unconventional Aircraft Configuration

Dal confronto fra SdR Assi Vento ed il SdR Assi Corpo si possono definire gli angoli di incidenza α e di deriva β come la proiezione dell'angolo fra il versore \hat{i}_w ed il versore \hat{i}_b sul piano individuato da \hat{i}_v e \hat{k}_v (angolo di incidenza) e sul piano individuato da \hat{i}_v e \hat{j}_v (angolo di deriva).

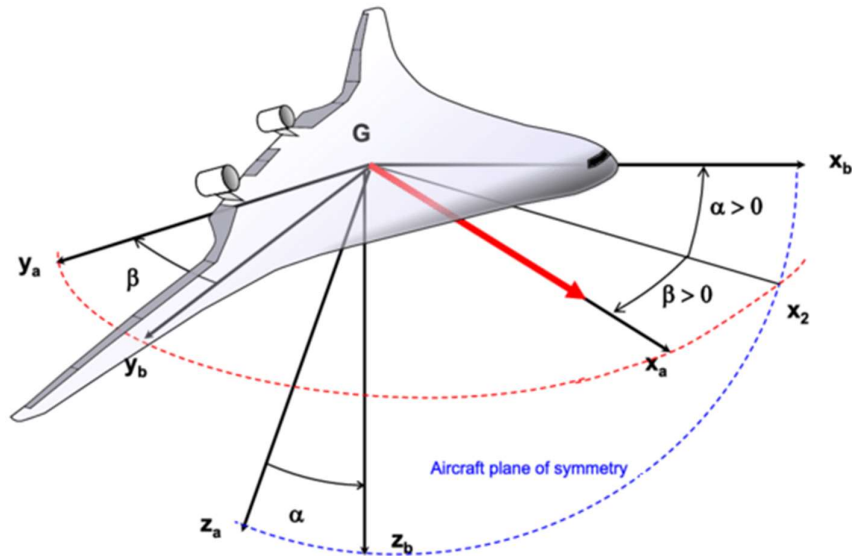


Figura 10: Angolo di incidenza e deriva angolo di rotta e pendenza della traiettoria

fonte: D.Yann Preliminary Design of Control Surfaces and Laws for Unconventional Aircraft Configuration

2.1.2 Modello del Punto Materiale e Forze Agenti sul Velivolo

Sebbene l'aereo sia chiaramente un corpo dotato di un volume e di una massa distribuita su cui agiscono forze e momenti, ai fini dello studio delle prestazioni si può con sufficiente accuratezza assimilare il velivolo ad un punto dotato di massa su cui agiscono le seguenti forze, considerate nella condizione di equilibrio alla rotazione del velivolo (così dette condizioni di trim):

- Forze di Massa: dovute alla presenza di massa, si suddividono in Forza Peso dovuta alla attrazione gravitazionale $\bar{W} = m \cdot \bar{g}$ (1) e Forze di Inerzia dovute alle altre accelerazioni subite dal corpo durante il moto $\bar{F}_i = -m \cdot \bar{a}$ (2)
- Forze Aerodinamiche: dovute alla interazione fra la superficie del velivolo e l'aria, si scompongono in componente parallela al vettore TAS detta Resistenza D ed in componente perpendicolare al vettore TAS detta Portanza L , per come sono definite il SdR F_w si presta bene a descriverle e sono modellate così [1] :

$$L = \frac{1}{2} \rho S T A S^2 C_l \quad (3) \quad D = \frac{1}{2} \rho S T A S^2 C_d \quad (4)$$

Dove ρ è la densità dell'aria, S la superficie alare e C_l C_d i coefficienti adimensionali di portanza e resistenza, entrambi variano in funzione dell'angolo di incidenza, di deriva e del numero di Reynolds.

Per il C_d si assume l'ipotesi di polare di Prandtl ovvero [1] :

$$C_d = C_{d0} + k C_l^2 \quad (5)$$

Dove C_{d0} è il coefficiente di resistenza a portanza nulla e k una costante di proporzionalità con C_l^2 considerati per $\beta = 0$.

Il rapporto fra C_l e C_d prende il nome di Efficienza Aerodinamica E ed ha valore massimo per C_l pari a $C_{l \text{ Emax}} = \sqrt{C_{d0}/k}$;

- Forze Propulsive o Trazione T : risultante delle forze applicate dai propulsori al velivolo, tipicamente la direzione di questa forza rispetto al SdR F_b non varia in modo sensibile e quindi quest'ultimo si presta bene a descriverla, in particolare si assume l'ipotesi di Trazione diretta come il versore \hat{i}_b ;

2.1.3 Cinematica e Dinamica in Assi Vento

Si è visto precedentemente che alcune forze in certi SdR si possono esprimere in modo più conveniente, allo stesso modo certi SdR si prestano maggiormente allo studio di alcune condizioni di volo.

Per lo studio del moto in condizioni di crociera si adotta il SdR Assi Vento, assumendo le seguenti ipotesi:

- Angolo di incidenza e deriva sufficientemente piccoli da poter considerare la Trazione parallela a \hat{i}_w ;
- Ipotesi di terra piatta o di piccoli scostamenti angolari fra i SdR F_e e F_v tali da poter considerare i versori dei due SdR paralleli;
- Eventuale variazione di massa del velivolo dovuta al consumo di carburante trascurabile nel breve periodo;
- Assenza di vento ovvero $V_e = TAS$;

Esprimendo rispetto al SdR F_w la velocità del velivolo e la prima equazione della dinamica considerati nel SdR F_e , in assenza di vento, si ottengono le seguenti equazioni:

$$F = m \left(\frac{dTAS}{dt} \right)_{F_e} \quad (6) \quad \begin{bmatrix} T\dot{A}S \\ \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}_{F_w} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} (T - D - mg \sin(\gamma)) \\ \frac{1}{m TAS} \frac{L \sin(\mu)}{\cos(\gamma)} \\ \frac{1}{m TAS} (L \cos(\mu) - mg \cos(\gamma)) \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_{F_e} = TAS \begin{bmatrix} \cos(\gamma)\cos(\chi) \\ \cos(\gamma)\sin(\chi) \\ -\sin(\gamma) \end{bmatrix} \quad (8)$$

Dove μ è l'angolo fra la Portanza e $-\hat{k}_w$, non va confuso con l'angolo di rollio (bank) nonostante spesso coincidano.

2.1.4 Curva della Potenza Necessaria in Volo Livellato

La crociera è una fase del volo caratterizzata dal mantenimento di una quota ed una direzione costanti nel tempo, si possono quindi semplificare le equazioni della dinamica assumendo che sia γ (quota costante) che $\dot{\chi}$ (direzione costante) siano pari a zero.

$$\begin{aligned}\dot{\chi} &= 0 \quad L > 0 \quad \rightarrow \quad \mu = 0 \\ \gamma &= 0 \quad \mu = 0 \quad \rightarrow \quad L = mg = W\end{aligned}$$

Si definisce anche la Potenza Necessaria P_n al volo e la Potenza Disponibile P_d fornita dai propulsori come:

$$P_n = D \cdot TAS \quad (9) \qquad P_d = T \cdot TAS \quad (10)$$

Nei velivoli in cui la massa e quindi la portanza varia durante il volo si possono definire diversi programmi di crociera caratterizzati dal mantenimento di una certa grandezza (TAS, assetto, Trazione, Potenza Disponibile) costante durante il volo.

Nei velivoli con la massa non variabile durante la crociera non è possibile definire diversi programmi in quanto ogni crociera viene svolta a velocità, assetto, trazione e potenza disponibile costante. Tipicamente queste variazioni di massa sono dovute principalmente al consumo di carburante e vengono modellate come proporzionali alla Trazione (motori a getto) o alla Potenza (motori a pistoni) erogata dai propulsori. Essendo esigue nel breve periodo le si trascurano durante lo studio della dinamica (manovre quasi-stazionarie).

$$\gamma = 0 \quad \dot{TAS} \approx 0 \quad \rightarrow \quad T = D$$

Ai fini della determinazione della autonomia chilometrica o della autonomia oraria di un velivolo è necessario mettere in relazione il consumo di risorse con la velocità rispetto all'aria. Considerando come la Potenza Necessaria varia in base alla TAS ed integrando tramite un modello di consumo del propulsore si ottiene il consumo di risorse orario o chilometrico dai quali si può stimare l'autonomia di volo conoscendo l'ammontare di risorse disponibili.

$$\begin{aligned}T = D \quad \rightarrow \quad P_d = P_n \quad L = W \quad \rightarrow \quad C_l &= \frac{W}{\frac{1}{2} \rho S TAS^2} \\ P_n = D \cdot TAS = \frac{1}{2} \rho S TAS^3 C_d &= \frac{1}{2} \rho S TAS^3 (C_{d0} + k C_l^2) = \\ = \frac{1}{2} \rho S TAS^3 C_{d0} + k \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho S TAS} &= A TAS^3 + B TAS^{-1}\end{aligned} \quad (11)$$

Analizzando la curva si trova che il valore di P_n minimo si ha per C_l pari a $C_{l_{Emax}} \cdot \sqrt{3}$ o per TAS pari a $TAS_{oe} = TAS_{Emax} / \sqrt[4]{3}$

2.2 Velivoli a Propulsione Elettrica

Come suggerisce il nome sono velivoli dotati di propulsori alimentati ad energia elettrica, in base alla tecnologia utilizzata per fornire l'energia elettrica utilizzata si definiscono i velivoli elettrici ed i velivoli ibridi, i primi utilizzano batterie ed accumulatori mentre i secondi utilizzano principalmente celle a combustibile, motogeneratori e pannelli solari. Nella maggior parte dei casi il propulsore elettrico è composto da uno o più motori elettrici brushless che trascinano un'elica che può essere intubata.



Figura 11: L'Airbus E-Fan è un aereo elettrico che utilizza eliche intubate

fonte: flickr.com/photos/wiltshirespotter/14682652304



Figura 12: L'Helios utilizza pannelli solari e fuel cells

fonte: <https://www.nasa.gov>

2.2.1 Propulsione Elettrica ad Elica

In questo caso la potenza elettrica erogata dalla batteria (P_b) dopo essere passata dall'ESC viene trasformata dal motore in potenza meccanica sotto forma di coppia rotante, tale coppia mantiene l'elica in rotazione e permette a quest'ultima di generare trazione ($\rightarrow P_d$) che costituisce l'azione propulsiva dell'intero assieme.

Lungo questa catena di trasformazione della energia avvengono diverse perdite dovute ad effetti dissipativi, che vengono considerati tramite i rendimenti, in particolare si hanno:

- Perdite dei cavi e contatti dovute all'effetto Joule $\rightarrow \eta_{cable} \approx 0.98 \div 0.99$
- Perdite dovute al ESC, variabili in base all'utilizzo $\rightarrow \eta_{ESC} \approx 0.9$
- Perdite dovute al motore elettrico, variabili in base all'utilizzo $\rightarrow \eta_m \approx 0.85$
- Rendimento dell'elica, fortemente variabile in base all'utilizzo $\rightarrow \eta_p \approx 0.75$

$$P_d = \eta_{cable} \cdot \eta_{ESC} \cdot \eta_m \cdot \eta_p \cdot P_b = \eta_{tot} \cdot P_{bp} \approx 0.5 \cdot P_{bp}$$

Si ha quindi che in condizioni di utilizzo medie circa la metà della potenza erogata dalla batteria ai fini della propulsione viene dissipata, ciò è dovuto al fatto che le perdite sono in serie e quindi i rendimenti vengono moltiplicati. Nonostante ciò, la propulsione elettrica è comunque complessivamente più efficiente rispetto alla controparte combustibile.

Trova il suo limite principale non nella efficienza o densità di potenza dei motori (entrambe superiori) ma nella ridotta densità energetica ($\sim 200 \div 450$ Wh/Kg per batterie Li-Po) con la quale l'energia elettrica può essere immagazzinata a bordo dei velivoli rispetto al carburante (~ 11800 Wh/Kg per Jet-A).

Bisogna anche considerare che oltre ai propulsori, in alcune configurazioni, la batteria alimenta anche i sistemi di bordo (controllore di volo, radio, etc.) ed eventuali payloads.

$$P_b = P_a + \frac{P_n}{\eta_{tot}}$$

2.2.2 Modello di Scarica a Potenza Costante per Batteria Li-Po

Una batteria non varia la propria massa mentre eroga energia elettrica, ne consegue che un velivolo elettrico alimentato da batterie non è soggetto a variazioni di peso sensibili durante la crociera. La potenza necessaria richiesta non varierà e con essa la potenza erogata dalla batteria, è quindi necessario ai fini della determinazione della autonomia di volo mettere in relazione la carica elettrica erogata dalla batteria con il tempo trascorso durante la scarica considerando quest'ultima effettuata a potenza costante.

A tale scopo si è scelto di utilizzare il modello di scarica a potenza costante proposto da G. Avanzini et al. (2016) [2] che mette in relazione il tempo trascorso t con la capacità erogata C a potenza costante P_b come segue:

$$t = \delta P_b^\varepsilon C^\beta$$

Con:

- $\delta > 0$ dipendente dalla tensione nominale V_0 della batteria, aumenta all'aumentare della tensione nominale e quindi dal numero di celle;
- $\varepsilon < -1$ e $0 < \beta < 1$ dipendenti dalla usura ed invecchiamento della batteria, decrescono in modulo all'aumentare della usura e dell'età;
- $C \triangleq \int I dt$ capacità come integrale nel tempo della corrente erogata, pari alla carica elettrica erogata

Si definisce la Depth of Discharge come il rapporto percentuale fra la capacità erogata da una batteria e la capacità nominale della stessa $DoD = \frac{C}{C_0} \cdot 100$, una batteria scaricata ad una DoD minore sopporta più cicli di scarica.

2.2.3 Ottimizzazione delle Autonomie di Volo

Mettendo assieme le equazioni viste finora si può notare come il tempo di volo sia funzione della velocità rispetto all'aria, della potenza richiesta dai sistemi di bordo e payload e soprattutto della capacità erogata, che essendo limitata, fornisce un limite superiore al massimo tempo di volo.

$$t = \delta \left(P_a + \frac{A TAS^3 + B TAS^{-1}}{\eta_{tot}} \right)^{\varepsilon} C^{\beta} \quad (12)$$

Per massimizzare la autonomia oraria data una certa capacità erogabile è necessario ridurre al minimo P_b . Se si assume P_a come indipendente dalla TAS ciò significa ridurre al minimo il termine P_n/η_{tot} , se si fa l'ulteriore assunzione di η_{tot} indipendente dalla TAS , si ha che la massima autonomia oraria si ottiene eseguendo una crociera a TAS_{oe} .

La distanza percorsa durante una crociera a velocità costante è data da:

$$\Delta x = t \cdot TAS = \delta \left(P_a + \frac{A TAS^3 + B TAS^{-1}}{\eta_{tot}} \right)^{\varepsilon} C^{\beta} \cdot TAS \quad (13)$$

Per massimizzare la autonomia chilometrica data una certa capacità erogabile è necessario ridurre al minimo il termine $P_b^{\varepsilon} \cdot TAS$, in termini matematici la ricerca di questo minimo corrisponde alla ricerca delle radici del polinomio di quarto grado ottenuto dall'equazione $\frac{\partial}{\partial TAS} (P_b^{\varepsilon} \cdot TAS) = 0$. Se si assume P_a e η_{tot} indipendenti dalla TAS si ottiene:

$$\frac{A}{\eta_{tot}} (1 + 3\varepsilon) TAS^4 + P_a TAS + \frac{B}{\eta_{tot}} (1 - \varepsilon) = 0$$

Sebbene esista una soluzione analitica per semplicità si tende ad usare metodi numerici.

Nel caso in cui i sistemi di bordo ed il payload siano alimentati da una fonte di energia diversa dalla batteria principale ($P_a = 0$) oppure se $P_a \ll P_n/\eta_{tot}$, l'equazione si semplifica e si ottiene che la massima autonomia chilometrica si ha per TAS pari a

$$TAS_{or} = \sqrt[4]{\frac{\varepsilon-1}{3\varepsilon+1}} TAS_{Emax}.$$

Al fine della corretta valutazione delle prestazioni dei velivoli ad ala fissa elettrici vale la pena approfondire le assunzioni di P_a e η_{tot} indipendenti dalla TAS .

La potenza richiesta dai sistemi di bordo e dal payload in generale non può essere ben descritta come funzione della TAS , in quanto entrambe dipendono principalmente da variabili legate alla tipologia di missione svolta e dal tipo di payload a bordo. A priori non è possibile modellarle accuratamente e quindi la assunzione di indipendenza dalla velocità ed eventuale costanza nel tempo è motivata.

Per valutare la seconda ipotesi è necessario analizzare più in profondità i rendimenti che compongono η_{tot} , in particolare:

- η_{cable} dipende dalle perdite per effetto Joule, le quali sono proporzionali a I^2 e quindi teoricamente riconducibili a P_n ed in seguito alla TAS , ma per quanto possano esserci variazioni relative non trascurabili l'apporto in termini assoluti di tale rendimento può in prima analisi essere assunto come costante con buona approssimazione
- η_{ESC} e η_m dipendono da molteplici fattori tecnologici e dalle condizioni di utilizzo, tipicamente vengono espressi in funzione della coppia e velocità angolare del motore oppure della potenza erogata e dalla TAS o anche della tensione e corrente assorbita.

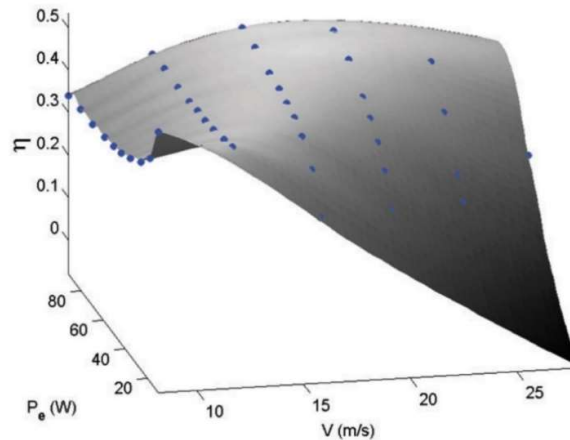


Figura 13: Rendimento del motore ed elica tratto da [3]

- η_{prop} è definito come il rapporto fra la P_d fornita dall'elica e la potenza meccanica P_m assorbita, entrambe possono essere modellate, similmente alla portanza e resistenza, in base a due coefficienti adimensionali di trazione C_t e di potenza assorbita C_p . Sono entrambi funzione in modo preponderante di un parametro chiamato rapporto di avanzamento J , che esprime il rapporto fra la velocità con cui l'elica avanza rispetto all'aria ed il suo numero di giri moltiplicato per il diametro. Per un'elica valgono le seguenti formule [7]:

$$T = \rho n^2 d^4 C_t \quad P_m = \rho n^3 d^5 C_p \quad J = \frac{TAS}{d \cdot n} \quad \eta_{prop} = \frac{P_d}{P_m} = \frac{T \cdot TAS}{P_m} = \frac{C_t \cdot J}{C_p}$$

Il rapporto di avanzamento può essere interpretato come il corrispettivo dell'angolo di incidenza per le eliche, al pari dell'efficienza aerodinamica anche il rendimento di un'elica varia in base a J .

Data una certa TAS e trazione necessaria ($f(TAS)$) si può solo agire sul numero di giri o sul passo dell'elica per variare il rendimento propulsivo, nel caso di eliche a passo variabile si può ben assumere di lavorare in condizioni ottimali ovvero mantenere η_{prop} circa costante e massimo su un vasto intervallo di velocità.

Nel caso di eliche a passo fisso, senza approfondire il particolare processo di matching fra elica ed aeromobile, si può solo agire sul numero di giri e quindi la assunzione di rendimento costante al variare della velocità potrebbe non essere più valida.

A titolo esemplificativo si riportano i grafici del rendimento e trazione dell'elica utilizzata sul velivolo studiato, ottenuti a partire dai dati dichiarati dal produttore [20] , considerando una velocità angolare compresa fra i 4000 rpm ed i 16000 rpm .

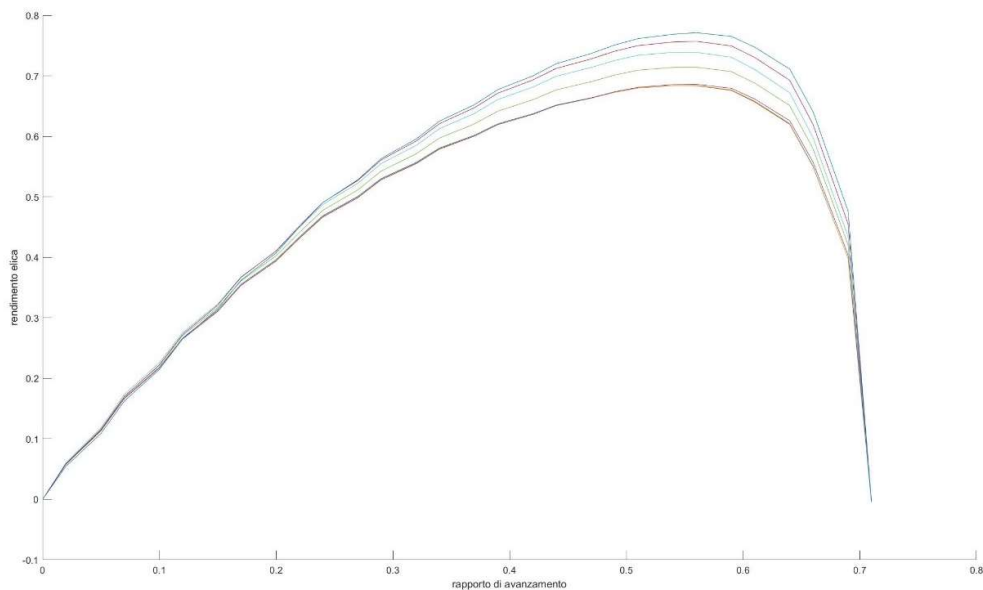


Figura 14: Rendimento dell'elica al variare del rapporto di avanzamento e della velocità di rotazione dell'elica

notare il lieve miglioramento all'aumentare della velocità di rotazione

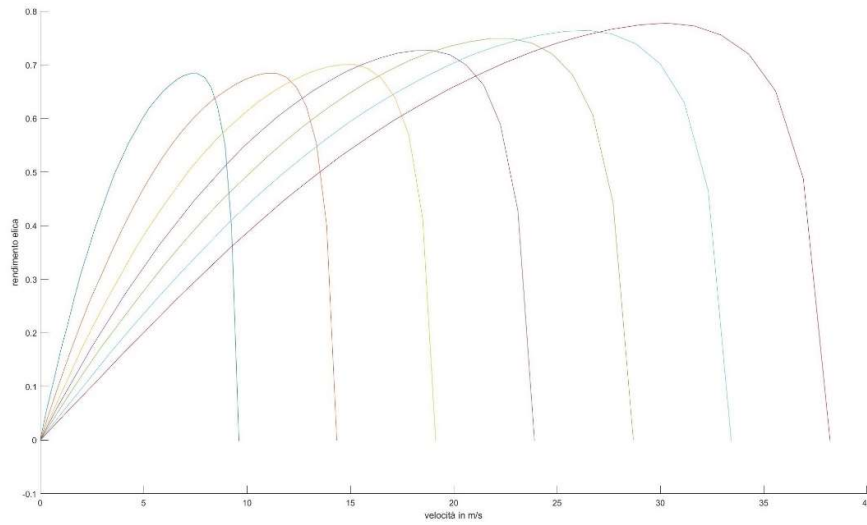


Figura 15: Rendimento dell'elica al variare della TAS e della velocità di rotazione dell'elica

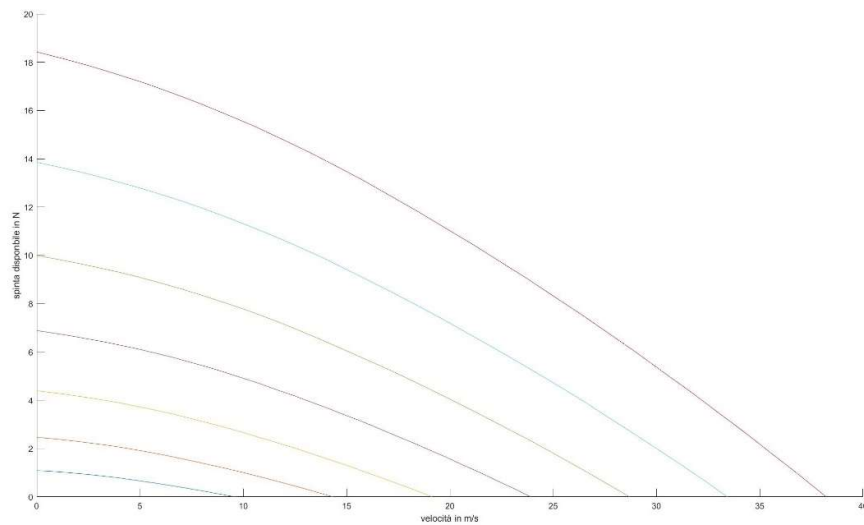


Figura 16: Trazione disponibile a variare della TAS e della velocità di rotazione dell'elica

In generale i rendimenti discussi hanno un solo punto di massimo all'interno dell'intervallo usuale di lavoro, attorno al quale non variano in modo sensibile per piccoli scostamenti ed in fase di progettazione del velivolo si scelgono componenti con condizioni di lavoro ottimali combacianti.

In conclusione, ai fini della sola determinazione delle condizioni di volo ottimali l'assunzione di rendimento totale costante per un certo intervallo di velocità attorno alla TAS_{or} o TAS_{oe} potrebbe essere sufficientemente accurata.

3. Attività Svolta

Il lavoro di caratterizzazione svolto nell'ambito di questa tesi può essere suddiviso in tre fasi principali, la prima di preparazione dei voli e delle misurazioni e calibrizioni necessarie, la seconda di acquisizione dei dati tramite diversi voli ed infine la terza di analisi ed elaborazione dei dati ottenuti ai fini dello studio delle prestazioni del velivolo considerato.

3.1 Attività Preliminari

Come si è visto nel capitolo precedente, per un velivolo elettrico alimentato a batteria è possibile determinare le autonomie di volo in funzione della velocità rispetto all'aria se si conosce la relazione fra quest'ultima e la potenza erogata dalla batteria in condizioni di crociera. Tale relazione può essere ottenuta tramite lo strumento della approssimazione numerica (curve fitting) a partire da un numero discreto di valori di potenza erogata e velocità.

Si è quindi progettata l'intera attività di volo con lo scopo ultimo di misurare, in condizioni di crociera, i valori di potenza erogata dalla batteria e di velocità rispetto all'aria. Per fare ciò si è scelto di utilizzare l'autopilota ArduPilot per svolgere due funzioni:

- Attuare i piani di volo creati appositamente per far volare il velivolo studiato in condizioni di crociera;
- Registrare i valori misurati di velocità rispetto all'aria, tensione e corrente della batteria durante il volo;

3.1.1 Preparazione dei Voli

Per la creazione e comunicazione all'autopilota dei piani di volo è stato utilizzato il software Mission Planner, in particolare la sezione "Plan" nella quale è possibile pianificare una missione di volo ovvero creare una lista di comandi che l'autopilota deve eseguire in successione durante il volo.

I comandi che è possibile utilizzare si dividono in tre categorie principali:

- Comandi di navigazione (navigation commands): utilizzati per controllare, limitatamente alla navigazione, il movimento del velivolo incluso l'atterraggio ed il decollo, i comandi vengono espressi in relazione al sistema di coordinate WGS84 [].

Durante l'attività svolta sono stati usati i comandi `MAV_CMD_NAV_WAYPOINT` e `MAV_CMD_NAV_LOITER_TURNS`, il primo individua un punto su cui deve volare il velivolo ad una certa quota ed entro un certo raggio (detto `WAYPOINT_RADIUS`), il secondo individua un punto attorno al quale il velivolo deve fare un certo numero di giri ad una certa quota ed un certo raggio (detto `LOITER_RADIUS`);

- Comandi di esecuzione (DO commands): utilizzati per far svolgere una certa azione all'autopilota (ad esempio muovere un servo o attivare una certa modalità di volo) o per impostare il valore di un certo parametro (ad esempio utilizzare una certa quota come riferimento). L'unico comando di questa categoria utilizzato durante l'attività svolta è stato MAV_CMD_DO_CHANGE_SPEED, per imporre all'autopilota la velocità rispetto all'aria da mantenere;
- Comandi di condizione (condition command) utilizzati per ritardare uno o più comandi di esecuzione fino a quando una certa condizione non viene soddisfatta (p.e. attivare la fotocamera solo quando si raggiunge una certa quota), non sono stati utilizzati comandi appartenenti a questa categoria durante l'attività svolta;

I comandi esposti sono stati utilizzati per creare un circuito di volo alla quota costante di 60 m, composto da due segmenti rettilinei paralleli alla pista ma percorsi in direzioni opposte e raccordati da una virata all'inizio ed alla fine. Percorrendo il circuito a diverse velocità è stato possibile ottenere diversi valori di potenza erogata in condizioni di crociera.

Si è scelto di svolgere due tratti rettilinei alla stessa velocità ma in direzioni opposte per minimizzare eventuali interferenze date da fenomeni atmosferici sulle misure, le dimensioni del circuito sono state determinate da diversi fattori, fra cui il minimo raggio di virata possibile, la distanza massima sopportabile dal collegamento radio ed infine le limitazioni imposte dalla geometria del campo di volo.



Figura 17: Schermata di Mission Planner con uno dei piani di volo

3.1.2 Preparazione delle Misure

Per poter registrare dei valori misurati di velocità rispetto all'aria, tensione e corrente il più possibile fedeli alla realtà è stato necessario calibrare il sensore del tubo di Pitot ed il Power Module in quanto i valori originali dei relativi parametri non erano adeguati, in particolare:

- la costante di proporzionalità fra tensione emessa dal sensore del tubo di Pitot e la pressione differenziale misurata dallo stesso, detta ARSP_RATIO, è stata cambiata da 4 a 2.838 dopo aver svolto la calibrazione manuale come indicato nella relativa documentazione [17];
- la costante di proporzionalità fra il segnale in tensione emesso dal voltmetro interno al Power Module e la tensione misurata dallo stesso ai capi della batteria, detta BATT_VOLT_MULT è stata cambiata da 11.24 a 10.158 a seguito di misure effettuate in laboratorio;
- la costante di proporzionalità fra il segnale in tensione emesso dall'amperometro interno al Power Module e la corrente erogata dalla batteria, detta BATT_AMP_PERVLT è stata cambiata da 18.01 a 23.53 a seguito di test effettuati in laboratorio;



Figura 18: Misura della corrente erogata dalla batteria tramite multimetro digitale

3.2 Acquisizione dei Dati di Volo

L'intera campagna di voli è stata svolta presso il Campo Volo (FC01-700) di Villafranca di Forlì assieme ad alcuni membri del Laboratorio di Meccanica del Volo e con ai comandi del velivolo studiato un pilota abilitato, in quanto l'UAV utilizzato ha una massa superiore ai 250g [13].

La procedura seguita è uguale per tutti i voli: una volta arrivati al campo di volo si assembla l'aereo unendo le due semiali fra loro e fissandole al resto della fusoliera, si collega la batteria precedentemente caricata ai sistemi di bordo e tramite la ricevente radio si collega l'aereo al radiocomando mentre tramite le radio per la telemetria si collega l'aereo al GCS software Mission Planner.



Figura 19: Aereo collegato a Mission Planner (tramite Sik Radio) ed al radiocomando

Si procede quindi a verificare la bontà di entrambi i collegamenti ed il corretto funzionamento delle superfici di controllo, del propulsore e dei sottosistemi del velivolo.

Infine, dopo aver discusso assieme al pilota le procedure e gli obiettivi da conseguire durante la missione, si procede ad armare il velivolo e quindi al volo.

L'aereo utilizzato non è dotato di un carrello di atterraggio, il decollo avviene lanciando a mano il velivolo in avanti mentre l'atterraggio avviene planando dolcemente fino al contatto col suolo erboso del campo.

Subito dopo il decollo e le verifiche di corretto funzionamento in volo, si lascia ad ArduPilot il completo controllo del velivolo inserendo la modalità di volo "AUTO", durante la quale, in maniera completamente automatizzata, vengono eseguiti i comandi contenuti all'interno dei piani di missione precedentemente comunicati all'autopilota.

Quando, a causa delle attività svolte, il livello di carica residua della batteria scende sotto una certa soglia, viene interrotta la missione e si procede all'atterraggio.

Appena atterrato il velivolo viene disarmato. In seguito, collegando ArduPilot a Mission Planner tramite cavetto USB viene scaricato il DataFlash Log relativo al volo eseguito. Tale collegamento via cavo è preferibile alle Sik Radio in quanto permette di scaricare i dati ad una velocità nettamente superiore e quindi in minore tempo.

Per questioni di sicurezza e comodità le fasi iniziali e finali del volo vengono svolte in modalità “MANUAL” ovvero senza nessun tipo di autopilota o stabilizzazione, in questa modalità ArduPilot invia i comandi ricevuti dalla ricevente radio direttamente ai servi collegati alle superfici di controllo senza alcuna elaborazione intermedia; la maggioranza degli aeromodelli amatoriali funziona sullo stesso principio.

Per tutta la durata del volo il pilota mantiene il contatto visivo e radio con il mezzo mentre tramite Mission Planner viene monitorato, attraverso la telemetria, il corretto svolgimento della missione impostata, del funzionamento dei sistemi di bordo ed il livello di carica residua della batteria.



Figura 20: ArduPilot collegato a Mission Planner al campo di volo



Figura 21: Dettaglio del decollo assistito

3.3 Analisi ed Elaborazione dei Dati di Volo

3.3.1 Analisi ed Elaborazione Preliminare dei Dati

I DataFlash Log generati durante le attività di volo sono dei file in formato “.bin” al cui interno sono scritti i valori assunti durante il volo da alcune grandezze relative alla navigazione, al velivolo ed ai suoi sottosistemi.

Per poter visualizzare questi dati è necessario utilizzare particolari software in grado di leggere questi file, sebbene Mission Planner offra questa funzionalità si è scelto di utilizzare una pagina web chiamata UAV Log Viewer [] in quanto permette di visualizzare, oltre ai dati grezzi, delle elaborazioni matematiche degli stessi ed inoltre dispone di una interfaccia utente più funzionale.

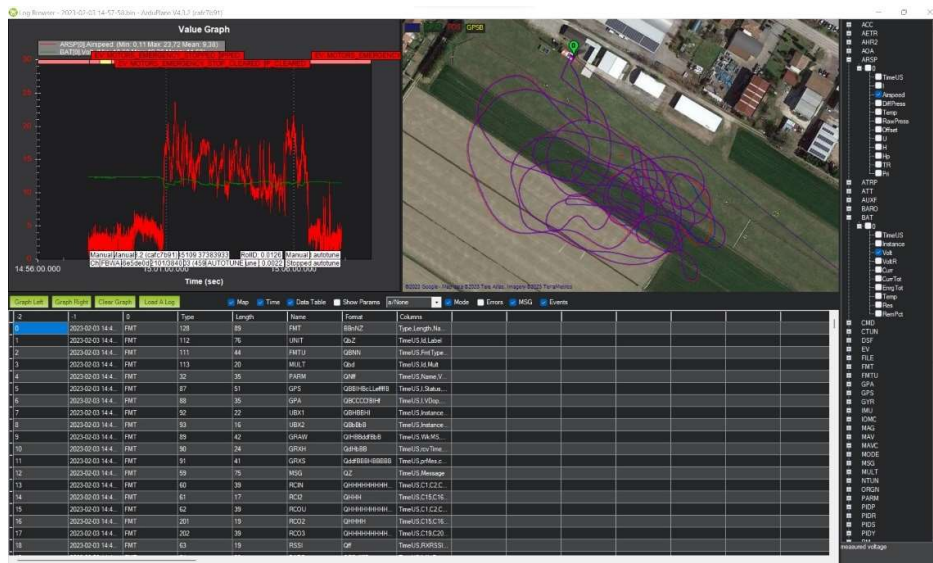


Figura 22: Schermata di Mission Planner del log del 03/02/2023

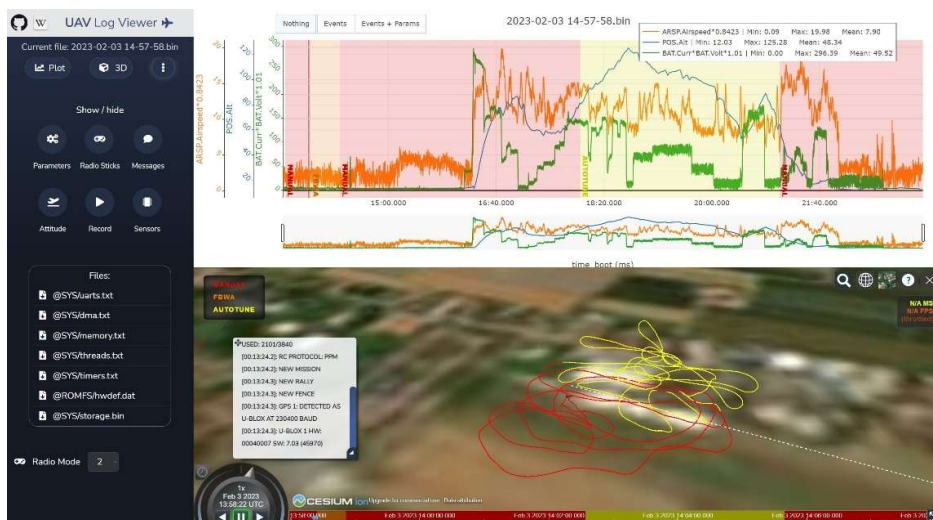


Figura 23: Schermata di UAV Log Viewer del log del 03/02/2023

I dati strettamente necessari ai fini della caratterizzazione sono quelli relativi alla potenza erogata dalla batteria e alla velocità rispetto all'aria, nonostante ArduPilot non preveda il salvataggio su log di queste grandezze è possibile ricavarle a partire da altre grandezze presenti nei log, in particolare:

- 1) La potenza erogata dalla batteria ai fini della propulsione può essere espressa come il prodotto fra la tensione misurata ai capi della batteria BAT.Volt e la corrente erogata dalla batteria BAT.Curr misurata a valle del BEC, se si somma ad essa la potenza assorbita dai sistemi di bordo si ha la potenza erogata dalla batteria complessivamente

$$P_{bm} = P_{bpm} + P_{am}$$

Test eseguiti a terra sull'aereo oggetto dello studio confermano la indipendenza della P_a dalla velocità e che quando il velivolo è in condizioni comparabili a quelle dei voli effettuati assume un valore lievemente variabile nel tempo ma mediamente pari a 3 Watt, si ha quindi:

$$P_{bm} = BAT.Volt \cdot BAT.Curr + 3$$

- 2) La velocità rispetto all'aria, sotto l'ipotesi di piccoli angoli di incidenza e deriva, può essere assunta come pari alla velocità ARSP.Airspeed misurata a partire dalla lettura di pressione differenziale ai capi del tubo di Pitot

$$TAS = ARSP.Airspeed$$

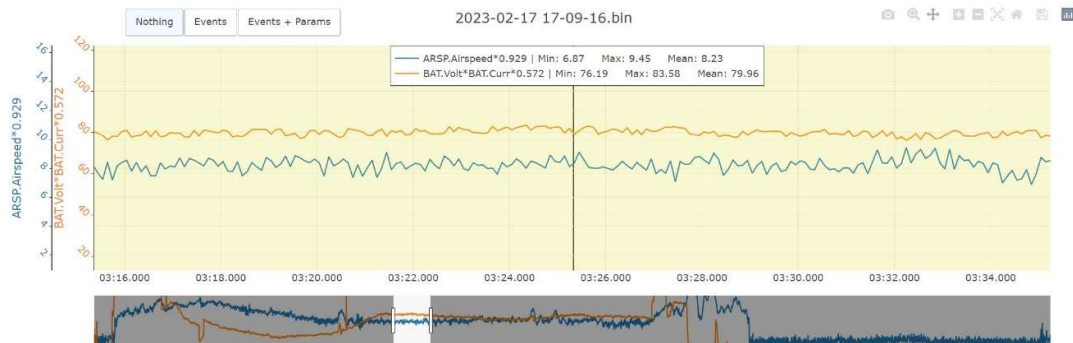


Figura 24: Dettaglio della visualizzazione con UAV Log Viewer

i coefficienti che moltiplicano la potenza e la velocità servono per compensare un cambio di parametri dovuto a una seconda calibrazione effettuata dopo i voli

Come si può notare dalla figura 23 e 24 i segnali ricavati dai dati sono abbastanza "rumorosi" ovvero non variano con continuità nel brevissimo periodo, sono causati dai disturbi interni ai sensori e se sotto certi livelli possono essere considerati fisiologici (ad esempio è normale vedere oscillazioni nella TAS misurata $\pm 2 \text{ m/s}$ con il velivolo fermo).

Per ovviare a questo inconveniente, una volta introdotte le espressioni di P_b e TAS in UAV Log Viewer, si è utilizzata la lettura del valore medio su un certo periodo di tempo come dato discreto.

La scelta degli opportuni periodi di tempo entro cui considerare la media aritmetica è stata fatta avvalendosi anche di altri dati, tra cui l'angolo di deriva stimato, la quota di volo ed il vento stimato in modo tale da individuare solo i periodi di volo con condizioni similari a quelle della crociera a velocità costante.

Nonostante la perizia nella selezione e scelta dei dati, i valori di potenza ottenuti sono discretamente inconsistenti rispetto alla velocità, ciò è probabilmente dovuto ai disturbi atmosferici presenti durante i voli nonché dall'inseguimento non ottimale, da parte di ArduPilot, delle traiettorie designate nei piani di volo.

La presenza di vento trasversale alla traiettoria di volo induce un angolo di deriva, che porta ad un aumento della resistenza aerodinamica e della potenza necessaria in condizione di equilibrio alla rotazione del velivolo.

Si è scelto, nonostante la eterogeneità, di non elaborare ulteriormente i dati ottenuti, affidando questo compito all'algoritmo di approssimazione numerica.



Figura 25: Traiettoria effettiva di uno dei voli eseguiti

3.3.2 Approssimazione Numerica

Una volta calcolati i valori di potenza erogata dalla batteria e di velocità li si è trascritti in un codice scritto ed eseguito in ambiente MATLAB™ in modo tale da poter usare lo strumento di approssimazione numerica Curve Fitting Toolbox™ per trovare la curva che meglio approssimasse i dati ottenuti.

L'algoritmo utilizzato è quello della approssimazione ai minimi quadrati [12] ovvero dati i punti (X_i, Y_i) e le funzioni definite dall'utente $f_j(x)$ con $j < i$, $i, j \in \mathbb{N}$, la funzione $F(x)$ combinazione lineare delle $f_j(x)$ nei coefficienti p_j che meglio approssima i dati è quella che minimizza la somma s degli scarti elevati al quadrato, definita come:

$$s = \sum_i (Y_i - F(X_i))^2 \quad \text{con} \quad F(x) = \sum_j p_j f_j(x)$$

Visto che solo la potenza erogata dalla batteria destinata alla propulsione varia in modo significativo con la velocità si è scelto di importare nel toolbox i punti (TAS_i, P_{bpmi}) ed in virtù della equazione (10), di utilizzare come funzioni definite dall'utente:

$$f_1(TAS) = TAS^3 \quad f_2(TAS) = TAS^{-1}$$

Sono stati ottenuti i coefficienti $p_1 = 0.01471$ e $p_2 = 357.9$.

$$P_{bpm} = 0.01471 \cdot TAS^3 + 357.9 \cdot TAS^{-1} \quad (14)$$

$$P_{bm} = 0.01471 \cdot TAS^3 + 357.9 \cdot TAS^{-1} + 3 \quad (15)$$

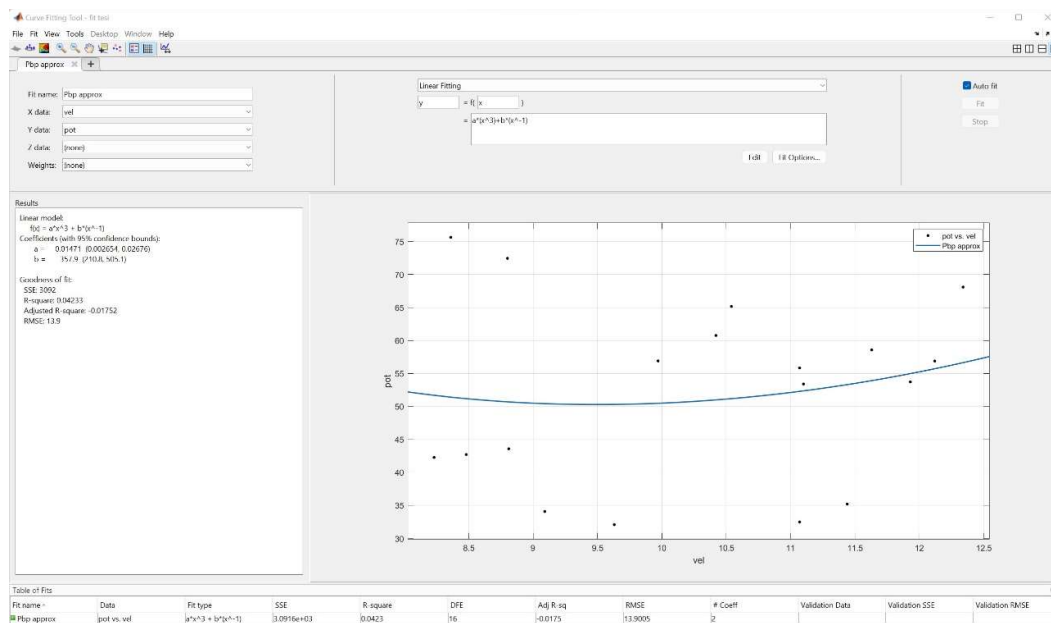


Figura 26: Schermata del Curve Fitting Toolbox

Per pura perizia numerica sono stati effettuati molteplici tentativi utilizzando delle funzioni f_j diverse, senza ottenere particolari miglioramenti nella approssimazione.

Per poter valutare la validità del metodo proposto in questo elaborato, è stata creata una curva di potenza erogata inserendo nell'equazione () i parametri del velivolo studiato, tali parametri sono stati ottenuti in parte dal lavoro di tirocinio precedentemente svolto dal candidato sull'aereo ed in parte da considerazioni logico-statistiche svolte sui dati presenti in letteratura per velivoli della stessa categoria.

$$W = 15.69 \text{ N}$$

$$S = 0.341 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$C_{d0} = 0.020 \text{ [6]}$$

$$k = 0.12 \text{ [6]}$$

$$\eta_{cable} = 0.98$$

$$\eta_{ESC} = 0.80 \text{ [5]}$$

$$\eta_m \eta_{prop} = 0.46 \text{ [3]}$$

$$\rightarrow P_{bpt} = 0.01157 \cdot TAS^3 + 392.56 \cdot TAS^{-1} \quad (16)$$

$$\rightarrow P_{bt} = 0.01157 \cdot TAS^3 + 392.56 \cdot TAS^{-1} + 3 \quad (17)$$

3.3.3 Grafici Ottenuti

Di seguito si riportano i grafici ottenuti, il codice MATLAB ed i dati (TAS_i, P_{bpmi}) utilizzati per crearli sono riportati nella Appendice a fine elaborato.

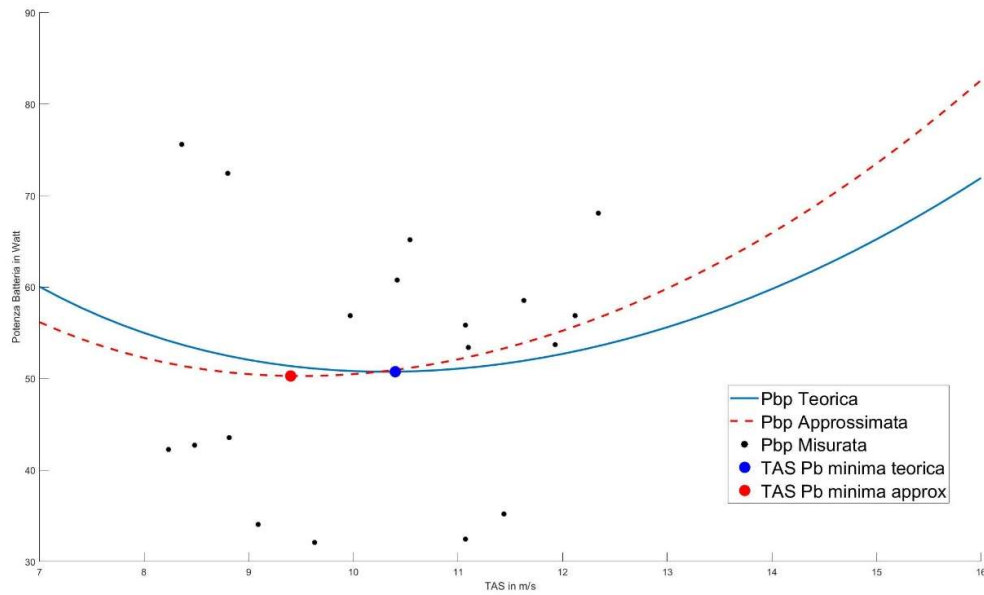


Figura 27: Potenza erogata dalla batteria ai fini della propulsione al variare della TAS

Confrontando le equazioni (14) e (16) si può notare come i parametri p_1 e p_2 siano numericamente comparabili a A/η_{tot} e B/η_{tot} essendo rispettivamente superiori e inferiori del 27% e del 9%, la marcata differenza tra le TAS_{oe} in figura 27 è da attribuire a queste lievi variazioni di parametri rispetto alle quali la condizione di minimo varia sensibilmente.

Utilizzando le equazioni (12) e (13) è stata calcolata la autonomia oraria e chilometrica per entrambe le espressioni della potenza erogata, adottando come parametri della batteria $C = 2.2Ah$ $\delta = 13.28$ $\varepsilon = -1.036$ $\beta = 0.9664$ [2] e considerando una Depth of Discharge del 100% – 80% – 60% – 40%.

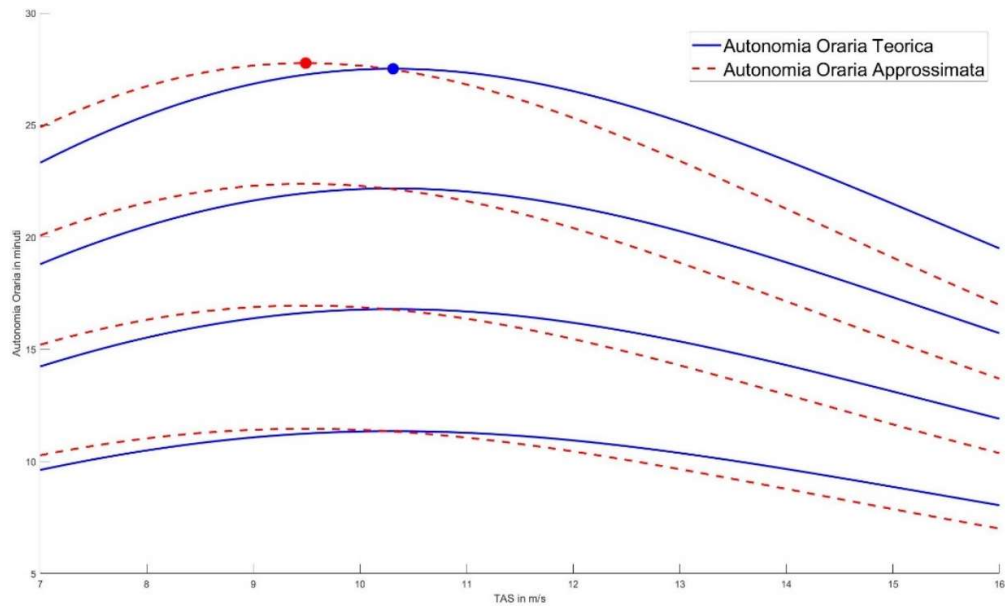


Figura 28: Autonomia oraria al variare della TAS e DoD della batteria

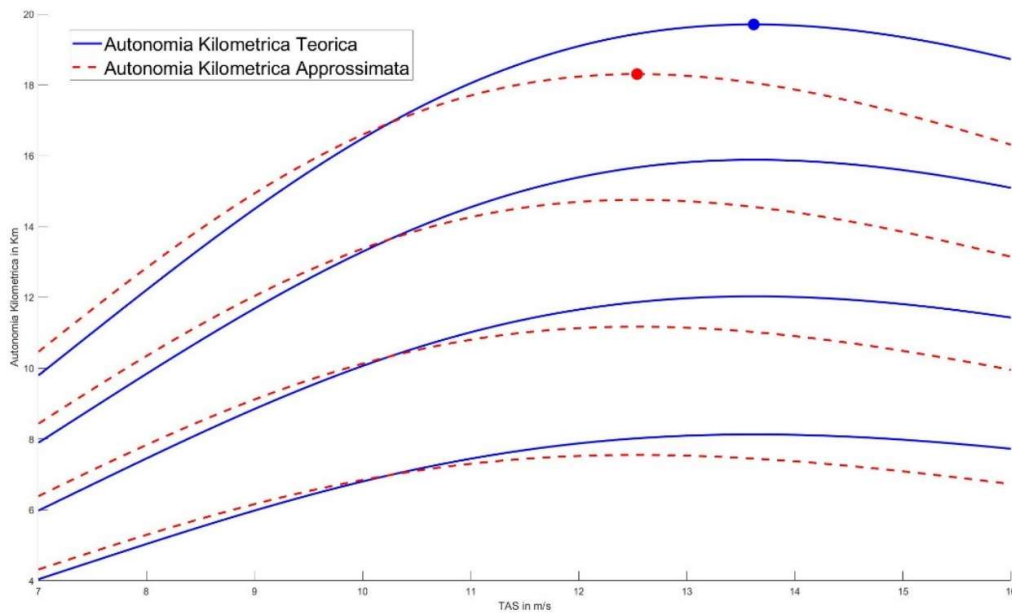


Figura 29: Autonomia chilometrica al variare della TAS e DoD della batteria

3.3.4 Tabella Riassuntiva delle Prestazioni

Di seguito si riporta la tabella con le massime autonomie di volo ottenibili.

	Massima Autonomia Oraria e Minima Potenza Erogata	Massima Autonomia Kilometrica
Curva Teorica	27m30s 53.75 W @ $10.31m/s$	19.7Km @ $13.62m/s$
Curva Approssimata	27m45s 53.28 W @ $9.49m/s$	18.3Km @ $12.54m/s$

4. Conclusioni

In questo lavoro di tesi sono state misurate ed ottimizzate le prestazioni di autonomia di un UAV elettrico ad ala fissa di ridotte dimensioni, in condizioni di crociera, sfruttando il controllore di volo PixHawk installato a bordo dello stesso.

Dopo aver ricavato, a partire dalle equazioni della dinamica in assenza di vento, la usuale curva della potenza necessaria in volo livellato, la si è integrata con un modello di scarica a potenza costante per batterie ai polimeri di litio. In questo modo sono state ottenute le equazioni che correlano, note alcune caratteristiche aeromeccaniche ed elettriche del velivolo, le autonomie di volo alla velocità rispetto all'aria.

In seguito, tramite diversi voli svolti usufruendo della navigazione automatica resa possibile dall'autopilota ArduPilot, sono stati raccolti i dati necessari a modellare le prestazioni del velivolo studiato.

Tale modellazione è stata svolta approssimando numericamente i dati ottenuti secondo l'algoritmo dei minimi quadrati, dalla espressione così ricavata sono state ottenute numericamente le autonomie oraria e chilometrica massime ottenibili.

L'approccio utilizzato, già presente in letteratura ma con obiettivi diversi [3], ha portato a risultati in linea con le previsioni teoriche, specialmente per l'autonomia oraria.

La maggiore deviazione rispetto ai risultati teorici la si ha nella determinazione delle velocità ottimali, in entrambi i casi lievemente inferiori ($\sim - 8.6\%$).

Il metodo utilizzato può essere sviluppato ulteriormente utilizzando un sensore di giri del motore in modo tale da poter stimare, conoscendo le prestazioni dell'elica montata, in modo più accurato i rendimenti del sistema di propulsione elettrico.

5. Bibliografia e Sitografia

- [1] Carlo Casarosa – Meccanica del volo – Pisa university press – Pisa – 2013
- [2] F.Giulietti, G. A. (2016). Optimal Performance and Sizing of a Battery-Powered Aircraft. *Aerospace Science and Technology*.
- [3] Jon N. Ostler, W. Jerry Bowman, Deryl O. Snyder, and Timothy W. McLain. "Performance Flight Testing of Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles". *International Journal of Micro Air Vehicles*, Volume 1, Number 3, 2009.
- [4] S. Park, J. Deyst, and J. P. How, "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Aug 2004. AIAA-2004-4900.
- [5] Gong, A., MacNeill, R., & Verstraete, D. (2018). Performance Testing and Modeling of a Brushless DC Motor, Electronic Speed Controller and Propeller for a Small UAV Application. 2018 Joint Propulsion Conference.
- [6] Sutthison, D., Wongkamchang, P., & Sukuprakarn, N. (2022). Aerodynamic Studies of Small Box-Wing Unmanned Aerial Vehicle Using CFD. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 2235, Issue 1, p. 012070). IOP Publishing.
- [7] Brandt, J., & Selig, M. (2011). Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- [8] Jimenez, P., Lichota, P., Agudelo, D., & Rogowski, K. (2019). Experimental Validation of Total Energy Control System for UAVs. *Energies*, 13(1)
- [9] Vyas, K. (2020, Giugno 29). A Brief History of Drones: The Remote Controlled Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). *Tratto da Interesting Engineering*: <https://interestingengineering.com/innovation/abrief-history-of-drones-the-remote-controlled-unmanned-aerial-vehicles-uavs>
- [10] Dispense di Controlli Automatici - Dispense del corso, a.a. 2020/2021, Matteo Zanzi.
- [11] Dispense di Elaborazione Dati per la Navigazione - Dispense del corso, a.a. 2020/2021, Matteo Zanzi.
- [12] Approssimazione ai minimi quadrati – Dispense del corso, a.a. 2020/2021, Lucia Romani
- [13] Regolamento di Esecuzione (UE) 2019/947
- [14] <https://ardupilot.org/ardupilot/index.html>
- [15] <https://plot.ardupilot.org/#/>
- [16] <https://ardupilot.org/planner/>
- [17] <https://ardupilot.org/plane/docs/calibrating-an-airspeed-sensor.html>
- [18] https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk.html
- [19] <https://mavlink.io/en/>
- [20] <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>

Appendice

dati di volo e codice utilizzato per generare i grafici

```
%ripristino grafici e variabili
clf;clc;
clear;

%dati ottenuti da UAV Log Viewer
vel =
[8.23,8.36,8.48,8.80,8.81,9.09,9.63,9.97,10.42,10.54,11.07,11.07,11.1,11.44,1
1.63,11.93,12.12,12.34]';
pot =
[42.27,75.63,42.71,72.45,43.58,34.08,32.08,56.9,60.76,65.16,32.48,55.83,53.40
,35.2,58.57,53.72,56.88,68.09]';

rho = 1.225;

%dati aereo
W = 9.8066*1.6;
S = 0.3407;
Cdo = 0.020;
k = 0.12;
Pa = 3;
etat = 0.98*0.80*0.46; % eta cavi * eta ESC * eta motore-elica

%dati batteria
C = 2.2;
delta = 13.28;
eps = -1.036;
beta = 0.9664;
dod = 0.4:0.2:1;

% coefficienti equazione potenza necessaria
A = 0.5*rho*S*Cdo;
B = k*2*W^2/(rho*S);

tas = 7:0.1:16;

pt = (A*tas.^3 + B./tas)/etat;
pm = ( 0.01471*tas.^3 + (357.9)./tas);

figure(1)
hold on
plot(tas,pt,'','LineWidth',2)
plot(tas,pm,'r--','LineWidth',2)
scatter(vel,pot,8,'*','k','LineWidth',5)

tast = tas(pt == min(pt));
tasm = tas(pm == min(pm));
scatter(tast,min(pt),'b','LineWidth',6)
scatter(tasm,min(pm),'r','LineWidth',6)

legend('Pbp Teorica','Pbp Approssimata','Pbp Misurata','TAS Pbp minima
teorica','TAS Pbp minima approx','FontSize',19)
xlabel('TAS in m/s')
ylabel('Potenza in Watt')
```

```

figure(2)
hold on
for j = 4:-1:1
    tt(j,:) = 60*delta*(pt+Pa).^eps *(C*dod(j))^beta;
    tm(j,:) = 60*delta*(pm+Pa).^eps *(C*dod(j))^beta;
    plot(tas,tt(j,:), 'b', 'LineWidth',2)
    plot(tas,tm(j,:), 'r--', 'LineWidth',2)
end

scatter(tast,max(tt(4,:)), 'b', 'LineWidth',6)
scatter(tasm,max(tm(4,:)), 'r', 'LineWidth',6)

legend('Autonomia Oraria Teorica', 'Autonomia Oraria
Approssimata', 'FontSize',19)
xlabel('TAS in m/s')
ylabel('Autonomia Oraria in minuti')

figure(3)
hold on
for j = 4:-1:1
    kt(j,:) = tas.*(3.6*delta*(pt+Pa).^eps *(C*dod(j))^beta);
    km(j,:) = tas.*(3.6*delta*(pm+Pa).^eps *(C*dod(j))^beta);
    plot(tas,kt(j,:), 'b', 'LineWidth',2)
    plot(tas,km(j,:), 'r--', 'LineWidth',2)
end

tastk = tas(kt(4,:) == max(kt(4,:)));
tasmk = tas(km(4,:) == max(km(4,:)));
scatter(tastk,max(kt(4,:)), 'b', 'LineWidth',6)
scatter(tasmk,max(km(4,:)), 'r', 'LineWidth',6)

legend('Autonomia Kilometrica Teorica', 'Autonomia Kilometrica
Approssimata', 'FontSize',19)
xlabel('TAS in m/s')
ylabel('Autonomia Kilometrica in Km')

```

Ringraziamenti

Ringrazio il Prof. Fabrizio Giulietti per avermi permesso di svolgere la tesi ed il tirocinio presso il Laboratorio di Meccanica del Volo, sono state entrambe esperienze fortemente positive sotto ogni aspetto.

Ringrazio la Dott.ssa Giulia Bertolani per l'assistenza durante il tirocinio e la stesura di questo elaborato.

Ringrazio la mia famiglia senza la quale oggi non sarei qui, ognuno mi ha supportato a modo suo ed aiutato a crescere, in particolare sono grato a mia madre che ora sa, suo malgrado, più sulle prestazioni dei velivoli ad ala fissa di quanto abbia mai voluto sapere.

Ringrazio infine i miei amici e la mia fidanzata, con i quali ho avuto il piacere di condividere le gioie ed i dolori di questi ultimi tre anni e mezzo di università.