

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
SEDE DI FORLÌ

CORSO DI LAUREA IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
CLASSE L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN
Meccanica del volo

STUDIO DELLE PRESTAZIONI DI UN
SARP IN CONFIGURAZIONE
MULTIROTORE

CANDIDATO
Michele Riccardo

RELATORE
Prof. Ing. Fabrizio Giulietti

CORRELATORE
Ing. Matteo Turci
Ing. Gianluca Rossetti

Anno Accademico 2015/2016

I SESSIONE

INDICE

INDICE DELLE FIGURE	3
INDICE DELLE TABELLE	5
1. INTRODUZIONE	6
2. REGOLAMENTO ENAC	8
3. DESCRIZIONE DEL MULTIROTORE.....	9
3.1 Frame.....	9
3.2 Batterie	12
3.2.1 Batterie Litio-Polimero	13
3.2.2 Energia e densità di carica.....	14
3.2.3 Legge di Peukert.....	16
3.3 Avionica	17
3.3.1 Flight Control	17
3.3.2 PMU (Power Management Unite).....	18
3.3.3 GPS.....	18
3.3.4 Modulo di telemetria	18
3.4 Sistema Propulsivo	19
3.4.1 ESC	19
3.4.2 Motore brushless	21
3.4.3 Elica	22
3.5 Payload: Parrot Sequoia.....	25
4. BANCO PROVA	27
4.1 Struttura.....	27
4.2 Componenti.....	29
4.3 Calibrazione.....	31
4.4 Attività sperimentale.....	33
5. CARATTERIZZAZIONE DEL SISTEMA PROPULSIVO.....	36
5.1 Figura di merito.....	36
5.2 Variazione di spinta in funzione del range di throttle.....	39
5.3 Potenza assorbita.....	41
5.4 Variazione di spinta durante la fase di scarica della batteria	43
5.5 Efficienza spinta/potenza	44
5.6 Stima delle perdite.....	46
6. PESO DEL MULTIROTORE NELLE VARIE CONFIGURAZIONI.....	49
7. PROBLEM STATEMENT.....	57
7.1 Parametri utilizzati per la stima dell'autonomia.....	59
8. AUTONOMIA ORARIA	60
9. CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI.....	67
APPENDICE	68
BIBLIOGRAFIA	69

INDICE DELLE FIGURE

Fig.1 Configurazione multirottore, DJI S900.....	7
Fig.2 Velivolo a pilotaggio remoto ad ala fissa, UAV Predator.....	7
Fig. 3. Esempio di frame simmetrico in fibra di carbonio.....	28
Fig. 4 Esempio di carrello retrattile con servocomandi.....	10
Fig. 5 DJI 600 con carrello retrattile.....	10
Fig. 6. Schema delle tipiche configurazioni di un multirottore.....	10
Fig. 7. Schema di funzionamento di una cella.....	12
Fig. 8. Batteria commerciale "TATTU", Lipo 6S da 10'000 mAh 25C.....	14
Fig. 9. Trend di andamento ottenuto analizzando varie batterie commerciali.....	15
Fig. 10. Batterie Lipo Amicell.....	15
Fig. 11. Kit Pixhawk.....	17
Fig. 12 Supporto GPS per evitare i disturbi del segnale.....	18
Fig. 13. Modulo di telemetria con antenna 3D Robotics.....	18
Fig. 14. Esempio di modulazione digitale PWM (Pulse Width Modulation).....	19
Fig. 15. ESC T-Motor 40 A, compatibile con batterie 2S-6S.....	20
Fig.16. Circuito con ESC e BEC integrato.....	20
Fig. 17. Motore brushless. A sinistra si vede un rotore a magneti permanenti, sulla destra lo statore costituito da spire.....	21
Fig. 18. Motore elettrico schematizzato.....	22
Fig. 19. Schematizzazione del principio di funzionamento di un rotore.....	23
Fig. 20. Elica T-Motor in fibra di carbonio a passo fisso.....	35
Fig. 21. Sensore multispettrale Sequoia.....	25
Fig. 22. Sensore di luminosità (sunshine).....	26
Fig. 23. Banco prova durante un test.....	27
Fig. 24. Schema a blocchi che descrive il funzionamento del banco prova.....	28
Fig. 25. Alimentatore da banco "KEITHLEY 2260B-30-72".....	29
Fig. 26. Wattmetro con connettori XT60.....	18
Fig. 27. Cella di carico "Deltatech S-AL-A/25 kg".....	280
Fig. 28. Microcontrollore Arduino due.....	31
Fig. 29. Schema a blocchi del circuito utilizzato per la calibrazione.....	18
Fig. 30. Grafico della calibrazione in corrente del wattmetro. Sulla destra i valori p1 e p2 ottenuti.....	32
Fig. 31. Grafico della calibrazione in tensione del wattmetro. Sulla destra i valore p1 e p2 ottenuti.....	33
Fig. 32. Attività sperimentale. Sala prove.....	33
Fig. 33. Grafico della spinta in funzione del tempo di acquisizione.....	34
Fig. 34. Grafico della corrente assorbita in funzione del tempo di acquisizione.....	35
Fig. 34. Grafico della corrente assorbita in funzione del tempo di acquisizione.....	35
Fig. 35. Grafice della potenza assorbita in funzione del tempo di acquisizione.....	35
Fig. 36. Grafico del confronto della figura di merito. Motore Multistar Elite 3508 con eliche da 15*5 e 13*4.4.....	37
Fig. 37. Grafico della figura di merito. Motore T-Motor MN3110 accoppiato con un elica da 13*4.4.....	38
Fig. 38. Grafico spinta/throttle per motore Multistar Elite 3508 con elica da 15*5.....	28
Fig. 39. Grafico spinta/throttle per motore T-Motor MN3110 con elica da 13*4.4.....	40
Fig. 40. Variazione di spinta [N] al variare del numero di giri.....	40
Fig. 41. Confronto T-Motor vs Multistar Elite della spinta in funzione della potenza assorbita con una tensione di 16,8 V.....	41
Fig. 42. Grafico potenza assorbita/spinta. Motore Multistar Elite 3508 con elica da 15*5.....	42
Fig. 43. Grafico comparativo T-Motor vs Multistar Elite della spinta in funzione della potenza assorbita con differenti tensioni.....	42
Fig. 44. Grafico della variazione di spinta disponibile durante la fase di scarica della batteria.....	43
Fig. 45. Grafico della spinta disponibile in funzione della potenza durante la fase di scarica di una batteria 6S.....	44
Fig. 46. Grafico del confronto dell'efficienza Spinta/Watt.....	45
Fig. 47. Test per la stima delle perdite dovute alla presenza del supporto motore e del braccio del multirottore.....	46
Fig. 48. Grafico delle perdite dovute al supporto motore per l'elica da 13*4.4.....	46

Fig. 49. Grafico delle perdite dovute al braccio per l'elica da 13*4.4.	47
Fig. 50. Grafico delle perdite dovute al supporto motore per l'elica da 15*5.....	47
Fig. 51. Grafico delle perdite dovute al braccio per l'elica da 15*5.....	48
Fig. 52. Spy 750 esarotore Y6.Motori T-Motor MN 3110-17 kv 700, ESC T-Motor 30 ed eliche T-Motor carbon 13*4.4'	50
Fig. 53.Motore brushless T-Motor MN 3110-17 kv 700.....	52
Fig. 54. Supporto motori.....	53
Fig. 55. Motore brushless Multistar Elite 3508 kv268.....	53
Fig. 56. Grafico autonomia oraria T-Motor MN3110-17 con elica 13*4.4, $E_s = 177.1$ [Wh/kg].....	60
Fig. 57. Grafico autonomia oraria T-Motor MN3110-17 con elica 13*4.4, $E_s = 250$ [Wh/kg].....	62
Fig. 58. Autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo T-Motor al variare di E_s	63
Fig. 59. Grafico autonomia oraria Multistar Elite 3508 con elica 15*5, $E_s = 177.1$ [Wh/kg]... ..	64
Fig. 60. Grafico autonomia oraria Multistar Elite 3508 con elica 15*5, $E_s = 250$ [Wh/kg]... ..	65
Fig. 61. Autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo Multistar Elite al variare di E_s	66

INDICE DELLE TABELLE

<i>Tabella 1. Configurazione esacottero con componentistica T-Motor.....</i>	<i>51</i>
<i>Tabella 2. Configurazione quadricottero con componentistica T-Motor.....</i>	<i>52</i>
<i>Tabella 3. Configurazione ottacottero con componentistica T-Motor.....</i>	<i>53</i>
<i>Tabella 4. Configurazione esacottero con componentistica Multistar Elite.....</i>	<i>18</i>
<i>Tabella 5. Configurazione quadricottero con componentistica Multistar Elite.....</i>	<i>55</i>
<i>Tabella 6. Configurazione ottacottero con componentistica Multistar Elite.....</i>	<i>35</i>
<i>Tabella 7. Parametri utilizzati nelle simulazioni per la stima dell'autonomia oraria.....</i>	<i>18</i>
<i>Tabella 8. Autonomia oraria sistema propulsivo T-Motor per $E_s = 177.1 \text{ Wh/kg}$.....</i>	<i>61</i>
<i>Tabella 9. Autonomia oraria sistema propulsivo T-Motor per $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$.....</i>	<i>62</i>
<i>Tabella 10. Autonomia oraria sistema propulsivo Multistar Elite per $E_s = 177.1 \text{ Wh/kg}$.....</i>	<i>184</i>
<i>Tabella 11. Autonomia oraria sistema propulsivo Multistar Elite per $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$.....</i>	<i>65</i>

1. INTRODUZIONE

L'idea di un velivolo a pilotaggio remoto si sviluppa negli anni 30' negli Stati Uniti grazie all'ingegnere britannico Reginald Denny che portò il suo "modello radiocomandato" all'Esercito Americano. Inizialmente non riscosse successo tra le autorità, infatti venne utilizzato come semplice bersaglio nelle esercitazioni militari.

Nel periodo intermedio tra le due guerre mondiali, lo sviluppo tecnologico permise agli eserciti di convertire alcuni aeri in SARP (Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto) con il vantaggio di fargli compiere missioni ad alto rischio per l'incolumità dell'uomo.

I mezzi a pilotaggio remoto si suddividono in due categorie:

- Multirotori (*fig.1*);
- Velivoli ad ala fissa (*fig.2*).

In campo militare sono molto diffusi i velivoli ad ala fissa che grazie alla loro elevata autonomia e alla capacità di volare ad alta quota vengono utilizzati per missioni di pattugliamento e spionaggio senza mettere a rischio l'equipaggio.

Da una prima applicazione prettamente militare, nell'ultimo decennio si è creato un business dei velivoli a pilotaggio remoto, anche nell'ambito civile dove il loro impiego è in continua crescita. Nel campo dell'aviazione civile, nonostante la presenza a bordo di aeromobili di sistemi altamente tecnologici che consentono una missione automatizzata limitando di fatto l'influenza del fattore umano, i velivoli a pilotaggio remoto faticano ad inserirsi come valida alternativa all'equipaggio. Il limite principale è rappresentato dalla sicurezza dei passeggeri in caso di una qualsiasi failure e dalla difficoltà di coordinazione da parte dei controllori di volo durante le fasi critiche della missione come il decollo e l'atterraggio. In ambito civile le applicazioni sono varie e si passa dal semplice scopo ludico fino al monitoraggio per agricoltura e per la prevenzione di calamità, monitoraggio di ponti e opere pubbliche, ricostruzione fotografica 3D, videoriprese, attività di ricerca scientifica e missioni ad alto rischio.

La specializzazione della missione che i SARP devono svolgere induce un notevole sforzo tecnologico per stare al passo con le continue richieste di mercato. Dallo studio preliminare del frame e della configurazione da adottare fino alle scelte di eliche, motori e batterie, tutto deve essere studiato e ottimizzato per rendere il più efficiente possibile il velivolo per la missione richiesta. Per questo motivo lo scopo del progetto è di dimensionare un SARP in configurazione multirottore cercando il miglior compromesso tra configurazione, motori, eliche e batterie per massimizzare l'autonomia oraria.

Grazie all'utilizzo di un banco prova per l'acquisizione di dati sperimentali è stato possibile caratterizzare due motori elettrici brushless. I dati forniti riguardano la trazione dell'elica e la potenza assorbita dal sistema motore-elica-ESC. Le prove sono state effettuate per diverse percentuali di manetta, variando grazie ad un alimentatore da banco la tensione in modo da simulare diverse batterie. Sono state svolte anche delle analisi che riguardano la variazione del tiro dell'elica dovuta alla sottostante presenza del braccio e del supporto motore del multirottore. Le simulazioni per il calcolo dell'autonomia oraria sono implementate tramite metodi analitici creando un software in grado di stimare per una determinata capacità della batteria l'autonomia oraria raggiunta. Una volta determinata l'autonomia si è verificato, tramite l'ausilio di una termocamera se il sistema propulsivo è effettivamente in grado di lavorare per un intervallo di tempo voluto senza incorrere in problemi di surriscaldamento dovuti al flusso di corrente elettrica necessaria per l'alimentazione del sistema stesso.



Fig.1 Configurazione multirottore, DJI S900.



Fig.2 Velivolo a pilotaggio remoto ad ala fissa, UAV Predator.

2. REGOLAMENTO ENAC

Il numero sempre crescente di velivoli a pilotaggio remoto ha costretto le autorità a imporre dei regolamenti per evitare rischi sull'incolumità dell'uomo. L'ENAC (*Ente Nazionale dell'Aviazione Civile*) con il regolamento del 16 luglio 2015 si propone di far chiarezza e di definire effettivamente cosa si intende per SARP. Riportiamo di seguito alcuni articoli della normativa vigente.

- 1. L'articolo 743 del Codice della Navigazione "Nozione di aeromobile" prevede, nella definizione di aeromobile, i mezzi aerei a pilotaggio remoto: "Per aeromobile si intende ogni macchina destinata al trasporto per aria di persone o cose. Sono altresì considerati aeromobili i mezzi aerei a pilotaggio remoto, definiti come tali dalle leggi speciali, dai regolamenti dell'ENAC e, per quelli militari, dai decreti del Ministero della Difesa. Le distinzioni degli aeromobili, secondo le loro caratteristiche tecniche e secondo il loro impiego, sono stabilite dall'ENAC con propri regolamenti e, comunque, dalla normativa speciale in materia".*
- 2. I mezzi aerei a pilotaggio remoto impiegati o destinati all'impiego in operazioni specializzate o in attività scientifiche, sperimentazione e ricerca, costituiscono i Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto (SAPR) e ad essi si applicano le previsioni del Codice della Navigazione secondo quanto previsto dal presente Regolamento.*

Nello studio seguente si farà riferimento a SARP destinati all'impegno in attività sperimentali e di ricerca. In particolare si dimensionerà nel dettaglio un multirottore, ossia un sistema ad ala rotante con un più di due rotori.

3. DESCRIZIONE DEL MULTIROTORE

In generale è possibile suddividere la struttura di un multirottore nelle seguenti parti:

- Frame
- Batteria
- Avionica
- Sistema propulsivo
- Payload

3.1 Frame

Il frame è la struttura centrale di un velivolo a pilotaggio remoto dove viene alloggiata tutta la componentistica di bordo e può essere chiamato semplicemente telaio. Sul mercato sono presenti innumerevoli tipologie di frame che si differenziano principalmente per il materiale adottato e per la configurazione dei rotori. A seconda della missione che il velivolo dovrà svolgere, dall'ingombro dell'avionica di bordo e del payload si sceglie la configurazione e il materiale del frame più adatto. I requisiti fondamentali del telaio sono la leggerezza e la rigidità quindi si costruisce il multirottore con materiali leggeri ma resistenti come la fibra di carbonio, leghe di alluminio o plastica. In fase di progettazione si deve fare molta attenzione per prevenire le vibrazioni causate principalmente dagli organi rotanti. Per avere una buona distribuzione dei pesi e migliorare quindi la stabilità dell' mezzo è consigliabile utilizzare un frame simmetrico anche se, con l'avvento di controllori di volo (autopilota) sempre più evoluti, questa non è una caratteristica indispensabile per il modello. Si utilizzano anche frame non simmetrici.



Fig. 3. Esempio di frame simmetrico in fibra di carbonio.

Oltre a frame un ruolo importante è ricoperto dal carrello in fase di decollo e atterraggio. Nelle configurazioni più semplici si utilizzano dei supporti fissi smontabili che possono essere facilmente sostituibili in caso di rottura. Se si svolgono missioni di videoripresa, ad esempio, è utile montare un carrello retrattile (fig.5). Grazie all'ausilio di servocomandi si solleva il carrello in modo da non ostacolare il campo visivo, permettendo così all'operatore di muovere la camera a 360°.



Fig. 4 Esempio di carrello retrattile con servocomandi.



Fig. 5 DJI 600 con carrello retrattile.

La scelta del frame determina a sua volta la configurazione del multirottore. Le principali configurazioni adottabili sono riportate in figura

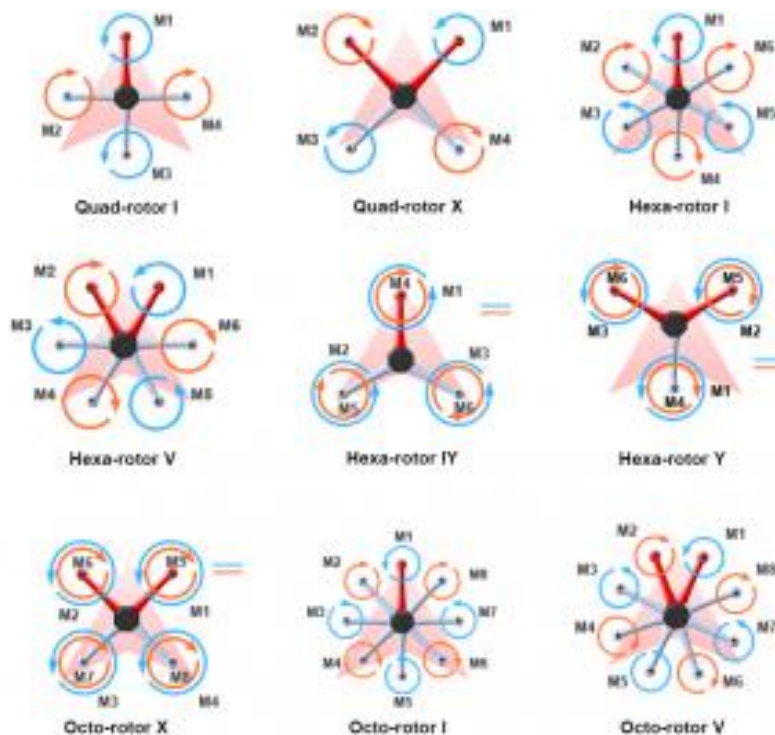


Fig. 6. Schema delle tipiche configurazioni di un multirottore.

I multirotori utilizzano prevalentemente eliche a pallo fisso ed il controllo di imbardata, beccheggio e rollio è ottenuto grazie ad una variazione di velocità di ogni singolo rotore che va ad influire sulla coppia prodotta permettendone il movimento.

Proprio per bilanciare la coppia prodotta il numero di rotori deve essere pari almeno pari 4, anche se con un elica a passo variabile si possono avere soli 3 rotori ma si aumenta notevolmente la complessità del mezzo.

Nell'analisi proposta verranno analizzate tre configurazioni di frame:

- Hexa-rotor Y;
- Octo-rotor X;
- Quad-rotor X;

In caso di failure di un motore l'autopilota riesce a compensare la coppia di reazione e a far atterrare in sicurezza il multirottore in caso di 6 o più rotori.

Le configurazioni Hexa-rotor Y e Octo-rotor X risulteranno inevitabilmente più pesanti rispetto alla Quad-rotor X ma aumentando il numero di rotori si aumenta il carico utile poiché aumenta il carico sul disco [N/m^2]:

$$\text{Carico sul disco} = \frac{T}{A_t}$$

con T che è la spinta totale del sistema propulsivo e A_t è l'area totale spazzata dai rotori.

3.2 Batterie

Per il calcolo dell'autonomia oraria è fondamentale conoscere in maniera accurata il funzionamento delle batterie, che spesso costituiscono l'unica fonte di energia a bordo di un velivolo a pilotaggio remoto. Il principio alla base del funzionamento è una reazione chimica di ossidoriduzione con la quale si trasforma l'energia chimica in energia elettrica. La trasformazione è garantita dal trasferimento di elettroni da una sostanza che li cede (ossidazione) a una che gli acquista (riduzione). Le sostanze che partecipano alla reazione sono chiamate specie chimiche. La conversione energetica avviene all'interno della cella che rappresenta quindi il corpo centrale della batteria. A seconda delle esigenze le celle possono essere collegate in serie, se si vuole aumentare il voltaggio o in parallelo se si vuole aumentare la capacità.

Un batteria costituita da più celle con separatori, connettori e terminali viene denominata "pacco batterie".

Schematizzando una cella (*fig.7*) è possibile individuare tre componenti principali:

- **Catodo (polo negativo)**: specie che accetta gli elettroni dal circuito e viene ridotta durante la reazione;
- **Anodo (polo positivo)**: specie che rilascia elettroni al circuito e viene ossidata durante la reazione;
- **Elettrolita**: è un conduttore ionico che permette il passaggio degli elettroni

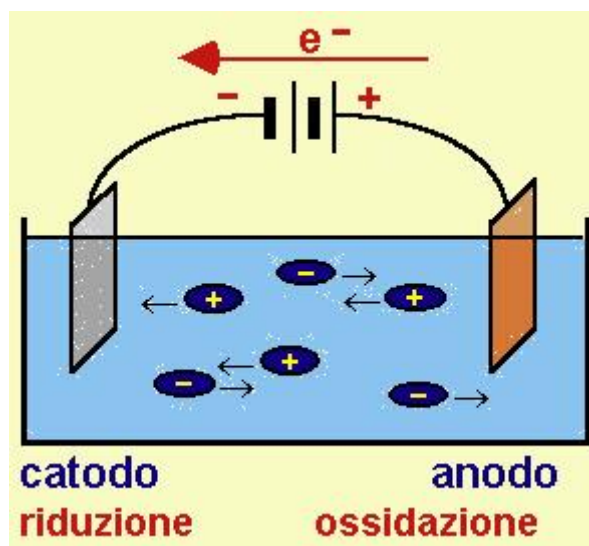


Fig. 7. Schema di funzionamento di una cella.

Si possono distinguere le batterie in due categorie principali in base al tipo di reazione chimica:

- Batterie primarie o non ricaricabili (reazione irreversibile);
- Batterie secondarie o ricaricabili (reazione reversibile);

Nel campo dei multirotori e dei velivoli ad ala fissa con motori elettrici sono usate quasi esclusivamente le batterie Litio-Polimero dette comunemente Lipo.

3.2.1 Batterie Litio – Polimero

Le batterie ai polimeri di litio sono classificate come batterie secondarie ricaricabili. Sono molto utilizzate per alimentare i velivoli a pilotaggio remoto grazie all'elevata densità di carica (rapporto peso/potenza elettrica erogata) e all'assenza dell'effetto memoria che consente di allungare la vita del pacco batterie. La tecnologia LiPo è lo sviluppo tecnologico delle vecchie batterie a litio-ione. La principale caratteristica di differenziazione è che l'elettrolita in sale di litio non è contenuto in un solvente organico ma si trova in un composto di polimeri, permettendo ai produttori di ridurre l'ingombro a pari capacità. Le batterie sono costituite da una o più celle collegate in serie per ottenere la tensione desiderata. La tensione massima per cella è di circa 4,25 V, la tensione nominale ossia la tensione media è di 3.7 V. Il dato più importante da prendere in considerazione è il voltaggio di "cut-off" ossia la tensione minima per cella pari a 2.7 V. Per salvaguardare la vita della batteria è buona norma non scaricare mai la cella al di sotto dei 3.7 V. Nonostante i vantaggi sopra elencati bisogna fare molta attenzione alla fase di carica e di scarica della batteria. In fase di carica è importante mantenere la tensione delle celle della batteria ben bilanciate e si può ovviare a questo problema grazie al carica batterie che con un connettore di bilanciamento verifica ed eventualmente bilancia la tensione delle varie celle. Con il passare del tempo e con un utilizzo non ottimale del pacco batterie si può notare un rigonfiamento della batteria che chiaramente non è un indice di buono stato dell'accumulatore. Un'altra accortezza che bisogna avere è di evitare il cortocircuito perché si rischia di avere un incendio o un'esplosione, quindi è consigliato il trasporto in appositi contenitori ignifughi. Per la nomenclatura si indica con S il fatto di avere le celle collegate in serie. Ad esempio il pacco batterie in *figura 8* è indicato come 6S ossia 6 celle in serie che garantiscono una tensione nominale 22.2 V



Per caratterizzare una batteria vengono forniti dal costruttore i seguenti dati:

- Capacità $[A],[mAh]$;
- Numero di celle;
- Tensione nominale $[V]$;
- C-rate (corrente di scarica);
- Potenza erogabile $[Wh]$.

Fig. 8. Batteria commerciale "TATTU", Lipo 6S da 10'000 mAh 25C.

3.2.2 Energia e densità di carica

L'energia fornita viene misurata in Watt ora $[Wh]$ ed è la quantità di Watt che il pacco batterie può fornire in un'ora:

$$E = v C$$

Dove:

$C [A]$: capacità;

$v [V]$: tensione.

A questo punto è utile risalire all'energia specifica (E_s) ossia alla potenza che il pacco batterie è in grado di fornire per unità di massa $[Wh/kg]$. L'energia specifica è un dato fondamentale per stimare l'autonomia oraria, infatti da essa si può risalire al peso della batteria (W_b).

$$W_b = \frac{C_0 v}{E_s}$$

e ponendo l'inverso dell'energia specifica della batteria $\alpha = \frac{1}{E_s}$ si ottiene il peso della batteria

$$W_b = C_0 v \alpha.$$

Il parametro α non è fornito da tutte le aziende produttrici ma è molto importante stimarlo perché è direttamente proporzionale al peso della batteria. Con il progredire della tecnologia

tale parametro è destinato a decrescere e quindi si avranno batterie che a parità di numero di celle e di capacità risulteranno più leggere. Una stima di α è stata effettuata per via statistica considerando un set di batterie presenti sul mercato e noti i dati di capacità e tensione si risale alla densità di energia specifica. Una volta rappresentati i punti sul grafico energia-peso di ogni batteria, tramite un'approssimazione ai minimi quadrati si trova l'equazione della retta di regressione. L'equazione di tale retta assume la forma $E = 177.11 m_b$.

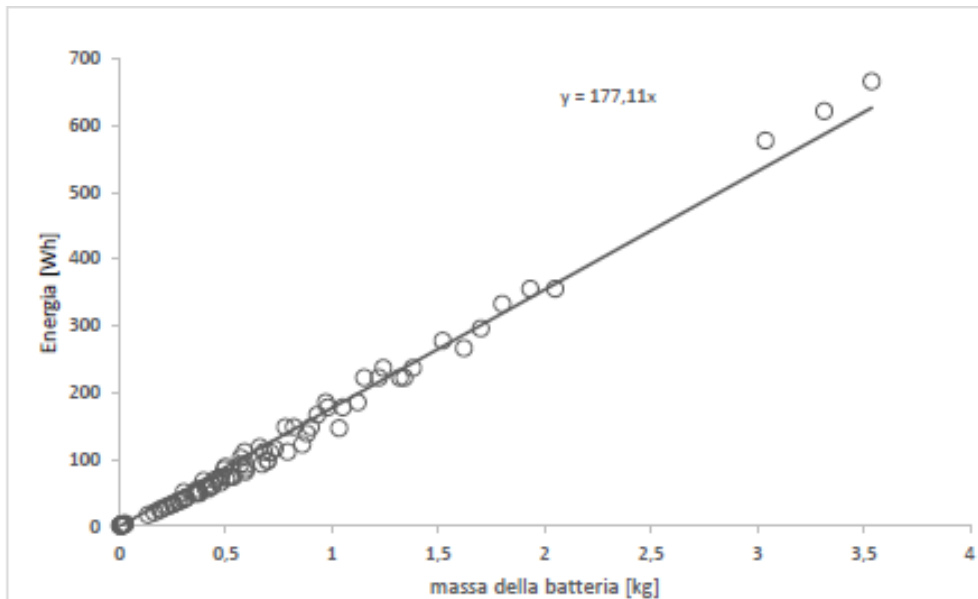


Fig. 9. Trend di andamento ottenuto analizzando varie batterie commerciali.

Nello studio dell'autonomia oraria viene considerato anche altro valore di densità di energia specifica pari a 250 [Wh/kg] fornito dall'azienda produttrice *Amicell*. Questa tecnologia permette di avere una capacità più alta a pari peso rispetto alle altre batterie in commercio, il che significa aumentare l'autonomia oraria del velivolo. Inoltre l'azienda produce pacchi batterie con diversi tipi di celle e capacità a seconda delle richieste del cliente (vedi appendice A).

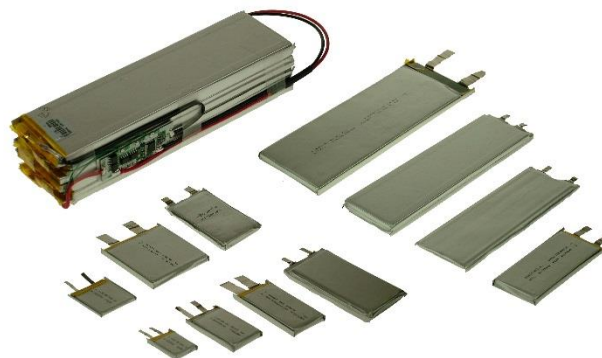


Fig. 10. Batterie Lipo Amicell.

3.2.3 Legge di Peukert

La legge di Peukert vale per gli accumulatori ricaricabili. Lo scienziato tedesco scoprì che il tempo di scarica della batteria si riduce rispetto al tempo nominale il che significa che la capacità effettiva si riduce rispetto alla capacità nominale.

$$C = C_0 \left(\frac{C_0}{it_0} \right)^{k-1}$$

In cui:

k : coefficiente di Peukert. Rappresenta un valore calcolabile per via sperimentale in grado di fornire un'idea sulle performance dell'accumulatore

C_0 : capacità nominale dell'accumulatore [Ah]

t_0 : tempo di scarica dell'accumulatore [h]

i : corrente di scarica [A]

Il k varia a seconda della qualità della batteria. Poiché sono state effettuate attività sperimentali al banco prova, grazie ad un alimentatore da banco si mantengono corrente e tensione costanti e non si hanno perdite di capacità effettiva. Per considerare invece le condizioni operative reali di un multirotores bisogna tener presente la legge di Peukert. Nelle simulazioni viene considerato un $k=1.2$ che è un valore medio nel range di k che varia da 1.1 a 1.4. Più il valore si avvicina a 1 più la batteria tende ad avere un comportamento ideale e quindi è in grado di mantenere costante la capacità nominale per tutta la fase di scarica.

3.3 Avionica

L'avionica è l'insieme degli strumenti elettronici presenti a bordo di un multirottore con lo scopo di garantirne la navigazione in sicurezza. I componenti utilizzati nel multirottore in analisi sono:



Fig. 11. Kit Pixhawk.

- FC (Flight control), *Pixhawk* ;
- Ricevente;
- PMU, Power Management Unit;
- GPS;
- Modulo di telemetria;

La potenza totale assorbita dall'avionica è nell'ordine dei 5 watt.

3.3.1 Flight control

L'autopilota si occupa di gestire gli input provenienti dalla ricevente per controllare, tramite segnali PWM gli ESC, consentendo una regolazione della corrente in arrivo al motore elettrico. Il modello utilizzato è un *Pixhawk* a 32 bit che è un sistema di volo open hardware prodotto dalla *3D Robotics*. All'interno è integrata una piattaforma IMU (Inertial Measurement Unit) ossia un'unità di misura inerziale composta da una terna accelerometri, giroscopi e un magnetometro. Tramite il software *Mission Planner* è possibile programmare l'autopilota, calibrare le strumentazioni di bordo e impostare il volo controllato tramite waypoint. Il primo passo è scegliere la configurazione del multirottore che verrà adottata. Si passa poi alla calibrazione della strumentazione interna ossia giroscopi, accelerometri e magnetometro ruotando il multirottore lungo i tre assi. Collegando l'FC con una ricevente è possibile impostare sulla radio trasmittente i comandi di pilotaggio desiderati dell'operatore. È necessario calibrare anche gli ESC posizionando lo stick del throttle prima nella posizione di minimo e poi di massimo. Il software permette inoltre di regolare gli offset per garantire un volo in condizioni stabili e sicure. Questo genere di regolazioni devono essere svolte con voli di prova osservando la risposta del mezzo ai comandi dell'operatore. Nell'ottica della missione di acquisizione dati che deve svolgere il multirottore è stato scelto questo tipo di controllore di volo avanzato in cui è possibile impostare un volo controllato tramite waypoint che permette di conoscere istante per istante l'esatta posizione del mezzo.

3.3.2 PMU

La Power Management Unit è un sistema elettronico che permette di regolare il flusso corrente proveniente dal pacco batterie e necessario ad alimentare i tutti i componenti dell'avionica. Il sistema presente nel kit *Pixhawk* si compone anche di una parte *sensitive* in grado di misurare il flusso di corrente elettrica e tensione all'interno del circuito in cui è posto.

3.3.3 GPS

Sul multirottore è presente un secondo magnetometro con antenna GPS in grado di ricevere il segnale satellitare e tramite opportuni algoritmi elabora un'informazione accurata su posizione e velocità che viene inviata all'autopilota. Tramite l'ausilio del GPS è possibile effettuare il volo programmato tramite waypoint impostati mediante una ground station. Si usa una seconda bussola, distanziata dal frame tramite un supporto, per evitare interferenze magnetiche.



Fig. 12 Supporto GPS per evitare i disturbi del segnale.

3.3.4 Modulo di telemetria

Il modulo di telemetria è uno strumento elettronico collegato all'autopilota che permette di acquisire dati dal multirottore in volo. È dotato di un'antenna che permette di trasmettere ad una ground station le informazioni in tempo reale. Esse sono visualizzabili direttamente sul *Mission Planner*.



Fig. 13. Modulo di telemetria con antenna 3D Robotics.

3.4 Sistema propulsivo

Il sistema propulsivo si compone di ESC, motore brushless ed elica.

3.4.1 ESC

L' Electronic Speed Control o semplicemente ESC è un regolatore elettronico fondamentale per consentire il volo di un multirottore. In particolare si occupa di gestire la velocità di rotazione del motore elettrico. Per tale controllo agisce regolando il flusso di corrente da inviare al motore brushless. L' ESC comunica con l'autopilota mediante un segnale PWM (Pulse Width Modulation) ovvero una modulazione digitale a larghezza d'impulso. Il Flight Control è collegato con una ricevente, quindi in base ai comandi ricevuti dall'operatore, invia un'informazione codificata sotto forma di durata nel tempo dell'impulso.

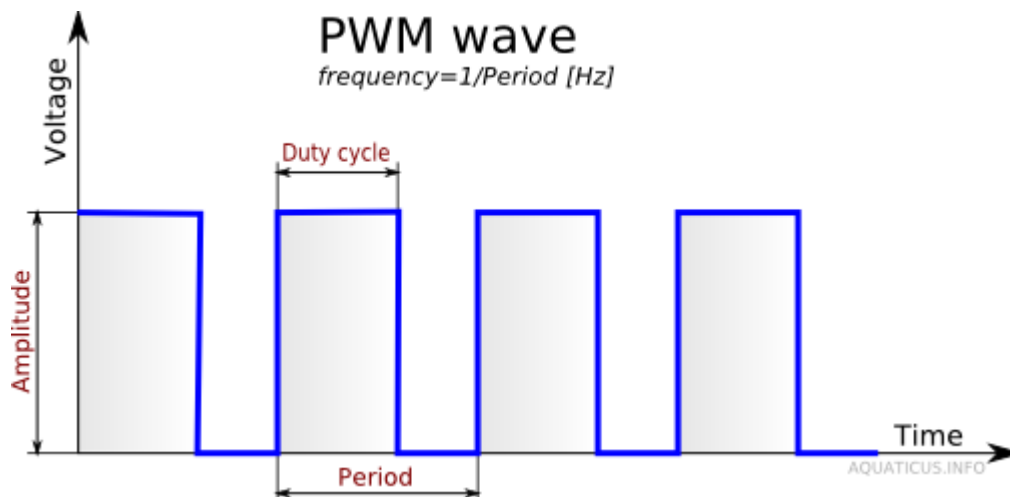


Fig. 14. Esempio di modulazione digitale PWM (Pulse Width Modulation).

La lettura dell'informazione da parte dell'ESC avviene riconoscendo la durata temporale del segnale "alto". Durante l'attività sperimentale al banco prova il range di PWM è compreso tra $1000 \mu s$, in cui si ha il motore fermo e $2000 \mu s$ per il massimo di throttle.

Ogni ESC ha una limitazione sulla massima corrente e tensione che esso può gestire. Un sovraccarico di corrente porta ad un surriscaldamento del componente che può anche portare ad una rottura. La tensione applicata è quella dell'alimentatore. Nella scelta dell'Electronic Speed Control si deve conoscere il picco di corrente assorbita dal motore e la tensione erogata dalla batteria.

Per invertire il senso di rotazione del motore brushless è sufficiente invertire il collegamento dei cavi nell'ESC.



Nella *figura 15* si vede l'ESC utilizzato nell'attività sperimentale al banco prova. Il modello è in questione è un T-Motor con corrente massima ammissibile di 40 A e compatibile con batterie da 2S a 6S. con tecnologia BEC integrata.

Fig. 15. ESC T-Motor 40 A, compatibile con batterie 2S-6S.

BEC

Questa tecnologia permette, tramite un circuito, il recupero di energia per alimentare la ricevente e i servocomandi dove presenti. In passato era necessario avere un alimentatore a parte mentre adesso il sistema BEC consente di avere una sola batteria con il vantaggio di limitare il peso e l'ingombro. Si deve considerare che la tensione di alimentazione della ricevente, pari a 5 V è molto minore alla tensione proveniente dalla batteria quindi il BEC deve "eliminare" la tensione in eccesso. Naturalmente l'energia non può essere eliminata, quindi si trasforma in calore dissipato. Questa tipologia di ESC è programmabile, in particolare si possono settare dei parametri in grado di controllare a piacere dell'utente l'erogazione di potenza. Di seguito si vede un esempio di circuito con ESC e BEC integrato:

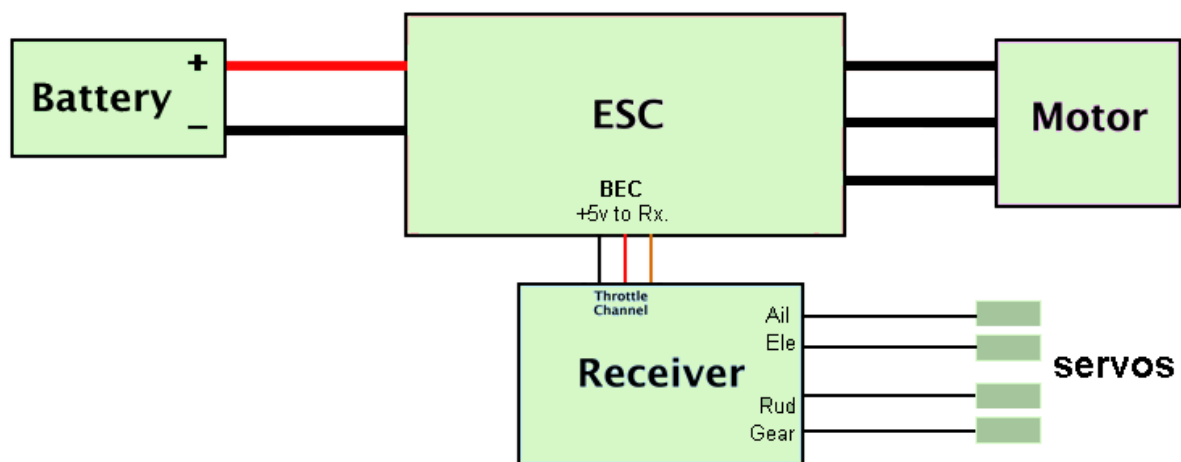


Fig.16. Circuito con ESC e BEC integrato.

OPTO

Un regolatore OPTO non prevede un sistema di recupero di energia. Si utilizza principalmente quando si hanno dei grandi assorbimenti di corrente o delle alte tensioni per non sovraccaricare il lavoro dell'ESC. Si preferisce non alimentare la ricevente tramite il regolatore perché in caso di picchi improvvisi di corrente si rischia la rottura del componente facendo precipitare inevitabilmente il mezzo. Con questo tipo di ESC è necessario l'ausilio di un secondo pacco batterie per l'alimentazione della ricevente e di eventuali servocomandi.

3.4.2 Motore brushless

Il motore brushless ossia “senza spazzole” è un motore elettrico con il rotore a magneti permanenti e lo statore costituito da avvolgimenti elettrici detti spire. Essi sfruttano la corrente continua che scorre all'interno delle spire per generare un campo magnetico rotante. Sono dei motori sincroni in cui la cassa esterna rotante segue il campo magnetico generato dallo statore interno. Non essendoci perdite dovute all'attrito il rendimento di questi sistemi è di circa 0.9.



Fig. 17. Motore brushless. A sinistra si vede un rotore a magneti permanenti, sulla destra lo statore costituito da spire.

Ai fini dell'analisi è necessario fornire alcuni parametri che saranno utili in seguito per la caratterizzazione del motore. Si assume un modello matematico semplificato (*figura 18*).

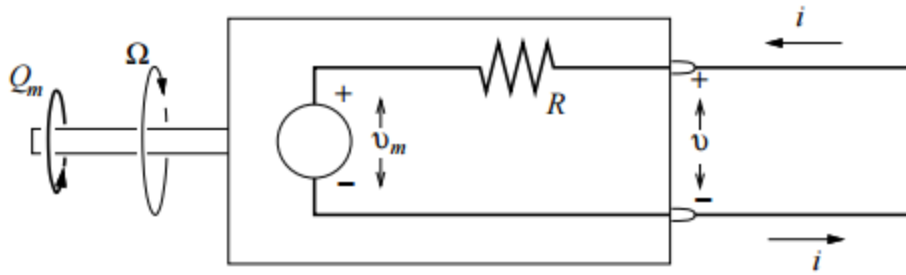


Fig. 18. Motore elettrico schematizzato.

R : resistenza interna che assume costante ed è fornita dal costruttore ;

Ω : giri al minuto;

Q_m : coppia all'albero;

v_m : tensione interna al motore.

Sfruttando la relazione:

$$k_v = \frac{\Omega}{v_m}$$

definiamo il parametro costante k_v , ossia il massimo numero di giri per volt che il motore può compiere se ad esso non è applicata alcuna resistenza. Anche questo parametro è fornito dal costruttore. Per ottimizzare l'autonomia oraria si deve cercare un motore a basso k_v e accoppiarlo con un elica di grande diametro, in questo modo si hanno bassi assorbimenti elettrici, ma grazie all'elevato diametro dell'elica si ha comunque un buon tiro anche a bassi numeri di giri. Nella caratterizzazione successiva si vedranno a confronto motori con diverso k_v .

3.4.3 Elica

L'elica è un organo propulsivo in grado di trasformare la potenza meccanica di un albero rotante in una variazione di quantità di moto del fluido. Viene sfruttato il principio di azione e reazione per generare trazione. Il principio di funzionamento dell'elica di un multirottore è simile, seppure in maniera semplificata a quello del rotore principale di un elicottero. A livello aerodinamico nel momento in vengono poste in rotazione le pale si crea uno squilibrio di pressioni tra la parte superiore e inferiore del rotore. Il flusso attraverso il rotore viene spinto verso il basso e per il principio di azione e reazione si genera una spinta uguale e contraria verso l'alto.

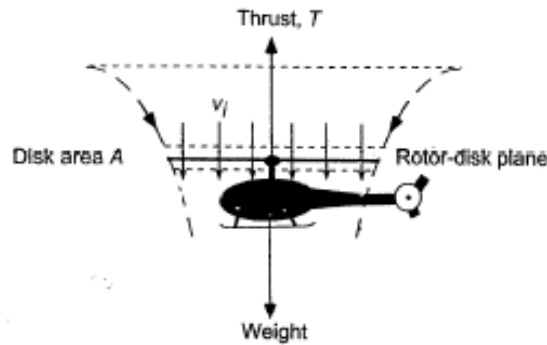


Fig. 19. Schematizzazione del principio di funzionamento di un rotore.

Nello studio svolto si considerano eliche a due pale calettate direttamente sulla cassa rotante del motore elettrico e realizzate in fibra di carbonio. I rotori in generale sono caratterizzati da



Fig. 20. Elica T-Motor in fibra di carbonio a passo fisso.

una serie di parametri fisici necessari per descriverne le proprietà e il funzionamento. I primi da conoscere sono sicuramente il diametro e il passo espressi secondo il sistema di riferimento imperiale quindi in pollici. Il diametro è la distanza tra due tips. Il passo esprime la distanza teorica percorsa da un'elica in un giro. Essa oltre a ruotare, trasla nella direzione del

moto e misurando tale traslazione in un giro si ottiene il passo. Definiamo inoltre l'angolo di calettamento come l'angolo formato dalla corda di una pala dell'elica con il piano individuato dalla rotazione dell'elica. Nei multirotori si utilizzano eliche a passo fisso ossia con angolo di calettamento del profilo non variabile. L'elica a passo variabile invece permette di regolare l'angolo di calettamento per avere un'efficienza maggiore al variare delle condizioni operative. Sarebbe teoricamente più efficiente montare un'elica a passo variabile anche sui multirotori ma l'aumento della complessità ne frena l'applicazione in questo campo.

Definiamo ora i parametri che verranno utilizzati per la caratterizzazione al banco prova delle eliche.

Velocità indotta:

$$V = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}}$$

Coefficiente di trazione:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

Potenza ideale dell'elica:

$$P = T V$$

Coefficiente di potenza:

$$C_p = \frac{C_t^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}}$$

Dove

D : diametro dell'elica.

n : numero di giri.

ρ : densità dell'aria a livello del mare.

T : trazione dell'elica.

Per il calcolo dell'autonomia oraria è necessario definire la figura di merito f ossia un rendimento del sistema motore elica. È definita come il rapporto tra la potenza ideale richiesta in condizione di hovering e la potenza erogata.

$$f = \frac{\text{Potenza ideale}}{\text{Potenza reale}}$$

in cui la potenza reale è nota dai dati acquisiti al banco prova. Si ricorda che in condizione di hovering la spinta prodotta dai rotori bilancia il peso del multirottore.

3.5 Payload : Parrot Sequoia

L'uso dei velivoli a pilotaggio remoto a scopi lavorativi ha reso necessaria la presenza a bordo di payload o carico pagante. Il SARP analizzato prevede l'utilizzo di Parrot Sequoia.

Sequoia è un sensore multispettrale in grado di catturare immagini sia nel campo del visibile che dell'invisibile, fornendo dati che permettono di monitorare lo stato di salute di una coltura. Il sistema acquisisce immagini delle coltivazioni in quattro distinte bande spettrali: Red, Green, Red-edge, Near infrared.

Vantaggi per l'agricoltura:

- Identificazione di aree agricole che richiedono particolari attenzioni.
- Ottimizzazione dell'uso dei fertilizzanti e dei pesticidi.
- Ottimizzazione dell'irrigazione.
- Valutazione del raccolto processando e utilizzando indici agronomici

Il sistema è composto da un sensore multispettrale (fig. 21) e da un sensore di luminosità (fig. 22) integrato che acquisisce dati e calibra automaticamente i quattro sensori multispettrali.



Fig. 21. Sensore multispettrale Sequoia.

Il sistema è dotato di una piattaforma IMU (Inertial Measurement Unit), magnetometro, GPS e memoria integrata da 64 GB.

La potenza assorbita dal sistema è pari a 5 W con il picco massimo di 12 W.

Per avere il sensore multispettrale sempre parallelo al terreno e per migliorare l'acquisizione delle immagini si utilizza una gimbal a 3 assi.

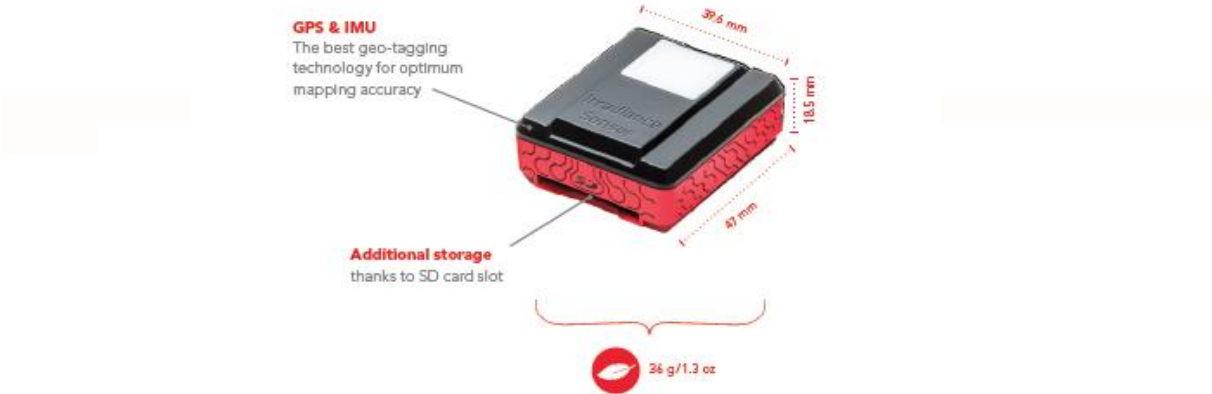


Fig. 22. Sensore di luminosità (sunshine).

4. Banco Prova

4.1 Struttura

Nel calcolo dell'autonomia oraria è necessario svolgere una caratterizzazione completa del sistema propulsivo costituito da motore brushless, elica, ESC.

Per il seguente scopo è stato sviluppato un banco prova (*figura 23*) in grado di fornire dei dati accurati sulla potenza assorbita e sulla spinta generata dall'accoppiamento elica motore elettrico al variare del pacco batteria simulato tramite un alimentatore da banco. La struttura è formata da un base che poggia sulla superficie tramite piedini antiscivolo e da un supporto rigido fissato



Fig. 23. Banco prova durante un test.

su di essa. L'intero banco prova è smontabile e facilmente trasportabile.

La base contiene al suo interno i componenti elettronici ed è predisposta per il fissaggio del pacco batterie. Sono presenti anche delle zavorre che bilanciano il tiro dell'elica e impediscono alla struttura di muoversi ad elevati range di throttle (manetta). Due connettori da parete permettono l'alimentazione del microcontrollore e il collegamento al PC tramite cavo micro USB.

Lungo il supporto, sono fissati il wattmetro e l'ESC. All'estremità superiore si trova la cella di carico direttamente collegata, con un opportuno distanziale, al motore brushless.

Il supporto ha il compito di distanziare il sistema motore- elica dalla superficie per avere un flusso libero intorno al rotore attenuando quindi i disturbi causati dall'effetto suolo.

Il banco prova è costituito da:

- Alimentatore;
- Wattmetro;
- ESC (Electronic speed control) *T-Motor 40 A*
- Motore brushless ed elica
- Cella di carico
- Arduino due

Schema a blocchi che descrive il funzionamento del banco prova :

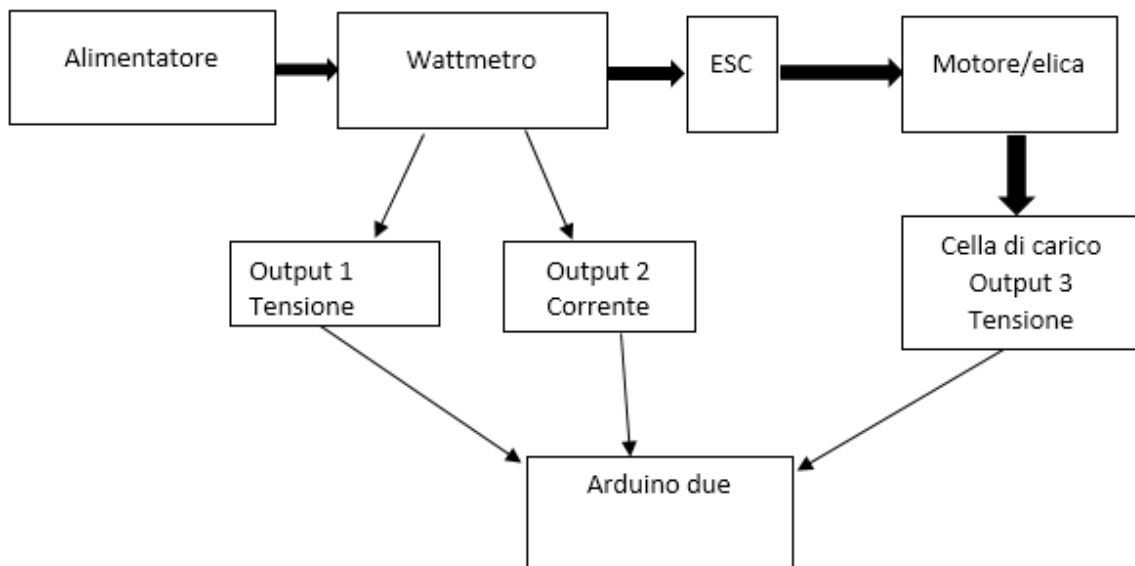


Fig. 24. Schema a blocchi che descrive il funzionamento del banco prova.

L'alimentatore fornisce energia elettrica, che viene regolata grazie all' electronic speed control(ESC), al motore brushless. Il wattmetro posto lungo la sezione di passaggio della corrente si occupa di misurare corrente e tensione, mentre la cella di carico che è direttamente collegata al motore produce un output in tensione. Grazie ad algoritmi implementati da un microcontrollore (Arduino due) è possibile una conversione da segnali analogici in digitali acquisibili mediante PC per caratterizzare un sistema motore-elica.

Si passa ora ad una descrizione più dettagliata dei componenti.

4.2 Componenti

Alimentatore

Per alimentare il motore brushless viene utilizzato un alimentatore da banco ovvero un apparato elettrico che raddrizza la tensione in ingresso, convertendo la corrente alternata AC in corrente



Fig. 25. Alimentatore da banco "KEITHLEY 2260B-30-72".

continua DC e che consente di regolare la tensione in uscita per adattarla all'uso di un'altra apparecchiatura elettrica.

Utilizzando questo strumento durante l'attività sperimentale è possibile simulare diverse batterie in differenti fasi di scarica. Al variare della tensione elettrica infatti è come se si variasse il numero di celle in serie di una accumulatore. Tuttavia a differenza delle batterie Lipo, in cui la tensione cala durante la fase di scarica, l'alimentatore da banco

produce una tensione costante ed esente da disturbi.

Durante l'acquisizione dati sono state imposte tensioni di 11.1 V, 14.8 V, 16.8 V per simulare un pacco batterie 4S e 22.2 V, 23.7 V, 25.2 V per un pacco batterie 6S.

L'alimentatore da banco utilizzato è KEITHLEY 2260B-30-72 con una potenza massima erogabile di 720 Watt

Wattmetro

Il wattmetro è uno strumento che viene posto su una sezione di linea elettrica ed è in grado di misurare corrente e tensione. Di conseguenza si può risalire anche la potenza elettrica ricordando

$$P = V I$$

Dove V è la tensione elettrica e I la corrente elettrica.

Per un corretto utilizzo del sensore è necessario effettuare una calibrazione (*capitolo 4.3*) sia per l'output in corrente che per quello in tensione

Nel banco prova i valori di corrente misurati dal sensore vengono acquisiti mediante 2 canali analogici di un microcontrollore. Il modello di wattmetro utilizzato è un *AttoPilot* con corrente massima misurabile di 150 A.



Fig. 26. Wattmetro con connettori XT60.

Cella di carico

Una cella di carico è un trasduttore ossia un dispositivo in grado di misurare una forza meccanica applicata tramite la misura di un segnale elettrico generato dalla deformazione che tale forza produce sul componente. All'interno della cella di carico si trovano degli estensimetri (resistenze variabili) in grado di leggere la deformazione in trazione e compressione del materiale tramite una variazione di resistenza elettrica provocata dalla forza applicata. La variazione di resistenza è molto piccola quindi per una misura accurata viene utilizzato un dispositivo chiamato ponte di Wheatstone o ponte resistivo.



Fig. 27. Cella di carico "Deltatech S-AL-A/25 kg".

L'output della cella di carico è una tensione dell'ordine dei millivolt, quindi prima di essere letta dal pin analogico di Arduino è necessario amplificarla. Tramite un algoritmo il microcontrollore elabora il segnale e in base alla tensione in ingresso, che varia tra 0 V e 5 V, riesce a risalire alla forza applicata. Nel banco prova è stata utilizzata una cella di carico (modello *Deltatech S-AL-A*) a S che lavora sia a trazione che a compressione con una capacità massima di 25 kg. I sistemi motore-elica testati producono una spinta ben inferiore alla capacità misurabile quindi si lavora a fondo scala rendendo necessarie un diverso numero di acquisizioni per avere dei dati accurati.

Microcontrollore: Arduino due

La Arduino due è microcontrollore programmabile a 32 bit utilizzato per l'acquisizione dati. Per poter programmare la scheda è sufficiente connetterla al PC tramite cavo micro USB. L'alimentazione è fornita esternamente e il microcontrollore si occupa anche di alimentare la cella di carico. Viene utilizzato Arduino due come convertitore analogico-digitale grazie alla sua precisione di 12 bit. Tramite i pin analogici vengono letti gli output in corrente e tensione del wattmetro e in tensione della cella di carico e sono convertiti in segnali digitali. Si utilizza un canale digitale del microcontrollore per il controllo dell'ESC tramite onde PWM (Pulse-Width Modulation) ossia un tipo di modulazione digitale che permette di ottenere una tensione

media variabile dipendente dal rapporto tra la durata degli impulsi positivi e negativi. Modificando il PWM, in un range compreso tra $1000\mu\text{s}$ – $2000\mu\text{s}$, si può impostare la percentuale di throttle desiderata. Per armare il motore è necessario quindi eseguire il programma dal PC in modo da fornire un segnale PWM all' Electronic Speed Control che in risposta permette alla corrente di alimentare il motore elettrico. Modificando lo script inoltre è possibile variare la durata del tempo di acquisizione e gli intervalli di tempo di campionamento.

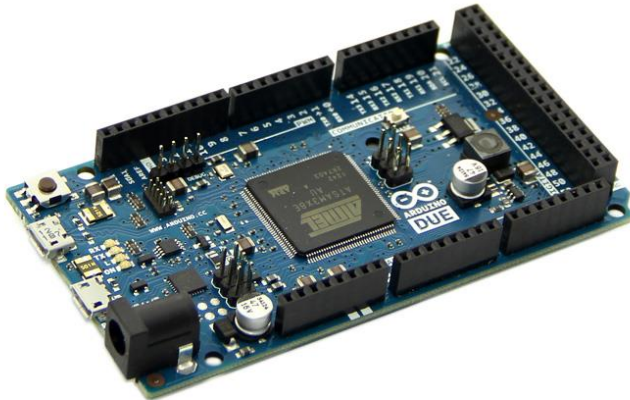


Fig. 28. Microcontrollore Arduino due.

inizializzazione del peso a 0.

La fase di loop (anello) consiste in una lettura, dopo certi istanti di tempo prestabiliti dei pin analogici.

Sulla tastiera seriale di Arduino è possibile visualizzare i dati acquisiti in tempo reale direttamente sul PC.

4.3 Calibrazione

Prima di effettuare i test per l'acquisizione dei dati è necessario calibrare gli strumenti di misurazione ossia il wattmetro e la cella di carico. Come si è visto in precedenza la cella di carico viene autocalibrata da Arduino che riporta il valore del peso di motore ed elica and un valore nullo permettendo quindi di misurare la sola trazione esercitata dell'elica. Il wattmetro ha due output quindi occorre effettuare una calibrazione per la tensione e una per la corrente elettrica. Questo processo consiste nel associare a tensioni e correnti nominali una misura del canale analogico letta da Arduino. Bisogna collegare inizialmente alimentatore e wattmetro. In questo modo però non si ha nessun carico quindi non scorrerà corrente elettrica nel circuito. Per

Il processo di acquisizione si può dividere in due fasi distinte:

- init ;
- loop.

La fase di init ha inizio nel momento in cui viene alimentato Arduino e consiste nell'autocalibrazione della cella di carico. Essa è soggetta alla forza peso del sistema motore-elica che non permette una misura reale del tiro dell'elica quindi si effettua una

far scorrere la corrente si chiude il circuito con un carico elettronico ossia un “simulatore di resistenza”.

Schema a blocchi del circuito utilizzato per la calibrazione:

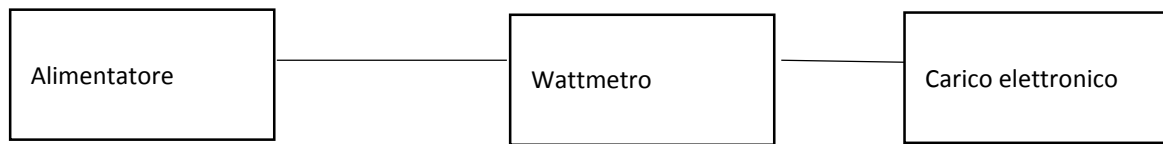


Fig. 29. Schema a blocchi del circuito utilizzato per la calibrazione.

Il carico elettronico permette di regolare la corrente assorbita dall'alimentatore. Poiché si ha una corrente nota si può visualizzare la misura corrispondente del canale analogico.

Per la calibrazione del wattmetro si procede quindi variando la corrente nota e misurando il canale analogico. Plottando sul grafico si ottengono una serie di punti interpolati da una polinomiale di primo grado

$$f(x) = p1*x + p2.$$

Si procede allo stesso modo variando la tensione nota tramite il carico elettronico.

I coefficienti $p1$, $p2$ sono ottenuti sia per la calibrazione in corrente che in tensione e vanno inseriti nel programma del microcontrollore per l'elaborazione dati. Di seguito vengono riportati i grafici di calibrazione:

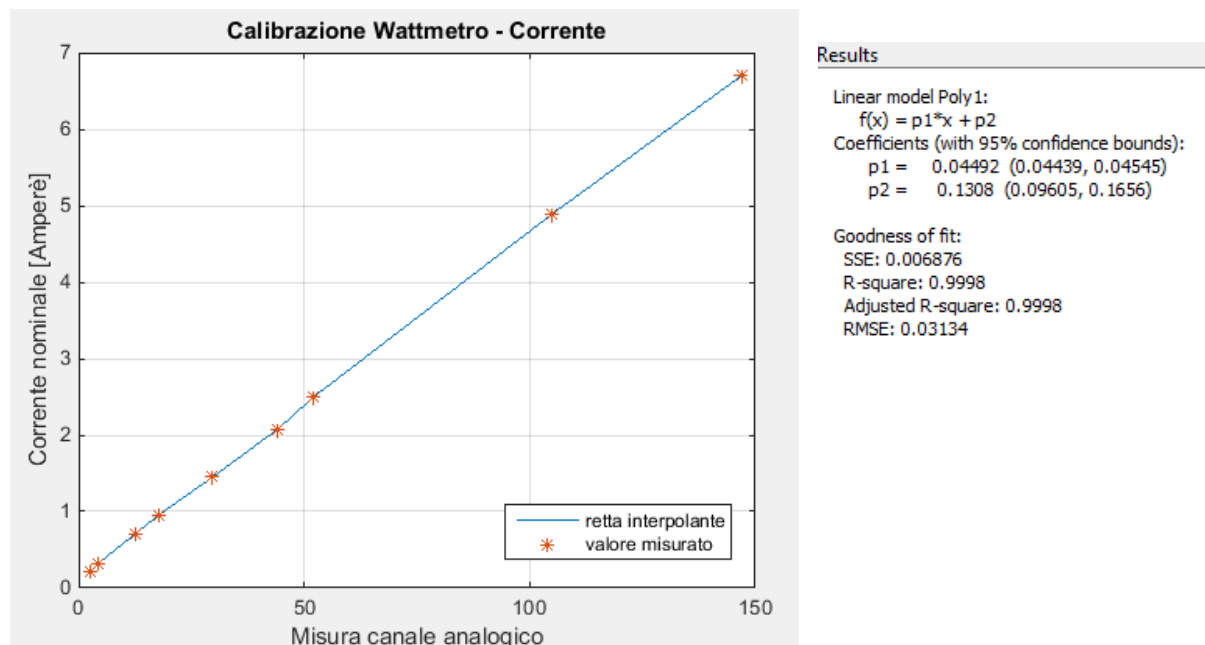


Fig. 30. Grafico della calibrazione in corrente del wattmetro. Sulla destra i valori $p1$ e $p2$ ottenuti.

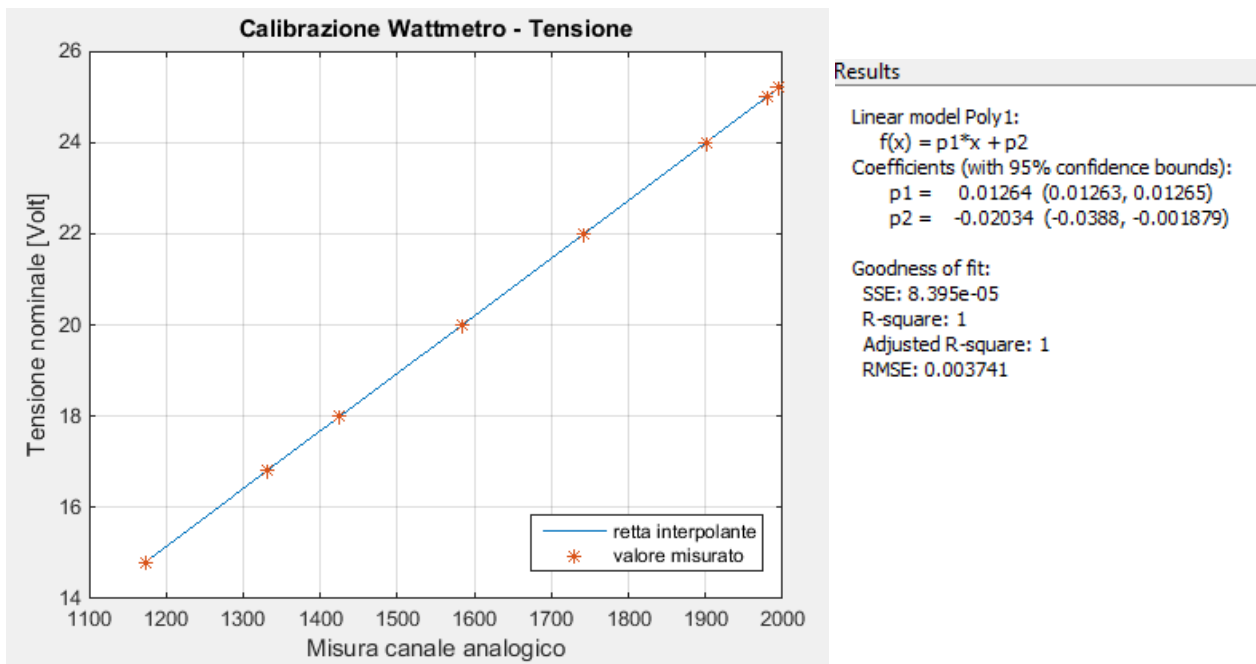


Fig. 31. Grafico della calibrazione in tensione del wattmetro. Sulla destra i valore di $p1$ e $p2$ ottenuti.

4.4 Attività sperimentale

L'attività sperimentale è stata svolta presso il laboratorio di meccanica del volo nel dipartimento di ingegneria industriale. Il banco prova vista la presenza di organi rotanti è posto in un

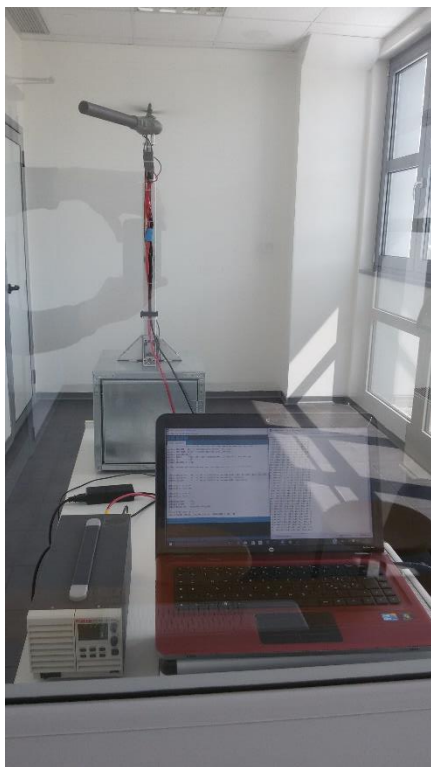


Fig. 32. Attività sperimentale. Sala prove.

opportuna sala prove che permette all'operatore, tramite un vetro blindato di ispezionare cosa succede all'interno. Nella sala sono presenti inoltre un alimentatore da banco impostato manualmente dall'operatore che regola tensione e corrente massima erogabile e un PC collegato tramite un cavo micro USB ad Arduino. Per eseguire il programma dal PC si usa una tastiera wireless. Nel software del microcontrollore è stata implementata una funzione di start and stop che tramite tastiera permette di avviare in sicurezza l'acquisizione e di stopparla in caso di qualsiasi problema.

I dati acquisiti misurano: intensità di corrente assorbita, tensione, tiro d'elica e potenza assorbita.

Per quanto riguarda i test vengono caratterizzati due differenti motori brushless:

- T-Motor MN 3110-17 kv 700;
- Multistar-Elite 3508 kv 268;

Sono stati accoppiati entrambe con un elica T-Motor 13*4.4 e una DJI 15*5.

I range di throttle utilizzati vanno dal 40% : 100% con step del 10%. L'operatore imposta tramite il software eseguito da Arduino la percentuale di manetta desiderata.

I test effettuati hanno un tempo di acquisizione di 60s con un numero di campioni pari a 150.

Per evitare il rumore iniziale all'avvio del test, l'acquisizione dei dati parte dopo 5 secondi dall'avvio del motore. I dati sono importati in un calcolatore per stimarne il valor medio. Per avere una misura molto accurata per ogni percentuale di throttle sono stati effettuati tre test.

Di seguito riportiamo un esempio dei dati acquisiti in un test.

Motore	Multistar Elite
Elica	DJI 15*5
Tensione	22.2 V
Throttle	60 %

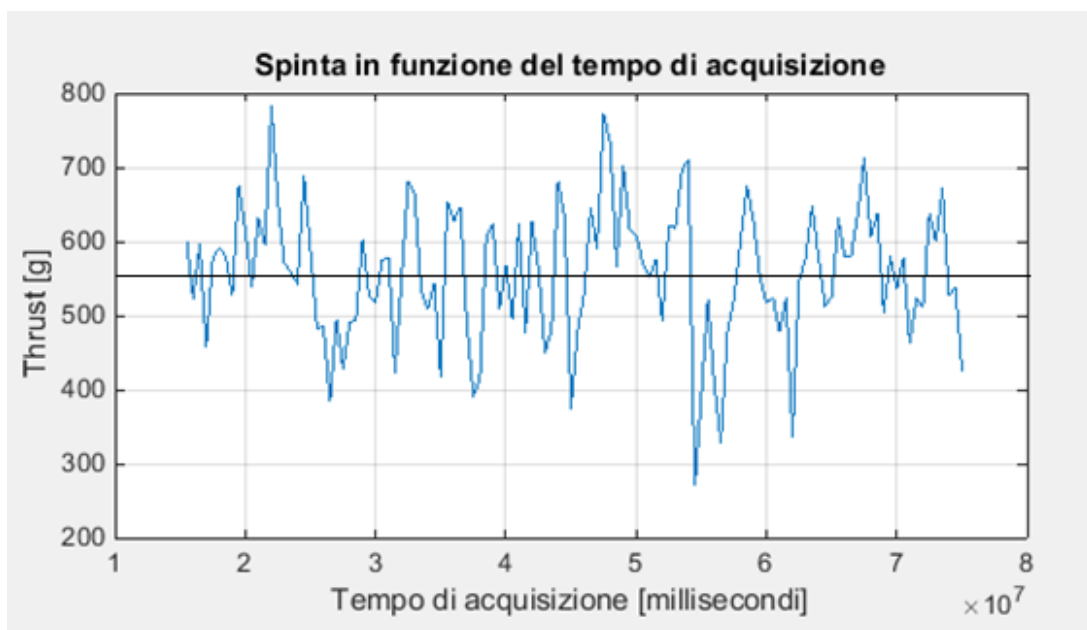


Fig. 33. Grafico della spinta in funzione del tempo di acquisizione.

Dal grafico si può vedere come la spinta varia anche in maniera significativa istante per istante durante l'acquisizione con una differenza massima pari 400 grammi. Si calcola quindi una spinta media che per il caso in esame è di 557 grammi. Si ripete lo stesso procedimento per altri due test ed in fine si calcola la media dei tre valori ottenuti.

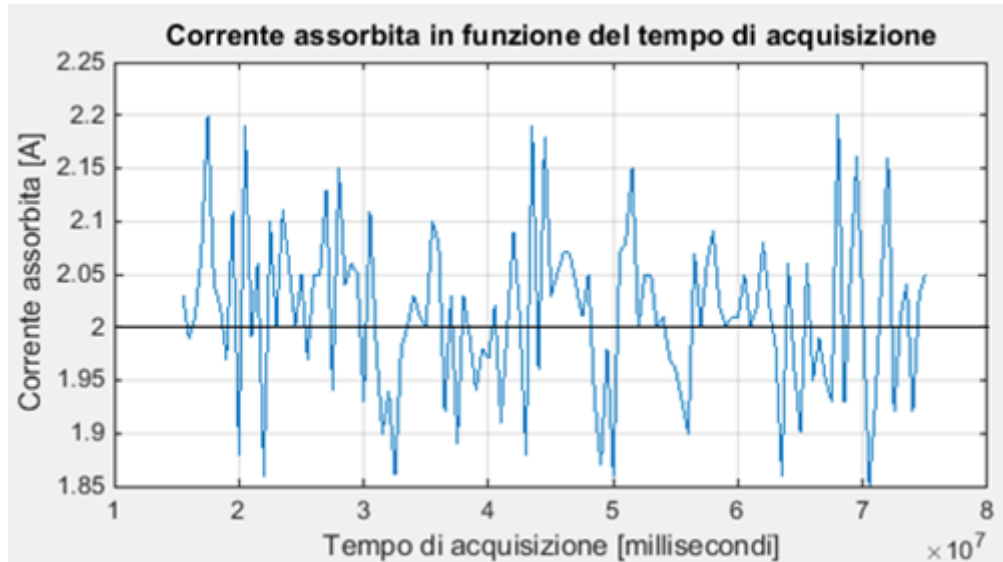


Fig. 34. Grafico della corrente assorbita in funzione del tempo di acquisizione.

La variazione di corrente assorbita è dell'ordine di grandezza di 0.4 Ah un valore meno significativo rispetto alla variazione di spinta. La corrente media assorbita è di 2 Ah. Un altro parametro importante da monitorare è la potenza assorbita ($P = VI$). Essa dipende direttamente dalla variazione di corrente assorbita dal motore brushless poiché la tensione erogata dall'alimentatore da banco si mantiene costante nel tempo. Anche in questo caso ci calcola il valor medio di potenza assorbita che è pari a 44.6 W.

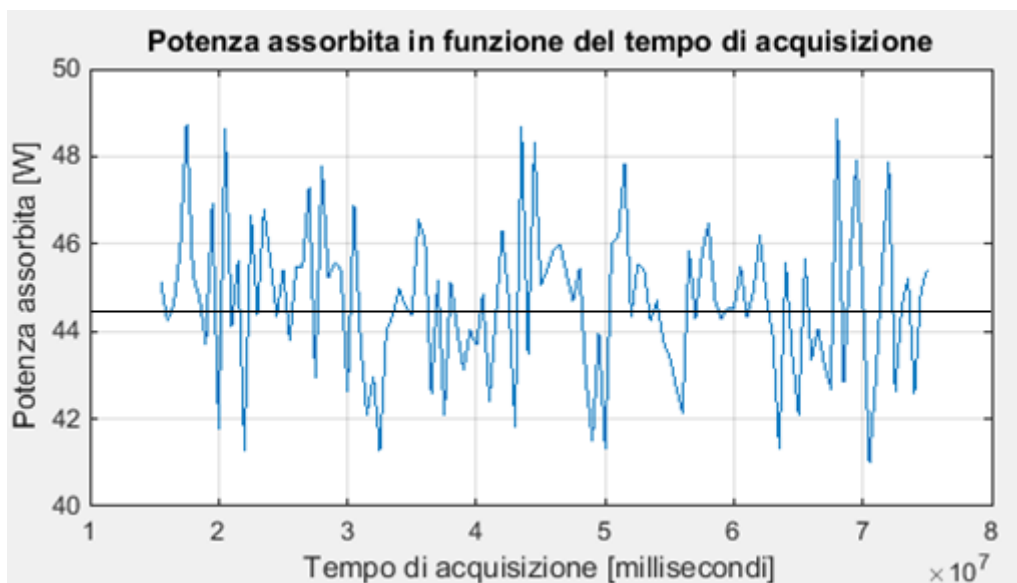


Fig. 35. Grafice della potenza assorbita in funzione del tempo di acquisizione.

5. Caratterizzazione del sistema propulsivo

5.1 Figura di merito

Per la caratterizzazione del sistema propulsivo elica più motore si parte determinando sperimentalmente la FM (figura di merito) ossia un'efficienza della spinta statica del sistema propulsivo motore-elica.

Ricordando che:

$$f = \frac{\text{Potenza ideale}}{\text{Potenza reale}}$$

con

$$P_{ideale} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}}$$

Grazie all'acquisizione dati effettuata con l'ausilio del banco prova, è noto il flusso di corrente assorbita e tensione ed è possibile calcolare la potenza reale. Di seguito riportiamo i punti che danno una tendenza sperimentale della figura di merito. Il test è stato effettuato con un motore Multistar Elite 3508 kv 268 accoppiato con un elica DJI 15*5 e con un elica T-Motor 13*4.4. Entrambe le acquisizioni sono state effettuate con una tensione di 23.7 V per simulare un pacco batterie 6S.

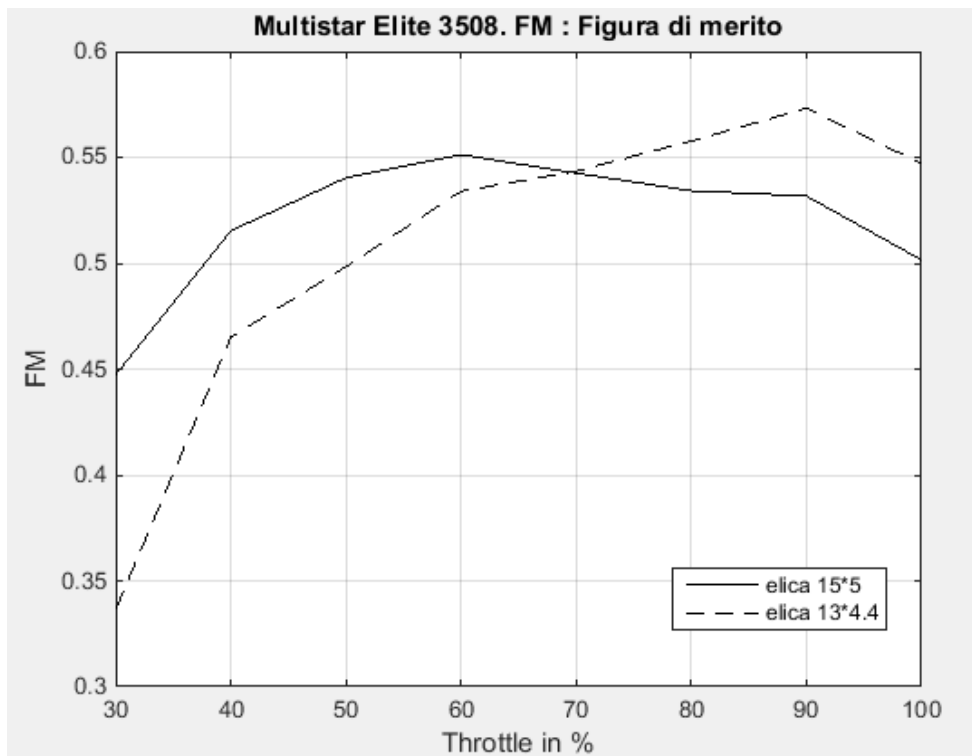


Fig. 36. Grafico del confronto della figura di merito. Motore Multistar Elite 3508 con eliche da 15*5 e 13*4.4.

Dal grafico si può vedere che a fino a circa il 70 % di throttle la figura di merito dell'accoppiamento motore-elica DJI 15*5 è maggiore rispetto all'accoppiamento con elica T-Motor da 13*4.4. Dopo il 70% di throttle si ha un inversione della tendenza. Bisogna considerare che il multirotorescorre la maggior parte della durata della missione in condizioni di hovering fissato solitamente al di sotto del 70 % di throttle. Nella condizione di volo analizzata risulta conveniente utilizzare un elica da 15*5.

Si è analizzato anche il motore T-Motor MN 3110 kv 700 accoppiato con un elica T-Motor 13*4.4. Tramite una termocamera si è visto che il motore in questione tende a surriscaldarsi con un elica da 15*5 e con un pacco batterie 6S. Il test è stato quindi effettuato simulando una batteria 4S e si riporta di seguito la tendenza sperimentale della figura di merito.

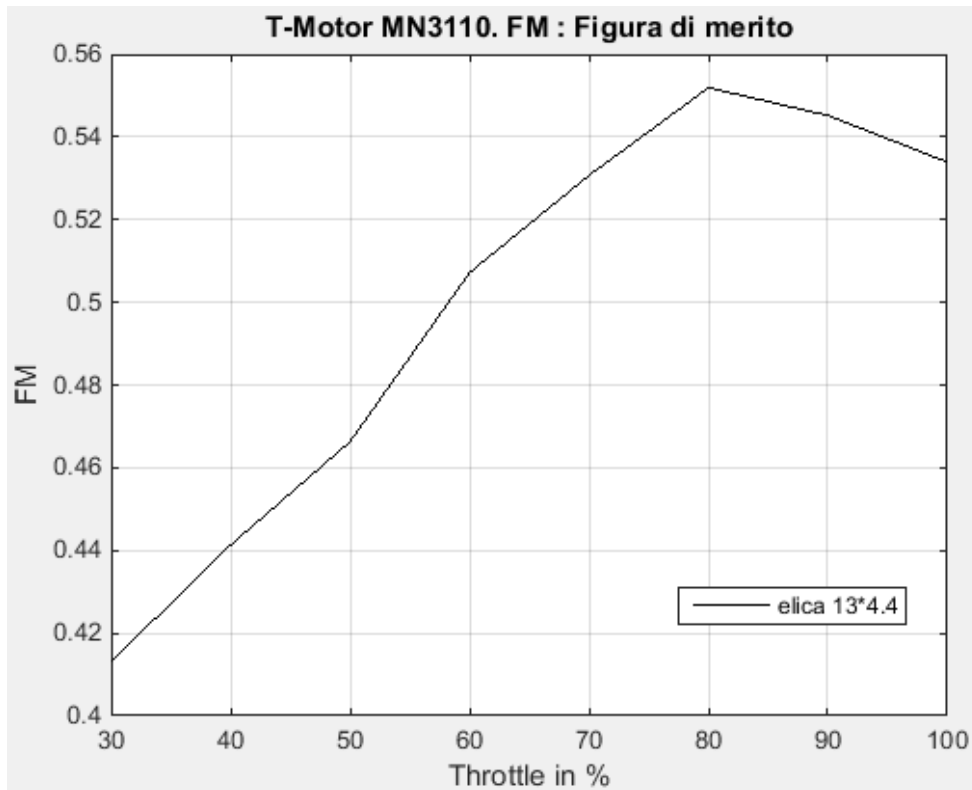


Fig. 37. Grafico della figura di merito. Motore T-Motor MN3110 accoppiato con un elica da 13*4.4.

Il valore della figura di merito cresce in entrambe i grafici fino ad un massimo per poi decrescere lentamente. Per massimizzare l'autonomia oraria si cercherà di far lavorare il sistema propulsivo nel range di percentuale di manetta in cui la FM è massima. Gli accoppiamenti con elica da 13*4.4 lavorano bene ad alte percentuali di throttle (80%, 90%). In questo range tuttavia non è possibile volare in condizione di hovering poiché l'autopilota ha poco margine sul throttle per manovrare il mezzo e contrastare i disturbi esterni.

Ricordando che il numero di giri al minuto (RPM) è direttamente proporzionale alla manetta e analizzando i dati si può concludere che l'elica con diametro minore ha un rendimento maggiore a giri elevati mentre l'elica con diametro maggiore garantisce un rendimento massimo a giri intermedi.

5.2 Variazione di spinta in funzione del range di throttle

Per la caratterizzazione del sistema propulsivo è utile conoscere i valori della thrust ossia la spinta dell'elica al variare della percentuale di manetta. Per ottenere la tendenza sperimentale del motore Multistar Elite 3508 lo si è accoppiato con un elica da 15*5 che come visto nel capitolo precedente risulta essere più efficiente rispetto all'elica 13*4.4 per la condizione di hovering del multirobot. La tensione utilizzata per il test è di 23.7 V.

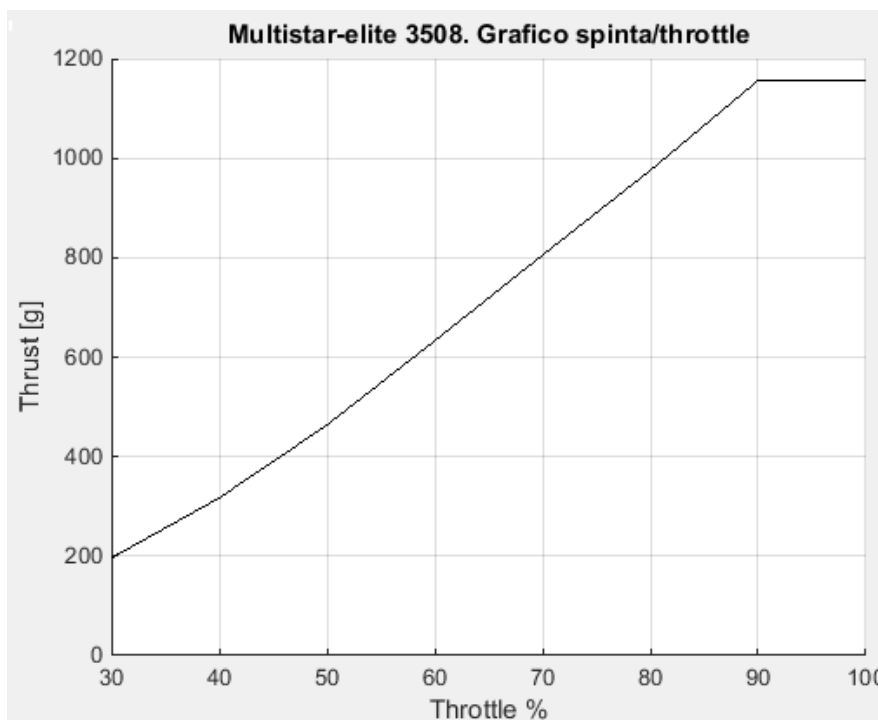


Fig. 38. Grafico spinta/throttle per motore Multistar Elite 3508 con elica da 15*5.

Di seguito viene riportata la tendenza sperimentale per il Motore T-Motor 3110 accoppiato con un elica da 13*4.4 con pacco batterie simulato 4S. In entrambe i grafici l'incremento di spinta ha un andamento lineare con l'aumento della percentuale di manetta. Tuttavia nel range compreso tra il 90 % e il 100% la tendenza di crescita tende a diminuire. L'incremento del numero di giri non produce un aumento significativo del tiro dell'elica.

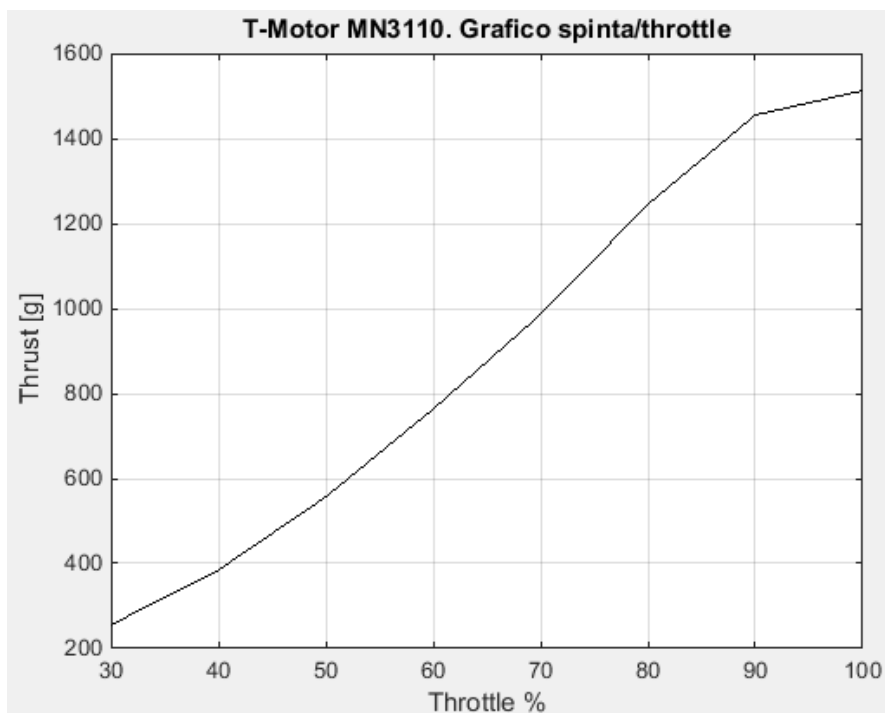


Fig. 39. Grafico spinta/throttle per motore T-Motor MN3110 con elica da 13*4.4.

Un altro aspetto importante che è stato analizzato è la variazione della spinta al variare del numero di giri. Per questa caratterizzazione è stato necessario misurare la corrente elettrica e la tensione in ingresso al motore, dopo il passaggio attraverso l'ESC. Questa misurazione è stata effettuata mediante una pinza amperometrica. Vista la complessità di acquisizione di questi dati si riporta di seguito solo la tendenza del sistema Multistar Elite accoppiato con un elica 15*5.

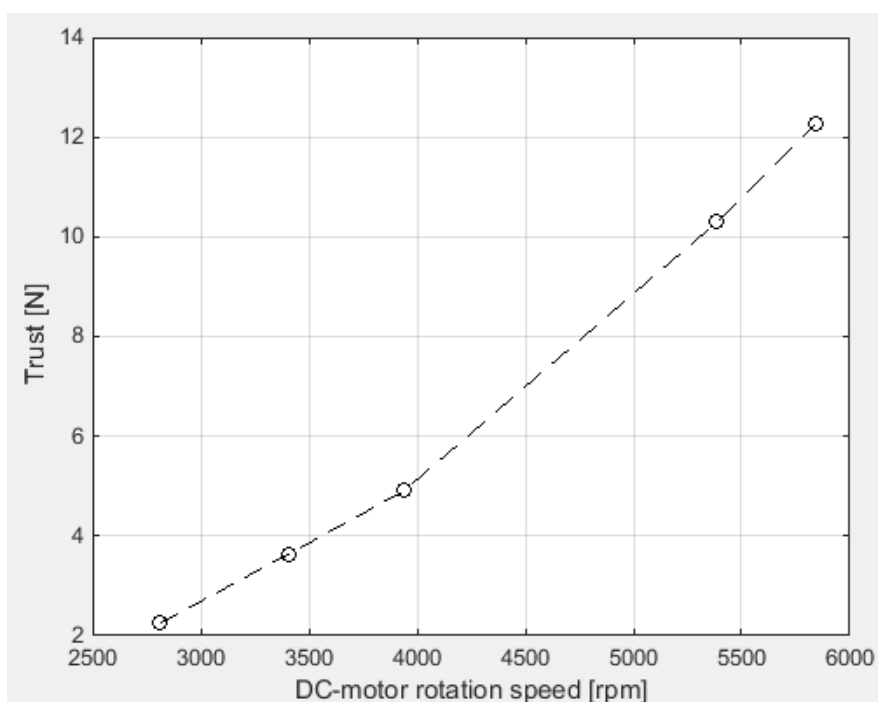


Fig. 40. Variazione di spinta [N] al variare del numero di giri.

5.3 Potenza assorbita

Il wattmetro presenta sulla sezione di circuito permette di misurare la corrente elettrica che scorre al suo interno e la tensione. Moltiplicando questi dati tra loro si ottiene la potenza assorbita dal sistema. Per ogni campione acquisito si ha un valore di potenza assorbita e uno di spinta generata dal sistema propulsivo. Una volta plottati sul grafico i valori sperimentali si può vedere quale accoppiamento fornisce una spinta maggiore a pari potenza assorbita. Si ricorda che a parità di tensione la potenza assorbita è direttamente proporzionale alla corrente elettrica assorbita dal sistema.

La scelta di alimentare il motore Multistar Elite con una tensione di 23.7V è dovuta all'analisi effettuata sulla spinta generata in funzione della potenza assorbita con una tensione di 16.8 V. Essendo un motore che opera a basso kv ($kv=268$), il numero di giri limita fortemente il tiro dell'elica rendendo necessario un aumento di tensione. Il motore T-Motor ($kv=700$) ad elevato kv garantisce un elevato numero di giri che si traduce in spinta disponibile anche con una batteria 4S. Si può vedere di seguito un confronto tra le due motorizzazioni con una tensione che simula un pacco batterie 4S completamente carico.

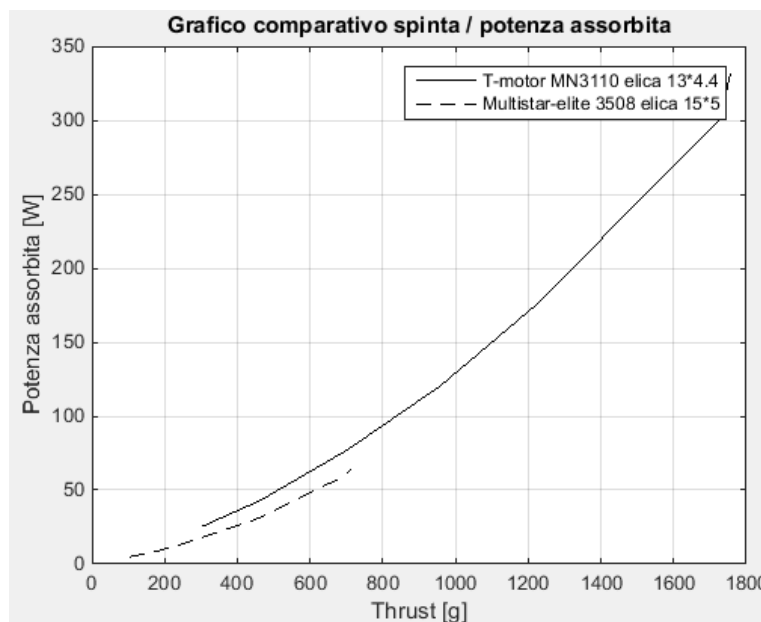


Fig. 41. Confronto T-Motor vs Multistar Elite della spinta in funzione della potenza assorbita con una tensione di 16.8 V.

Dall'analisi del grafico emerge che a pari potenza, compresa in un range di 50-70 watt, la spinta dall'accoppiamento motore Multistar Elite e elica da 15*5 è maggiore rispetto alla spinta del sistema T-Motor. Poiché entrambe le acquisizioni sono state effettuate con lo stesso valore di tensione si può concludere che l'assorbimento di corrente elettrica del sistema Multistar Elite

risulta minore rispetto a quello sistema T-Motor. Questa tendenza è giustificata dal fatto di avere un elica con un diametro più grande che è in grado di elaborare una portata di flusso maggiore. Per lo scopo dello studio la spinta erogata dal sistema Multistar Elite risulta insufficiente, quindi i test per questa configurazione verranno effettuati simulando un pacco batterie 6S.

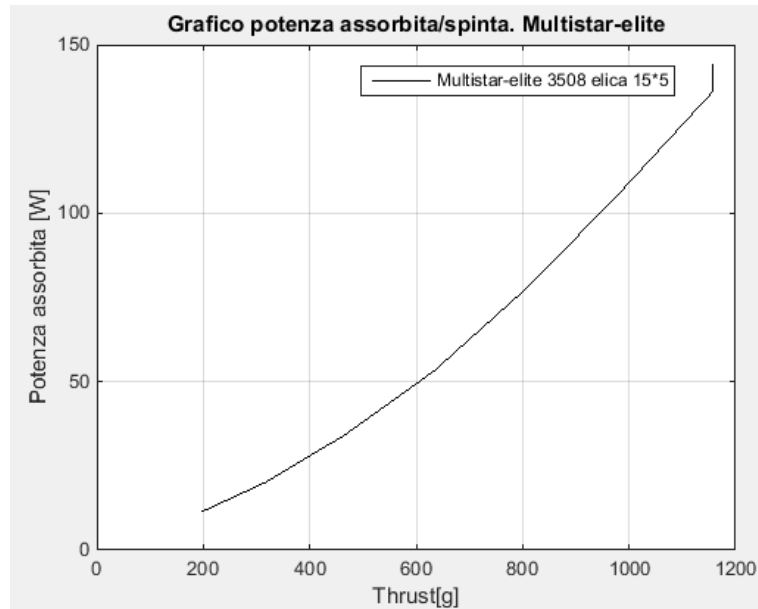


Fig. 42. Grafico potenza assorbita/spinta. Motore Multistar Elite 3508 con elica da 15*5.

Sovrapponendo i grafici si può avere un'idea sulla spinta disponibile in funzione della potenza assorbita per le due motorizzazioni analizzate variando la tensione di alimentazione.

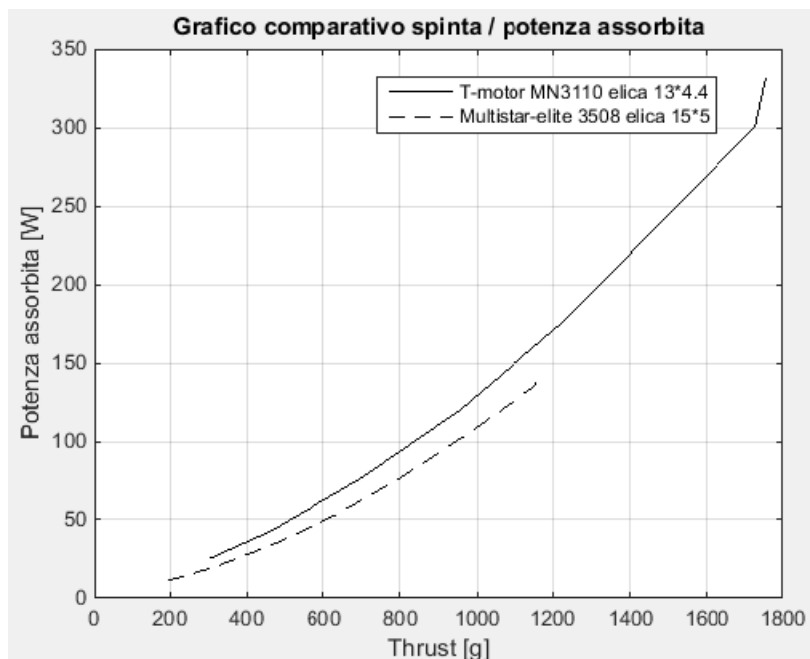


Fig. 43. Grafico comparativo T-Motor vs Multistar Elite della spinta in funzione della potenza assorbita con differenti tensioni.

Nell'ottica di massimizzare l'autonomia oraria si deve cercare di minimizzare, a parità di spinta, la potenza assorbita dal sistema propulsivo. Dal grafico si può vedere che il sistema Multistar Elite alimentato con una batteria 6S, a parità di spinta, assorbe meno potenza del sistema T-Motor alimentato a 4S.

5.4 Variazione di spinta durante la fase di scarica della batteria

Un aspetto interessante da analizzare è la variazione della spinta durante la fase di scarica della batteria. In questa fase si ha un calo della tensione disponibile che va ad influenzare direttamente la potenza erogata. Nel test si è simulato un accumulatore 6S con carica massima di 25.2 V, carica nominale di 23.7 V e carica minima accettabile 22.2 V. Di seguito si riporta la tendenza relativa al motore Multistar Elite accoppiato con l'elica da DJI 15*5.

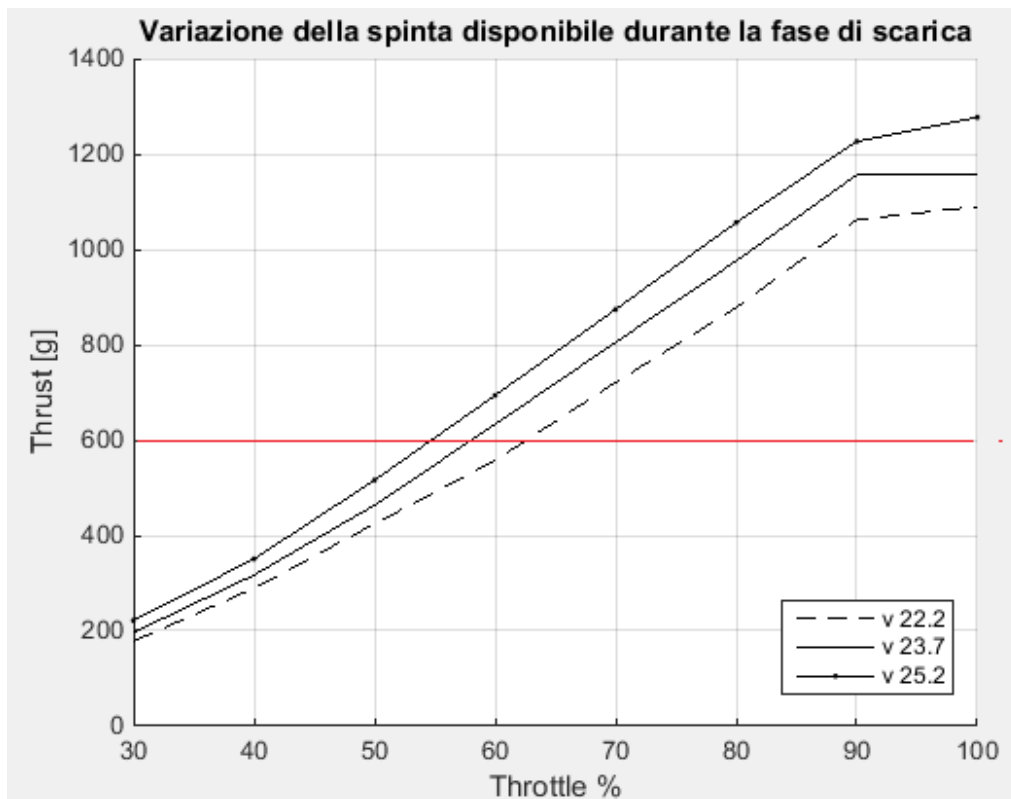


Fig. 44. Grafico della variazione di spinta disponibile durante la fase di scarica della batteria.

Nel grafico si può vedere che durante la fase di scarica si ha un calo della spinta disponibile. La linea orizzontale rossa simula una condizione di volo in hovering con una richiesta di spinta per

motore pari a 600 g. Per volare in questa condizione per tutta la durata della missione è necessario aumentare gradualmente la percentuale di manetta man mano che la batteria si scarica. Il calo della tensione porta ad un calo della potenza erogata dal pacco batterie. Si riporta di seguito il grafico della tendenza sperimentale spinta/potenza disponibile durante la fase di scarica di un pacco batterie 6S. La potenza tende a calare da un massimo disponibile di 167 W con 25.2 V, a 144 W con 23.7 V fino ad un minimo di 167 W con 22.2 V. Dal grafico è possibile visualizzare che tale perdita è accompagnata da un perdita di spinta massima disponibile. Con la batteria carica si ha una spinta massima disponibile di 1277 g, mentre con la batteria completamente scarica di 1089 g con una perdita totale del 15 %. In fase di progetto è necessario tener conto di questo calo di spinta evitando di fissare l'hovering ad un alta percentuale di manetta.

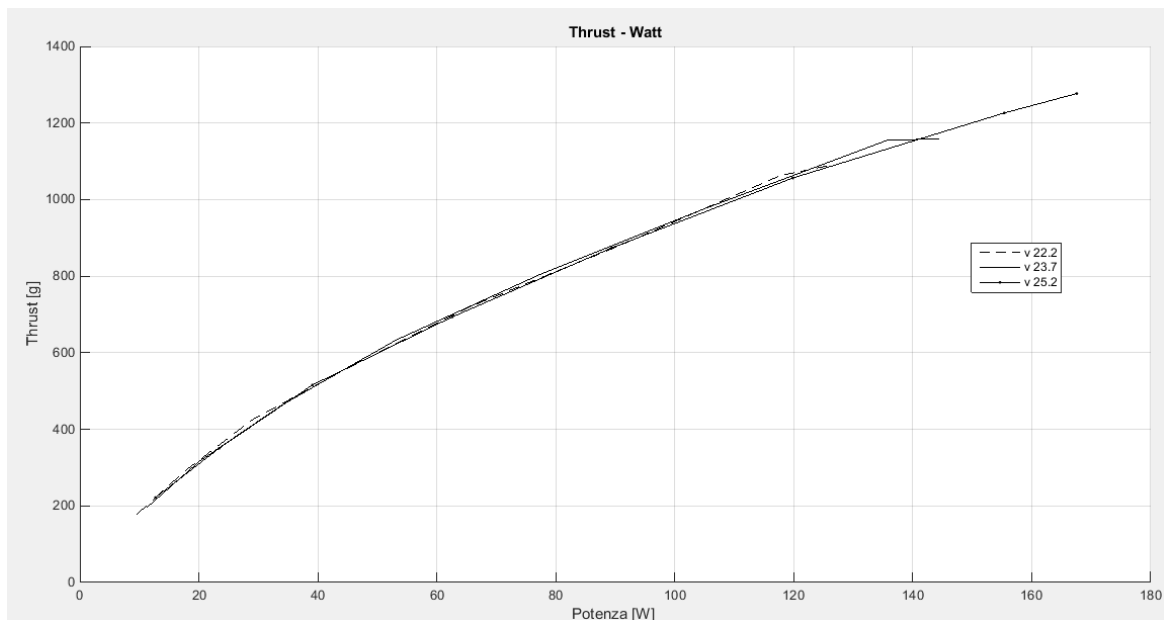


Fig. 45. Grafico della spinta disponibile in funzione della potenza durante la fase di scarica di una batteria 6S.

5.5 Efficienza spinta/potenza

Per comparare i due sistemi propulsivi è utile definire una relazione tra la spinta disponibile e la potenza assorbita per generarla. Questo dato fornisce un'informazione sulla bontà del sistema propulsivo. Più è elevato il rapporto spinta/watt e più il sistema sarà efficiente. Di seguito riportiamo la tendenza del sistema Multistar Elite vs T-Motor con test effettuati con una tensione rispettivamente di 23.7 V e 14.8. Nel grafico si può vedere che l'efficienza del sistema Multistar Elite è maggiore rispetto a quella del sistema T-Motor. A parità di spinta quindi il sistema più efficiente assorbe meno potenza e poiché lavora ad una tensione più alta assorbe di conseguenza meno corrente dalla batteria incrementando di fatto l'autonomia oraria. In

entrambe le motorizzazioni il rapporto spinta generata su potenza assorbita diminuisce all'aumentare della spinta erogata. Questo risultato è dovuto all'incremento di potenza richiesto dal sistema propulsivo all'aumentare del numero di giri. Dal grafico si può vedere che a pari efficienza spinta/watt la motorizzazione Multistar Elite accoppiata con l'elica da 15*5 genera una spinta maggiore rispetto alla configurazione T-Motor. A livello pratico, questo significa che si può avere un peso massimo al decollo maggiore. Nell'ottica di massimizzare l'autonomia oraria si equipaggia il multirottore con un pacco batterie di capacità maggiore.

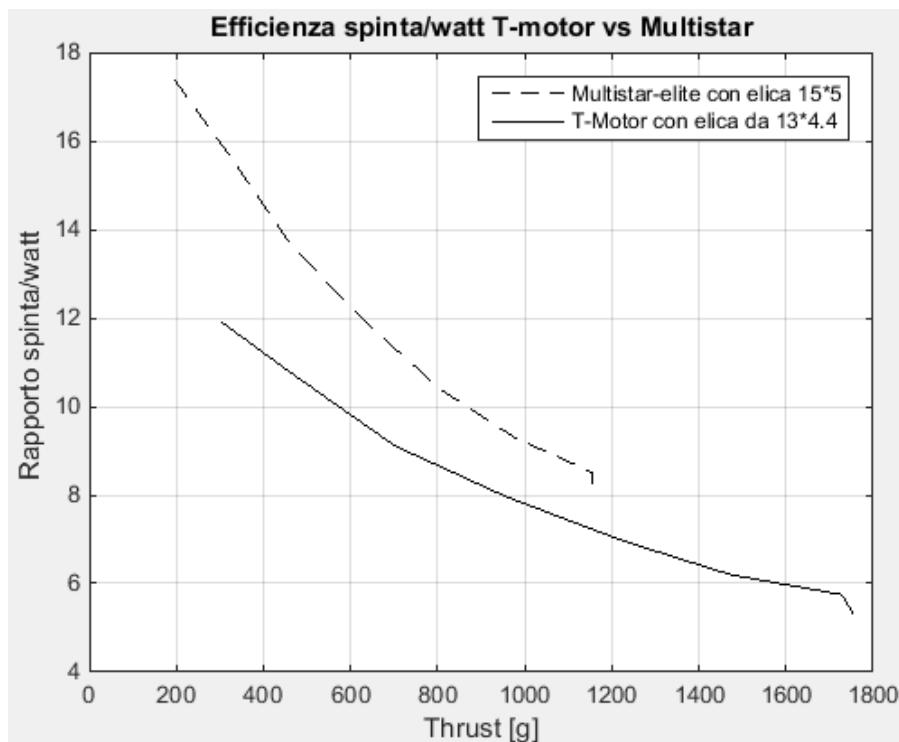


Fig. 46. Grafico del confronto dell'efficienza Spinta/Watt.

5.6 Stima delle perdite

Nello studio svolto si cerca di stimare la perdita di trazione dell'elica dovuta alla presenza del supporto motore e del braccio del multirottore. In particolare si sono stimate le perdite dovute



al solo supporto motore e le perdite del supporto motore più il braccio del multirottore. Il test è stato effettuato misurando la variazione del tiro dell'elica non avendo a disposizione alcun sensore per la caratterizzazione del flusso. Il sistema propulsivo analizzato è composto dal motore Multistar Elite 3508 accoppiato con l'elica da 15*5 e da 13*4.4 alimentato con un pacco batterie 6S. Si deve ricordare che la cella di carico utilizzata ha una capacità massima di 25 kg. Le variazioni di spinta dovute alle perdite sono nell'ordine di grandezza del grammo, quindi i dati acquisiti non hanno un andamento lineare e sono stati interpolati con una polinomiale di terzo grado.

Fig. 47. Test per la stima delle perite dovute alla presenza del supporto motore e del braccio del multirottore.

Di seguito vengono riportati gli andamenti delle perdite in percentuale per l'elica T-Motor 13*4.4.

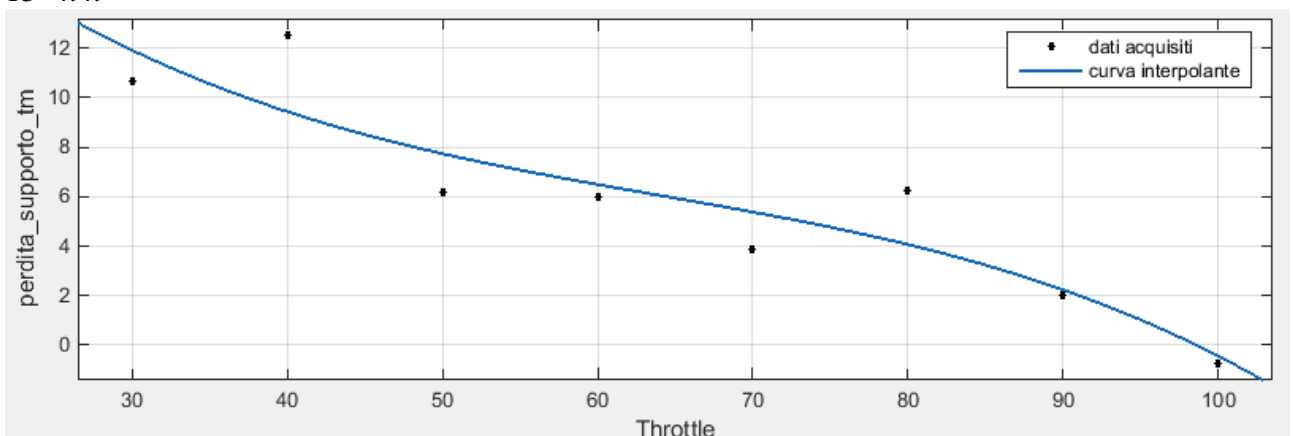


Fig. 48. Grafico delle perdite dovute al supporto motore per l'elica da 13*4.4.

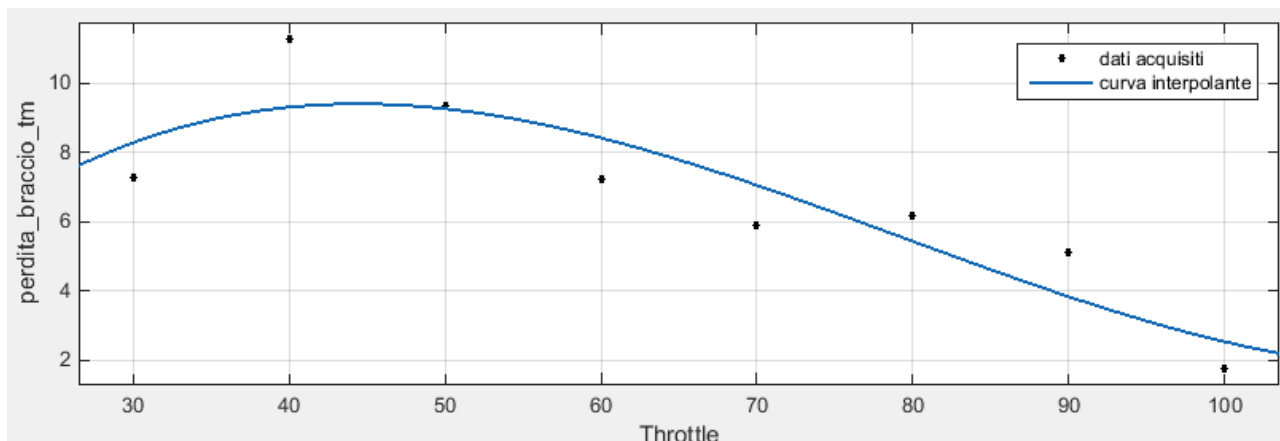


Fig. 49. Grafico delle perdite dovute al braccio per l'elica da 13*4.4.

Dai grafici si può vedere che i dati acquisiti sono affetti da errori di misurazione dovuti alla scarsa sensibilità dello strumento utilizzato. Per limitare l'influenza di tali errori sul coefficiente di perdite in percentuale che si utilizzerà per la stima dell'autonomia oraria restringiamo il range di throttle da analizzare. Questa ipotesi rispecchia il reale intervallo in cui opera il multirobot durante la missione. Si va a considerare il range operativo compreso tra il 40% e 80% di manetta. Le perdite in percentuale dovute al disturbo del flusso elaborato dall'elica da parte del supporto sono di circa il 6%. Se si considera anche la presenza del braccio si ha un 7% di perdite. Il supporto motore ha quindi un'incidenza elevata sulle perdite aerodinamiche rispetto al braccio di sezione circolare. In fase di progetto si deve cercare di limitare il più possibile la superficie del supporto motore che va a disturbare il flusso dell'elica.

Di seguito vengono riportati gli andamenti delle perdite in percentuale per l'elica DJI 15*5.

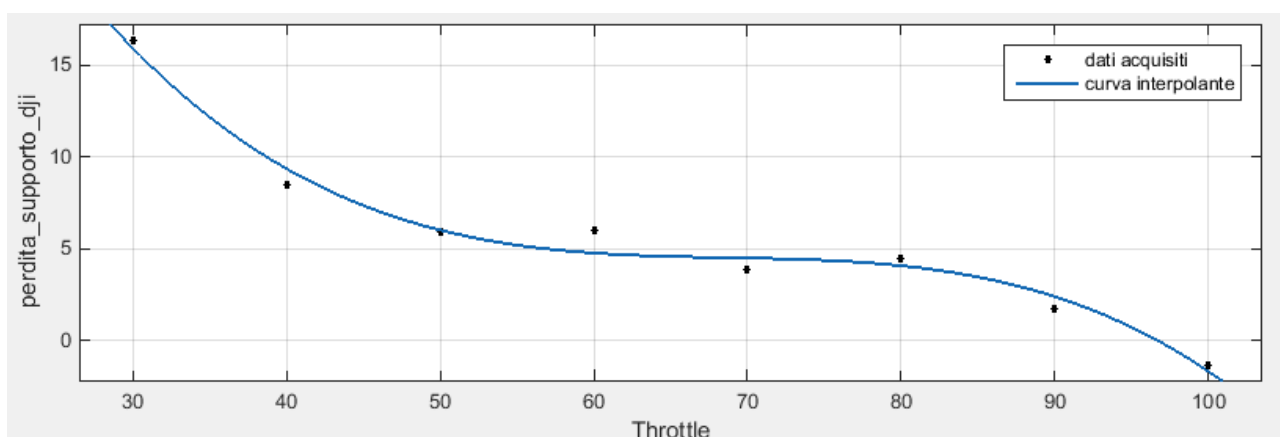


Fig. 50. Grafico delle perdite dovute al supporto motore per l'elica da 15*5.

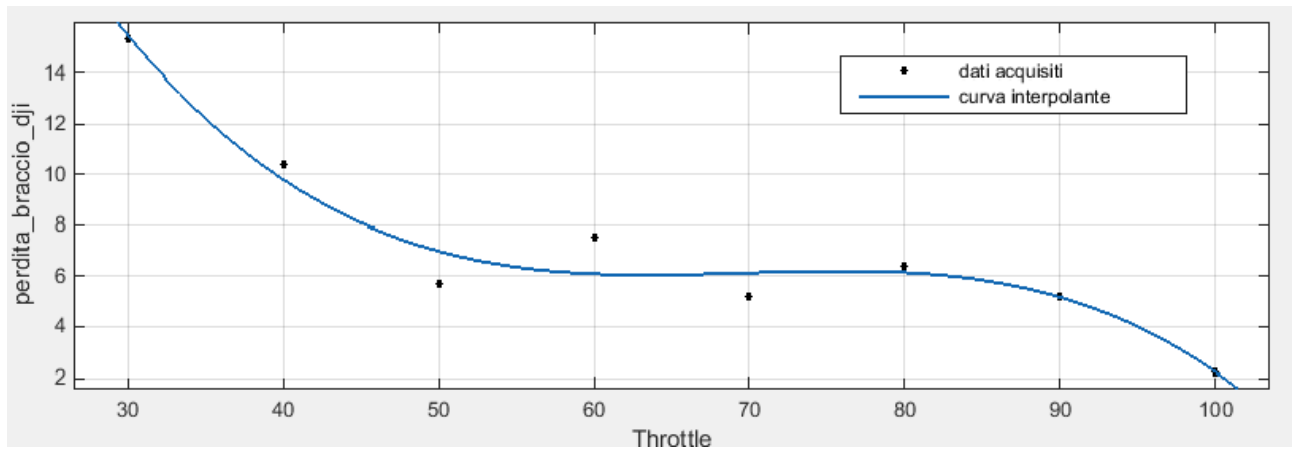


Fig. 51. Grafico delle perdite dovute al braccio per l'elica da 15*5.

Con le stesse ipotesi formulate per la precedente analisi il valore delle perdite stimate dovute al supporto è del 5 % e se si considera anche il braccio si ha una perdita totale di spinta del 6%. Nel caso delle configurazioni analizzate di esacottero e quadricottero con eliche controrotanti si deve introdurre un fattore correttivo per le perdite di spinta. Non essendo possibile una stima sperimentale con il banco prova realizzato si ipotizzano delle perdite di spinta del 20%. Il fattore utilizzato è conservativo.

6. Peso del multirottore nelle varie configurazioni.

Conoscere il peso del multirottore è fondamentale per massimizzare l'autonomia di volo, per dimensionare il pacco batterie e per scegliere il sistema propulsivo più efficiente.

Il peso massimo al decollo (W_{to} weight take.off) può essere espresso ne seguente modo:

$$W_{to} = W_{eo} + W_p + W_b$$

Dove:

W_{eo} : peso a vuoto (weight empty operative) che è la somma del peso del frame del sistema propulsivo e dell'avionica di bordo.

W_p : peso del payload (Sequoia multispectral camera per l'agricoltura)

W_b : peso batteria

Definiamo:

$$W_0 = W_{eo} + W_p$$

Per massimizzare l'autonomia oraria è necessario conoscere il W_0 . L'analisi dei pesi viene effettuata su tre configurazioni: esacottero , quadricottero , ottacottero. Vengono confrontati inoltre due sistemi propulsivi: T-Motor e Multistar Elite. Per avere un valore di W_0 molto accurato si utilizza un multirottore presente in laboratorio, lo Spy 750(fig. 52) pesando ogni singolo componente su una bilancia di precisione. Lo Spy 750 è un esarotore con frame in carbonio in configurazione Y6 ad eliche controrotanti equipaggiato con power module composto da motori brushless T-Motor MN 3110-17 kv 700, ESC T-Motor 30 a, eliche T-Motor carbon 13*4.4'.



Fig. 52. Spy 750 esarotore Y6. Motori T-Motor MN 3110-17 kv 700, ESC T-Motor 30 ed eliche T-Motor carbon 13*4.4'.

Configurazione esacottero con componentistica T-Motor:

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	3	84
Supporto interno braccio	14,10	3	42,3
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	3	135
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggio batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			102
Power module			
Brushless	52	6	312
ESC	26	6	156
Elica	22	6	132
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmettitore video	92,2	1	92,2
Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26
Supporto GPS	9,5	1	9,5

Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	3	36
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
Peso Totale			2046,6

Tabella 1. Configurazione esacottero con componentistica T-Motor.

Partendo da dati sperimentali si possono variare il numero dei componenti per avere una stima delle configurazioni quadricottero e ottacottero. In particolare basta variare il numero di:

- Bracci, supporti interni al braccio e supporto motori ;
- Componenti del power module (motori, ESC, eliche);
- Cablaggi degli ESC;

Configurazione quadricottero con componentistica T-Motor:

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	4	112
Supporto interno braccio	14,10	4	56,4
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	4	180
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggiamento batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			102
Power module			
Brushless	52	4	208
ESC	26	4	104
Elica	22	4	88
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmittitore video	92,2	1	92,2
Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26

Supporto GPS	9,5	1	9,5
Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	2	24
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
Peso Totale			1921,7

Tabella 2. Configurazione quadricottero con componentistica T-Motor.



Fig. 53. Motore brushless T-Motor MN 3110-17 kv 700.

Configurazione ottacottero con componentistica T-Motor :

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	4	112
Supporto interno braccio	14,10	4	56,4
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	4	180
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggiamento batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			120
Power module			
Brushless	52	8	416
ESC	26	8	208
Elica	22	8	176
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmettitore video	92,2	1	92,2

Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26
Supporto GPS	9,5	1	9,5
Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	4	48
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
	Peso Totale		2363,7

Tabella 3. Configurazione ottacottero con componentistica T-Motor.



Fig. 54. Supporto motori.

Il secondo sistema propulsivo che analizzato è costituito da motori brushless Multistar Elite 3508 kv268, ESC Hobbyking da 30A, elica Dji 15*5'.



Fig. 55. Motore brushless Multistar Elite 3508 kv268.

Configurazione esacottero Multistar Elite :

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	3	84
Supporto interno braccio	14,10	3	42,3
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	3	135
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggiamento batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			102
Power module			
Brushless	86,7	6	520,2
ESC	23	6	138
Elica	20	6	120
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmittitore video	92,2	1	92,2
Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26
Supporto GPS	9,5	1	9,5
Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	3	36
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
	Peso Totale		2224,8

Tabella 4. Configurazione esacottero con componentistica Multistar Elite.

Configurazione quadricottero Multistar Elite :

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	4	112
Supporto interno braccio	14,10	4	56,4
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	4	180
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggiamento batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			102
Power module			
Brushless	86,7	4	346,8
ESC	23	4	92
Elica	20	4	80
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmettitore video	92,2	1	92,2
Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26
Supporto GPS	9,5	1	9,5
Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	2	24
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
	Peso Totale		2040,5

Tabella 5. Configurazione quadricottero con componentistica Multistar Elite.

Configurazione ottacottero Multistar Elite:

	Peso Unitario [g]	N.	Totale [g]
Frame			
Piastra	87,20	2	174,4
Braccio	28	4	112
Supporto interno braccio	14,10	4	56,4
Carrello	82,7	2	165,4
Supporto motore	45,00	4	180
Distanziale piastre	11,1	3	33,3
Piastra alloggiamento batteria/payload	75,6	1	75,6
Viti			120
Power module			
Brushless	86,7	8	693,6
ESC	23	8	184
Elica	20	8	160
Elettronica di bordo			
Modulo di telemetria	23,8	1	23,8
Trasmettitore video	92,2	1	92,2
Payload (Sequoia)	107	1	107
Gimbal	188	1	188
Autopilota	33,1	1	33,1
Power module	22	1	22
GPS	26	1	26
Supporto GPS	9,5	1	9,5
Ricevente	14	1	14
FTS (Fly termination system)	33	1	33
Cablaggi			
Cavi ESC	12	4	48
Cavi batteria	40	1	40
Cablaggi elettronica	10	1	10
	Peso Totale		2601,3

Tabella 6. Configurazione ottacottero con componentistica Multistar Elite.

7. Problem statement

In questo capitolo si definiscono le formule che verranno implementate per il calcolo dell'autonomia oraria.

La potenza richiesta per il volo si può considerare come la somma di due contributi:

$$P_r = P_{ap} + P_h$$

Con :

P_h : potenza richiesta per il volo in condizioni di hovering.

P_{ap} : potenza richiesta per l'avionica di bordo e il payload.

Nel caso di un multirottore la potenza richiesta per il volo in condizioni di hovering è :

$$P_h = \frac{W_{t0}^{\frac{3}{2}}}{f\sqrt{2}\rho A_t}$$

Dove :

W_{t0} : peso massimo al decollo

f : figura di merito

ρ : densità dell'aria

A_t : area totale dei rotori

Per avere una notazione più compatta si pone $\lambda = \sqrt{2\rho A_t}$ che è un costante. Se si impone che la potenza richiesta sia quella fornita dalle batterie come avviene realmente nel multirottore, la corrente assorbita per il volo in condizione di hovering è data da:

$$i = \frac{P_r}{v}$$

in cui sostituendo si ottiene:

$$i = \frac{1}{v} \left(\frac{W_{t0}^{\frac{3}{2}}}{f\lambda} + P_{ap} \right)$$

con v che è la tensione nominale ai capi della batteria. Per semplicità si assume che la tensione si mantenga costante durante il volo, ma come visto nella caratterizzazione del sistema propulsivo essa diminuisce durante la fase di scarica. A questo punto definendo la tensione di scarica $i = \frac{dC}{dt}$ si ottiene la relazione :

$$\frac{dt}{dC} = \frac{vf\lambda}{W_{t0}^{\frac{3}{2}} + P_{ap} f\lambda}$$

A questo punto si va ad integrare l'espressione considerando una scarica completa della batteria.

$$t = \int \frac{f\lambda v}{W_{t0}^{\frac{3}{2}} + P_{ap} f\lambda} dC$$

Il seguente integrale è immediato poiché tutti i parametri sono indipendenti dalla capacità e si ottiene l'autonomia oraria:

$$t = \frac{f\lambda v}{W_{t0}^{\frac{3}{2}} + P_{ap} f\lambda} C$$

A questo punto è utile ragionare sulla capacità della batteria C . Tendendo conto della legge di Peukert precedentemente trattata, si introduce un rendimento ψ che considera il fatto che la capacità reale è più bassa della capacità dichiarata poiché la batteria non è in grado di fornire tutta l'energia interna immagazzinata. L'espressione implementata per la stima dell'autonomia oraria diventa quindi :

$$t = \frac{f\lambda v}{W_{t0}^{\frac{3}{2}} + P_{ap} f\lambda} \psi C_0 \left(\frac{\psi C_0}{it_0}\right)^{k-1}$$

Variando la capacità è possibile ottenere un primo trend della curva dell'autonomia oraria.

7.1 Parametri utilizzati per la stima dell'autonomia oraria

Nella tabella successiva vengono riportati i parametri che sono stati utilizzati per la stima dell'autonomia oraria.

	T-Motor MN3110-17 kv 700	Multistar Elite 3508 kv 268
Diametro elica [<i>m</i>]	0.330	0.381
Figura di merito	0.5	0.55
Numero di celle del pacco batterie	4	6
Tensione nominale [V]	14.8	22.2
Coefficiente di Peukert	1.2	1.2
Capacità di scarica ψ in %	0.8	0.8
Rateo di scarica della batteria t_o [h]	1	1
Densità di energia specifica delle celle E_s [Wh/kg]	177.1 250	177.1 250
P_{ap} [W]	15	15
Densità dell'aria ρ [kg/m ³]	1.255	1.255

Tabella 7. Parametri utilizzati nelle simulazioni per la stima dell'autonomia oraria.

8. Autonomia oraria

Si analizza ora l'autonomia oraria in base ai dati sperimentali acquisiti con il banco prova. Il programma che è stato realizzato permette di stimare l'autonomia oraria del multirottore fissando un'arbitraria percentuale di throttle per cui si vuole avere un volo in condizioni di hovering. L'autonomia varierà in funzione della capacità del pacco batterie con cui verrà equipaggiato il multirottore, per questo motivo nei grafici seguenti sono state riportate una serie di capacità di batterie commerciali con densità di energia specifica interna E_s di 250 e 177.1 [Wh/kg].

Di seguito si riportano i grafici relativi alle configurazioni esacottero, ottacottero, quadricottero equipaggiati con sistema propulsivo T-Motor MN3110-17 e Multistar Elite 3508. Si impone un throttle del 65% per tutte le simulazioni e una accumulatore 4S.

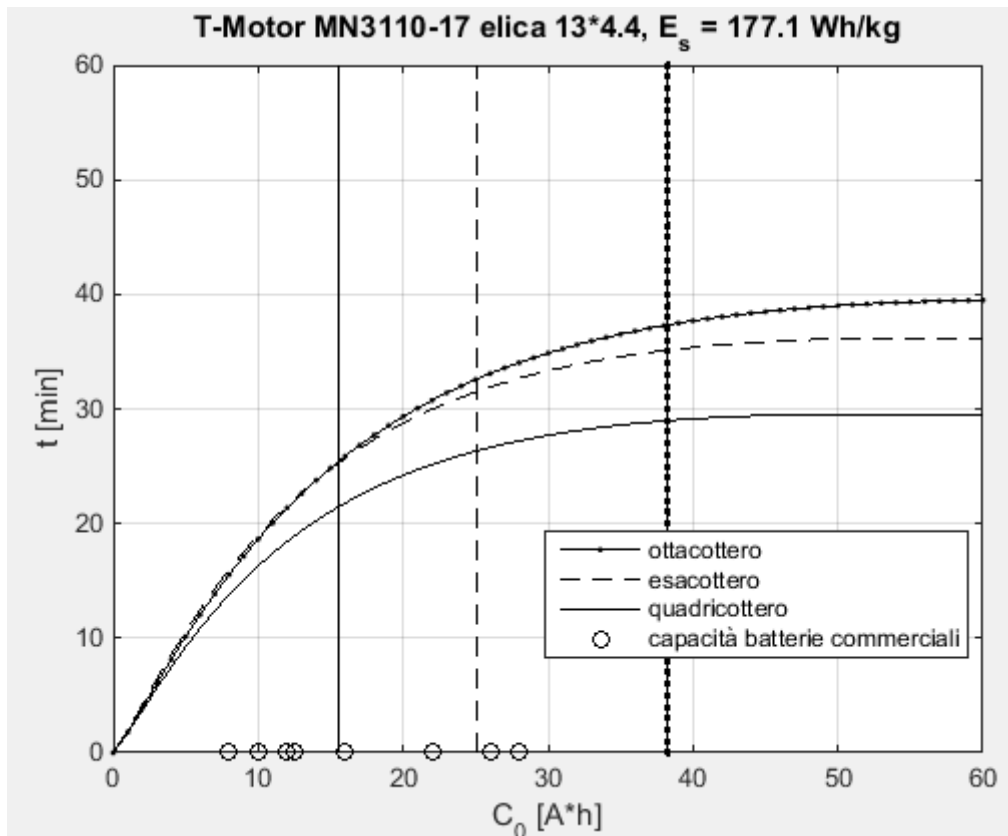


Fig. 56. Grafico autonomia oraria T-Motor MN3110-17 con elica 13*4.4, $E_s = 177.1$ [Wh/kg].

Nel grafico si può vedere che le configurazioni esacottero e ottocottero garantiscono un'autonomia oraria maggiore rispetto alla configurazione quadricottero. Per capacità del pacco batterie compresa tra 0 e 20 Ah le configurazioni ottacottero e esacottero hanno lo stesso andamento della curva dell'autonomia. Le rette verticali che intersecano le curve dell'autonomia oraria ne stimano il valore per le configurazioni analizzate per una percentuale di throttle del 65 %. Nelle simulazioni al variare della percentuale di manetta varia la capacità del pacco batterie con cui viene equipaggiato il mezzo. Per la stima dell'autonomia oraria si deve cercare la batteria presente sul mercato che più si avvicina al valore di capacità calcolato dal programma. Nel caso in cui la capacità ipotizzata sia molto superiore alla capacità delle batterie presenti in commercio si può ipotizzare di collegare in parallelo due accumulatori. In tabella si riportano i valori dell'autonomia oraria stimata.

	Capacità ipotetica [Ah]	Capacità batteria commerciale [Ah]	Autonomia oraria [m]
Quadricottero	15.5	16	21
Esacottero	25	26	31
Ottacottero	38.2	32	35

Tabella 8. Autonomia oraria sistema propulsivo T-Motor per $E_s = 177.1 \text{ Wh/kg}$.

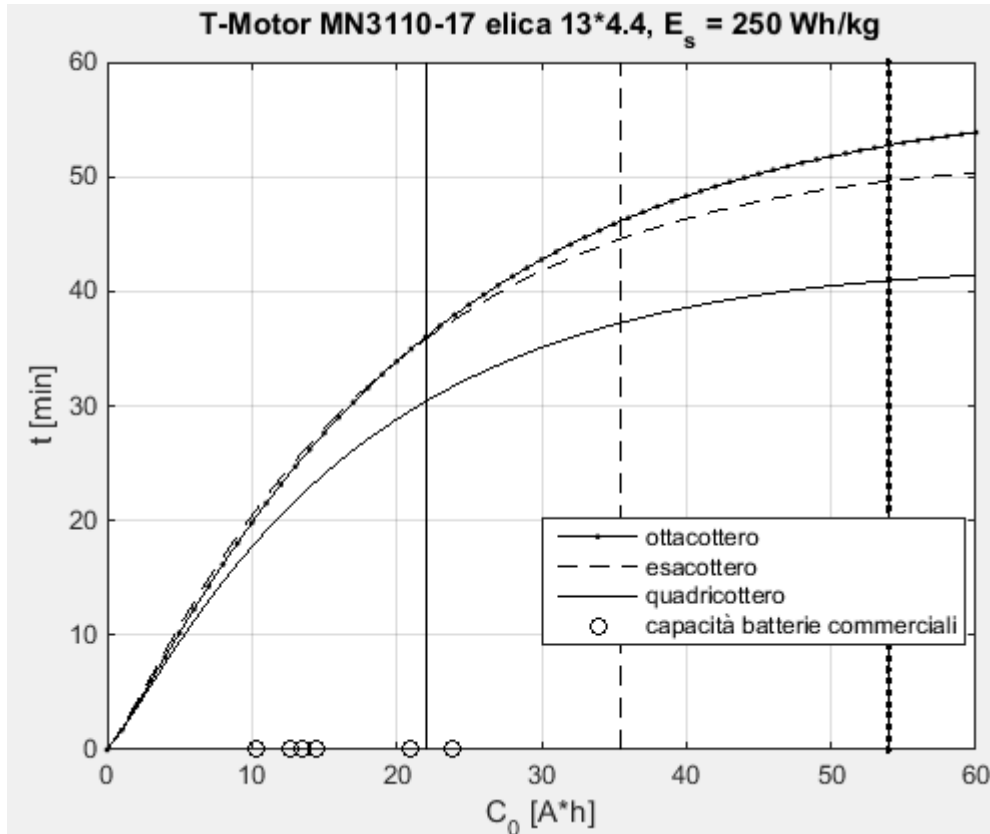


Fig. 57. Grafico autonomia oraria T-Motor MN3110-17 con elica 13*4.4, $E_s=250$ [Wh/kg].

Nell'analisi dell'autonomia oraria con pacchi batterie con densità di energia specifica interna pari a 250 Wh/kg oltre alle capacità standard presenti nel grafico, l'azienda produttrice *Amicell* offre la possibilità di realizzare pacchi batterie su misura per ogni esigenza. Per questa analisi non è quindi necessario considerare la capacità dell'accumulatore commerciale. Naturalmente per la realizzazione di bacchi batteria con capacità arbitraria i costi dell'accumulatore crescono.

	Capacità [Ah]	Autonomia oraria [m]
Quadricottero	22	30
Esacottero	35	44
Ottacottero	54	52

Tabella 9. Autonomia oraria sistema propulsivo T-Motor per $E_s = 250$ Wh/kg.

Si riporta di seguito il grafico completo sull'autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo T-Motor MN3110-17 kv 700 accoppiato con un elica T-Motor 13*4.4 al variare

della densità specifica interna del pacco batterie. Il grafico è stato ottenuto sovrapponendo i due grafici precedenti.

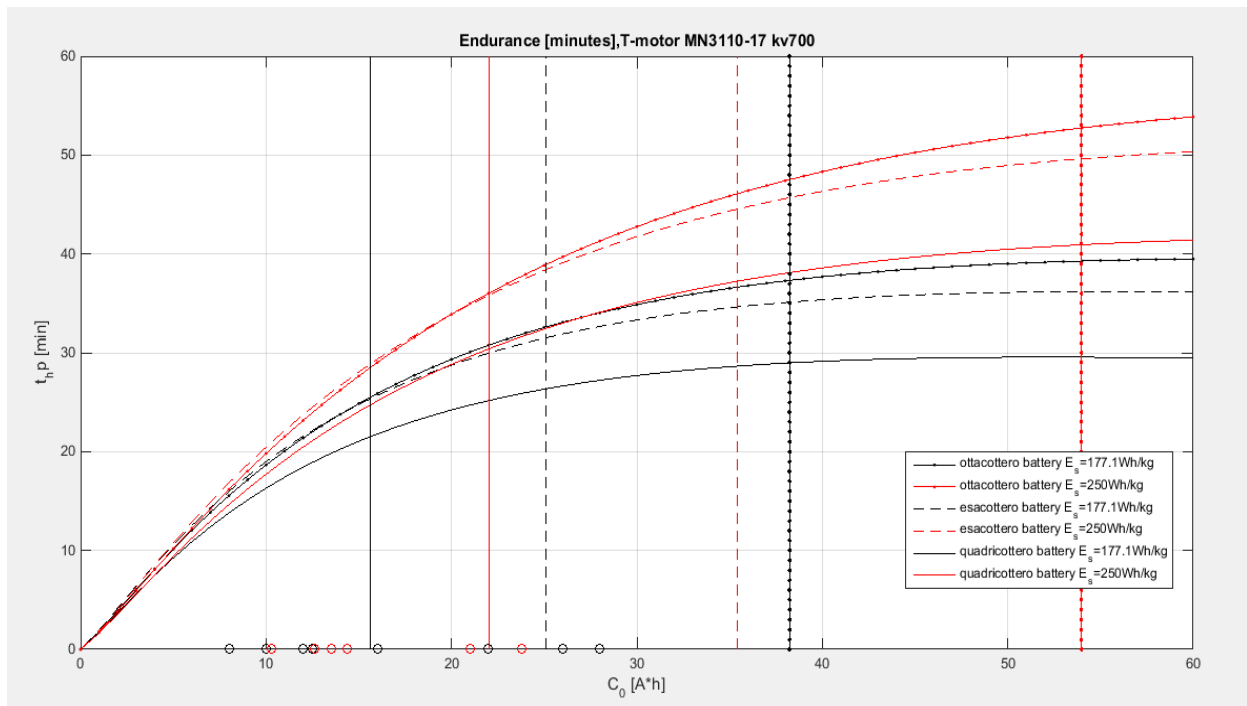


Fig. 58. Autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo T-Motor al variare di E_s .

Si può vedere facilmente che le configurazioni equipaggiate con batterie con $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$ sono nettamente più performanti. A parità di peso dell'accumulatore queste batterie di nuova generazione permettono di avere una capacità maggiore andando a migliorare le performance di autonomia oraria.

Di seguito viene proposta la stessa analisi per il sistema propulsivo Multistar Elite 3508 kv 268 accoppiato con un elica DJI 15*5. Il throttle è stato fissato sempre al 65% e l'accumulatore simulato è 6S.

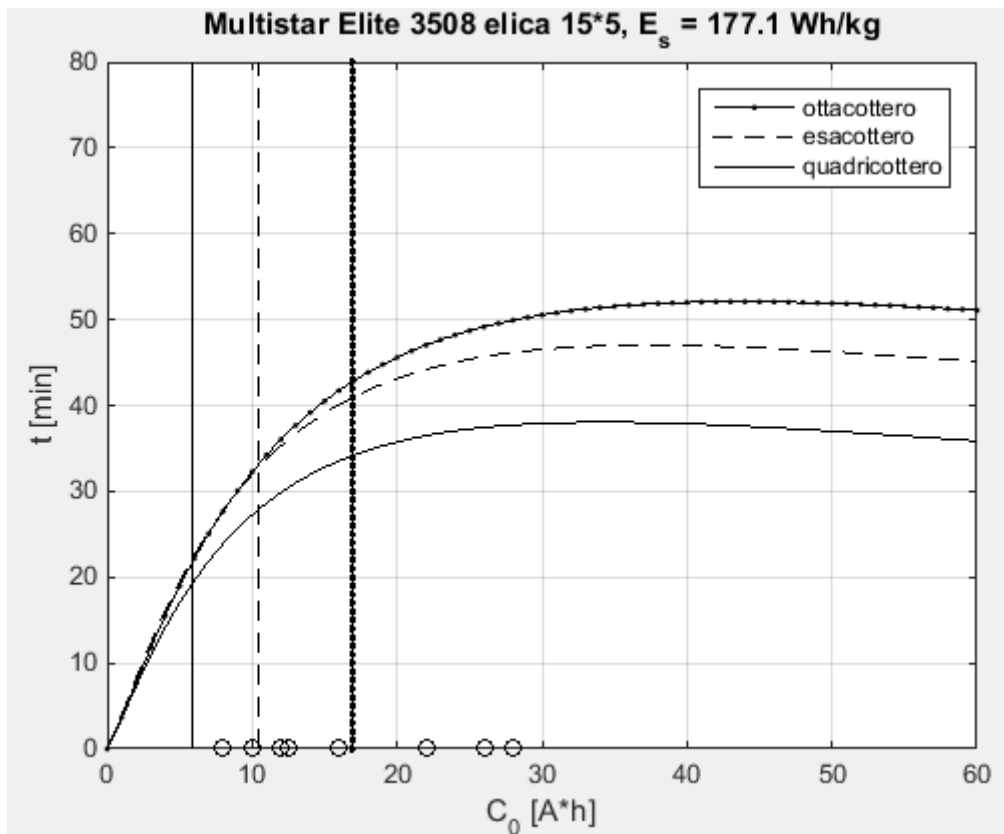


Fig. 59. Grafico autonomia oraria Multistar Elite 3508 con elica 15*5, $E_s=177.1 \text{ [Wh/kg]}$.

	Capacità ipotetica [Ah]	Capacità batteria commerciale [Ah]	Autonomia oraria [m]
Quadricottero	5.9	8	24
Esacottero	10.5	10	32
Ottacottero	16.8	16	41

Tabella 10. Autonomia oraria sistema propulsivo Multistar Elite per $E_s = 177.1 \text{ Wh/kg}$.

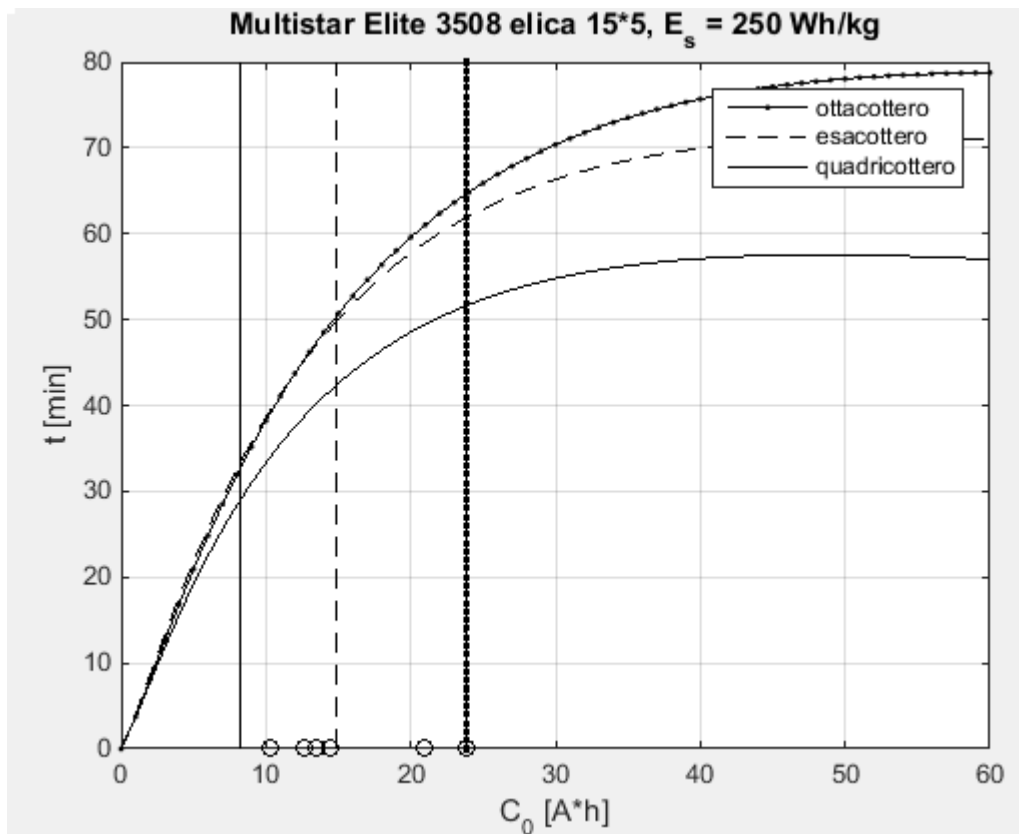


Fig. 60. Grafico autonomia oraria Multistar Elite 3508 con elica 15*5, $E_s=250$ [Wh/kg].

	Capacità [Ah]	Autonomia oraria [m]
Quadricottero	8.3	29
Esacottero	14.8	49
Ottacottero	23.8	64

Tabella 11. Autonomia oraria sistema propulsivo Multistar Elite per $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$.

Si riporta di seguito il grafico completo sull'autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo Multistar Elite accoppiato con un elica DJI 15*5 al variare della densità specifica interna del pacco batterie. Il grafico è stato ottenuto sovrapponendo i due grafici precedenti.

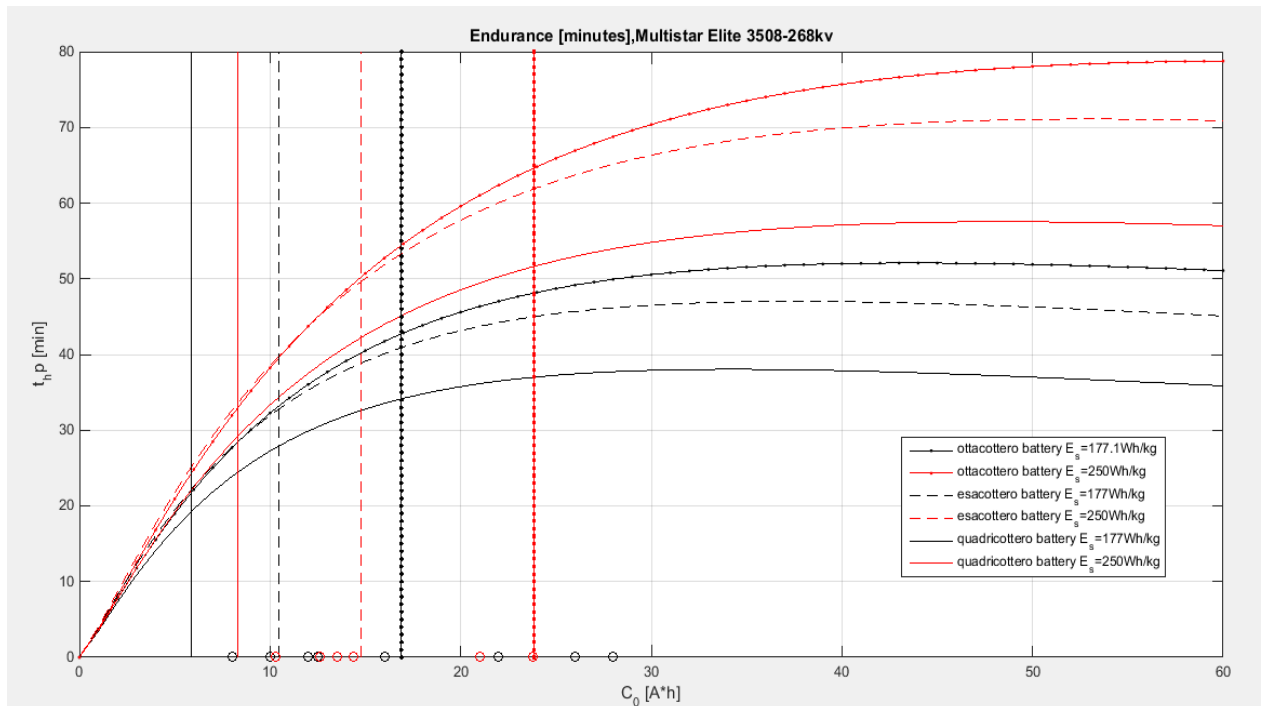


Fig. 61. Autonomia oraria del multirottore con sistema propulsivo Multistar Elite al variare di E_s .

Dalla comparazione dei grafici emerge che il sistema propulsivo Multistar Elite garantisce un'autonomia oraria maggiore rispetto al sistema T-Motor. Prendendo in considerazione il modello Spy 750 ossia una configurazione a esacottero con eliche controrotanti si stima un'autonomia oraria di 49 minuti con un pacco batterie di capacità di 14.8 Ah e $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$.

9. Conclusioni e sviluppi futuri

Lo studio effettuato si è dimostrato produttivo per il dimensionamento di un multirottore. Grazie all'acquisizione di dati sperimentali effettuata con l'ausilio di un banco prova si è giunti ad una stima accurata dell'autonomia oraria del mezzo nelle varie configurazioni.

Il programma che è stato creato per l'implementazione dei dati può essere facilmente modificato per stimare l'autonomia oraria per una certa percentuale di manetta a cui si desidera avere le condizioni di volo in hovering.

Si nota che tutte le curva dell'autonomia raggiungono un massimo per poi decrescere. Si deve cercare di avere un accumulatore con un capacità nominale che permetta di lavorare intorno al punto di massimo della curva stessa. Il successivo andamento decrescente è giustificato dal fatto che un aumento eccessivo della capacità della batteria, che è direttamente collegato ad un aumento di peso è controproducente per l'autonomia del mezzo.

Si è visto che per massimizzare tale condizione serve una caratterizzazione dettagliata del sistema propulsivo e delle perdite di spinta dovute sia al disturbo del flusso causato dal braccio e dal supporto motore e sia all'effetto controrotante per le configurazioni esacottero e ottacottero.

Per il modello presente in laboratorio, lo Spy 750 ossia una configurazione a esacottero con eliche controrotanti, si stima un autonomia oraria di 49 minuti con motorizzazione Multistar Elite e con un pacco batterie di capacità di 14.8 Ah e $E_s = 250 \text{ Wh/kg}$.

Il modello è stato assemblato montando un autopilota *Pixhawk* che permette di eseguire un volo programmato, il che è fondamentale per l'acquisizione di immagini tramite Sequoia.

Affinché il modello sia pronto ad eseguire la sua missione è necessario svolgere delle prove di volo sperimentali per fissare i vari offset. L'acquisto di un pacco batterie di nuova generazione con densità di energia specifica interna di 250 Wh/kg potrebbe permettere di confrontare il reale tempo di volo con l'autonomia oraria stimata.

Appendice

Appendice A: dati per singola cella con densità di energia specifica 250 Wh/kg

Modello cella	Capacity [mAh]	Voltage	Internal <i>mΩ</i> resistance	Weight gr.	Thickness	Width	Length
ABLP5274J0HG	8900	3.7	8	140	5.2	70	170
ABLP7374J0HG	12600	3.7	4.5	196	7.3	70	170
ABLP9255275HG	21000	3.7	3.5	313	9.2	55	271
ABLP6059190HG	10300	3.7	10	159	6.0	59	190
ABLP1158150HG	13500	3.7	3	207	10.5	58	150
ABLP8474J0HG	14400	3.7	8	222	8.4	70	170
ABLP12058150HG	15500	3.7	3	236	11.5	58	150
ABLPA655275HG	23880	3.7	3.5	364	10.6	55	271

Bibliografia

- J. G. Leishman. Principles_of_Helicopter.
- D.P. Raymer - Aircraft design A conceptual approach
- D Linden, T. B. Reddy. Handbook of batteries 3° ed.
- M. Holly. MATLAB® for engineers. 3rd ed. 2012
- R.A. Michelin, A. Munari. Fondamenti di Chimica. Casa editrice.CEDAM

- M. Gatti, F. Giulietti. Preliminary design analysis methodology for electric aircraft.
- M. Gatti, F. Giulietti. Maximum endurance for battery-powered rotary-wing aircraft
- M. Drela. First order DC electric motor model
- M. Drela. Second order DC electric motor model - Mark Drela, MIT Aero & Astro
- M. Drela DC motor / propeller matching - Mark Drela, MIT Aero & Astro
- M. Drela. Measurement of brushed dc electric motor constant - Mark Drela, MIT Aero & Astro
- M. Drela. Propeller Characterization for QPROP - Mark Drela, MIT Aero

- www.icao.int
- <https://www.enac.gov.it>
- Dji.com
- Tigermotor.com
- <http://bdbatteries.com>
- Hobbyking.com