

**ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITÀ DI BOLOGNA**

---

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA**

DIPARTIMENTO di  
INGEGNERIA DELL'ENERGIA ELETTRICA E DELL'INFORMAZIONE  
"Guglielmo Marconi"

**CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA DELL'ENERGIA ELETTRICA**

**TESI DI LAUREA MAGISTRALE**  
in  
Modellistica dei sistemi elettromeccanici M

**DIMENSIONAMENTO DEL SISTEMA PROPULSIVO  
ELETTRICO PURO DI UN VELIVOLO CESSNA 172K**

Candidato  
MOUAFO ZANGUIM IDRIS

Relatore  
Chiar.mo Prof. ANGELO TANI

Correlatori  
Dott. Ing. GIANMICHELE BERTINI  
Sig. GAETANO DI GIOIA  
Sig. DAVIDE COVERI

Anno Accademico  
2018/2019

Sessione  
I



## Sommario

Sommario .....	1
Acronimi .....	3
Introduzione .....	5
1 Approccio alla progettazione di aeromobili elettrici.....	7
1.1 Definizione aeromobile .....	7
1.2 Generalità.....	7
1.3 Stato dell'arte.....	8
1.4 Concetto di velivoli leggeri e ultra leggeri.....	9
2 Sistemi propulsivi.....	11
2.1 Introduzione .....	11
2.2 Classificazione di sistema di propulsione per applicazione aeronautiche .....	13
2.2-1 Sistema di propulsione elettrica. ....	18
2.3 Motori elettrici .....	19
2.3-1 Motori elettrici per applicazioni aeronautiche .....	19
2.3-2 Macchine brushless a flusso assiale.....	25
2.3-3 Modello matematico semplificato del motore brushless a fem sinusoidale.....	27
2.3-4 Azionamento elettrico con motore brushless.....	36
2.3-4-1 Modello semplificato dell'azionamento .....	36
2.4 Inverter trifase.....	41
2.4-1 Definizione .....	41
2.5 Elica.....	44
2.5-1 Considerazione sull'accoppiamento di un motore all'elica. ....	45
2.5-2 Dimensionamento dell'elica a passo fisso .....	47
2.5-3 Modello dell'elica a passo fisso a due pale .....	48
2.6 Batterie.....	51
2.6-1 Tecnologie principali per la fonte di alimentazione di aeromobili elettrici .....	51
2.6-2 Comportamento dal punto di vista esterno di una cella agli ioni di litio .....	52
2.6-3 Caratteristiche delle batterie agli ioni di litio.....	54
2.6-4 Sviluppo tecnologico delle batterie.....	55
2.6-5 Dimensionamento del pacco batterie per CESSNA 172K.....	57

2.6-5-1 Pacco batteria per applicazione aeronautica.....	57
2.6-5-2 Specifiche della cella agli ioni di litio NCR18650GA usata per il dimensionamento....	58
2.6-5-3 Descrizione della struttura del CESSNA 172K .....	59
2.6-5-4 Numero di celle totali del CESSNA 172K .....	60
2.6-6 BMS .....	63
3 Analisi delle missioni di volo e calcolo delle potenza e spinta richiesta del CESSNA 172K .....	67
3.1 Introduzione .....	67
3.2 Velocità di avanzamento istantanea del CESSNA 172K.....	67
3.2-1 Decollo.....	67
3.2-2 Salita.....	69
3.2-3 Crociera .....	69
3.2-4 Discesa.....	70
3.2-5 Atterraggio .....	70
3.3 Densità atmosferica.....	72
3.4 Potenza e spinta richiesta .....	72
3.5 Implementazione Missione con MATLAB.....	73
4 Modello Simulink.....	77
4-1 Ipotesi semplificative .....	77
4.2 Modello del sistema propulsivo Simulink del CESSNA 172K .....	77
4.3 Risultati della simulazione .....	80
5 Descrizione banco prova .....	89
5.1 Schema complessivo del banco elica .....	89
6 Risultati delle prove sperimentali.....	99
Conclusioni .....	105
Appendice 1 Velocita_avanzamento.m.....	107
Bibliografia.....	115

## Acronimi

MEA	More Electric Aircraft
MEE	More Electric Engine
AEA	All Electric Aircraft
ICAO	International Civil Aviation Organization
MTOM	Maximum take-off mass
ICE	Internal Combustion Engine
TAS	True Air Speed
IAS	Indicated Air Speed
CAS	Calibrated Air Speed
EAS	Equivalent Air Speed
PGD	Power Generalized Device
PTD	Power transmitted Device
POD	Power Output Device
EPGS	Electric Power Generation System
EOA	Energy Optimized Aircraft
IPM	Internal Permanent Magnet
SPM	Surface Permanent Magnet
IM	Induction Motor
R-SM	Reluctance Synchronous motor



## Introduzione

L'industria automobilistica è in anticipo rispetto all'aviazione per quanto riguarda l'applicazione del sistema di propulsione elettrico puro. Anche se esistono similitudini tra i due settori, differenze come intervalli di temperature operative, limiti di peso e requisiti di sicurezza rendono necessario lo studio in modo separato dello spazio di progettazione del sistema di propulsione. Considerando una catena di propulsione elettrica si ha che, rispetto ai tradizionali motori ad aviazione a combustione di carburante, i motori elettrici hanno emissioni zero durante il volo e sono generalmente più silenziosi con la stessa richiesta di potenza.

Gli strumenti di progettazione degli aeromobili tradizionali, non sono in grado di spiegare e modellare i significativi cambiamenti inerenti agli aeromobili progettati attorno ai sistemi di propulsione elettrica. I sistemi dipendenti dalla batteria, ad esempio, non hanno un significativo cambiamento di peso durante il volo, rendendo inutilizzabili le numerose routine di calcolo delle variazioni del peso dell'aeromobile a causa della riduzione della combustione del carburante.

Lo scopo di questa tesi è di analizzare la possibilità di implementare un sistema di propulsione elettrica su un aereo leggero e discutere le questioni che dovrebbero essere ulteriormente modificate, se ce ne sono, affinché le sue prestazioni corrispondano il più fedelmente possibile al modello non modificato. Per poterlo fare, è stata condotta un'approfondita ricerca sullo stato attuale di sviluppo delle tecnologie utilizzate in questo tipo di applicazione, prestando particolare attenzione ai miglioramenti apportati negli ultimi anni vista la relativa novità di questa tecnologia di propulsione. Più precisamente si tratta di modificare o sostituire l'attuale sistema di propulsione convenzionale di un CESSNA 172K con un sistema propulsivo elettrico puro e di valutare i consumi energetici e le prestazioni di volo per una data missione. Per raggiungere questo obiettivo, verrà utilizzato un programma di simulazione di MathWorks chiamato MATLAB/Simulink. Nell'ambiente MATLAB in particolare, verrà implementata una data missione di volo necessaria per ricavare l'andamento della velocità di avanzamento. Tale velocità (considerata come riferimento) sarà poi integrata in ambiente Simulink nel modello completo semplificato, utile per la stima dell'energia totale della missione. Chiarito questo, ecco come è stato strutturato il progetto e l'ordine in cui è stato completato.

Nel primo capitolo si dà una descrizione generale dei concetti alla base della progettazione di velivoli elettrici e dello stato dell'arte. Nel secondo capitolo si definisce un sistema di propulsione per applicazioni aeronautiche in generale e in particolare quello elettrico puro. Vengono poi esaminati componenti della catena propulsiva (pacco batteria, motore elettrico, inverter, e l'elica) per questa applicazione al fine di ricavare un modello matematico in ambiente MATLAB/Simulink. Si è dimensionato il pacco batteria per la propulsione prestando un'attenzione particolare al suo peso totale in quanto è un punto critico del progetto. Poiché le informazioni prestazionali dell'elica non erano disponibili, ed essendo una parte fondamentale da cui estrarre i dati che dovevano essere utilizzati nella simulazione, insieme al TEAM di AERNOVA, abbiamo eseguito un'attività di reverse engineering dell'elica stessa. In particolare abbiamo rilevato i principali parametri geometrici della pala in 20 sezioni trasversali al fine di poter inserire tali dati all'interno di un software, chiamato JavaProp, che consente di estrapolare i dati prestazionali dell'elica in funzione della sua geometria. Nel terzo capitolo, tramite uno studio della meccanica del volo si è fatto un'analisi delle missioni del volo. Tale analisi è stata fatta, tuttavia, con adattamenti speciali per gestire i cambiamenti dovuti all'integrazione della propulsione elettrica. E con i risultati dell'analisi, si è predisposto in MATLAB un algoritmo per ricavare la potenza e spinta richiesta, nonché una approssimazione della velocità di avanzamento del CESSNA 172k. Nel quarto capitolo si è implementato un modello semplificato del sistema propulsivo (batteria + motore-elica) in Simulink in grado di soddisfare i requisiti di spinta e potenza del velivolo. Nel quinto capitolo, viene descritto il banco prova su cui le prove sono state svolte. Il motore a disposizione in azienda era un brushless DC a flusso radiale da 5KW di potenza nominale quindi senza perdere di generalità, si è implementato per prima un modello del CESSNA 172K in dimensione scalata così da avere una potenza massima al decollo pari a 5KW. In tale modo è stato più facile confrontare i risultati della simulazione con le prove reali su banco prova. E in fine nel sesto capitolo vengono presentati i risultati delle prove sperimentali.

# 1 Approccio alla progettazione di aeromobili elettrici

## 1.1 Definizione aeromobile

In generale un aeromobile è una macchina progettata dall'uomo che ha la capacità di sostenersi e spostarsi nell'aria, consentendo il trasporto delle persone o cose all'interno dell'atmosfera terrestre. La sustentazione è dovuta alle forze di reazione esercitate dall'atmosfera circostante. Ne distinguiamo due grandi tipologie di aeromobile: aerostati e aerodine.

Nella prima tipologia, la sustentazione è di tipo statico, basata sulla cosiddetta "spinta di Archimede". L'aeromobile infatti tende a salire nell'atmosfera in quanto risulta più leggero dell'aria che lo circonda. Invece nella seconda tipologia, l'aeromobile è più pesante dell'aria e quindi la sustentazione è ottenuta mediante un'azione aerodinamica sulle superficie del mezzo. Il velivolo per definizione fa parte della seconda categoria, in quanto è più pesante dell'aria, e può volare utilizzando una componente della forza aerodinamica detta portanza, che si genera grazie al moto relativo dell'aria lungo la superficie alare.

Dal punto di vista tecnico si può definire il velivolo come un aerodina a sustentazione aerodinamica con superficie alare fissa e con proprio sistema di propulsione. Quest'ultimo è oggetto di questa tesi, e sarà esaminato nello specifico nei capitoli successivi.

## 1.2 Generalità

Storicamente, gli aeromobili sono stati progettati utilizzando una grande quantità di regressione dei dati provenienti da progetti precedenti. Sebbene sia efficiente in termini di tempo e risorse, questo metodo non è in grado di adattarsi ai cambiamenti improvvisi della tecnologia, come quelli che accompagnano un cambiamento radicale nella generazione fondamentale della propulsione. Le moderne tecniche di progettazione impiegano la valutazione della tecnologia e una maggiore dipendenza da modelli basati sulla fisica, nonché la quantificazione del rischio e dell'incertezza. In particolare, le tecnologie di propulsione sono state fondamentali nello sviluppo di nuovi velivoli, con miglioramenti delle prestazioni di sistema in seguito a improvvisi sviluppi nelle tecnologie di propulsione. Ad esempio, il passaggio dall'aeromodello con motori e propulsori alternativi a quelli a getti ha preannunciato l'inizio di un trasporto aereo economico ed efficiente, per non parlare di un grande balzo in avanti nella capacità degli aerei militari. Cambiamenti di questa portata

influenzano non solo le prestazioni del sistema, ma anche il modo in cui l'aereo viene percepito e progettato per una data missione. La propulsione elettrica ha una grande probabilità di essere il prossimo salto significativo nella tecnologia di propulsione degli aerei. Il volo motorizzato è un esercizio estremamente critico. I moderni motori a reazione, ad esempio, non sono molto efficienti, ma consentono di progettare aeromobili in grado di trasportare grandi carichi su distanze elevate molto più rapidamente di qualsiasi altra forma di trasporto. Allo stesso modo, le strutture dei moderni aerei sono progettate per massimizzare la resistenza riducendo al minimo il peso. La collocazione di questo peso in tutta la struttura del velivolo è anche importante, poiché la controllabilità del velivolo dipende dal posizionamento dei componenti principali rispetto alle superfici di controllo aerodinamiche. Quindi avere troppo peso nel posto sbagliato potrebbe rendere pericoloso l'aereo. Gli aeromobili tradizionali hanno una raccolta abbastanza definita di componenti primari, e ognuno di questi è altrettanto ben definito nel suo uso, ma l'aggiunta dei componenti di un sistema di propulsione elettrica aggiunge un altro problema al livello dell'integrazione.

Gli aerei sono tradizionalmente modellati su più livelli. I progetti iniziali sono sintetizzati utilizzando una varietà di tecniche, che vanno dall'estrapolazione empirica di dati esistenti a sofisticate analisi computerizzate. I progetti proposti vengono quindi misurati in base a vincoli prestazionali, come la capacità di volare a una data velocità o di salire a una certa velocità. I progetti che soddisfano questi vincoli vengono poi simulati in modo discretizzato nel dettaglio, in cui sono determinati i requisiti di carburante e vengono calcolati approssimativamente i pesi. Questo produce la dimensione complessiva del progetto proposto. Il design delle dimensioni viene quindi valutato in base ai desideri del cliente e il processo viene iterato fino a quando non viene raggiunto un progetto finale.

### 1.3 Stato dell'arte

Gli ultimi progressi nelle tecnologie elettriche ed elettroniche per aeromobili dal punto di vista di un velivolo completamente elettrico, comunemente chiamato in inglese "All Electric Aircraft" AEA, hanno attirato più attenzione. Infatti la AEA utilizza la sola energia elettrica anziché la convenzionale potenza idraulica e pneumatica per alimentare tutti i sistemi di aeromobili. Negli ultimi anni ci sono stati studi di progettazione e studi di sistema di aeromobili che hanno raggiunto conclusioni contrastanti in merito alla fattibilità di aerei

completamente elettrici e ibridi. Alcuni studi e esperti di disciplina della propulsione hanno affermato che le tecnologie delle batterie dovranno migliorare da 10 a 20 volte prima che gli aerei elettrici possano competere efficacemente con quelli a motori tradizionali (motori alternativi o a turbina). Tuttavia, tali studi hanno affrontato valutazioni comparative senza comprendere le notevoli differenze che la propulsione elettrica offre, come queste tecnologie altereranno radicalmente il modo in cui viene avvicinata l'integrazione propulsiva, o come queste nuove tecnologie non solo possono competere ma superano di gran lunga le soluzioni di propulsione esistenti in molti modi con una densità di energia specifiche della batteria di soli 400 wattora per chilogrammo. Le caratteristiche di propulsione elettrica offrono l'opportunità di ottenere da 4 a 8 volte i miglioramenti nei costi energetici con costi operativi totali notevolmente inferiori, migliorando drasticamente l'efficienza, il rumore della comunità, l'affidabilità e la sicurezza del sistema di propulsione attraverso la ridondanza. L'integrazione della propulsione elettrica implicherà un grado di distribuzione molto maggiore rispetto alle soluzioni di propulsione esistenti grazie alla loro natura compatta e priva di scale per ottenere accoppiamenti multidisciplinari e integrazione sinergica con l'aerodinamica, il sistema di sollevamento, l'acustica, il controllo, l'equilibrio e l'aeroelasticità. Per diverse applicazioni iniziali, la densità energetica della batteria è già sufficiente per i prodotti della concorrenza e per molti altri mercati le densità energetiche saranno probabilmente adeguate entro i prossimi 7 anni per un'introduzione vivace. Senza comprendere il contesto in cui la propulsione elettrica si integrerà nel sistema dei velivoli e si evolverà nel mercato, è probabile che tale propulsione continuerà a essere fraintesa.

#### 1.4 Concetto di velivoli leggeri e ultra leggeri

Dopo aver definito brevemente che cosa è un velivolo, vediamo la classificazione dal punto di vista delle normative internazionali.

##### **Leggeri**

Con il termine leggero si intende un velivolo con la massima massa al decollo (MTOM) inferiore a 12550 libbre, quindi pari a circa 5700kg. Questo tipo di velivolo viene spinto in avanti da eliche agganciate sull'albero di un motore ed era tradizionalmente alimentato da motori a combustione interna, ancora noti con la sigla "ICE". Le eliche necessitano di sistemi che siano in grado di ruotare l'albero a velocità elevate. A causa delle limitazioni

aerodinamiche, come la comparsa di effetti transonici sulla punta della pala, gli aerei che usano eliche non devono andare più veloci della velocità massima stabilita dalla normativa che è una velocità inferiore rispetto ai tipici aerei di linea. Questa limitazione di velocità consentiva agli aerei leggeri di continuare ad essere alimentati da motori a combustione interna anche dopo l'invenzione della propulsione a getto. Negli ultimi decenni, un aumento di interesse per ridurre l'inquinamento atmosferico ha spinto in avanti le indagini sui motori elettrici, e il fatto che gli aeromobili leggeri non necessitassero di tanta potenza quanto gli aerei di grossa dimensione, li rendevano ideali per sperimentare nuove tecnologie di alimentazione.

### **Ultra-leggero**

Le definizioni variano da Stato a Stato.

Una definizione nella documentazione ICAO recita: *un velivolo con MTOM (massa al decollo) non superiore a 454 kg (1 000 libbre), che non è solitamente utilizzato per scopi di trasporto pubblico.* (Documento ICAO 9626, 1996, 1 ° ed., Pag. 5.2-2) Più in particolare, un ultra-leggero è un aeroplano con non più di due posti, e con una velocità dell'aria calibrata non superiore a 35 nodi (65 km/h). Tale velocità calibrata è nota in letteratura dell'aeromobile con la sigla "CAS" e esprime la velocità di un aeroplano in volo. Infatti la velocità dell'aria letta sull'anemometro chiamata "IAS" differisce dalla velocità reale TAS (true airspeed) per il fatto che tale velocità indicata sull'anemometro risente dell'assetto dell'aeromobile e della variazione della densità e della temperatura dell'aria con la quota. Per ottenere quindi la velocità reale, la IAS viene corretta dall'errore di postazione e dello strumento e si ottiene la velocità calibrata CAS che a sua volta viene corretta dall'errore di compressibilità dell'aria per ottenere la velocità equivalente dell'aria (EAS) e infine tale velocità equivalente viene pure corretta dall'errore di densità dovuto alla quota per ottenere la velocità reale TAS.

## 2 Sistemi propulsivi

### 2.1 Introduzione

La propulsione è l'atto di spingere o guidare un oggetto in avanti e qualsiasi macchina che produce spinta, consentendo a tale oggetto di andare avanti, è un sistema di propulsione. Nell'aviazione, la terza legge di Newton (azione e reazione) viene sfruttata per generare spinta. Questo viene fatto ad esempio accelerando un gas nel motore, producendo una forza.[1] In origine, tutti i sistemi di propulsione assorbono energia dal combustibile in fiamme. I principali sistemi di propulsione aerei tradizionali sarebbero: turbine a gas, eliche, motori a razzo e ramjets.

#### **Turbine a gas**

Le turbine a gas sono di gran lunga il tipo di sistema di propulsione per aeromobili più conosciuto. Il cuore delle turbine a gas è il generatore di gas, che ha lo scopo di ottenere un gas che abbia temperatura e pressione elevate. Il generatore di gas è fondamentalmente formato dal compressore, dal combustore e dalla turbina. Il principio di funzionamento è il seguente: l'aria è aspirata e compressa dal compressore che la immette in camera di combustione dove viene miscelata al combustibile, che con la sua ossidazione, innalza l'entalpia della corrente gassosa che prosegue il suo percorso passando negli stadi della turbina dove ha la possibilità di espandersi, cedendo energia alla turbina stessa. La turbina trascina il compressore e l'energia netta risultante viene utilizzata direttamente come energia meccanica per fornire la spinta.

#### **Eliche**

Le eliche rientrano nella categoria nota come "propulsione a vite"[4], ovvero: un'elica azionata da un albero. Diversi motori servono come soluzioni per ruotare l'albero che si traduce nella rotazione dell'elica. Due sistemi comuni sono motori a pistoni e motori a reazione; quest'ultimo sistema può essere un turboelica o un turboalbero. I motori a pistone lavorano assorbendo l'aria circostante, mescolandola con il carburante e bruciandola, usando il gas riscaldato per spostare un numero di pistoni attaccato a un albero. Infine, l'albero fa muovere l'elica e spinge l'aereo. Allo stesso modo, i turboalberi utilizzano il

motore basato su un generatore di gas per azionare la rotazione dell'albero. In alternativa, nei turbopropulsori viene utilizzato il generatore di gas per guidare direttamente l'elica [13].

### **Motori a razzo**

I motori a razzo, contrariamente alle altre tecnologie di propulsione menzionate, sono sistemi senza air-breathing e trasportano sia carburante che ossidante nel velivolo, consentendo ai motori di lavorare nello spazio e nell'atmosfera. Il principio di funzionamento è basato sia sul combustibile che sull'ossidante, noti come propellenti, e vengono introdotti nella camera di combustione dove vengono accesi da alcuni sistemi. I gas risultanti vengono quindi accelerati nell'ugello ed espulsi, spingendo il velivolo in avanti [4].

### **Ramjets**

Il ramjet sviluppa la spinta attraverso un processo simile al motore a reazione, ma non coinvolge un compressore. Il processo è il seguente: l'aria entra nell'ingresso, viene compressa e va nella zona di combustione, dove viene iniettato carburante, miscelato con l'aria e infine bruciato. I gas prodotti in questa combustione vengono quindi espulsi attraverso l'ugello. La compressione viene raggiunta dall'ingresso che decelera l'aria in entrata, il che si traduce in un aumento di pressione nella zona di combustione. Questo innalzamento di pressione è maggiore con maggiore velocità dell'aria in entrata, il che rende il ramjet adatto per voli supersonici ma non così a velocità subsoniche, dove l'aria ad una velocità maggiore deve entrare nell'ingresso per avviare il ramjet. Tuttavia, la combustione nel ramjet avviene a velocità subsoniche [4].

Queste tecnologie precedono tutti i sistemi propulsivi di sviluppo più recente. Sono stati fatti progressi e cambiamenti, in particolare per quanto riguarda i miglioramenti relativi al carburante. I sistemi sopra menzionati, ad eccezione del motore a razzo, sono tutti a air-breathing e funzionano diversamente a diverse altitudini. Questo determina l'intervento dei piloti durante il volo, per ottimizzare la spinta del motore e il consumo di carburante. Negli ultimi anni, a causa della rinascita di interesse per le soluzioni alternative nella propulsione, le eliche stanno guadagnando ancora una volta importanza e popolarità, dato che la tecnologia di propulsione elettrica non è ancora arrivata al punto di aver sviluppato

macchine paragonabili a qualsiasi altro sistema di propulsione menzionato e ha dimostrato di funzionare correttamente.

## 2.2 Classificazione di sistema di propulsione per applicazione aeronautiche

Esistono molte potenziali architetture e approcci di integrazione relativi ai sistemi di propulsione elettrici. Le architetture includono il passaggio dell'energia elettrica attraverso

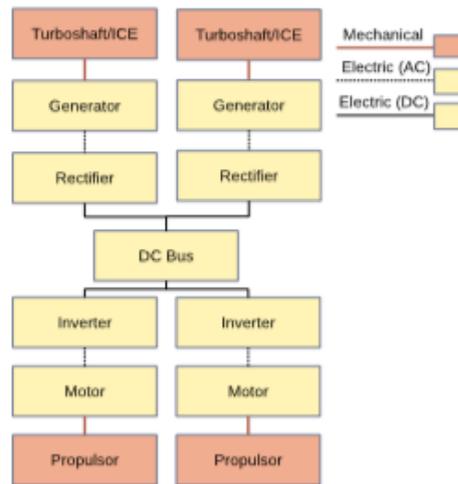


Fig. 2. 1 Schema a blocchi del sistema propulsivo turboelettrico [23].

una trasmissione senza accumulo di energia come mostrato in Fig. 2.1. Infatti l'energia cinetica del turbomotore viene trasformata in energia elettrica tramite generatori elettrici

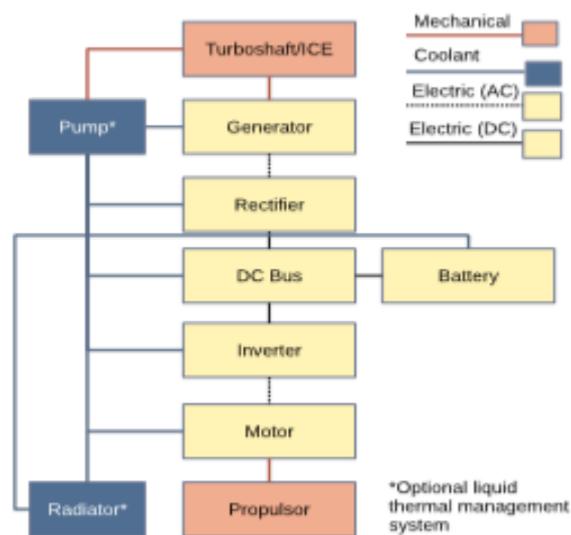


Fig. 2. 2 Schema a blocchi del sistema propulsivo elettrico ibrido serie [23].

che a loro volta alimentano i motori elettrici tramite i convertitori di potenza (raddrizzatori e inverter). Quando i motori elettrici sono in rotazione, girano le eliche per generare la spinta del velivolo. Oppure il passaggio dell'energia elettrica attraverso una trasmissione ibrida. Ne distinguiamo due tipologie di trasmissione ibrida: la trasmissione ibrida serie e la trasmissione ibrida parallela. Un sistema ibrido serie come in Fig. 2.2 ha un sistema di generazione primario costituito da un motore termico, il quale muove un generatore che produce energia elettrica. Tale energia viene utilizzata da un motore elettrico che fa muovere l'elica. Ad un certo punto del sistema ci può essere un sistema di accumulo più o meno grande a seconda delle esigenze. Le prestazioni di questo sistema dipendono dal dimensionamento relativo dei diversi componenti: motore termico, batteria.

Nella trasmissione parallela come mostrato in Fig. 2.3 il sistema elettrico e meccanico risultano abbastanza disaccoppiati e il dimensionamento dell'azionamento elettrico definisce quanto contribuisce il sistema elettrico sull'intero sistema.

Quando l'architettura della propulsione include il passaggio dell'energia elettrica solo attraverso un sistema di accumulo come mostrato in Fig. 2.4, si dice che la propulsione elettrica è pura. La selezione dell'architettura dipende dall'applicazione e dalla missione specifica. Se la conversione di potenza a bordo è data da turbina o motori alternativi il sistema offre minori vantaggi in termini di efficienza e di emissioni. Le soluzioni ibride - elettriche in particolare offrono la possibilità di fornire un accoppiamento di potenza tra requisiti estremamente dissimili tra le condizioni di picco (decollo) e di crociera.

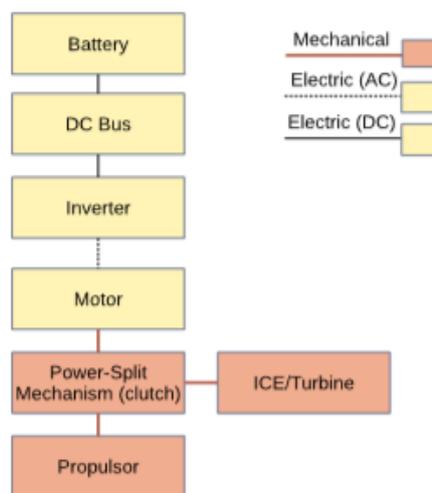


Fig. 2. 3 Schema a blocchi del sistema propulsivo elettrico ibrido parallelo [23].

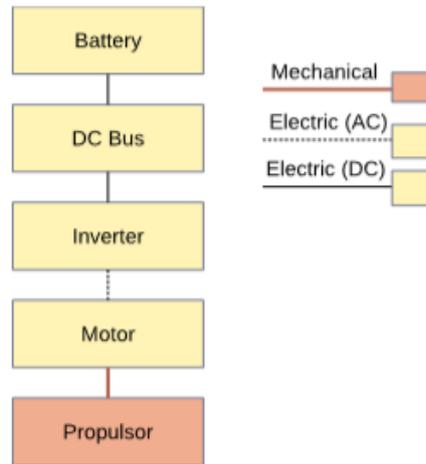


Fig. 2. 4 Schema a blocchi del sistema propulsivo elettrico puro [23].

L'impianto elettrico puro, pur offrendo le massime efficienze e i costi operativi più bassi, è limitato dall'energia . I potenziali approcci di integrazione degli aeromobili sono numerosi, con la probabilità che vengano inventati molti nuovi approcci innovativi in quanto lo spazio di progettazione della propulsione elettrica è completamente inesplorato. Gli aerei possono essere classificati in base al grado di ibridazione delle loro energie e risorse come mostrato in Tab. 2.1. La definizione di ibridazione rispetto alla potenza e l'energia è sviluppata dalle seguenti formule "Isikveren et al"[11].

$$H_p = \frac{P_m}{P_{tot}} \quad (2.1)$$

$$H_E = \frac{E_b}{E_{tot}} \quad (2.2)$$

Dove  $H_p$ ,  $H_E$ ,  $P_m$ ,  $E_b$ ,  $P_{tot}$ ,  $E_{tot}$  rappresentano rispettivamente il tasso di ibridazione rispetto alla potenza, il tasso di ibridazione rispetto all'energia, la potenza meccanica del motore elettrico, l'energia della batteria, la potenza totale e l'energia totale. Per convenzione, l'ibridazione viene solitamente attribuita alla potenza del motore elettrico e all'energia della batteria ( $P_m$  ed  $E_b$ ), sebbene in linea di principio lo stesso metodo di analisi possa essere utilizzato per altre fonti, come l'idrogeno. Gli aerei convenzionali che non usano potenza e energia elettrica hanno  $H_p=0$  e  $H_E=0$ . Mentre tutti aeromobili detti AEA hanno  $H_p=1$ ,  $H_E=1$  (Fig.2.2d).

Classification of electric propulsion architectures.

Architecture	$H_p$	$H_E$
Conventional	0	0
All-Electric	1	1
Turboelectric	$> 0$	0
Series Hybrid	1	$< 1$
Parallel Hybrid	$< 1$	$< 1$

Tab. 2. 1 Classificazione di architettura per la propulsione elettrica [23].

Gli aerei elettrici ibridi usano un mix di combustibile e accumulo di energia elettrica e potenza propulsiva ( $H_p > 0$ ,  $0 < H_E < 1$ ) in particolare per gli ibridi serie ( $H_p = 1$ ,  $H_E < 1$ ) e per quelli parallelo ( $H_p < 1$ ,  $H_E < 1$ ). Infine, gli aeromobili turboelettrici (Fig.2.2a) utilizzano combustibile regolabile per l'accumulo di energia, ma la trasmissione è con l'energia elettrica cioè con motore elettrico anziché con motore termico ( $H_p > 0$ ,  $H_E = 0$ ). Le configurazioni elettriche ibride sono sostanzialmente simili a quelle delle auto elettriche ma hanno alcune importanti distinzioni. Per i velivoli di classe trasporto, la potenza di rigenerazione durante la discesa è meno efficiente rispetto all'utilizzo di una traiettoria di discesa continua non rigenerativa. In modo del tutto generale si può definire un sistema di propulsione come un dispositivo che produce spinta propulsiva attraverso una serie di conversioni di energia. Tale processo di conversione è in genere influenzato dai parametri di progettazione del sistema e dalle condizioni operative come ad esempio altitudine e temperatura ambiente.

È possibile ottenere una modellazione generalizzata con la scomposizione del sistema stesso in termini di potenza e efficienza di conversione dell'energia per ogni componente. Un sistema di propulsione è costituito da una serie di dispositivi di generazione di energia o di conversione, come illustrato in Fig. 2.5. Tali dispositivi possono essere classificati nel dispositivo di generazione di energia (PGD), nel dispositivo di trasformazione dell'energia (PTD) e infine nel dispositivo di uscita di potenza (POD), corrispondente all'ultimo dispositivo di trasformazione di potenza. Quindi, i parametri più interessanti dei sistemi di propulsione dal punto di vista del dimensionamento dell'aeromobile sono: la potenza di uscita, il consumo di carburante e il peso del sistema.

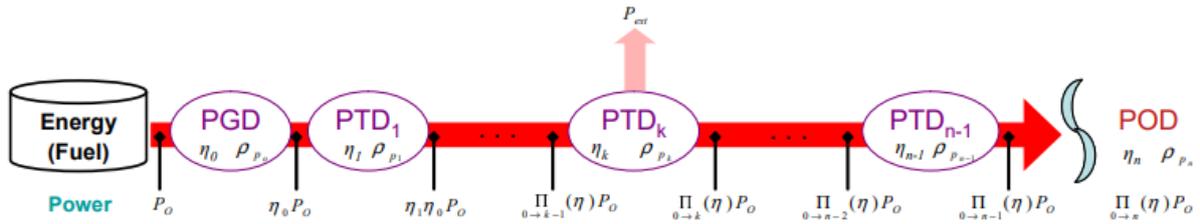


Fig. 2. 5 Modello generalizzato di un sistema di propulsione elettrico [23].

Tali grandezze sono caratterizzate dai seguenti parametri: energia specifica delle fonti di energia, potenza specifica e efficienza di ciascun dispositivo di potenza. L'energia specifica ( $dE$ ) è l'energia contenuta per unità di peso. La potenza specifica di un dispositivo di potenza ( $dP$ ) è la quantità di potenza di uscita prodotta dal dispositivo per unità di peso. L'efficienza ( $\eta$ ) del dispositivo è il rapporto tra la quantità di energia in uscita e l'energia in ingresso di ciascun dispositivo. Quindi la potenza totale propulsiva  $P$  può essere espressa nella seguente forma.

$$P = \eta_n \eta_{n-1} \dots \eta_1 \eta_0 P_0 = \prod (\eta) P_0$$

dove  $\prod$  è definito come un operatore di prodotto che moltiplica tutti i valori associati alla variabile e  $P_0$  la prima potenza assorbita dalla fonte di energia. Il consumo di carburante è dato come:

$$w_{fuel} = \frac{P}{dE \prod (\eta)}$$

il peso del sistema di alimentazione è dato come

$$W = \sum_{k=i}^n W_{PDk}$$

Pertanto, se l'energia specifica della fonte di energia, la potenza specifica e l'efficienza di ogni dispositivo di potenza sono stabiliti, le caratteristiche e il comportamento del sistema possono essere completamente descritti ai fini del dimensionamento dell'aeromobile.

La maggior parte dei sistemi di propulsione degli aerei fornisce la potenza richiesta ad altri sottosistemi come il sistema di raffreddamento, l'impianto idraulico e l'impianto elettrico,

nonché la potenza propulsiva mediante l'aria di spurgo del motore e l'estrazione meccanica. Per rappresentare la perdita dovuta all'estrazione di potenza, è necessaria una piccola modifica all'equazione di Potenza totale propulsiva precedente. Se  $P_{ext}$  (potenza estratta) viene estratto dal dispositivo di potenza  $k$ , l'efficienza modificata  $\eta_k^*$  del dispositivo di potenza può essere espressa come segue:

$$\eta_k^* = \eta_k - \gamma$$

dove  $\gamma$  è il rapporto tra la quantità di energia estratta e la quantità di potenza in ingresso del dispositivo di potenza.

### 2.2-1 Sistema di propulsione elettrica.

Al fine di fornire un sistema di propulsione per aerei che possa assicurare il vettore di spinta ottimale per le condizioni di volo, nonché il funzionamento ottimale per il motore elettrico, e che sia altamente compatibile con l'ambiente, un motore elettrico è accoppiato ad un elica a passo fisso o variabile. Il motore elettrico è azionato dal suo controllore (chiamato inverter), che a sua volta è alimentato da un pacco batteria per produrre potenza elettrica in ingresso al motore. D'altra parte, la potenza elettrica viene convertita in meccanica dal motore e fornita all'albero dell'elica. Quest'ultimo genera la spinta richiesta per la propulsione elettrica del sistema. In funzione del numero di giri dell'albero motore, un riduttore può essere adattato all'elica o meno.

La spinta ottimale, il numero di giri e la coppia ottimale del motore sono richiesti in varie condizioni di volo: le condizioni di decollo, crociera e atterraggio. Ad esempio, la spinta massima è richiesta durante la condizione di decollo, oppure è necessaria una spinta minima per aumentare la direzione della frenata in una condizione di atterraggio, mentre in una condizione di crociera è richiesta una spinta ridotta di una percentuale rispetto a quella corrispondente al decollo. Di solito questa riduzione varia tra (25% a 45%) a seconda della quota di crociera desiderata. In Fig. 2.6 è mostrato lo schema di principio di un sistema di propulsione elettrica pura.

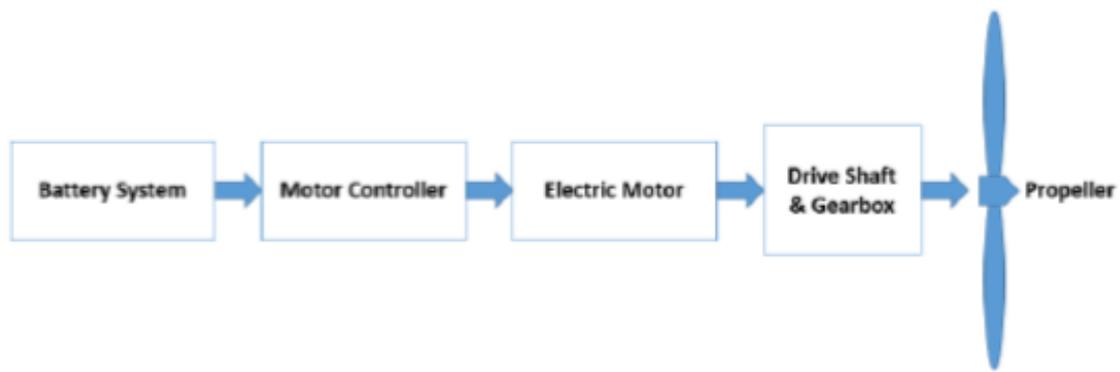


Fig. 2. 6 schema a blocchi di principio di un sistema di propulsione elettrica [23].

## 2.3 Motori elettrici

Motori e generatori (macchine elettriche) funzionano secondo gli stessi principi generali, ma ci sono diverse tipologie di macchine elettriche che possono presentare vantaggi e svantaggi per le applicazioni di volo. Le macchine elettriche utilizzano l'interazione tra i campi magnetici di un componente rotante (rotore) e di un componente stazionario (statore) per generare una coppia meccanica. Il campo magnetico principale in una macchina elettrica può essere costante o variabile nel tempo e può essere generato usando magneti permanenti, materiali magnetici morbidi (riluttanza), bobine di campo passivo ("gabbia di scoiattolo") o bobine di campo attive (rotore avvolto e macchine doppiamente alimentate). Generalmente, il campo principale viene generato nel rotore.

Nel caso in cui l'ingresso sia di tipo elettrico e l'uscita di tipo meccanico si hanno motori, in particolare si parla di motori asincroni e motori sincroni per la corrente alternata e di motori in corrente continua per la corrente continua. I motori sincroni si dividono in funzione del tipo di rotore: rotore avvolto, rotore a magneti permanenti. D'ora in poi ci concentreremo solo sulla descrizione di questa ultima tipologia di motori sincroni.

### 2.3-1 Motori elettrici per applicazioni aeronautiche

Indipendentemente dal fatto che i motori elettrici siano per applicazioni aeronautiche o meno, esistono proprietà generali comuni a tutti i tipi di motori elettrici:

- La massima potenza erogabile dal motore dipende dal sistema di raffreddamento;

- La coppia nominale è proporzionale al volume del rotore nei motori con sistemi di raffreddamento comparabili;
- I motori di grandi dimensioni hanno una coppia specifica più elevata e sono anche più efficienti dei piccoli motori;
- Tipicamente esiste una velocità di massimo rendimento;
- Il sovraccarico per brevi periodi di tempo non danneggia la maggior parte dei motori.

In Tab. 2.2 sono riassunti alcuni motori elettrici e le loro caratteristiche distintive. Alcuni tipi di motore possono essere più vantaggiosi per la propulsione elettrica, ibrida elettrica e turboelettrica.

Summary of electric machine types.

Machine Type	Stator	Rotor	Controller	Features
Squirrel-cage induction machine (SCIM)	3-phase AC	Short-circuit coils (induced current electromagnet)	None	Self-starting, simple
Wound-rotor induction machine (WRIM)	3-phase AC	Winding connected to external load	Simple	Speed control, requires slip-ring
AC synchronous machine	3-phase AC	Permanent magnet (PM), reluctance, or windings	Simple	Efficient, not self-starting
Doubly-fed induction machine (DFIM)	3-phase AC	Separate, 3-phase AC coils	Simple	Speed control, generally requires slip rings
Brushless DC motor	Multiple DC coils	Permanent magnet	Complex	Less suitable for generation
Switched-reluctance machine (SRM)	Multiple DC coils	Soft magnetic material (reluctance)	Complex	Good high-speed and high-heat performance

**Tab. 2. 2 Tipologie di motori elettrici e le loro caratteristiche distintive [8].**

Uno studio è stato condotto al fine di selezionare la migliore tipologia di motori elettrici da utilizzare in sistemi di potenza ad alte prestazioni per applicazioni come i cosiddetti "More Electric Aircraft" [8]. Lo studio ha classificato i motori elettrici secondo lo schema a blocchi descritto in Fig. 2.7 dove sono mostrati i motori più polari usati in sistemi di generazione di energia elettrica (EPGS) per applicazioni aerospaziali. Il secondo livello separa le macchine a spazzola da quelle senza spazzola. L'uso delle macchine a spazzola è limitato in quanto il contatto meccanico per il trasferimento della potenza dal rotore riduce sostanzialmente l'affidabilità della macchina e in più, il servizio frequente e la contaminazione dovuto all'attrito meccanico creano ulteriori difficoltà. Al terzo livello le macchine senza spazzola contengono tre rami principali: motori sincroni, motori asincroni e motori a riluttanza. I motori a riluttanza hanno una costruzione semplice e capacità di raggiungere alte velocità di

rotazione. Tuttavia, il controllo è associato a flussi non sinusoidali distortiti che portano a perdite eccessive sia nello statore che nel rotore. I motori asincroni (rotore a gabbia di scoiatolo), hanno la possibilità di operare direttamente da rete senza bisogno di convertitori di potenza. Per tale ragione sono più economici. Ma contengono barre di rame o di alluminio cortocircuitate, creando così un ulteriore limite di velocità. I motori sincroni in Fig. 2.7 si dividono in due gruppi: motori sincroni a magneti permanenti e motori sincroni a rotori avvolti. Questi ultimi hanno una velocità limitata con una costruzione complessa che è inadeguata per l'uso in EPGS ad alte prestazioni. Quelli a magneti permanenti si suddividono a loro volta in due livelli a seconda della costruzione dello statore e del rotore.

Secondo questa classifica, sei di questi motori (evidenziati in giallo) in Fig. 2.7 sono stati idonei per l'applicazione aerospaziale e sono stati ulteriormente valutati sulla base delle loro caratteristiche principali al fine di soddisfare i requisiti di massima per l'applicazione stesso.

I requisiti possono essere riassunti in requisiti di: peso, volume, affidabilità, rendimento, e costo, e i motori con requisiti di massima saranno quelli selezionati con un compromesso tra i cinque requisiti. In particolare il peso è un parametro molto importante per applicazioni aerospaziali in quanto influisce direttamente sulle prestazioni generali dell'aereo; il volume è diventato di recente un parametro critico per velivoli a causa di un aumento sostanziale delle installazioni di componenti elettrici e dell'elettronica di potenza. Tale aumento deriva dal recente sviluppo delle applicazioni MEA; L'affidabilità influenza direttamente il successo della missione e le prestazioni, la manutenzione, e la riparazione; L'efficienza diventa un importante fattore di risparmio di carburante dove l'energia meccanica viene convertita in energia elettrica in grandi quantità. In merito a questo, l'iniziativa sugli aerei ottimizzati per l'energia (EOA) sta avendo successo economico; Il costo determina la convenienza di una nuova piattaforma. In Tab. 2.3 sono mostrati i risultati dello studio dove i punteggi per le loro prestazioni sono compresi tra 1 e 10 (con il punteggio 1 si indica uno stato peggiore mentre con il punteggio 10 si indica un stato migliore). I parametri chiavi per il confronto e la classifica sono: perdite nello statore e nel rotore, perdite al traferro, limitazioni termiche del rotore, possibilità di raffreddamento, limitazioni meccaniche del rotore, rapporto coppia-inerzia, pulsazione di coppia, compatibilità con i cuscinetti (questa compatibilità con i cuscinetti è importante per ottenere alte velocità in EPGS), capacità di raggiungere alte

velocità, comportamento in cortocircuito, complessità della macchina, densità di corrente, e densità di potenza.

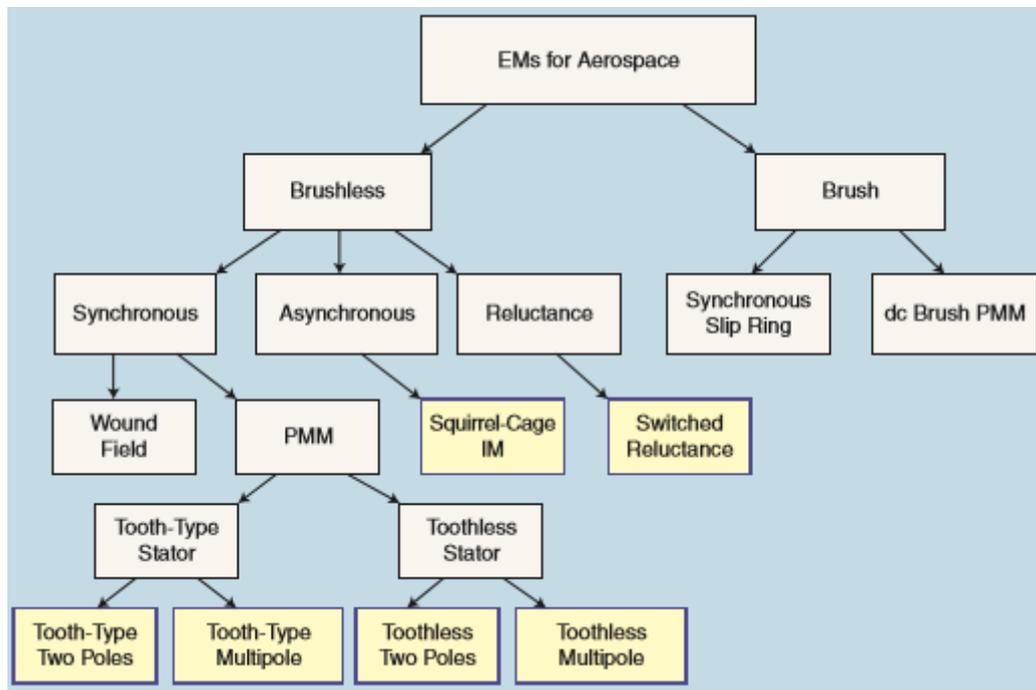


Fig.2. 7 Classifica dei motori elettrici [8].

L'analisi di questa classifica porta alla conclusione che i motori sincroni a magneti permanenti sarebbero più adatti di quelli a induzione o a riluttanza commutata.

I motori sincroni a magneti permanenti si possono suddividere in motori a flusso radiale e motori a flusso assiale. Si è scelto per questa applicazione un motore Brushless a Flusso assiale. Tale scelta verrà giustificata successivamente.

Secondo uno studio condotto dalla NASA in 2015 sui concetti di propulsione ibrida elettrica e turboelettrica per i futuri velivoli al fine di ridurre il consumo di carburante, le emissioni di gas e rumori, è stato dimostrato che il peso e l'efficienza dei componenti del sistema elettrico devono essere migliorati affinché il sistema propulsivo sia fattibile. Tuttavia i progressi nei materiali per la costruzione di motori elettrici come: materiali magnetici morbidi, materiali magnetici duri, conduttori, isolamento termico e materiali strutturali hanno migliorato le prestazioni del motore. Lo studio è stato basato su diversi tipi di motori per un'applicazione da un megawatt ed ha progettato le prestazioni dei motori con nuovi

materiali che sarebbero disponibili nei successivi dieci anni. I risultati dell'analisi sono riassunti in Tab. 2.6 dove si può vedere che non tutti i motori sincroni a magneti permanenti hanno raggiunto i riferimenti di densità di potenza e efficienza. Tra i motori standard, solo il motore a magneti permanenti interni (IPM) ha soddisfatto entrambi i requisiti. In Tab. 2.4 sono elencati i materiali attualmente disponibili: avvolgimenti di rame, lamierini (Hiperco 50), magneti permanenti di tipo neodimio ferro borro(NdFeB). È stato scelto come valori di riferimento per lo studio 96% di efficienza e 5,8kW/Kg di densità di potenza basati solo sul peso elettromagnetico (peso del rotore, dello statore, degli avvolgimenti e dei magneti permanenti). In Tab. 2.5 sono riassunti le specifiche di progettazione. Con l'uso di nuovi materiale, i motori IPM e i motori brushless a riluttanza (SRM) hanno raggiunto i riferimenti di efficienza e densità di potenza.

Machine-Type KCs*		Rating <sup>1</sup>					
		IM	SRM	PMM Tooth, Two-Pole	PMM Tooth, Multipole	PMM Toothless, Two-Pole	PMM Toothless, Multipole
KC 1	Rotor losses	6	6	10	10	10	10
KC 2	Stator losses	8	8	9	10	8	9
KC 3	Windage losses	5	1	9	9	10	10
KC 4	Rotor thermal limitations	8	10	4	4	4	4
KC 5	Cooling options	5	5	9	9	10	10
KC 6	Rotor mechanical limitations	5	7	9	9	10	10
KC 7	Torque-to-inertia ratio	5	7	9	9	10	10
KC 8	Torque pulsation	9	3	6	6	10	10
KC 9	Compatibility with bearings	5	5	9	9	10	10
KC 10	High-speed capability	5	7	9	9	10	10
KC 11	Short-circuit behavior	10	10	4	4	3	3
KC 12	Machine complexity	7	10	9	9	8	8
KC 13	Current density	7	7	10	10	8	8
KC 14	Power density	7	8	10	10	8	8
<b>Total</b>		<b>92</b>	<b>92</b>	<b>116</b>	<b>117</b>	<b>119</b>	<b>120</b>

\*Descriptions of the KC numbers are provided in the section "Electric Machine Key Characteristics"  
<sup>1</sup> 10=best, and 1=worst.  
The rotor thermal limitation for PMM is typically 200 °C.

Tab. 2. 3 Motori elettrici classificati secondo le loro caratteristiche chiave [8].

Component	Baseline Material	Projected Material Property
Winding conductor	Copper	2 x electrical conductivity
Laminations	Hiperco 50	½ x loss with 75% B <sub>sat</sub>
Permanent magnets	NdFeB with B <sub>r</sub> = 1.46 T	B <sub>r</sub> = 2.00 T
Composite sleeve	Carbon fiber epoxy	2 x strength

Tab. 2. 4 Proprietà dei materiali per motori elettrici [6].

Parameter	Value
Power, P	1 MW
Speed, RPM	7000 RPM
Torque, T	1364 N-m
Target power density, PD	5.8 kW/kg (3.5 HP/lb)
Target minimum efficiency, $\eta$	96%
Fan diameter, D	0.80 m

Tab. 2. 5 Requisiti del motore di riferimento [6].

Parameter	Standard Motor				Tip Drive Motor		
	SPM	IPM	SRM	IM	SPM	IPM	SRM
Outer diameter, OD (mm)	500	500	500	500	1184	1184	1184
Inner diameter, ID (mm)	292	292	255	290	800	800	800
Length, L (mm)	97	99	234	310	16.0	15.5	22.5
Stator copper mass (kg)	18.4	18.5	29.4	38.0	40.3	40.2	41.9
Stator core mass (kg)	58.3	59.5	140.7	186.8	39.3	38.1	55.3
Rotor copper mass (kg)	0.0	0.0	0.0	12.4	0.0	0.0	0.0
Permanent magnet mass (kg)	3.4	3.5	0.0	0.0	1.6	1.6	0.0
Rotor core mass (kg)	13.9	14.5	45.9	50.1	22.9	22.3	20.6
Total mass (kg)	94.0	96.1	216.0	287.2	104.1	102.2	117.7
Power density (kW/kg)	10.6	10.4	4.6	3.5	9.6	9.8	8.5
Efficiency (%)	95.3%	96.8%	93.7%	95.0%	91.6%	97.3%	96.8%

Tab.2. 6 Tipi di motori sincroni a magneti permanenti e prestazioni per 16 poli a 1MW [6].

### 2.3-2 Macchine brushless a flusso assiale

Le macchine a flusso assiale, o macchine a disco, sono delle macchine sincrone a magneti permanenti con un ingombro assiale ridotto rispetto a quello radiale. Nelle macchine tradizionali a flusso radiale il flusso al traferro è diretto in direzione radiale, mentre nelle macchine a flusso assiale il flusso è diretto assialmente. Le superfici utili per la produzione di coppia, cioè le superfici dove sono disposti i conduttori ed i magneti permanenti, sono perpendicolari all'asse. La macchina a disco consente di ottenere valori di coppia specifica elevati perché le parti attive si trovano vicine alla circonferenza esterna e quindi lontano dall'asse di rotazione. Nella Fig.2.8 vengono evidenziate le superfici utili per la produzione di coppia e la distribuzione del flusso sia su quelle a flusso assiale che su quelle a flusso radiale. Quindi questa tipologia di macchine (flusso assiale) trova quindi una naturale applicazione

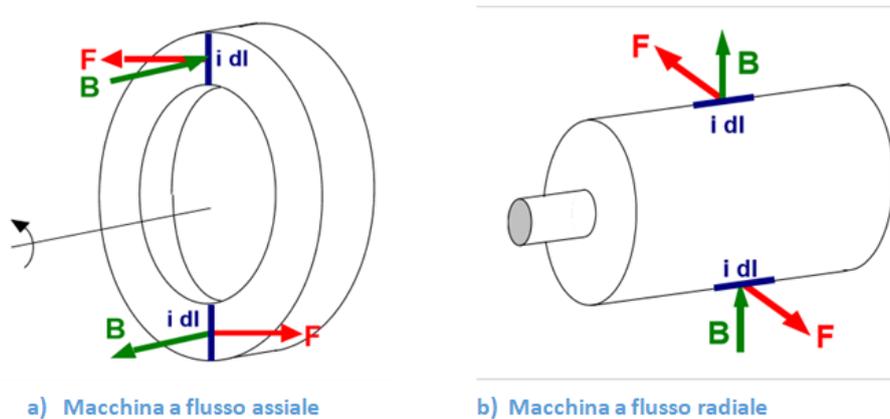


Fig.2. 8 Induzione di campo su macchine a flusso assiale e radiale [21].

nell'ambito automotive e aeronautico dove l'alta densità di coppia è una delle caratteristiche privilegiate. Infatti è possibile sviluppare delle strutture chiamate multistadio, cioè delle macchine aventi una molteplicità di statori e rotor, che portano ad un considerevole aumento delle superfici utili per la produzione di coppia e cioè ad una maggiore densità di coppia. Questa tipologia di motore non ebbe una notevole diffusione, e le cause furono dovute essenzialmente alle difficoltà tecniche, nonché economiche, legate alla produzione e progettazione dei pacchi di lamiere, oltre che alle notevoli difficoltà di riduzione e omogeneità del traferro, a causa della forte attrazione tra statore e rotore, e quindi l'utilizzo fu limitato a particolari applicazioni in cui erano richiesti ridotti ingombri assiali [21]. Con lo

sviluppo delle tecniche della metallurgia delle polveri e la comparsa di nuovi materiali, più resistenti meccanicamente, la creazione di strutture complesse, impossibili da realizzare con i pacchi di lamierini, diventa una possibilità relativamente semplice, facilitata anche dalla diminuzione del costo degli azionamenti elettrici.

Come tutti i motori brushless, anche questa tipologia di motori richiede, per un corretto funzionamento, un controllo della posizione del rotore, in quanto è necessario generare nel modo corretto il vettore campo magnetico rotante. Il controllo, fatto con sensori a effetto Hall o con encoder, per azionamenti ad alte prestazioni, può essere fatto in due modi differenti e si hanno controlli di tipo trapezio e sinusoidale e lo scopo di entrambe le tecniche è di ottenere una coppia che sia indipendente dalla posizione angolare del motore. Inoltre, le tecniche di controllo, trapezoidale e sinusoidale, e quindi la modellistica elettromeccanica di questi motori è del tutto identica ai più comuni motori brushless a flusso radiale.

I vantaggi sono i seguenti.

- ottima densità di coppia, ancora più alta nelle strutture multistadio;
- traferri geometrici facilmente regolabili durante l'assemblaggio;
- sovraccaricabili;
- possibilità di realizzare strutture multistadio;
- elevate efficienze con materiali pregiati;
- facilità nella dissipazione del calore;
- bassa ondulazione di coppia (<5%);
- scarso rumore.

Di seguito sono anche elencati alcuni svantaggi.

- elevati costi di fabbricazione;
- difficoltà nella realizzazione dei pacchi di lamiera statorici;
- difficoltà nell'ottenere piccoli traferri;
- difficoltà di omogeneità del traferro;
- sforzi meccanici statici e a fatica che provocano la distruzione del materiale.

### 2.3-3 Modello matematico semplificato del motore brushless a fem sinusoidale

Dopo aver definito cosa è un sistema di propulsione elettrica e i tipi di motori elettrici più idonei per l'applicazione in velivoli elettrici, viene presentato in questa parte del secondo capitolo, lo studio di un motore sincrono a magneti permanente così da individuare il modello matematico rappresentativo. Tale modello sarà valido come parte integrativa di un generico sistema propulsivo elettrico e rappresenterà il comportamento del motore in qualsiasi fase operativa della missione del volo. Per semplicità consideriamo una macchina Brushless con controllo a fem sinusoidale e a rotore isotropo.

I brushless a FEM sinusoidale è una macchina sincrona isotropa nella quale lo statore è realizzato con un avvolgimento trifase; Il rotore presenta magneti permanenti in superficie che generano il flusso di eccitazione; Il rotore e gli avvolgimenti sono realizzati in modo che le fem (forze elettromotrici) indotte negli avvolgimenti statorici siano sinusoidali.

La sinusoidalità è ottenuta mediante avvolgimenti a passo raccorciato e con particolare geometria e disposizione dei magneti (rotore). Per quanto riguarda lo statore, effettuando degli avvolgimenti a passo raccorciato si riesce ad eliminare, se opportunamente disposti, le armoniche del 5° e 7° ordine. Così facendo si va a "pulire" la fem indotta eliminando le armoniche di disturbo. Ricordiamo che il rotore può essere interno o esterno, tuttavia il modello matematico dal punto di vista del controllo della coppia risulta uguale. Per quanto riguarda invece il rotore, per ottenere una fem il più possibile sinusoidale, vi sono principalmente tre gradi di libertà: il primo grado è la disposizione non simmetrica dei magneti cioè i magneti sono disposti per i due terzi dei 360° meccanici dello statore, non occupando l'intera superficie del rotore. Con questa soluzione si vanno ad eliminare le armoniche di ordine tre e le sue multiple. Il secondo grado è lo skew del rotore cioè i magneti sono inclinati di un angolo meccanico nella direzione dell'asse di rotazione come in Fig. 2.9. Con questa tecnica, si cerca di eliminare le armoniche di ordine 5, 7, 11, 13, 17 e superiori in quanto sono quelle di ampiezza maggiore e quindi fastidiose. E in fine il terzo grado di libertà è la sagomatura della geometria dei magneti. Serve a ridurre la coppia di riluttanza dovuta ai denti dello statore.

Le condizioni necessarie e sufficienti affinché si abbia un'interazione di campo mediamente diversa da zero sono: i due campi devono avere lo stesso numero di Poli, la posizione relativa fra i due campi deve essere fissa e la si può ottenere o quando entrambe i campi sono fermi

o se ruotano alla stessa velocità (Fig. 2.10), i due campi devono essere sfasati fra loro. Per realizzare tali condizioni e generare una coppia costante diversa da zero si devono alimentare gli avvolgimenti con un sistema equilibrato di correnti aventi: frequenza legata alla velocità del rotore in modo da avere la stessa velocità di rotazione dei due campi ( rotorico e statorico), fase dipendente dalla posizione relativa fra statore e rotore in modo da poter controllare l'angolo di sfasamento dei due campi.

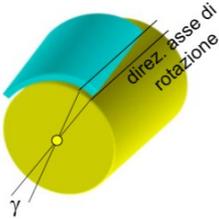


Fig. 2. 9 Skew del rotore [25]

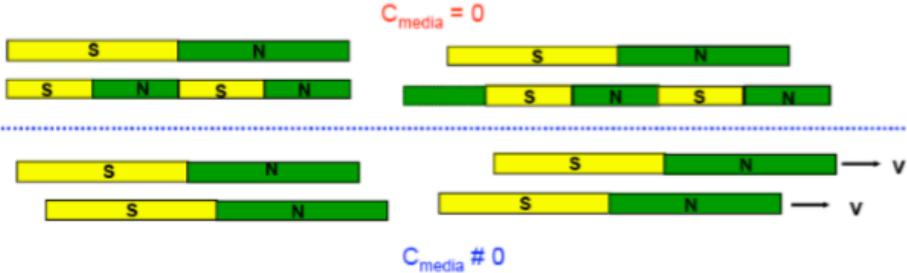


Fig. 2. 10 Posizione relativa fra campo statorico e rotorico [26].

Dalle considerazioni fatte, prefissata una certa velocità di rotore  $\omega_m$ , per avere il sincronismo con lo statore è necessario che la frequenza statorica ( che costituisce il sistema equilibrato di correnti con pulsazione elettrica  $\omega$ ) sia in stretta relazione con la velocità di rotazione del rotore.

$$\omega_m = \frac{\omega}{p} \quad (2.3)$$

Dove p è il numero di coppia di poli. Si consideri la geometria descritta in Fig.2.11 dove si è preso come riferimento rotorico il centro del Polo Nord e come riferimento statorico il centro della fase 1.  $\theta$  è l'angolo che separa i due riferimenti di campo ed è molto importante

conoscerlo con precisione. In tal caso, avendo tre circuiti statorici, la coppia motrice è data dalla seguente equazione.

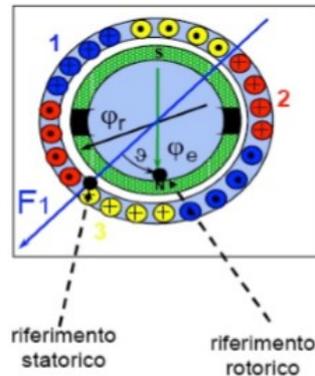


Fig. 2. 11 Geometria per il riferimento di campo statorico e rotorico [26].

$$C_m = \frac{1}{\omega_m} \sum_{j=1}^3 i_j e_j = -\frac{1}{\omega_m} \sum_{j=1}^3 i_j \frac{d\varphi_{cj}}{dt} \quad (2.4)$$

Dove  $\varphi_{cj}$  e  $i_j$  sono il flusso concatenato e la corrente della j-esima fase. Dato che  $\varphi_{cj}$  è funzione di  $\theta$ , è possibile scrivere la seguente relazione.

$$-\frac{d\varphi_{cj}(\theta)}{d\theta} \frac{d\theta}{dt} = -\frac{d\varphi_{cj}(\theta)}{d\theta} p\omega_m \quad (2.5)$$

Quindi sostituendo la (2.5) nella (2.4) si ottiene la nuova espressione della coppia (2.6)

$$C_m = -p \sum_{j=1}^3 i_j \frac{d\varphi_{cj}(\theta)}{d\theta} \quad (2.6)$$

È possibile scrivere i flussi concatenati con i tre avvolgimenti dovuti a magneti permanenti con le seguenti equazioni.

$$\begin{cases} \varphi_{c1} = M_{se} I_e \cos(\theta) \\ \varphi_{c2} = M_{se} I_e \cos(\theta + 120) \\ \varphi_{c3} = M_{se} I_e \cos(\theta + 240) \end{cases} \quad (2.7)$$

Dove  $M_{se}$ ,  $I_e$  sono rispettivamente il coefficiente di mutua induzione tra una fase e i magneti, la corrente di eccitazione dovuta ai magneti. Sono presenti solo i contributi derivanti dall'eccitazione in quanto gli altri contributi non dipendono dall'angolo  $\theta$  e quindi la loro derivata è nulla. Sostituendo la (2.7) nella (2.6) si ottiene (2.8)

$$C_m = pM_{se} I_e (i_1 \cos(\theta) + i_2 \cos(\theta + 120) + i_3 \cos(\theta + 240)) \quad (2.8)$$

Indicando poi con  $\varphi_{eM}$  il flusso di eccitazione, è possibile scrivere la seguente espressione.

$$\varphi_{eM} = M_{se} I_e \quad (2.9)$$

Quindi alimentando la macchina con tre correnti equilibrate legate alla posizione del rotore tramite le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} i_1 = I_M \sin(\theta + \alpha) \\ i_2 = I_M \cos(\theta + \alpha + 120) \\ i_3 = I_M \cos(\theta + \alpha + 240) \end{cases} \quad (2.10)$$

Dove  $\alpha$  è un angolo di fase arbitraria. Sostituendo la (2.10) e (2.9) nella (2.8) si ottiene la seguente equazione della coppia.

$$C_m = \frac{3}{2} p \varphi_{eM} I_M \cos(\alpha) \quad (2.11)$$

Da cui si può dedurre che se l'argomento delle tre funzioni sinusoidali delle correnti cambia in sincronismo con la posizione del rotore, la coppia assume valore costante cioè assume un valore indipendente da  $\theta$  ed è proporzionale all'ampiezza di corrente di fase  $I_M$ . Per studiarne il comportamento dinamico occorre però introdurre un modello della macchina valido ai valori istantanei. Esso si basa sulla trasformazione di un avvolgimento trifase simmetrico in uno bifase equivalente. Consideriamo gli avvolgimenti simmetrici disposti come in Fig. 2.13. Gli avvolgimenti siano percorsi da corrente in grado di produrre distribuzioni sinusoidali di campo la cui ampiezza è funzione dei diversi parametri costruttivi, i quali per semplicità di notazione vengono raggruppati nel numero di spire  $N_x$ . È possibile allora introdurre un sistema di assi bifase avente l'asse  $q^s$  nella stessa direzione dell'asse della "fase a" e l'asse  $d^s$  sfasato di  $90^\circ$  elettrici in ritardo (Fig. 2.12). Rappresentando le distribuzioni di campo vettorialmente si vanno a scrivere le condizioni di equivalenza fra l'avvolgimento trifase e quello bifase in termini di amperspire ( $N_a=N_b=N_c$  e  $N_q= N_d$ ). Prendendo in considerazione l'asse  $q$  è possibile scrivere le seguenti espressioni.

$$N_a \left( i_a + i_b \cos\left(\frac{2\pi}{3}\right) + i_c \cos\left(\frac{4\pi}{3}\right) \right) = N_q i_q^s \quad (2.12)$$

$$N_a \left( i_a - \frac{i_b}{2} - \frac{i_c}{2} \right) = N_q i_q^s \quad (2.13)$$

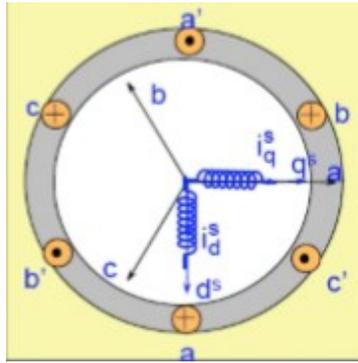


Fig. 2. 12 Sistema bifase equivalente di asse d-q statico [26].

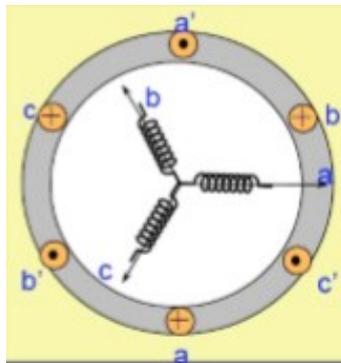


Fig.2. 13 Distribuzione di un avvolgimento trifase simmetrico [26].

con gli avvolgimenti collegati a stella, la somma delle tre correnti di fase è nulla quindi si può scrivere la corrente di fase  $i_c$  come combinazione delle altre due fasi. Si ottiene quindi la seguente equazione (2.14).

$$\frac{3}{2}N_a i_a = N_q i_q^s \quad (2.14)$$

Prendendo in considerazione l'asse d è possibile ottenere con un procedimento analogo l'equazione (2.15).

$$N_d i_d^s = \frac{\sqrt{3}}{2} N_a (-i_a - 2i_b) \quad (2.15)$$

Dalle relazioni appena ricavate si ottengono le seguenti equazioni.

$$\begin{cases} i_q^s = \frac{3 N_a}{2 N_q} i_a \\ i_d^s = \frac{\sqrt{3} N_a}{2 N_q} (-i_a - 2i_b) \end{cases} \quad (2.16)$$

Ponendo

$$\frac{N_a}{N_q} = \frac{2}{3}$$

e riscrivendo tutto in forma matriciale si ottiene:

$$\begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -\frac{1}{\sqrt{3}} & -\frac{2}{\sqrt{3}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \end{bmatrix} = [D] \cdot \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

dove la matrice D è la matrice di trasformazione diretta (2 x 2) che consente di determinare il sistema di correnti bifase che genera la distribuzione di campo magnetico al traferro di un sistema trifase di correnti. Tale matrice ha determinante diverso da 0 ed è quindi possibile invertirla ottenendo:

$$\begin{bmatrix} i_a \\ i_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} = [D^{-1}] \cdot \begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

dove la matrice  $D^{-1}$  è la matrice di trasformazione inversa (2 x 2) che consente di determinare il sistema di correnti trifase che genera la stessa distribuzione di campo magnetico al traferro di un sistema bifase di correnti.

Nelle macchine rotanti è opportuno riferirsi ad avvolgimenti bifase, quindi si rende necessario introdurre un sistema bifase rotante (Fig.2.14) e determinare l'equivalenza con quello stazionario in termini di amperspire.

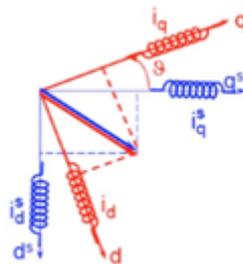


Fig.2. 14 Sistema bifase rotante equivalente [26].

$i_q$  e  $i_d$  sono le correnti nel sistema bifase rotante equivalente a  $i_q^s$  e  $i_d^s$  nel sistema bifase stazionario. Si può quindi scrivere le seguenti equazioni.

$$\begin{aligned} N_q(i_q^s \cos(\vartheta) + i_d^s \cos(\vartheta + \frac{\pi}{2})) &= N_q i_q \\ N_q(i_q^s \cos(\frac{\pi}{2} - \vartheta) + i_d^s \cos(\vartheta)) &= N_q i_d \end{aligned} \quad (2.19)$$

Dividendo tutto per  $N_q$  e scrivendo in forma matriciale si ottiene:

$$\begin{bmatrix} i_q \\ i_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & -\sin\vartheta \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} = [T(\vartheta)] \cdot \begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Dove  $T(\vartheta)$  è detta matrice di rotazione e consente di determinare le correnti del sistema bifase rotante che generano la stessa distribuzione di campo al traferro di un sistema di correnti bifase stazionario. Tale matrice è ortogonale e invertibile, quindi si può scrivere le correnti di asse d e q stazionario in funzione di quelle rotanti come in (2.21). In tale caso,

$$\begin{bmatrix} i_q^s \\ i_d^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_q \\ i_d \end{bmatrix} = [T(\vartheta)^{-1}] \cdot \begin{bmatrix} i_q \\ i_d \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

la matrice T inversa consente di determinare le correnti nel sistema bifase stazionario che generano la stessa distribuzione di campo al traferro di un sistema di correnti bifase rotante.

Andando a esprimere la potenza utilizzando le trasformazioni appena studiate si ottiene:

$$\begin{aligned} P &= v_a i_a + v_b i_b + v_c i_c = v_a i_a + v_c i_c + (-v_a - v_b)(-i_a - i_b) \\ &= (2v_a + v_b) i_a + (2v_b + v_a) i_b \\ P &= \left( 2v_q^s - \frac{1}{2} v_q^s - \frac{\sqrt{3}}{2} v_d^s \right) i_a + (-v_q^s - \sqrt{3} v_d^s + v_q^s) i_b \end{aligned}$$

$$P = \frac{3}{2} (v_q^s i_q^s + v_d^s i_d^s) = \frac{3}{2} (v_q i_q + v_d i_d) \quad (2.22)$$

L'espressione della potenza è invariante rispetto ai sistemi bifase rotanti. Quindi, nella trattazione dei brushless sinusoidali a rotore isotropo è opportuno scegliere un sistema di riferimento rotante alla stessa velocità del rotore e con asse "d" orientato secondo la direzione del flusso di eccitazione.

Per poter fare questo si ricorre a delle trasformazioni degli avvolgimenti da un sistema trifase a un sistema bifase equivalente che produce la stessa distribuzione di campo al traferro. È stata poi calcolata l'espressione della coppia comprensiva di un coefficiente (3/2) dovuto semplicemente alle scelte effettuate al momento della proiezione nel nuovo sistema di assi.

Ora, se invece di un sistema trifase stazionario si considera un sistema bifase che ruota in sincronismo con il rotore, le correnti che percorrono gli avvolgimenti sull'asse q e d saranno costanti: una corrente costante produce un campo stazionario, ma se gli avvolgimenti percorsi da tale corrente ruotano, otteniamo lo stesso campo magnetico rotante che si otteneva con un avvolgimento trifase stazionario alimentato da correnti alternate equilibrate. È sufficiente considerare le equazioni delle sole fasi a e b, in quanto l'equazione per la fase c risulta una combinazione lineare delle altre due:

$$\begin{cases} v_a = r_s i_a + \frac{d\varphi_a}{dt} \\ v_b = r_s i_b + \frac{d\varphi_b}{dt} \end{cases} \quad (2.23)$$

Usando le matrici di trasformazione D e T si ottengono le seguenti espressioni.

$$\begin{cases} V_q = r_s i_q + \frac{d\varphi_q}{dt} + \omega \varphi_d \\ V_d = r_s i_d + \frac{d\varphi_d}{dt} - \omega \varphi_q \end{cases} \quad (2.24)$$

Rispetto alle equazioni delle fasi a e b reali (2.23), nelle nuove equazioni secondo le assi d e q (2.24) compaiono le fem dinamiche oltre a quelle trasformatoriche, perché le equazioni sono scritte su un sistema di riferimento rotante con velocità angolare  $\omega$  rispetto a quello stazionario. Il flusso concatenato con la fase A sarà la somma del flusso di auto induzione più quello di mutua induzione proveniente dalle fasi B,C e dall'eccitazione. Si può scrivere l'espressione dei flussi in funzione delle correnti come mostrato nell'equazione (2.25), sapendo che per le macchine brushless a FEM sinusoidale, i valori dei coefficienti di auto induzione sono tutti uguali tra loro ( $L_a=L_b=L_c=L_s'$ ), e quelli di mutua induzione sono la metà di quelli di auto ( $M_{ab}=M_{bc}=M_{ac}=-0.5L_s'$ ).

$$\begin{cases} \varphi_a = L_s' i_a - \frac{1}{2}L_s' i_b - \frac{1}{2}L_s' i_c + M_{se} i_e \cos\left(\frac{\pi}{2} - \vartheta\right) \\ \varphi_b = L_s' i_b - \frac{1}{2}L_s' i_a - \frac{1}{2}L_s' i_c + M_{se} i_e \cos\left(\frac{\pi}{2} - \vartheta + \frac{2\pi}{3}\right) \\ i_a + i_b + i_c = 0 \end{cases} \quad (2.25)$$

Moltiplicando l'equazione (2,25) per le matrici D e T( $\theta$ ) si ottiene:

$$\begin{cases} \varphi_q = L_q i_q \\ \varphi_d = L_d i_d + M_{se} i_e \\ \varphi_e = L_e i_e + \frac{3}{2} M_{se} i_d \end{cases} \quad (2.26)$$

$$\text{dove } L_d = L_q = L_s = l_s + \frac{3}{2} L_s'$$

Con  $l_s$  si indica il coefficiente dovuto ai flussi dispersi. Per l'avvolgimento secondo l'asse "q" si ha solo l'autoinduzione, poiché tale asse e l'asse di eccitazione sono in quadratura quindi non danno contributo; per l'avvolgimento secondo l'asse "d" abbiamo sia l'autoinduzione che la mutua con il flusso di eccitazione; per l'avvolgimento secondo l'asse di eccitazione, abbiamo l'autoinduzione e la mutua con il flusso prodotto sull'asse "d". Si hanno così nuovi coefficienti, privi di significato fisico, associati a questi avvolgimenti equivalenti. I flussi non dipendono più da  $\theta$  e le equazioni differenziali sono a coefficienti costanti. Al fine di completare le equazioni del sistema secondo l'asse d e q, si deve anche esprimere la coppia nel riferimento d-q. Se si riprende l'equazione data dalla (2.8) e applicando la matrice D si ottiene la seguente espressione di coppia:

$$C_m = \frac{3}{2} p M_{se} I_e (i_q^s \cos(\theta) - i_d^s \sin(\theta)) \quad (2.27)$$

E applicando all'equazione (2.27) la matrice di rotazione T( $\theta$ ), si ottiene la seguente espressione di coppia.

$$C_m = \frac{3}{2} p M_{se} I_e i_q \quad (2.28)$$

Si nota che la coppia è funzione della sola corrente  $i_q$  e non della posizione relativa. Il valore di tale corrente non è il valore massimo di una terna di correnti ma è il valore istantaneo della stessa che scorre nell'avvolgimento secondo l'asse "q". Dato che il rotore è a magneti permanenti, il prodotto  $M_{se} I_e$  non è altro che il flusso di eccitazione massimo. Quindi si è ottenuto un sistema di tre equazioni differenziali in tre incognite che sono  $i_q, i_d, \omega$ .

Riassumendo il discorso, si è studiato un motore Brushless costituito da 3 avvolgimenti con eccitazione prodotta da magneti permanenti. Tale sistema è poi riconducibile a un sistema bifase stazionario di asse q e d in quadratura le cui correnti producono un campo del tutto analogo a quello generato dai 3 avvolgimenti di partenza. Rappresentando poi la macchina con lo stesso sistema bifase rotante alla stessa velocità del rotore, si ottengono delle

equazioni in cui tutte le variabile assumono carattere unidirezionale e l'espressione della coppia risulta particolarmente semplice ai fine degli studi controllistici.

### 2.3-4 Azionamento elettrico con motore brushless

Utilizzando lo schema come mostrato in Fig.2.15, è possibile controllare il valore della coppia attraverso il controllo dell'ampiezza delle correnti di un sistema trifase ed equilibrato.

Attraverso un trasduttore di posizione si ricava l'angolo  $\vartheta$  necessario per il calcolo delle 2 matrici  $D$  e  $T(\vartheta)$  e poi vengono inseriti i riferimenti per le due correnti secondo le assi  $d$  e  $q$  ( $i_q^*$  e  $i_d^*$ ). La differenza tra i valori di riferimento delle correnti e quelli misurati ci danno degli errori di correnti. Tali errori vengono corretti dai regolari di correnti  $R_d$  e  $R_q$  per generare le due tensioni  $V_d$  e  $V_q$  in uscita ai regolatori. Le 3 tensioni ( $V_a$ ,  $V_b$  e  $V_c$ ) che si vanno a ottenere assumono il significato di segnali modulanti per la tecnica PWM per il controllo del convertitore.

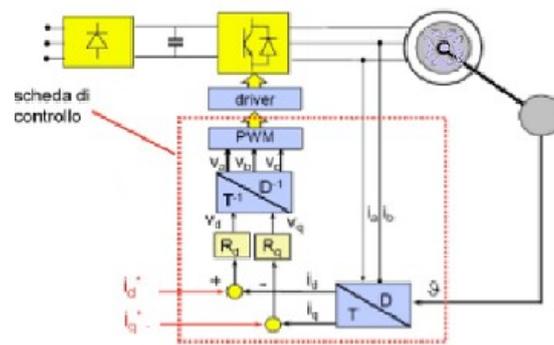


Fig. 2. 15 Schema a blocchi di controllo della coppia [26].

#### 2.3-4-1 Modello semplificato dell'azionamento

In relazione allo schema descritto in Fig. 2.15, si vuole capire come è possibile realizzare il modello del motore in ambiente "Simulink" così da poter prevedere quale potrebbe essere il comportamento dinamico dell'azionamento alle esigenze di uno specifico carico (verificare le prestazioni dinamiche, i tempi di risposta in coppia, tarare i limiti di velocità, ecc..). Riprendendo le equazioni di macchina (2.24), un possibile modello che lega le tensioni di ingresso alle correnti di uscita sugli assi  $d$  e  $q$  è rappresentato dagli seguenti equazioni.

$$\begin{cases} V_q = r_s i_q + L_s \frac{di_q}{dt} + \omega(L_d i_d + M_{se} i_e) \\ V_d = r_s i_d + L_s \frac{di_d}{dt} - \omega L_s i_q \\ C_m - C_r = \frac{J_{TOT}}{p} \frac{d\omega}{dt} \end{cases} \quad (2.29)$$

Dove la coppia motrice del motore  $C_m$  è rappresentata come nell'equazione (2.28). La prima osservazione che si può fare è che esiste un effetto incrociato sugli assi d e q, quindi non sono disaccoppiati tra di loro. La dinamica che interessa maggiormente è quella della corrente  $i_q$  in quanto stabilisce la capacità di produrre coppia. Il problema è legato all'accoppiamento fra le due equazioni, ma dimensionando opportunamente i regolatori è possibile disaccoppiare le 2 dinamiche. La terza equazione è quella del moto dove è stata sostituita alla velocità meccanica quella riferita alle grandezze elettriche secondo la seguente relazione matematica.

$$\omega = p\omega_m \quad (2.30)$$

In Fig. 2.16 è mostrato lo schema a blocchi delle equazioni di macchina descritte dalla (2.29)  $V_{id}$  e  $V_{iq}$  sono chiamate tensioni interne e servono a compensare le cadute di tensioni sui parametri interni della macchina.

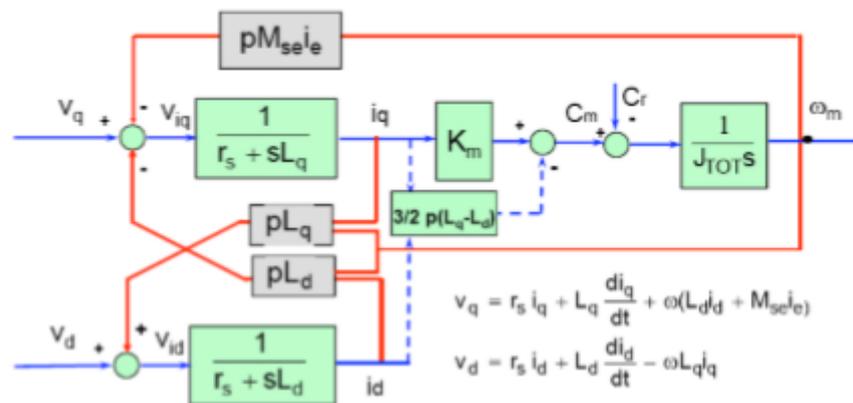


Fig. 2. 16 Schema a blocchi dell'equazione brushless a FEM sinusoidale [26].

Tramite i filtri passo basso si ricava i valori delle correnti  $i_d$  e  $i_q$ . Se si utilizza il controllo di tipo "ad orientamento di campo" sarà necessario inserire sull'asse d un regolatore di corrente che faccia in modo che  $i_d$  sia sempre uguale a zero, si avrebbe che la dinamica dell'asse q risulta indipendente dall'asse d. Si potrebbe anche implementare un tipo di controllo in cui la corrente  $i_d$  può assumere valori negativi così da introdurre un deflussaggio

e aumentare la velocità della macchina. Nella realtà non si riesce a disaccoppiare completamente i comportamenti sui 2 assi perché se ad esempio si chiede in ingresso un gradino di coppia o una variazione della stessa, cambierà  $V_q$  e di conseguenza anche la  $i_q$ . All'inizio del transitorio la corrente non rimarrà uguale a zero ma avrà delle perturbazioni, per quanto possa essere pronto il regolatore.

Il modello completo è mostrato in Fig. 2.17 in cui le due variabili d'ingresso sono i segnali di riferimento  $i_q^*$  e  $i_d^*$ . I regolatori di corrente, hanno il compito di determinare la tensione interna di asse q e d, a cui vanno poi sommate le stime delle rispettive fem dinamiche. Sia  $\omega$  che le correnti si possono misurare con buona precisione, quindi l'unico grado di incertezza è legato al flusso di eccitazione ( $M_{se}i_e$ ) che è sensibile alle alte temperature rotoriche (aumentando la temperatura il flusso cala a causa della riduzione dell'induzione residua dei magneti); l'induttanza  $L_s$  che è sensibile al livello di saturazione quando si lavora in regime di sovraccarico.

Nello schema descritto in Fig.2.17 tutte le grandezze hanno carattere unidirezionale e continue nel tempo, però tale sistema non rappresenta esattamente ciò che succede nella realtà e le tensioni  $V_d$  e  $V_q$  non possono essere grandi a piacere.

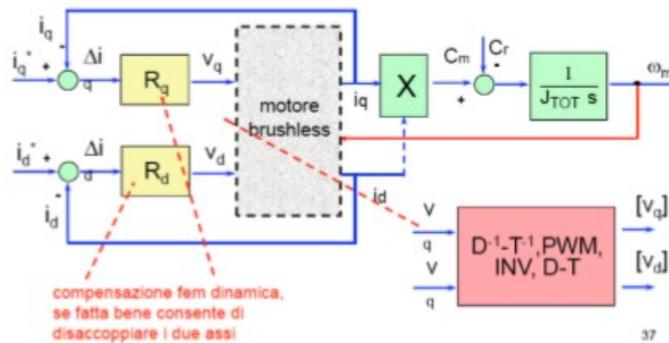


Fig.2. 17 schema a blocchi della macchina brushless con compensazione dinamica [26].

Se si parte da coppia nulla e si fornisce un gradino di coppia si ha un errore enorme di corrente e il regolatore potrebbe richiedere una tensione superiore a quella che può fornire l'inverter. L'effetto della tecnica PWM (quando il tempo di ciclo è molto piccolo rispetto alla costante di tempo elettrica), è molto modesto e quindi il disturbo in coppia dovuto a tale

effetto a frequenze dell'ordine dei 10-15 kHz, non produce nulla sull'albero di rotazione a causa dell'inerzia. Un altro problema da tenere in considerazione è la saturazione dei regolatori e può incidere in modo significativo sulla dinamica in quanto potrebbe risultare impossibile applicare alla macchina tutta la tensione che è richiesta dal regolatore costringendo la corrente a metterci più tempo ad arrivare al valore necessario. Dato che la massima corrente del motore è limitata dalla massima corrente dell'inverter, e siccome nel controllo ad orientamento di campo la corrente secondo la d è nulla, allora automaticamente si ha che la corrente secondo l'asse q è limitata dalla massima corrente dell'inverter ( $i_{aM}$ ). Questo vuole dire che in ingresso si ha un blocco saturatore. Il blocco saturatore è mostrato in Fig.2.18.

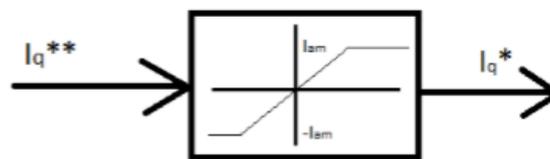


Fig.2. 18 Blocco saturatore

La corrente  $i_q^{**}$  è quella che proviene dal regolatore di velocità. La massima corrente che l'azionamento può sopportare dipende dall'aspetto termico (se la corrente è più alta della corrente nominale il motore si surriscalda) e dalla massima corrente dell'inverter. Dato che la costante di tempo termica di un motore è dell'ordine dell'ora, se si sovraccarica un motore per pochi secondi la temperatura può aumentare di qualche grado senza danneggiare eccessivamente la macchina.

L'altra saturazione importante è dovuta al fatto la massima tensione generabile dall'inverter dipende dalla tensione del bus dc. Una volta noti  $V_q$  e  $V_d$  si devono introdurre una serie di blocchi utili a realizzare le trasformazioni inverse per ottenere  $V_a$ ,  $V_b$  e  $V_c$ . Tali valori entrano nel blocco PWM come segnali modulanti utili a generare i segnali di innesco dell'inverter. Tutta questa catena di trasformazioni viene inserita in un blocco che restituisce le tensioni limitate in ampiezza e modulate con tecnica PWM introducendo due non linearità rallentando di molto la simulazione (Fig.2.19).



## 2.4 Inverter trifase

### 2.4-1 Definizione

Gli inverter sono dei convertitori statici impiegati per generare forme d'onda di tensione o di corrente alternata, controllate in ampiezza e frequenza, e utilizzando una sorgente di tensione o corrente continua. Le forme d'onda delle grandezze d'uscita ottenute si discostano dall'andamento sinusoidale ideale. Gli inverter possono essere in generale a corrente impressa (CVI) o a tensione impressa (VSI). La prima categoria di inverter è usata soprattutto per elevate potenze e non può funzionare senza carico e inoltre ha una dinamica lenta, Quindi non è idoneo per la nostra applicazione. Per tale motivo si userà la seconda categoria. In Fig. 2.21 è mostrato uno schema rappresentativo di un inverter trifase a tensione impressa. Esso è costituito da tre rami. Un ramo a sua volta è costituito da una coppia di interruttori controllati (IGBT in Fig. 2.21,  $T_{a+}$  e  $T_{a-}$ ) e dai relativi diodi di libera circolazione in antiparallelo ( $D_{a+}$  e  $D_{a-}$ ).

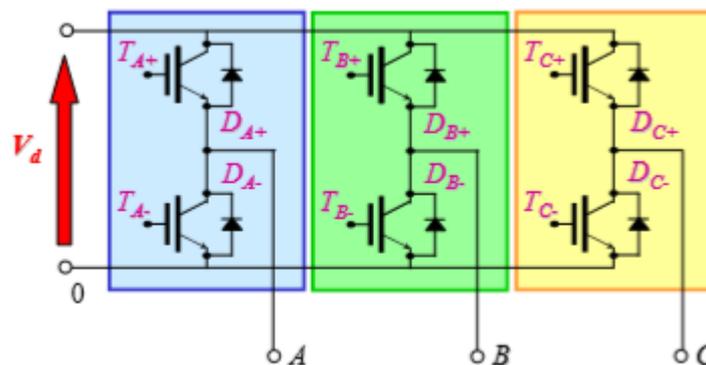


Fig. 2. 21 Inverter trifase [24].

In ingresso abbiamo una tensione continua (costante )  $V_d$  maggiore di zero. Il comportamento del ramo in generale dipende dal valore delle due tensioni di controllo  $V_{gs}$  che vengono applicate ai due IGBT e dal verso della corrente di carico. Il ramo può essere controllato utilizzando la tecnica di modulazione denominata PWM (Pulse Width Modulation); lo scopo di tale tecnica è di controllare il valore medio della tensione in uscita, in un breve intervallo di tempo  $T_c$  ( $50\mu s$ - $2ms$ ) definito periodo di commutazione. Il ramo può assumere solo due stati (stato "on" cioè quando il valore della tensione d'ingresso è

maggiore di zero e pari a  $V_d$ , oppure stato "off" quando il valore di tale tensione d'ingresso è pari a zero), quindi il suo comportamento può essere completamente descritto mediante una funzione binaria, chiamata funzione di commutazione  $s_A$  come indicato in Fig. 2.22.

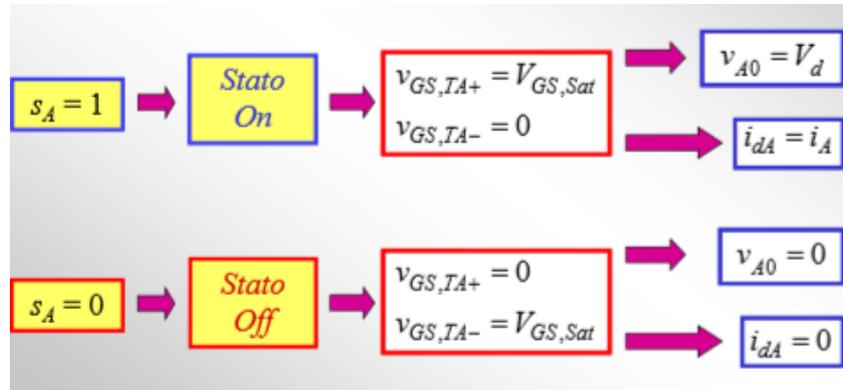


Fig. 2. 22 Stati della funzione di commutazione [24].

Quindi si ha che il comportamento del ramo di un inverter in funzione dello stato è descritto mediante le seguenti equazioni.

$$\begin{cases} v_{A0} = V_d s_A \\ i_{dA} = i_A s_A \end{cases} \quad (2.31)$$

Durante il periodo  $T_c$ , la tecnica PWM definisce l'andamento nel tempo della funzione  $s_A$  necessario per ottenere il desiderato valore medio della tensione d'uscita  $V_{A0,ref}$ . Quindi il valore medio della tensione di uscita ( $v_{A0,m}$ ) si può calcolare con la seguente espressione.

$$\begin{cases} v_{A0,m} = V_d m_A \\ m_A = \frac{1}{T_c} \int_0^{T_c} s_A dt \end{cases} \quad (2.32)$$

Dove  $m_A$  è chiamata modulante. Dato che il valore della funzione di commutazione varia tra zero e uno, se ci riferiamo all'equazione della  $m_A$  descritta in (2.32) si nota che il valore dell'integrale è compresa tra zero e  $T_c$  e quindi di conseguenza il valore della modulante sarà compreso tra zero e uno. La funzione di commutazione si può calcolare intersecando il segnale modulante con un segnale portante  $c$  (di solito triangolare ) di ampiezza unitaria e periodo  $T_c$  come mostrato in Fig. 2.23. Lo schema a blocchi di principio di un modulatore PWM di tipo "regular sampled" è mostrato in Fig. 2.24.

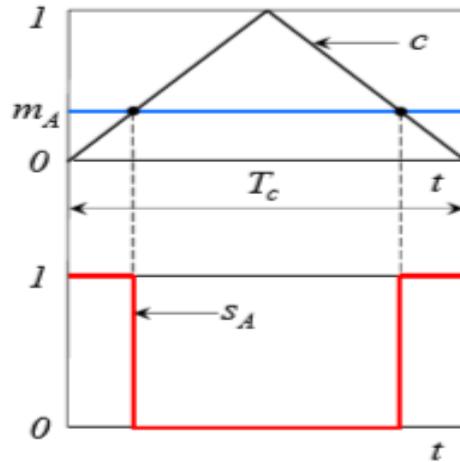


Fig.2. 23 Andamento della funzione di commutazione [24].

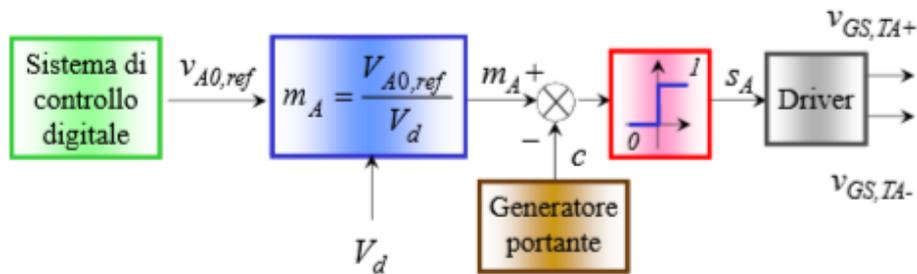


Fig.2. 24 Schema a blocchi della modulazione PWM [24].

Il blocco Driver (pilotaggio) trasforma il segnale logico in ingresso, costituito dalla funzione di commutazione, nei due segnali di tensione di gate per gli IGBT. Se si considera un carico trifase equilibrato con collegato a stella come in Fig.2.25, si può ricavare il legame tra le tensioni di polo ( $v_{A0}$ ,  $v_{B0}$ ,  $v_{C0}$ ) e quelle stellate ( $v_{AN}$ ,  $v_{BN}$ ,  $v_{CN}$ ) tramite lo studio dei vettori di spazio [27].

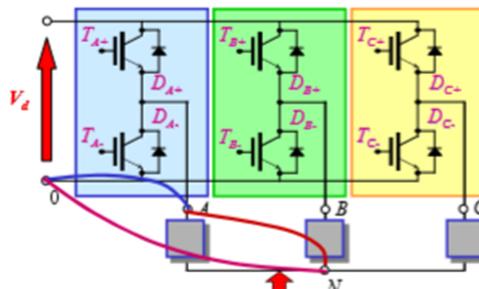


Fig.2. 25 Inverter con carico trifase equilibrato [24].

Applicando la legge di Kirchoff alle maglie in Fig.2.25, si ottengono le seguenti espressioni.

$$\begin{cases} v_{AN}=v_{A0}+v_{0N} \\ v_{BN}=v_{B0}+v_{0N} \\ v_{CN}=v_{C0}+v_{0N} \\ i_d=s_A i_A+s_B i_B+s_C i_C \end{cases} \quad (2.33)$$

Per definizione, i vettori di spazio delle tensioni di carico  $\bar{v}_c$  e delle correnti di carico sono dati dalle seguenti equazioni.

$$\begin{cases} \bar{v}_c = \frac{2}{3}(v_{AN} + v_{BN}\bar{\alpha} + v_{CN}\bar{\alpha}^2) \\ \bar{i}_c = \frac{2}{3}(i_A + i_B\bar{\alpha} + i_C\bar{\alpha}^2) \\ \bar{\alpha} = e^{j\frac{2\pi}{3}} \end{cases} \quad (2.34)$$

Sostituendo i valori delle tensioni di polo e delle correnti nei rami A, B e C (2.31) nella (2.33) e riscrivendo il vettore di spazio delle tensioni e delle correnti di carico con tale sostituzione, si ottiene la (2.35).

$$\begin{cases} \bar{v}_c = V_d \frac{2}{3}(s_A + s_B\bar{\alpha} + s_C\bar{\alpha}^2) \\ i_d = (s_A + s_B\bar{\alpha} + s_C\bar{\alpha}^2) \cdot \bar{i}_c \end{cases} \quad (2.35)$$

Le equazioni descritte in (2.35) rappresentano le relazioni ingresso-uscita delle tensioni e delle correnti dell'inverter trifase.

## 2.5 Elica

Le eliche adoperate in campo aeronautico possono essere a passo fisso o variabile in volo ed il loro accoppiamento al motore può avvenire in modo diretto o con interposizione di riduttore, a seconda delle caratteristiche dell'elica e del motore. L'obiettivo dell'elica è quello di sostituire i movimenti rotanti dell'albero risultante dal motore al movimento diretto dell'aeromobile. La rotazione dell'elica trasforma la potenza della rotazione dell'albero in potenza propulsiva. La spinta viene trasferita attraverso il cambio di pressione e l'attrito superficiale sull'intera superficie della spalla. La somma di questi componenti genera potenza di trazione sull'asse di rotazione dell'elica. Moltiplicando la forza di trazione per la velocità del velivolo si ottiene la potenza di trazione sviluppata. L'elica è quindi un dispositivo che assorbe la potenza dell'albero motore e produce la potenza di trazione per la propulsione degli aeromobili. L'elica può essere installata nella parte anteriore o posteriore dell'aeromobile. Molto spesso, le eliche di trazione sono installate nella parte anteriore dell'aeromobile, e sono a volte chiamate eliche trainate, e le eliche montate sul retro

dell'aeromobile sono chiamate eliche per la spinta dell'aeromobile in avanti. In entrambi i casi le caratteristiche principali dell'elica restano le stesse.

### 2.5-1 Considerazione sull'accoppiamento di un motore all'elica.

La soluzione più semplice, che ha portato alla realizzazione del volo meccanico, è quella di dividere le funzioni motrice e propulsiva, affidando ad un organo, il motore, il compito di generare la potenza e ad un altro, l'elica, il compito di produrre la forza propulsiva utilizzando la potenza fornita dal motore. Su questo schema sono basati la MOTOELICA, nata agli inizi del volo meccanico, e la TURBOELICA, messa a punto anni dopo, che si differenzia dalla prima solo per le caratteristiche del motore. Se, invece, le due funzioni motrice e propulsiva sono fuse in un unico organo, generando in seno alla massa stessa il lavoro necessario per incrementarne la quantità di moto, si perviene alla propulsione a getto. Di seguito verrà considerato l'analisi basata sulla MOTOELICA. Lo scopo dell'accoppiamento è di generare la spinta disponibile per ogni condizione di funzionamento. Esiste però un legame tra potenza e spinta disponibile.

#### **Potenza e spinta disponibile**

Si definisce potenza disponibile  $P_D$  il prodotto della forza propulsiva o trazione fornita dal propulsore per la velocità di volo. Occorre precisare che, a causa della mutua influenza fra propulsore e velivolo, nella determinazione della potenza disponibile bisogna considerare la forza che è fornita dal propulsore in presenza del velivolo, correggendo opportunamente, spesso in base a dati sperimentali, le caratteristiche del propulsore nel suo funzionamento isolato sono descritte nella seguente equazione

$$P_D = \eta_{pr} P_m \quad (2.36)$$

Dove  $\eta_{pr}$  e  $P_m$  sono rispettivamente l'efficienza del propulsore e la potenza meccanica del motore. In Fig. 2.26 viene mostrato un andamento qualitativo della spinta disponibile in funzione della velocità di avanzamento del volo.

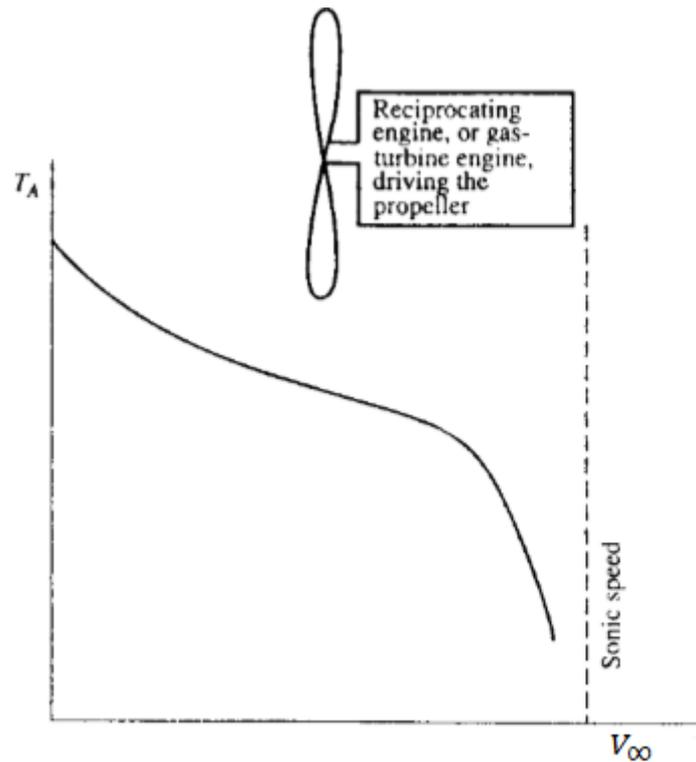


Fig.2. 26 Andamento qualitativo della spinta dell'elica [29].

Si vede che quando la velocità del volo  $V_\infty$  è nulla si ha la spinta massima (chiamata spinta statica), mentre aumentando la velocità si ha una riduzione della spinta, e questa riduzione si accentua man mano che ci si avvicina ad una certa velocità limite (sonic speed); questo perché la punta dell'elica incontra un problema di compressibilità ad alta velocità, con conseguente formazione di onde d'urto. Questo è la ragione per la quale gli accoppiamenti motore- elica per applicazioni aeronautiche hanno una velocità limitata. In accordo con quanto detto sopra, si ha la seguente relazione:

$$T_A = \frac{\eta_{pr} P_m}{V_\infty} \quad (2.37)$$

L'efficienza della spinta, e quindi l' autonomia del velivolo, dipende dalle dimensioni delle eliche. Maggiore è il diametro (dunque la superficie di lavoro), più efficiente è la spinta e maggiore la durata della batteria.

## 2.5-2 Dimensionamento dell'elica a passo fisso

Il passo geometrico, cioè la distanza di cui l'elica avanzerebbe se si avvitasse in una madrevite solida anziché nell'aria, si stabilisce in relazione al regime a cui si vuole far girare il motore ed al diametro stesso delle pale. Passi geometrici elevati con eliche piccole sono ricercati da aeromodelli da corsa, infatti una forte inclinazione delle pale evita perdite di spinta a velocità elevate. Per massimizzare l'autonomia meglio un passo geometrico ridotto con eliche di grandi superficie, che consenta comunque la manovra ma contenga le perdite. Il passo reale è la distanza di cui l'elica si sposta effettivamente dopo aver fatto un giro per effetto della velocità dell'aereo, mentre il regresso è la differenza tra il passo geometrico e quello reale. L'elica può essere rappresentata come mostrato in Fig.2.27.

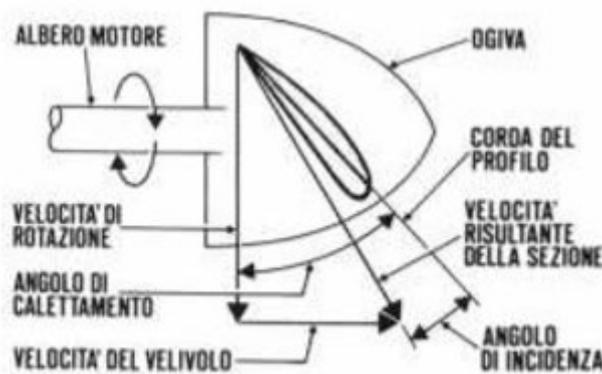


Fig.2. 27 Rappresentazione dell'elica nel piano delle velocità [29].

L'angolo di calettamento è l'angolo tra la corda del profilo della pala e il piano di rotazione dell'elica. Poiché la velocità periferica delle pale aumenta all'allontanarsi dall'asse di rotazione, per mantenere il più uniforme possibile l'angolo di incidenza lungo la pala, la si svergola. L'angolo di incidenza dipende dalla somma della velocità di rotazione dell'elica e dalla velocità del velivolo.

Quando la velocità dell'aereo è nulla (durante la prova motore) si dice che l'elica gira a punto fisso e l'angolo di calettamento coincide con l'angolo di incidenza. All'aumentare della velocità del velivolo l'angolo di incidenza diminuisce e quindi anche la spinta diminuisce visto che dipende dall'incidenza. La trazione è massima quando l'aereo è fermo e diventa nulla ad un certo valore della velocità dell'aereo alla quale si annulla l'incidenza.

### 2.5-3 Modello dell'elica a passo fisso a due pale

L'aerodinamica dell'elica viene tipicamente descritta utilizzando un coefficiente di Spinta  $C_T(J)$  e un coefficiente di potenza  $C_P(J)$ , che sono definiti come

$$\begin{cases} C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \\ C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \end{cases} \quad (2.38)$$

dove  $\rho$  è la densità atmosferica,  $n$  è la velocità di rotazione dell'elica,  $D$  è il diametro dell'elica e  $T$  e  $P$  la spinta e la potenza, rispettivamente. I coefficienti  $C_T$  e  $C_P$  sono in generale funzioni della geometria dell'elica.

Il grado di avanzamento chiamato in inglese "advance ratio" è un parametro dell'elica importante che serve per la stima dell'efficienza. Tale parametro dipende dalla velocità del vento e dalla velocità di rotazione come mostrato nella seguente formula.

$$J = \frac{V}{nD} \quad (2.39)$$

L'efficienza dell'elica può essere espressa in termini di  $C_T$ ,  $C_P$  e  $J$  come segue.

$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{C_T}{C_P} J \quad (2.40)$$

In pratica, i valori dei coefficienti  $C_T$  e  $C_P$  possono essere determinati sperimentalmente, oppure possono essere approssimati in base alla geometria dell'elica. Il CESSNA 172K su cui la nostra propulsione elettrica sarà installata è dotato di un'elica McCauley 1C172/EM7653.

Al fine di poter costruire un modello dinamico che sarà integrato in ambiente MATLAB/SIMULINK, i suoi dati di prestazione devono essere ricavati come tabelle di  $C_T(J)$  e  $C_P(J)$  per diverse velocità di rotazione.

Avendo a disposizione l'elica vera del velivolo Cessna172, insieme al TEAM di AERNOVA, abbiamo eseguito un'attività di reverse engineering dell'elica stessa. In particolare abbiamo rilevato i principali parametri geometrici della pala in 20 sezioni trasversali al fine di poter inserire tali dati all'interno di un software, chiamato JavaProp, che consente di estrapolare i dati prestazionali dell'elica in funzione della sua geometria.

I risultati sono mostrati in Tab. 2.7. tali risultati ottenuti sia in termini di rendimento che dei coefficienti adimensionali sono stati poi ulteriormente verificati e confrontati con dati sperimentali di eliche e sembrano piuttosto coerenti sia con la letteratura sia con ciò che si trova a livello di sperimentazione. Si possono quindi ricavare dei coefficienti  $C_T$  e  $C_P$  funzione

del grado di avanzamento. Il software "javaprop" inizialmente richiede una condizione di progetto e si è scelto di massimizzare l'efficienza dell'elica durante la fase di cruise, dove la velocità di avanzamento è di circa 55m/s e quello di rotazione è di 2450rpm, in quanto in aeronautica e per queste tipologie di velivoli, la crociera è la fase di missione per la quale si richiede il massimo di efficienza al fine di consumare il minor carburante possibile nel caso di motore termico o meno energia nel nostro caso di propulsione elettrica. In Fig.2.28 sono mostrati gli andamenti dei coefficienti di spinta e potenza in funzione del grado di avanzamento.

Quindi al fine di riprodurre un modello dinamico di tale elica in ambiente Matlab/Simulink, è necessario approssimare tali coefficienti con due polinomi funzioni del grado di avanzamento  $J$  che poi andranno inseriti in SIMULINK.

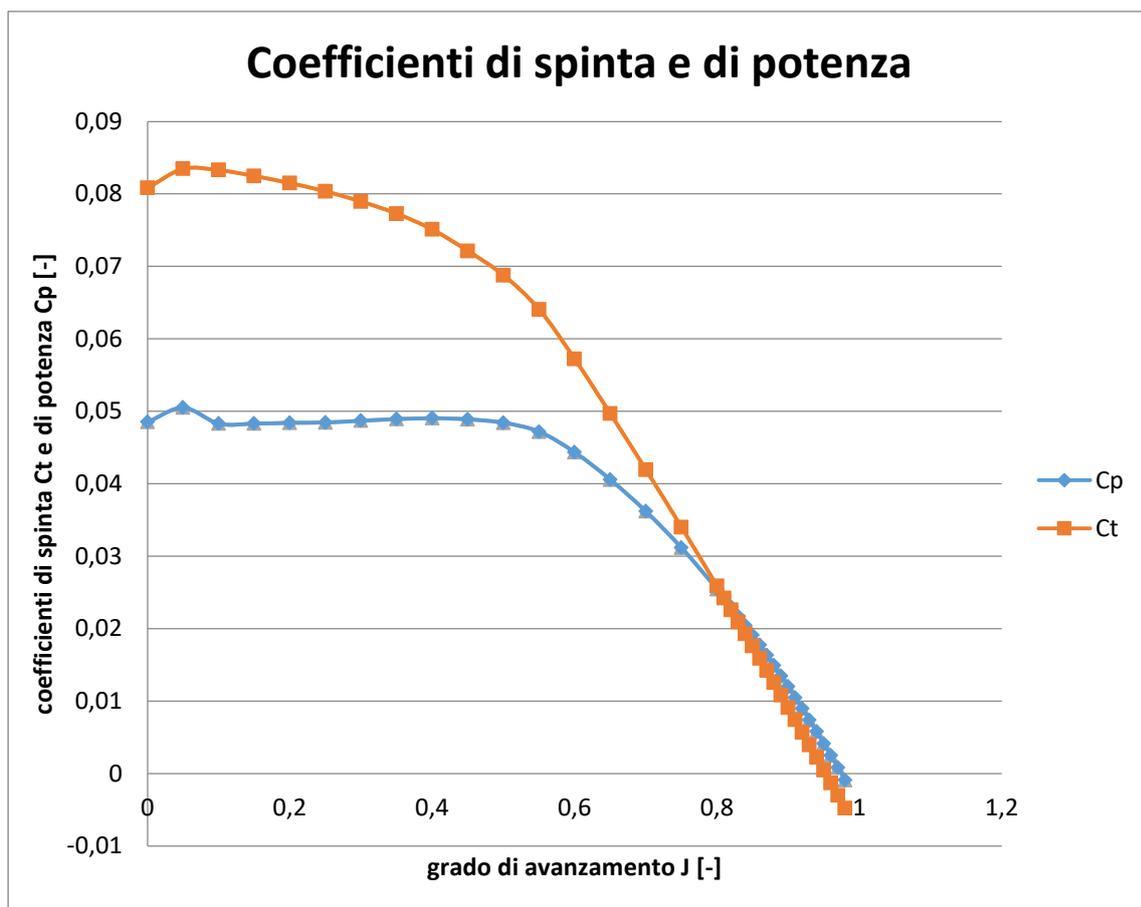


Fig.2. 28 Coefficienti di spinta e di potenza.

r/R	c/R	$\beta$	H/D	r	c	H	t	Profilo
[-]	[-]	[°]	[-]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[-]
0	Ogiva	-	-	-	-	-	-	-
0,05	Ogiva	-	-	-	-	-	-	-
0,1	Ogiva	-	-	-	-	-	-	-
0,15	Ogiva	-	-	-	-	-	-	-
0,2	0,2059	52,6	0,8	193	198,7	1586,2	18,5	interpolated
0,25	0,2067	46,2	0,8	241,2	199,5	1581,8	20,7	interpolated
0,3	0,1925	41	0,8	289,5	185,8	1581,3	21,3	interpolated
0,35	0,1784	36,7	0,8	337,8	172,2	1583,8	20,9	Clark Y, Re=500.000
0,4	0,1724	33,2	0,8	386	166,4	1589,2	20,2	interpolated
0,45	0,1636	30,3	0,8	434,2	157,8	1595,3	19,2	interpolated
0,5	0,1532	27,9	0,8	482,5	147,8	1602,1	18	interpolated
0,55	0,1422	25,8	0,8	530,8	137,2	1609,3	16,7	interpolated
0,6	0,1309	24	0,8	579	126,3	1617	15,4	interpolated
0,65	0,1197	22,4	0,8	627,2	115,5	1625	14	Clark Y, Re=500.000
0,7	0,1109	21,1	0,8	675,5	107	1633,6	13	interpolated
0,75	0,1027	19,9	0,9	723,8	99,1	1642,7	12	interpolated
0,8	0,0934	18,8	0,9	772	90,2	1651,9	11	interpolated
0,85	0,0826	17,9	0,9	820,2	79,7	1661,2	9,7	interpolated
0,9	0,069	17	0,9	868,5	66,6	1670,7	8,1	interpolated
0,95	0,05	16,3	0,9	916,8	48,3	1680,3	5,9	interpolated
1	0,0025	15,6	0,9	965	2,4	1690,2	0,3	Clark Y, Re=100.000

Tab.2. 7 Dati della geometria dell'elica McCauley 1C172/EM7653.

## 2.6 Batterie

Un aspetto della massima importanza è rappresentato dalle batterie, che devono essere prese in considerazione quando si progetta un motore elettrico per rendere l'aereo in grado di completare la propria missione. La durata di un volo che utilizza le batterie per alimentare il suo sistema di propulsione è, fino ad oggi, non paragonabile alla durata di uno che usa combustibile fossile perché, come mostrato in Tab.2.8, la densità energetica delle batterie è ancora molto bassa rispetto a quella della benzina per aviazione. Una cosa fondamentale da prendere in considerazione quando si considerano le batterie è il loro peso. Mentre il motore elettrico aiuta effettivamente a ridurre il peso totale lordo dell'aereo, sono le batterie a farlo aumentare. L'autonomia del velivolo sarà notevolmente limitata dal fatto che ci sia solo una certa quantità di peso delle batterie da trasportare. Un parametro da prendere in considerazione quando si scelgono le batterie deve essere la loro densità di energia, poiché, come indica il nome, una maggiore densità di energia consentirà un'energia più alta a parità di peso. La questione della scelta delle batterie corrette è trattata più avanti.

	Energy content	
	MJ/kg	KWh/kg
Aviation gasoline	43.7	12.1
	46.4	12.9
	43.5	12.1
Li-ion batteries	0.36-0.54	0.1-0.15
	0.36-0.569	0.1-0.158

Tab.2. 8 Densità di energia della batteria Li-ion [15].

### 2.6-1 Tecnologie principali per la fonte di alimentazione di aeromobili elettrici

Al giorno d'oggi, negli aeromobili elettrici si considerano tre tecnologie principali per quando riguarda la fonte di energia nei velivoli elettrici: batterie, celle a combustibile o pannelli solari. A causa della minore densità di potenza di questi ultimi che compromette la velocità massima raggiungibile dell'aeromobile [2] fino a oggi, i pannelli solari non sono molto utilizzati, anche se alcuni progetti con pannelli solari come *Solar Impulse 2* o *Sunseeker* hanno dimostrato che i pannelli solari sono una tecnologia fattibile [10], [17]. Le celle a

combustibile, contrariamente ai pannelli solari, assomigliano alle batterie ma conservano il fluido al di fuori della batteria. La tecnologia delle celle a combustibile non è ancora una scelta comune per i produttori [7], [16]. Concentrandosi sulle batterie, esse sono dispositivi che trasformano l'energia chimica in energia elettrica e viceversa, a seconda che si carichi o si scarichi. La tipologia di batterie in uso per le applicazioni dei veicoli elettrici è quella agli ioni di litio, dato che è stato dimostrato che mostra un'alta densità energetica ed efficienza rispetto ad altri tipi di batterie [14], [15]. Per i sistemi di propulsione per applicazione aeronautiche, sono richieste batterie ad alta densità energetica e le batterie a base di litio presentano questo vantaggio, nonché un peso ridotto ma, purtroppo un costo sostenuto [12].

Fino ad oggi, la verità è che l'energia specifica delle batterie Li-ion non è paragonabile a quella della benzina per aviazione, come si può osservare in Tab.2.8. Anche al meglio delle loro prestazioni, le batterie Li-ion della tecnologia attuale sono solo teoricamente in grado di raggiungere 387 Wh/kg [3].

Ciò compromette le possibili applicazioni degli aeromobili leggeri per missioni in cui è necessaria una grande autonomia. Poiché l'energia totale disponibile sull'aeromobile dipende dal peso della batteria, in alcuni casi è possibile rinunciare al peso del carico utile per incorporare più batterie, aumentando così l'autonomia.

## 2.6-2 Comportamento dal punto di vista esterno di una cella agli ioni di litio

### **Processo di scarica**

La tensione di scarica di una batteria al litio dipende dalla corrente di scarica (tasso di scarica) e dalla temperatura ambiente. In Fig.2.2 è mostrato la caratteristica di scarica di una cella al litio ione (modello US18650VTC6) per diversi valori di corrente di scarica. In particolare sono mostrati gli andamenti della tensione di scarica e della temperatura in funzione della sua capacità. Si può subito vedere che la tensione esterna dipende dal tasso di scarica e quindi dalla corrente. Maggiore è la corrente di scarica e minore è la tensione prodotta dalla cella. All'aumentare della corrente di scarica, non si riesce ad estrarre tutta la carica. Ciò è dovuto al fatto che viene raggiunta prima la condizione di fine scarica, la quale è associata unicamente alla tensione della cella.

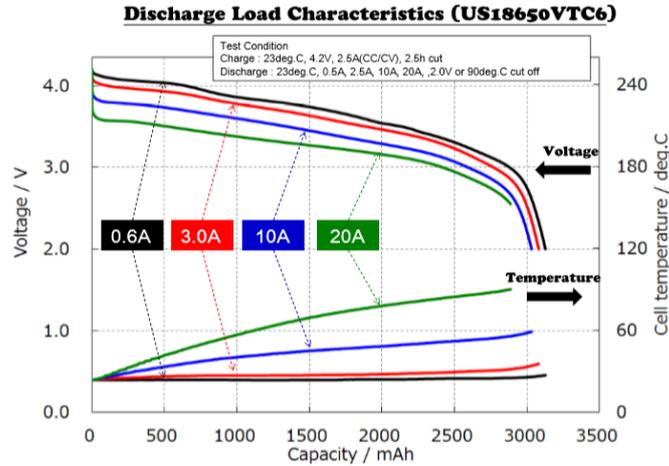


Fig.2. 29 Caratteristica di scarica della cella US18650VTC6 [30].

Esiste una tensione, tensione di cut-off o di fine scarica, per la quale la scarica deve essere interrotta in quanto, al di sotto di certi valori di tensione, si ha una dissoluzione dell'elettrodo nell'elettrolita e quindi un danneggiamento permanente della superficie di reazione. Ci sono delle ragioni elettrochimiche, legate ai materiali utilizzati, che impediscono la scarica profonda della cella. La tensione ai capi della cella deve necessariamente rimanere al di sopra di un certo valore. Maggiore è la corrente di scarica e prima viene raggiunta la tensione di cut-off. Il vincolo principale all'interruzione della scarica di una cella è il raggiungimento della tensione di cut-off. La tensione di cut-off per la maggior parte delle celle è pari a circa 2.5 V. Un altro importante parametro che definisce le prestazioni della cella è la temperatura. Maggiore è la temperatura e maggiore è la reattività della cella (maggiore mobilità ionica), che quindi funziona meglio ad alte temperature. A bassa temperatura la mobilità ionica è ridotta e quindi, dal punto di vista esterno, si ha una maggiore caduta di tensione. Un abbassamento della caratteristica comporta una minore potenza erogabile e minore capacità sfruttabile. Temperature troppo basse comportano tensioni troppo basse. Temperature alte favoriscono la reattività fino ad un certo valore di temperatura. La membrana è un polimero e il suo invecchiamento è strettamente legato alla temperatura di funzionamento. Ciascuna cella ha una temperatura limite di funzionamento per garantire una certa durata di vita. Il numero di riferimento è intorno ai 60-70 °C.

## Processo di carica

Il processo di ricarica delle celle è un processo che ha lo scopo di ripristinare la carica delle celle dopo il loro utilizzo. I costruttori forniscono i profili di tensione e corrente con i quali si dovrebbero ricaricare le celle affinché il processo sia ottimale. La ricarica prevede quindi una fase a corrente costante in cui viene iniettata la maggior parte della carica dentro la cella: mentre viene erogata corrente la tensione sale. Quando la tensione raggiunge un certo valore viene bloccata, e si procede con fase di ricarica a tensione costante. Quest'ultima fase è in realtà molto breve (Fig. 2.30).

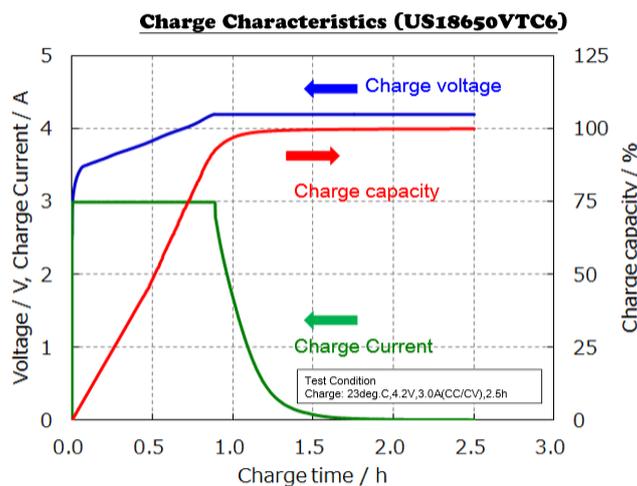


Fig. 2. 30 Caratteristica di carica della cella US18650VTC6 [30].

Risulta molto importante il controllo della tensione di fine carica in quanto per tali valori di tensione la cella risulta molto reattiva e in caso di sovraccarica si determina una gassificazione. La tensione in questa fase non deve mai superare il valore di 4.2 V (valori tipico della tensione di cella agli ioni di litio a piena carica), infatti l'instabilità del solvente verso l'ossidazione diventa notevole al potenziale 4.2 V. La gassificazione provoca un aumento di pressione che porta ad un aumento di temperatura e quindi ad una maggiore reattività, ecc. Si ha l'innesco di un processo irreversibile molto rapido che porta alla formazione di una miscela esplosiva.

### 2.6-3 Caratteristiche delle batterie agli ioni di litio

Le celle agli ioni di litio presentano una alta densità di energia rispetto alle celle nichel cadmio (Ni-Cd) o nichel idruro metallica (Ni-MH). Inoltre le celle li-ion sono dal 40 al 50% volumetricamente più piccole delle cellule Ni-Cd e il 20-30% più piccole delle cellule Ni-MH.

La tensione media di una cella Li-Ion (3,6-3,7 V) è equivalente a quella di tre celle Ni-Cd o Ni-MH (ciascuna 1,2 V). Ciò significa che è necessaria solo una cella per molti dispositivi elettronici portatili di oggi (telefoni cellulari, lettori MP3, GPS, ecc.). Le celle agli ioni di litio possono tipicamente essere scaricate con un tasso di scarica pari a 1.5 Ah. Si ottengono confezioni multicella a elevata capacità e a più alto drenaggio collegando più celle in parallelo, operazione che non è facile se si utilizzano celle Ni-Cd o Ni-MH. Le celle odierne da 250 Wh/kg riescono a fare intorno ai 2000-3000 cicli (le vecchie batterie al piombo arrivavano a 300 cicli). Le celle agli ioni di litio possono essere tipicamente caricate tra 0 ° C e + 45 ° C e scaricate tra -20 ° C e + 60 ° C. Celle particolari sono disponibili per il funzionamento al di fuori di questo intervallo.

#### 2.6-4 Sviluppo tecnologico delle batterie

Nei velivoli convenzionali alimentati a carburante, il peso diminuisce costantemente durante la crociera e una maggiore frazione di combustibile fornisce sempre maggiore resistenza e autonomia, mentre il peso del velivolo ad alimentazione elettrica rimane costante e l'effetto benefico della perdita di peso durante la crociera non è sperimentato. Come conseguenza, l'aumento del peso della batteria potrebbe non fornire necessariamente una maggiore durata e / o autonomia, se il costo energetico durante l'intera crociera supera il vantaggio della maggiore capacità della batteria.

Questo problema è stato in qualche modo discusso ed è un punto essenziale per lo sviluppo di aerei elettrici e ibridi- elettrici. con una densità di cella circa pari a 400 Wh/kg e 700 Wh/L sarà possibile realizzare aerei elettrici ed ibridi - elettrici paragonabili a quelli tradizionali (quelli con la benzina). Infatti la densità gravimetrica indica di quanto pesa la batteria in particolare dice che per un chilogrammo materiale (litio-ione ad esempio) è possibile avere un'autonomia energetica pari a 400 Wh mentre quella volumetrica dice che per un litro di materiale, si può ottenere un'autonomia pari a 700 Wh. Tuttavia chi lavora in questo settore deve in qualche modo affrontare un compromesso. Il dispositivo finale potrebbe essere leggero e grande oppure piccolo e pesante. Questo problema fa parte dello studio attuale che coinvolge ricercatori del MIT, il Samsung Advanced Institute of Technology, la Tongji University, la Chinese Academy of Sciences e il Songshan Lake Materials Laboratory [18].

La chiave per comprendere l'importanza di raggiungere questo livello di densità energetica è mostrata in Fig.2.31, dove viene mostrata la sensibilità alla densità energetica della batteria per un SR-22 elettrico retrofit confrontato a un SR-22 convenzionale. Questa sensibilità è mostrata per un intervallo di autonomia della batteria di 200 miglia insieme alla previsione della distribuzione delle distanze di viaggio che sarebbero necessarie in funzione dell'energia. Gli aerei elettrici hanno una sensibilità al peso lordo molto più grande da raggiungere (cioè per una densità di energia delle batterie bassa l'aereo avrà un peso molto maggiore. Mentre all'aumentare della densità energetica delle batterie, il peso dell'aereo cala considerevolmente come mostrato in Fig. 2.31). Una proiezione ragionevole per raggiungere questa densità di energia della batteria è entro il 2020, il che suggerisce che la ricerca è ora giustificata per comprendere adeguatamente questa tecnologia di propulsione estremamente diversa.

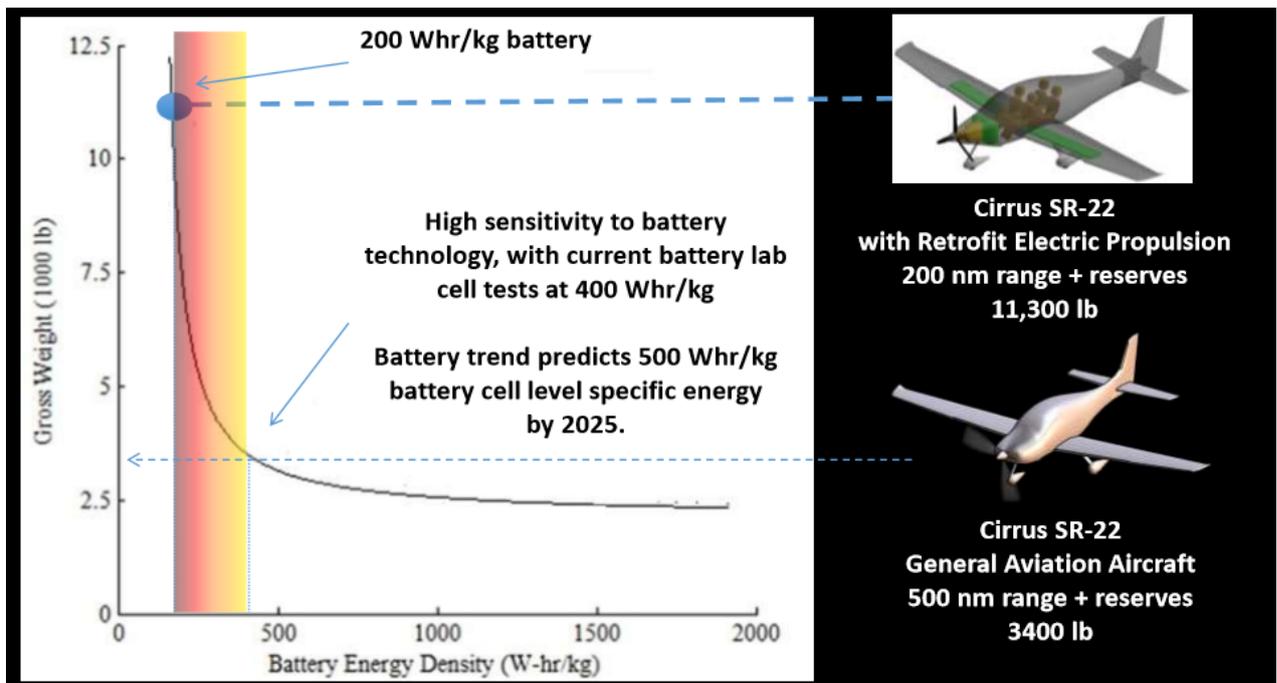


Fig. 2. 31 Sviluppo delle batteria per applicazioni aeronautiche [18].

Altre due caratteristiche sono importanti per ottenere velivoli elettrici fattibili; la potenza specifica delle batterie (ovvero la velocità con cui le batterie possono essere scaricate) e il tempo di ricarica necessario. Per applicazioni in cui la fase di decollo o atterraggio è breve, la densità di potenza è un problema molto più importante della densità di energia. I velivoli ibridi sono progettati per fare funzionare il motore termico solo durante la fase di crociera

(fase che dura di più per la missione di un volo), mentre per le altre fasi ( fasi brevi), è necessario il motore elettrico in quanto le batterie propulsive possono fornire solo una fonte di energia supplementare a breve termine (ad esempio la fase di decollo). Per tali velivoli, il tempo necessario per integrare la potenza di decollo può essere piuttosto breve se la missione non richiede un requisito di tempo prolungato e l'energia totale risultante richiesta è nell'ordine di circa 5 minuti a piena potenza. Le batterie per queste applicazioni richiedono la capacità di estrarre l'energia molto rapidamente (in genere si parla di C-rate dove C rappresenta il rapporto tra la corrente di scarica o carica in A e la capacità nominale in Ah). La velocità di ricarica è un altro fattore importante e richiede una bassa resistenza interna della batteria per una ricarica rapida.

#### 2.6-5 Dimensionamento del pacco batterie per CESSNA 172K

Le batterie agli ioni di litio (Li-ion) sono spesso scelte come fonte elettrica propulsiva da veicoli elettrici e da aeromobili elettrici/ibridi, questo è dovuto al fatto che esse hanno elevate densità di energia, alta efficienza, lungo ciclo di vita e basso auto scarica.

Sebbene le batterie agli ioni di litio abbiano prestazioni eccezionali rispetto alle altre tipologie di batterie, devono essere utilizzate solo entro i limiti specificati dal produttore. L'uso inadeguato delle batterie agli ioni di litio può causare complicazioni: sovracorrente, sovratensione o sottotensione, che possono compromettere le prestazioni della batteria, quindi ridurre la durata di vita della batteria o causare problemi per la sicurezza.

##### 2.6-5-1 Pacco batteria per applicazione aeronautica.

Un sistema di batteria propulsiva aeronautica ha numerose differenze rispetto a un serbatoio di combustibile convenzionale. I piloti che passano da un aereo tradizionale a un aeroplano elettrico devono comprendere le differenze prima del decollo.

Una delle differenze che un pilota potrebbe affrontare per prima nella preparazione dei piani di volo è che il peso di un sistema a batteria propulsiva non cambia durante il volo, il che significa che il peso di atterraggio rimanga pressoché uguale al peso del decollo. Al contrario, il peso di un sistema di propulsione a combustione diminuisce gradualmente quando il motore consuma combustibile. Un'altra differenza è che la potenza massima che un pacco batteria può fornire diminuirà durante il volo. La massima potenza erogabile è data dalla corrente massima consentita e dalla tensione ai terminali del pacco batteria. Tuttavia, a

causa della natura delle batterie agli ioni di litio, le loro tensioni ai terminali diminuiscono gradualmente durante la scarica. Di conseguenza, la potenza massima erogabile diminuirà. Ad esempio, per una cella singola NCR18650GA, la corrente massima ammissibile è 10A; la tensione ai terminali diminuirà da 4,2 V a 2,5 V durante la scarica. All'inizio della scarica, la potenza massima teorica che può fornire è pari a 42 W, mentre alla fine della scarica, la sua massima potenza erogabile si riduce a pari a 25W. A seconda delle dimensioni (capacità) di una batteria, essa potrebbe non essere in grado di erogare nuovamente la stessa potenza di decollo dopo aver effettuato un primo decollo anche se il pacco batteria ha ancora abbastanza capacità per la crociera. Inoltre, a differenza degli aeroplani tradizionali a combustione le cui capacità del serbatoio del combustibile restano costanti, la capacità del pacco batteria Li-ion diminuisce dopo ogni ciclo di volo. Ciò è dovuto alla perdita elettrolitica interna delle celle della batteria durante la carica e la scarica. I pacchi batteria in aeroplani elettrici funzionano in un intervallo di temperatura più ampio rispetto a quelli per applicazioni automobili. Quando sono parcheggiati o rullanti, gli aeroplani elettrici hanno le stesse temperature dei veicoli elettrici. Tuttavia, le temperature dell'aria in altitudine sono normalmente inferiori rispetto alla temperatura a quota nulla. I pacchi batteria in aeroplani elettrici da crociera sono quindi esposti a temperature ambiente inferiori rispetto ai veicoli elettrici. I requisiti di sicurezza dei pacchi batteria aeronautici sono più restrittivi di quelli dei veicoli elettrici. In situazioni pericolose, i veicoli elettrici possono frenare e fermarsi in tempi relativamente più brevi, mentre gli aeroplani necessitano di un tempo relativamente più lungo per scendere e trovare campi liberi a terra. Ciò si traduce in maggiori aspettative di sicurezza per i pacchi batteria.

A causa della sensibilità degli aeroplani al peso e all'equilibrio, i pacchi batteria dell'aviazione affrontano limitazioni di peso più critiche rispetto ai veicoli elettrici a terra. Di conseguenza, tutti i componenti interni di una batteria per applicazione aeronautica (come BMS, cablaggio, sistema di raffreddamento, ecc.) devono essere leggeri.

#### *2.6-5-2 Specifiche della cella agli ioni di litio NCR18650GA usata per il dimensionamento*

Si è usato per il dimensionamento del pacco batteria del CESSNA 172K una cella agli ioni di litio con modello NCR18650GA. Tale cella ha una tensione nominale pari 3.6 V, una capacità nominale pari a 3.35 Ah e un peso specifico della cella pari a 48 g e una massima corrente di

scarica pari a 10A. Sulla base di queste specifiche elencate sopra, l'energia specifica della singola cella può essere calcolata con la seguente equazione.

$$E_{cella} = \frac{3.35Ah * 3.6V}{0.048 Kg} = 251.25 W/Kg$$

Nonostante le batterie agli ioni di litio abbiano un'energia specifica relativamente superiore rispetto ad altri tipi di batterie, la potenza e la capacità che una singola cella può fornire è limitata e insufficiente per alimentare un motore elettrico o per completare la missione di un volo. Pertanto, le celle sono generalmente collegate in parallelo, serie o combinazioni di entrambi per soddisfare la richiesta di potenza e capacità desiderata.

Quando si assemblano celle della batteria in una struttura, sono necessari altri componenti per garantire ai pacchi batteria di fornire energia elettrica in modo efficiente e sicuro. Quindi le celle della batteria, insieme ad altri componenti ausiliari, formano un sistema di batterie propulsiva.

Un tipico sistema di batterie propulsiva è costituito da cinque sottosistemi:

- batterie di celle: immagazzinano l'elettricità;
- strutture che alloggiavano le celle: proteggono le celle e altri componenti da vibrazioni durante il volo.
- Sistema di raffreddamento: mantiene la temperatura del pacco batteria entro i limiti specificati
- Sistema di gestione delle batterie (BMS): gestisce tutte le celle all'interno di un pacco batteria e le protegge dal funzionamento al di fuori dei limiti specificati dal produttore;
- Cablaggio: Collegamento elettrico di tutte le celle del pacco batterie.

### *2.6-5-3 Descrizione della struttura del CESSNA 172K*

La struttura originale è dotata di un motore "O-300" dove la lettera O indica la struttura(O:opposed cylinders, cilindri contrapposti) e 300 indica la cilindrata approssimata in pollici cubi (cu.in). Il motore è a 6 cilindri orizzontalmente contrapposti, raffreddato ad aria ed erogante una potenza di 145HP (108kW) a 2700 giri/minuto con presa diretta (Cessna Aircraft, 1972). L'aereo elettrico Cessna modificato sostituisce il motore termico con un motore elettrico a flusso assiale EMRAX 348 che eroga la stessa potenza massima

continua di 145HP(108 KW) oppure con due motori elettrici a flusso assiale YASA 750 che erogano la stessa potenza massima continua di 145 HP (108 kW). L'aeroplano originale immagazzina la sua fonte di energia a bordo (circa 155 litri di carburante di cui 143 litri usabile) in un serbatoio di carburante; mentre nell'aereo elettrico, un pacco batterie propulsivo verrà sistemato nell'aereo per erogare l'energia elettrica per alimentare il motore elettrico. Il pacco batteria a sua volta si suddividerà in moduli e tali moduli vanno sistemati nell'aereo con particolare attenzione in modo da garantire la sicurezza e il controllo dell'aereo stesso. Il dimensionamento delle strutture che contengono i pesi del sistema di propulsione non è oggetto di questa tesi.

#### *2.6-5-4 Numero di celle totali del CESSNA 172K*

Il calcolo del numero di celle necessarie per l'alimentazione della nostra missione e quindi dell'energia totale ( $E_{tot}$ ) deve tenere conto del fatto che non si può sfruttare tutta la capacità disponibile del pacco batteria sempre come accennato per questione di sicurezza. Quindi per una cella al litio ioni in cui si suppone che la scarica sia fino al 25% della capacità e la carica fino al 95% della capacità ne risulta che si può soltanto sfruttare il 70% della capacità complessiva di un pacco batterie. Di conseguenza si userà la seguente formula per il calcolo della capacità totale  $Q_{tot}$  ovvero dell'energia da immagazzinare

$$Q_{tot} = \frac{E_{tot}}{\frac{0.7}{V_{dc}}} [Ah] \quad (2.41)$$

Dove  $V_{dc}$  è la tensione del pacco batteria. Questa formula ci dice che una volta calcolata l'energia totale della missione cioè l'energia effettiva necessaria durante tutte le fasi di volo (decollo, crociera e atterraggio) l'energia totale delle batterie sarà maggiorato di 30% per tener conto delle considerazioni riguardo la sicurezza delle batterie.

Durante la fase di Decollo, è richiesta la massima potenza continuativa del motore (108 KW), per un tempo di circa 5min, mentre durante la fase di crociera la potenza richiesta è circa 75% della potenza massima al decollo, per un tempo di circa 30min. Molto spesso la richiesta di potenza per la fase di atterraggio è trascurabile rispetto alle altre fasi.

### Numero di celle in serie

Il motore elettrico usato ha una tensione del bus DC ( $V_{dc}$ ) pari a 750V, la tensione nominale della cella ( $v_{cella}$ ) è pari 3.6V. Quindi si può calcolare direttamente il numero di celle in serie mediante la seguente espressione.

$$N_s = \frac{V_{dc}}{v_{cella}} = 208$$

### Numero di celle in parallelo

Il dimensionamento del numero di celle in parallelo deve soddisfare sia i requisiti di potenza (per fasi brevi in cui sono richiesti alte potenza) che i requisiti di energia ( autonomia della missione).

#### 1- Dimensionamento in termine di potenza

Supponiamo di alimentare il motore con una corrente di scarica della cella uguale a tre volte la corrente nominale di una singola cella che corrispondente a 10A ( massima corrente di scarica della cella secondo le specifiche fornite dal costruttore). Il tasso di scarica ( $C_{rate}$ ) corrispondente è di circa 3C. il tasso di scarica è un numero che esprime il tempo di scarica della batteria. Ad esempio per  $C_{rate}=3C$  vuole dire che la capacità della cella si scarica completamente in una frazione oraria pari a 1/3. Mediante la seguente formula si può calcolare il numero di celle in parallelo corrispondente ( $N_{p1}$ ).

$$N_{p1} = \frac{I_{dc}[h]}{C_{rate}[\frac{1}{h}] Q_{cella}[Ah]} = \frac{I_{dc}[h]}{3[\frac{1}{h}] Q_{cella}[Ah]} \quad (2.42)$$

Dove  $I_{dc}$  è la corrente complessiva del pacco batteria. Dal bilancio di potenza si può calcolare la  $I_{dc}$  come segue.

$$I_{dc} = \frac{P_m}{V_{dc} \eta_{mot} \eta_{inv}} \quad (2.43)$$

Dove  $P_m$ ,  $\eta_{mot}$ ,  $\eta_{inv}$  sono rispettivamente la potenza meccanica del motore, il rendimento del motore elettrico e il rendimento dell'inverter. Dal datasheet del motore è possibile avere la mappa dell'efficienza del motore e dell'inverter. Ne risulta che la massima efficienza combinata del motore e del suo controllore è di circa

92.25%. Quindi la massima corrente del pacco batteria stimata durante la fase di decollo (takeoff) risulta di 156 A. Di conseguenza  $N_{p1}=16$ .

$$I_{dc} = \frac{108000 [W]}{750 [V] 0.925} = 156 A$$

$$N_{p1} = \frac{I_{dc}}{3 Q_{cella}} = 16$$

## 2- Dimensionamento in termini di energia

Bisogna tener conto anche che durante la fase di cruise non si usa tutta la potenza, quindi si ricalcola il numero di cella in parallelo in termini di energia. Si può anche scrivere l'energia delle batterie come descritto nella (2.44).

$$\left\{ \begin{array}{l} E_{batt} = \int_0^T V(t)I(t)dt = V_{nom} \int_0^T Idt = V_{nom} Q_{batt} \\ E_{batt} = \frac{E_{T/o} + E_{cr}}{0.7} \end{array} \right. \quad (2.44)$$

Dove  $E_{T/o}$  e  $E_{cr}$  rappresentano rispettivamente l'energia elettrica consumata durante la fase di decollo e l'energia elettrica consumata durante la fase di crociera. Il nuovo numero di celle in parallelo  $N_{p2}$  si può scrivere con la seguente come descritto nella (2.45).

$$\left\{ \begin{array}{l} N_{p2} = \frac{Q_{batt}}{Q_{cella}} = \frac{E_{T/o} + E_{cr}}{0.7 V_{nom} Q_{cella}} \frac{1}{Q_{cella}} \\ Q_{batt} = \frac{E_{batt}}{V_{nom}} \end{array} \right. \quad (2.45)$$

$$E_{batt} = \frac{E_{T/o} + E_{cr}}{0.7}$$

$$E_{T/o} = \frac{P_{mot_{T/o}}}{\eta_{totale}} t_{T/o} \quad (2.46)$$

$$E_{cr} = \frac{P_{mot_{cr}}}{\eta_{totale}} t_{cr}$$

Dove  $\eta_{totale}$ ,  $P_{mot_{T/o}}$ ,  $P_{mot_{cr}}$ ,  $t_{T/o}$ ,  $t_{cr}$  rappresentano rispettivamente il rendimento totale del sistema propulsivo, la potenza meccanica richiesta durante la fase di decollo, la potenza meccanica richiesta durante la fase di crociera, il tempo impiegato per la fase di decollo e il tempo impiegato per la fase di crociera. Sostituendo la (2.46) nella (2.45) si ottiene la seguente espressione.

$$N_{p2} = \frac{P_{mot_{T/o}} t_{T/o} + P_{mot_{cr}} t_{cr}}{0.7 V_{nom} \eta_{totale} Q_{cella}} \frac{1}{Q_{cella}} \quad (2.47)$$

Sostituendo nella (2.47) i valori di ogni termine, si calcola un nuovo numero di celle in parallelo pari a 25.

$$N_{p2} = \frac{\left(108 \frac{5}{60} + 60 \frac{30}{60}\right) 10^3}{(0.7) (750) (0.925)} \frac{1}{3.35} = 25$$

Quindi possiamo dire che il numero di celle in parallelo per soddisfare anche i requisiti in termini di tutta l'autonomia per la nostra missione è  $N_p = N_{p2}=25$ .

Il numero di celle totali e quindi il prodotto tra il numero di celle in serie e quelle in parallelo che risulta pari a 5200.

I dati empirici mostrano che le batterie di cella occupano una percentuale di peso compresa tra i 58,0% e i 70% del peso del sistema complessivo del pacco batteria. Una stima del peso totale del pacco batteria è data dalla seguente formula.

$$W_{tot} = \frac{N_s N_p W_{cella}}{k_{cella}}$$

Dove  $W_{tot}$ ,  $W_{cella}$ ,  $k_{cella}$  sono rispettivamente il peso totale del pacco batteria, il peso di una singola cella, la percentuale di peso di una singola cella contenuta in un sistema di pacco batteria. Questa stima del peso include tutti i componenti ausiliari, come le strutture del pacco batteria, i collegamenti elettrici, il sistema di gestione della batteria (BMS) e il sistema di raffreddamento della batteria, che sono tutti necessari per il corretto funzionamento del sistema di batterie. Quindi calcolando il peso totale delle batterie si ha.

$$W_{tot}[Kg] = \frac{(208) (25) (0.048)}{70\%}$$

Quindi il peso totale stimato è di circa 357 Kg.

Per quanto riguarda il posizionamento del pacco batteria nel CESSNA 172K. La maggiore parte del peso del sistema propulsivo è contenuto nel pacco batteria, e sarà importante riuscire a sistemare tutti i moduli del pacco stesso al fine di soddisfare la missione predefinita (circa 35 minuti). A tale punto visto i serbatoi che contenevano la benzina per la propulsione tradizionale non sono sufficienti per contenere tutti i moduli del pacco batteria per la propulsione elettrica, saremmo costretti a sacrificare tutti i posti degli altri passeggeri tranne il pilota al fine di garantire la missione del volo.

## 2.6-6 BMS

Ogni volta che la tensione di una cella raggiunge valori limite superiori e inferiori dichiarati dal costruttore si determinano condizioni critiche (rottura, pericolo legato al

surriscaldamento, etc) che portano al danneggiamento della cella stessa. Ci sono due rischi differenti che però portano ad un danneggiamento della cella: Scendere al di sotto della tensione di cut-off provoca un aumento estremo della resistenza interna e quindi un surriscaldamento della cella e un danneggiamento permanente della superficie di reazione, Il superamento della tensione limite superiore invece innesca reazioni all'interno della batteria che portano a un rischio di esplosione. Ad ogni superamento del limite inferiore e superiore si ha un danneggiamento irreversibile della cella. Occorre prevedere un sistema di monitoraggio delle tensioni di ogni cella (BMS) che impedisca l'erogazione o l'assorbimento di corrente al superamento di una soglia limite di tensione sia inferiore che superiore per ogni singola cella. Il BMS non migliora direttamente le prestazioni del pacco, ma evita il verificarsi di condizioni non ammissibili sul pacco. Il BMS mantiene le batterie in un range ammissibile, evita la disequalizzazione delle celle e quindi indirettamente migliora le prestazioni del pacco. Si definiscono delle bande, una inferiore e una superiore, nel range di tensione di cella, che sono le bande di limitazione. Se la tensione di cella si trova tra le due bande, il BMS non fa nulla. Nel momento in cui la tensione di cella entra in una banda di limitazione, occorre produrre un segnale che dica all'inverter di ridurre l'assorbimento sul bus DC. Questo vale sia in carica che in scarica. In Fig.2.32 sono mostrati due bande di limitazioni della tensione superiore e inferiore della cella.

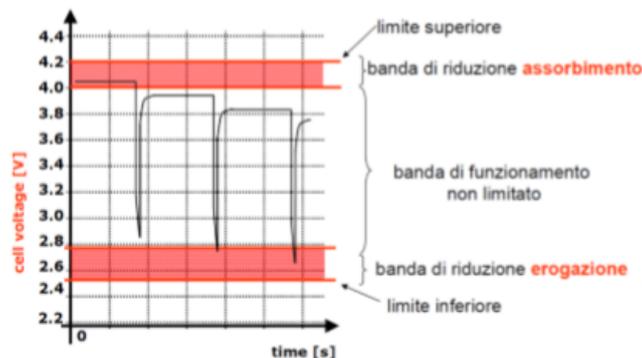


Fig.2. 32 Bande di limitazioni della tensione di cella [31].

L'entrata in limitazione deve essere graduale in modo da non essere fastidiosa per l'applicazione. In Fig.2.33 è mostrato un esempio di una limitazione graduale della richiesta di potenza a seguito della limitazione superiore della tensione di cella. Generalmente i pacchi sono costituiti da moduli in serie, ed in ciascun modulo ci sono un certo numero di

celle in parallelo. Se le celle sono in parallelo, esse sono tutte alla stessa tensione e quindi non ci si deve preoccupare di controllare la tensione su ogni cella (le celle in parallelo possono essere viste come un'unica cella). Se le celle non sono uguali significa che una di esse potrebbe avere una resistenza interna più bassa quindi erogherebbe più corrente e quindi si scalderebbe più delle altre. Nelle connessioni in parallelo diventa importante allora il monitoraggio e la gestione della temperatura.

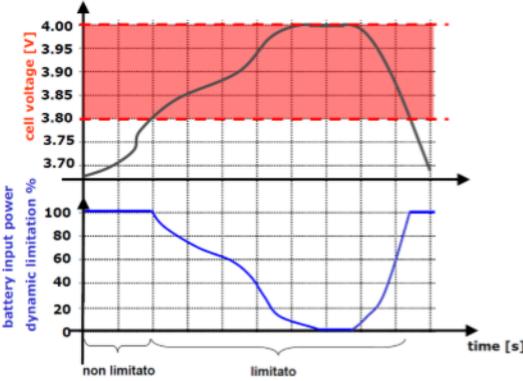


Fig.2. 33 Limitazione graduale della richiesta di potenza [31].



## 3 Analisi delle missioni di volo e calcolo delle potenza e spinta richiesta del CESSNA 172K

### 3.1 Introduzione

Il presente studio si pone l'obiettivo di valutare l'andamento di una serie di grandezze fisiche relative ad una tipica missione di un CESSNA 172K, in vista della sostituzione del sistema di propulsione termico originale con uno elettrico puro. Nello specifico, abbiamo: velocità di avanzamento, potenza e spinta richiesta, pendenza della traiettoria, quota, densità atmosferica in funzione del tempo e della quota. La velocità di avanzamento e la densità, in particolare, sono fondamentali per la stima dell'energia necessaria allo svolgimento della missione. Tale valore dell'energia servirà per un primo dimensionamento del pacco batterie da installare.

### 3.2 Velocità di avanzamento istantanea del CESSNA 172K

Generalmente, una missione è suddivisa nelle fasi di: decollo, salita, crociera, discesa e atterraggio. Di seguito, ognuna di esse è analizzata in dettaglio.

#### 3.2-1 Decollo

Solitamente, questa fase è scomposta in: rullaggio (ground run), transizione e superamento dell'ostacolo. In Fig. 3.1, è mostrato un esempio illustrativo con tutte le fasi del decollo

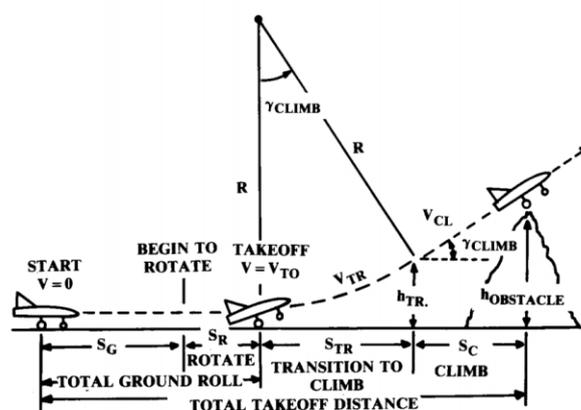


Fig. 3. 1 Analisi della fase di decollo [28].

Il rullaggio va dall'istante in cui il velivolo comincia a muoversi lungo la pista, fino al distacco del carrello principale dal suolo. La corrispondente velocità (velocità di rullaggio) va da 0 alla velocità di take off ( $v_{to}$ ). E il suo viene ricavato dalla legge fondamentale della dinamica. Il tempo necessario per questa fase si ottiene imponendo la  $v_{to}$  come valore finale della velocità di rullaggio  $v_{gr}$ .

$$\left\{ \begin{array}{l} v_{gr} = \sqrt{\frac{A}{B} \frac{e^{2\sqrt{AB}t} - 1}{e^{2\sqrt{AB}t} + 1}} \\ A = g \left( \left( \frac{T}{W} \right) - \mu \right) \\ B = \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho_0 S (c_{dg} - (\mu c_{lg}) + a) \end{array} \right. \quad (3.1)$$

Dove

$$a = \frac{(T_0 - T)}{v_{to}^2}$$

$$T = \frac{P \eta}{v_{to}}$$

$$v_{to} = 1,2 v_{st}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} h_{TR} = v_{to} \sin \gamma_{lo} t_{TR} \\ h_{obs} = v_{to} \sin \gamma_{CLIMB} t_{obs} + h_{TR} \end{array} \right. \quad (3.2)$$

I termini  $\mu, c_{lg}, c_{dg}, \eta, h_{TR}, \gamma_{lo}, v_{st}, T, P, h_{obs}$  rappresentano rispettivamente: il coefficiente di attrito dinamico tra pneumatici ed asfalto, il coefficiente di portanza in presenza di effetto suolo, il coefficiente di resistenza in presenza di effetto suolo, l'efficienza dell'elica, la quota al termine della fase di transizione, la pendenza della traiettoria dell'ostacolo, la velocità di stallo, la spinta dell'elica, la potenza meccanica del motore, quota corrispondente a un ostacolo di 50 piedi.

Durante la transizione ed il superamento dell'ostacolo (50 piede di quota equivale a 15.24 metri di quota), la velocità viene considerata costante e pari a  $v_{to}$ . La pendenza della traiettoria ( $\gamma$ ) varia linearmente da 0 a  $\gamma_{CLIMB}$  durante la transizione, per poi mantenerne il valore finale fino al superamento dell'ostacolo.

### 3.2-2 Salita

Utilizzando i dati presenti sul manuale del velivolo riguardo velocità verticale e di avanzamento in funzione della quota, si sono determinate le seguenti espressioni:

$$v_{cl} = a_{cl}(t_f - t_i) + v_{cl0} \quad (3.3)$$

$$h_{cl} = h_{obs} - \frac{v_{zobs}}{k_{vzcl}} \ln \frac{1 - (k_{vzcl} t_f)}{1 - (k_{vzcl} t_i)} \quad (3.4)$$

I termini  $t_i$ ,  $t_f$ ,  $v_{cl0}$ ,  $v_{zobs}$ ,  $k_{vzcl}$ ,  $v_{cl}$ ,  $h_{cl}$  rappresentano rispettivamente: l'istante di inizio salita (corrispondente a quello di fine takeoff), l'istante di fine salita (5,5 minuti dall'inizio della missione, imposto per una equilibrata gestione dell'energia disponibile), la velocità di inizio salita (pari alla  $v_{to}$ ), la velocità verticale massima alla quota di ostacolo, la variazione della velocità verticale in funzione della quota in fase di salita, variazione della velocità durante la salita, variazione della quota durante la salita.

La pendenza della traiettoria è descritta dalla seguente relazione:

$$\gamma_{cl} = \sin^{-1} \frac{v_z}{v_{cl}} \quad (3.5)$$

Dove  $v_z$  rappresenta la derivata della quota nel tempo.

### 3.2-3 Crociera

Il velivolo raggiunge la quota di crociera ad una velocità inferiore a quella richiesta in questa fase. Occorre perciò un'accelerazione, ottenibile mantenendo la massima potenza per un certo lasso di tempo (generalmente tra 30 e 60 secondi, nel nostro caso circa 45) dopo aver livellato l'aereo. In alternativa, e a discrezione del pilota, si può superare la quota di crociera di circa 100 ft (30.48 m) e sfruttare l'accelerazione di gravità. Conoscendo le velocità di fine salita ( $v_{cr10}$ ) e di crociera ( $v_{cr}$ ), nonché l'intervallo di tempo ( $t_{fcr1} - t_{icr1}$ , cioè i 45 secondi di cui sopra), si calcola l'accelerazione ( $a_{cr1}$ ) in questa fase. Da qui deriva l'andamento della velocità:

$$v_{cr1} = a_{cr1}(t_{fcr1} - t_{icr1}) + v_{cr10} \quad (3.6)$$

Raggiunta la  $v_{cr}$ , si riduce la potenza (nel nostro caso del 45% circa) in modo da mantenere un profilo di velocità costante, con  $v_{cr2}$  pari al valore finale di  $v_{cr1}$  (55 m/s):

$$v_{cr2} = v_{cr} \quad (3.7)$$

La quota, in questa fase, resta costante circa 3000 ft (914.4m) e, di conseguenza, la pendenza della traiettoria è nulla.

### 3.2-4 Discesa

In questa fase, il velivolo deve rallentare dalla  $v_{cr}$  alla velocità di approach  $v_{approach}$  (definita nel sotto capitolo 3.2-5), scendendo dalla quota di crociera fino a 50 ft (quota di ostacolo). Per ottenere tale risultato, la potenza viene ridotta al 30% del valore massimo. Imponendo un tempo di 8,5 minuti per la discesa, si ricava il valore di  $(t_{fde} - t_{ide})$  e, da questo, dell'accelerazione  $a_{de}$  (negativa). Con i dati a disposizione si ottengono le seguenti espressioni di velocità (3.8), quota (3.9) e pendenza della traiettoria (3.10):

$$v_{de} = a_{de}(t_{fde} - t_{ide}) + v_{de0} \quad (3.8)$$

$$h_{de} = h_{cr} + \frac{v_{zcr}}{k_{vzde}} \ln \frac{1 - (k_{vzde} t_{fde})}{1 - (k_{vzde} t_{ide})} \quad (3.9)$$

I termini  $v_{zcr}$ ,  $k_{vzde}$  rappresentano rispettivamente: la velocità verticale massima alla quota di crociera, la variazione della velocità verticale in funzione della quota in fase di discesa.

$$\gamma_{de} = \sin^{-1} \frac{v_z}{v_{de}} \quad (3.10)$$

Dove  $v_z$  rappresenta sempre la derivata della quota nel tempo, ma ricalcolata tenendo conto della riduzione della potenza sopra citata

$$v_z = \frac{T_{de}}{W} v_{de} - \frac{C_{d0} S}{2 W} \rho v_{de}^3 - \frac{2 k W}{S \rho v_{de}} \quad (3.11)$$

Dove  $T_{de}$ ,  $W$ ,  $S$ ,  $\rho$ ,  $k$  rappresentano rispettivamente la spinta alla discesa, il peso del velivolo, la superficie alare, la densità atmosferica, il parametro di resistenza indotta.

### 3.2-5 Atterraggio

Come per il decollo, anche l'atterraggio si divide in più fasi: avvicinamento (approach), manovra (flare), rullaggio (ground run) come mostrati in Fig. 3.2.

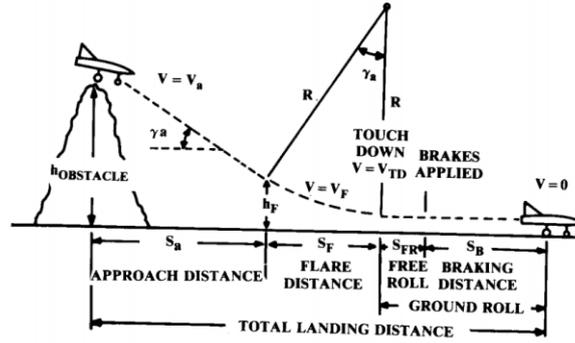


Fig.3. 2 Analisi della fase di atterraggio [28].

L'avvicinamento viene eseguito alla velocità di approach ( $v_{ap}$ ) costante e porta l'aereo dalla quota di ostacolo a quella di manovra ( $h_f$ ), calcolabile con la formula

$$\begin{cases} h_f = R(1 - \cos(\gamma_a)) \\ R = \frac{v_{fr}^2}{g(n-1)} \end{cases} \quad (3.12)$$

Dove  $v_{fr}$  è la velocità di manovra,  $n$  (si considera pari a 1,2) è il fattore di carico,  $g$  è l'accelerazione di gravità. La velocità di avvicinamento è definita da normativa mediante la seguente espressione.

$$v_{ap} = 1,3v_{st} \quad (3.13)$$

Durante la manovra (flare), si suppone (da normativa) una decelerazione costante ( $a_{fl}$ ) da  $v_{ap}$  alla velocità di touch down ( $v_{td}$ ). Al termine di questa fase, il velivolo tocca terra.

$$\begin{cases} v_{td} = 1,15v_{st} \\ v_{fr} = \frac{v_{ap} + v_{td}}{2} \\ v_{fl} = a_{fl}(t_{ffl} - t_{ifl}) + v_{fl0} \end{cases} \quad (3.14)$$

$$h_{fl} = h_f + v_{fl} \sin \gamma_{fl} (t_{ffl} - t_{ifl}) \quad (3.15)$$

Dove  $v_{fr}$ ,  $v_{fl}$ ,  $h_{fl}$ ,  $v_{fl0}$ ,  $t_{ifl}$ ,  $t_{ffl}$  rappresentano rispettivamente la velocità iniziale di rullaggio, la velocità di manovra, la quota corrispondente all'inizio della manovra, la velocità iniziale della fase manovra, l'istante di tempo iniziale e finale della fase di manovra. La pendenza della traiettoria ( $\gamma_{fl}$ ) varia linearmente da  $\gamma_a$  a 0.

La prima parte del rullaggio viene effettuata a  $v_{td}$  costante per un tempo compreso tra 1 e 3 secondi (nel nostro caso sono 2) e prende il nome di free roll. Dopodiché si azionano i freni, rallentando il velivolo fino a fermarlo. La velocità di frenata ( $v_{br}$ ) ha una espressione analoga

a quella ottenuta durante la fase di decollo, ma con coefficiente diversi data seguente formula:

$$\begin{cases} v_{br} = -\sqrt{\frac{A_1}{B_1} \frac{e^{2\sqrt{A_1 B_1} t} - 1}{e^{2\sqrt{A_1 B_1} t} + 1}} \\ A_1 = g \left( \left( \frac{T_1}{W} \right) - \mu_1 \right) \\ B_1 = \frac{-g \rho_0 S}{2W} \left( (\mu_1 c_{lg} - c_{d0} - k c_{lg}^2) \right) \end{cases} \quad (3.16)$$

I termini  $T_1$  e  $\mu_1$  sono rispettivamente: la spinta disponibile al 30% della potenza alla  $v_{td}$ , il coefficiente di attrito dinamico tra pneumatici ed asfalto in fase di frenata (è circa 10 volte superiore a quello che si ha in decollo).

Una volta al suolo, quota e pendenza della traiettoria sono ovviamente pari a 0.

### 3.3 Densità atmosferica

L'andamento della densità è stato ricavato sfruttando il modello di atmosfera standard:

$$\rho = \rho_0 \left( 1 - \frac{\lambda h}{T_0} \right)^{\frac{g}{\lambda R} - 1} \quad (3.17)$$

I termini  $\lambda$ ,  $T_0$ ,  $R$  rappresentano rispettivamente: il gradiente termico verticale (0,0065 K/m), la temperatura assoluta al livello del mare (288,16 K), la costante specifica dell'aria (287,05 J/(kg K)).

### 3.4 Potenza e spinta richiesta

Per quanto riguarda il calcolo della spinta e potenza richiesta dal velivolo (CESSNA 172K) per completare la missione, ci sono due approcci possibili: il primo approccio rigoroso sarebbe di scrivere l'equazione della meccanica in funzione della coordinata allineata con la spinta data dalla seguente equazione:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \vartheta = m_{tot} \frac{dv_{\infty}}{dt} \\ L - W \cos \vartheta = m_{tot} \frac{v_{\infty}^2}{r} \\ D = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 S (c_{d0} + k c_l^2) \end{cases} \quad (3.18)$$

Dove  $L$ ,  $T$ ,  $D$ ,  $W$ ,  $\vartheta$ ,  $m_{tot}$ ,  $v_{\infty}$ ,  $c_{d0}$ ,  $c_l$ ,  $\rho$ ,  $S$  sono rispettivamente la portanza, la spinta erogata dal propulsore (nel nostro caso è l'elica), la resistenza aerodinamica del velivolo, l'angolo di inclinazione del velivolo (durante la crociera tale angolo è pari a zero), la massa totale del velivolo, la velocità di avanzamento, il coefficiente di resistenza parassita, il coefficiente di portanza aerodinamica, la densità atmosferica, la superficie alare del velivolo.

Tuttavia, ci sono delle incertezze sul calcolo della resistenza aerodinamica del velivolo dovuto all'incertezza sul calcolo dei coefficienti aerodinamici.

Il secondo approccio è quello di scrivere le relazione matematiche d'ingresso e uscita dell'elica come mostrati in (3.19) e sfruttare i dati sperimentale per la stima della potenza e spinta.

$$\begin{cases} T = C_T(j)\rho n^2 D^4 \\ P = C_P(j)\rho n^3 D^5 \\ j = \frac{v_\infty}{n D} \end{cases} \quad (3.19)$$

$$\begin{cases} C_T(j) = a_1 j^6 + a_2 j^5 + a_3 j^4 + a_4 j^3 + a_5 j^2 + a_6 j + a_7 \\ C_P(j) = b_1 j^6 + b_2 j^5 + b_3 j^4 + b_4 j^3 + b_5 j^2 + b_6 j + b_7 \end{cases} \quad (3.20)$$

È possibile mediante dati sperimentale approssimare i coefficienti di spinta  $C_T$  e di potenza  $C_P$  mediante due polinomi di ordine 6 come nella (3.20). Si è usato il secondo approccio per questa tesi.

### 3.5 Implementazione Missione con MATLAB

Le formule illustrate nei precedenti capitoli sono state implementate nel software di calcolo MATLAB per ottenere l'andamento della velocità di avanzamento e della densità atmosferica durante lo svolgimento dell'intera missione. In appendice 1 viene riportato il codice appositamente scritto.

L'andamento della velocità di avanzamento della missione del volo è mostrato in Fig. 3.3. la massima velocità (55 m/s) si ha durante la fase di crociera ed è la fase che dura di più rispetto altre fasi, raggiungendo così una quota pari a circa 3000 piedi che corrispondente a circa 914.4 m (Fig. 3.4).

È stato anche ricavato l'andamento della densità atmosferica in funzione della quota come mostrato in Fig. 3.5 dove a quota nulla (cioè al decollo) la densità atmosferica vale  $1.226 \text{ Kg/m}^3$  mentre alla quota di crociera essa vale circa  $1.12 \text{ Kg/m}^3$

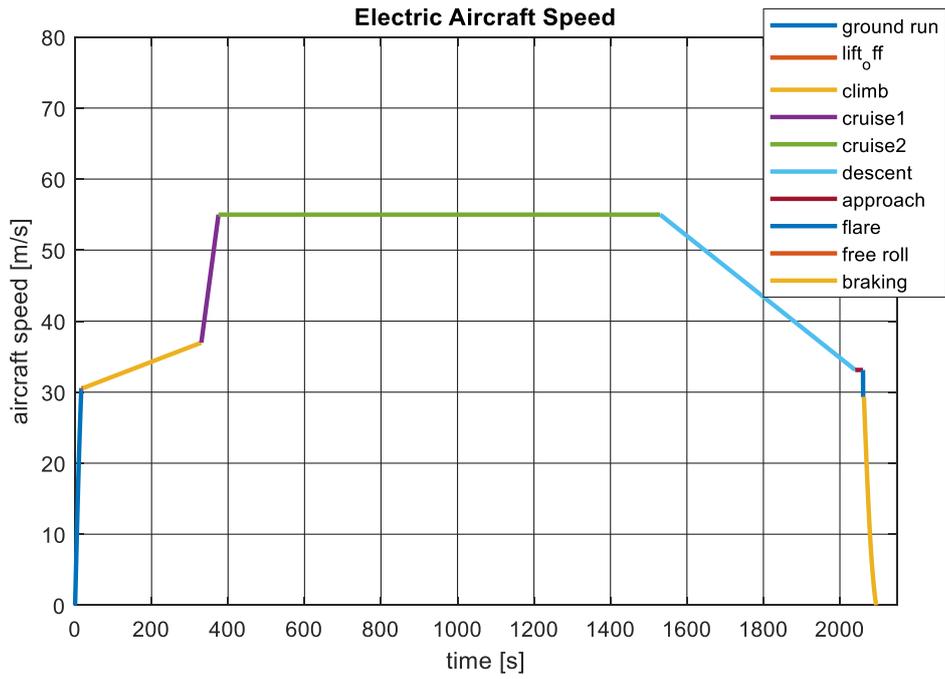


Fig.3. 3 Velocità di avanzamento del CESSNA 172K elettrico.

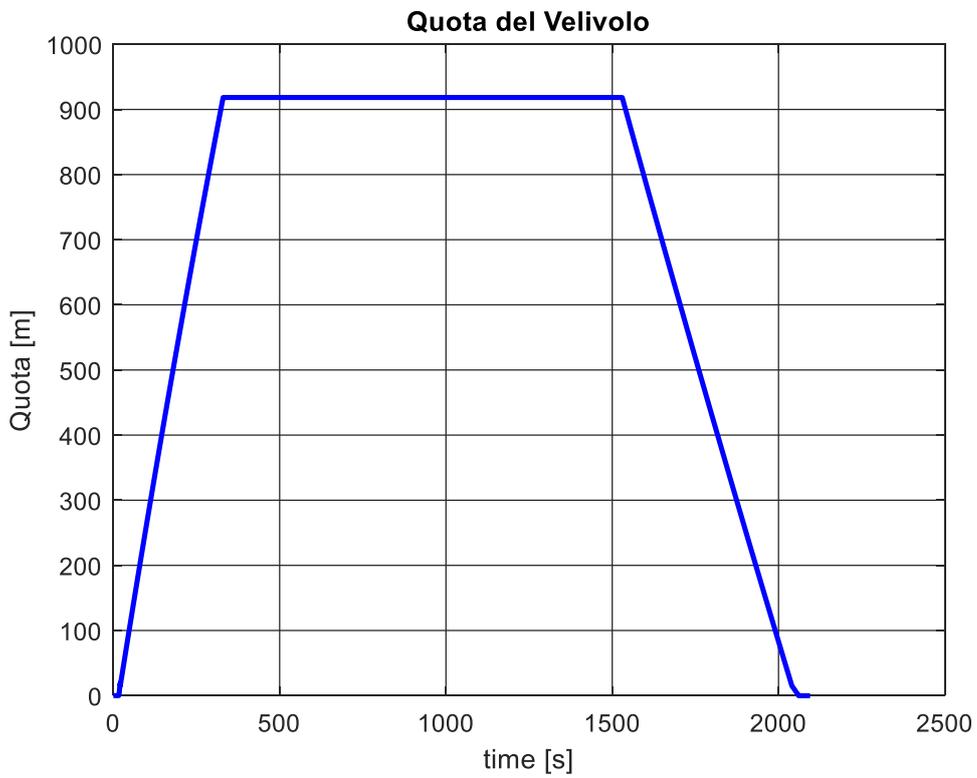
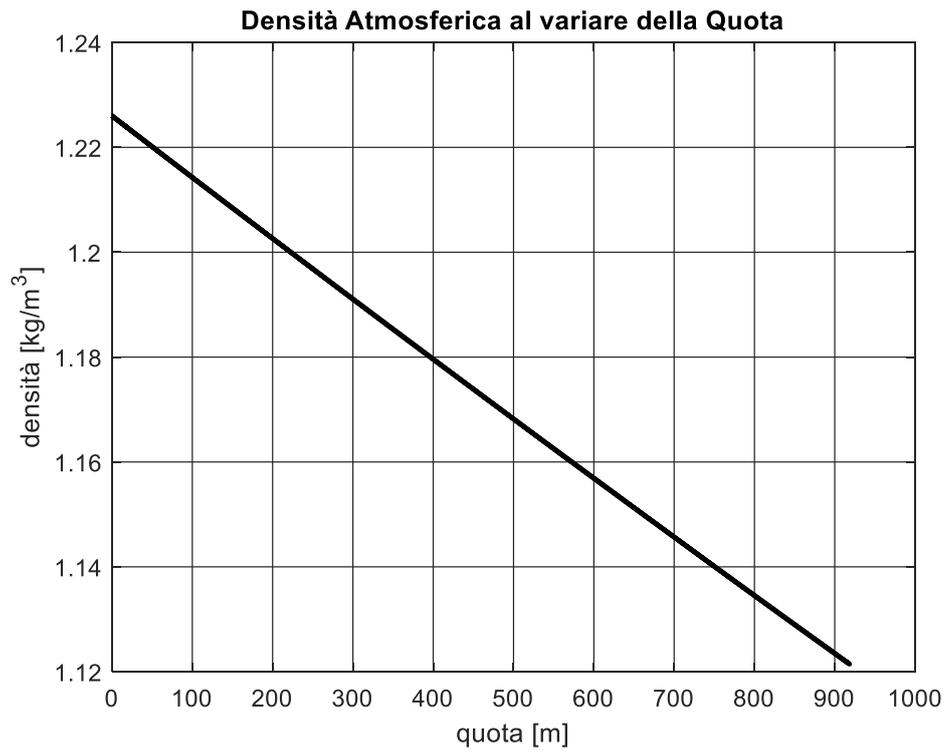


Fig.3. 4 Variazione della quota in funzione del tempo.



**Fig.3. 5** Variazione della densità atmosferica in funzione della quota.



## 4 Modello Simulink

### 4-1 Ipotesi semplificative

Al fine di simulare tutta la missione del velivolo (circa 30min ), è necessario fare qualche approssimazione. In prima fase si considera che l'azionamento con l'inverter e il motore sia in grado di seguire il profilo di velocità di rotazione (impostato dall'elica per generare la spinta disponibile giusta per ogni condizione di funzionamento) poi successivamente, dato che il motore e l'elica sono direttamente accoppiati, si può con buona approssimazione porre le loro velocità di rotazione uguale ( $\omega_m = \omega_e$ ) e quindi le loro coppie uguali ( $C_m = C_e$ ) a regime. A tale punto lo schema complessivo diventa funzione del modello dell'elica e del pacco batteria. Gli ingressi del sistema sono dunque: la velocità di avanzamento, la densità atmosferica (ovvero la quota del velivolo), la velocità di rotazione dell'elica. L'elica a sua volta ci dà informazione sulla spinta disponibile e la coppia del motore. Noto la coppia meccanica, si può ricavare la potenza meccanica per ogni fase di funzionamento e tramite il bilancio di potenza si ricava la potenza elettrica in ingresso all'inverter noto la mappa di efficienza del motore e l'inverter.

### 4.2 Modello del sistema propulsivo Simulink del CESSNA 172K

Il modello rappresentato in Fig.4.1 è composto fondamentalmente da tre blocchi principali: il primo blocco chiamato "Inverter+electric\_motor" è quello che rappresenta l'azionamento elettrico per l'inseguimento di velocità, tuttavia come abbiamo già detto nelle ipotesi semplificative non si è implementato l'azionamento per l'inseguimento di velocità di rotazione dell'elica semplicemente perché rallenterebbe di molto la simulazione e non si potrebbe simulare tutta la missione. Per questo l'ingresso di tale blocco (velocità di rotazione dell'elica  $\omega_e$ ) è uguale all'uscita ( $\omega_m$ ). Il secondo blocco chiamato "propeller" è quello che rappresenta il modello dell'elica descritto nei precedenti capitoli. Il blocco elica, ricevendo in ingresso la velocità di trasmissione o velocità dell'aereo, la densità dell'aria e la velocità di rotazione dell'albero del motore, calcola la spinta disponibile per la propulsione, la coppia (che in questo caso coincide con la coppia del motore dato che sono direttamente accoppiati), il grado di avanzamento e l'efficienza dell'elica per ogni condizione di funzionamento. In Fig. 4.2 è evidenziato il blocco dell'elica con gli ingressi e le uscite. Mentre in Fig. 4.3 sono mostrati i sottosistemi del blocco stesso. In particolare in Fig. 4.3a e

Fig. 4.3b si calcolano la potenza meccanica assorbita dall'elica e spinta mediante la relazione (3.19).

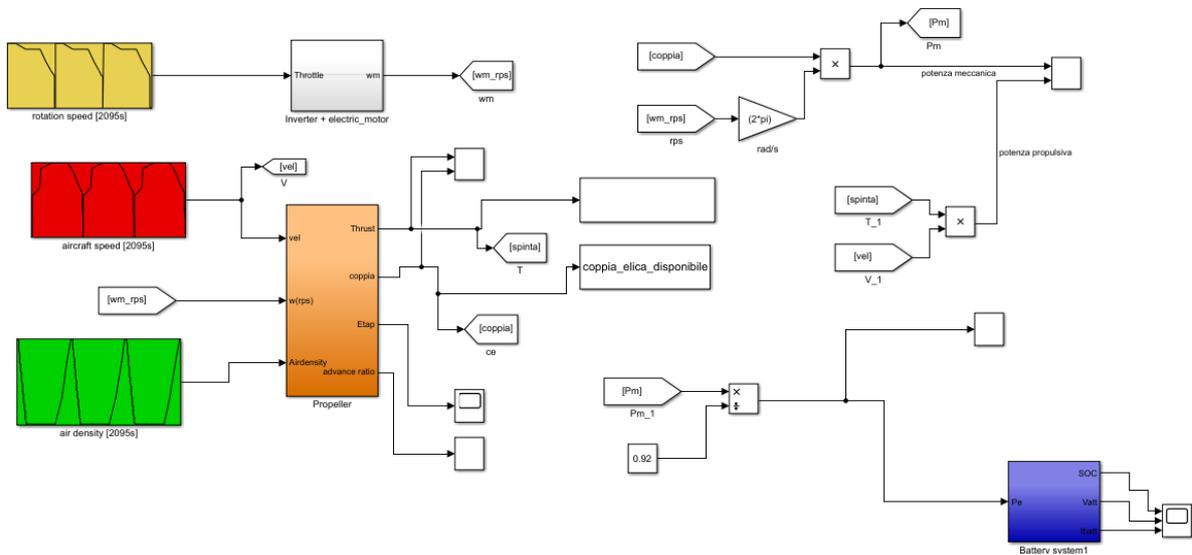


Fig.4. 1 Modello Simulink del sistema propulsivo elettrico semplificato.

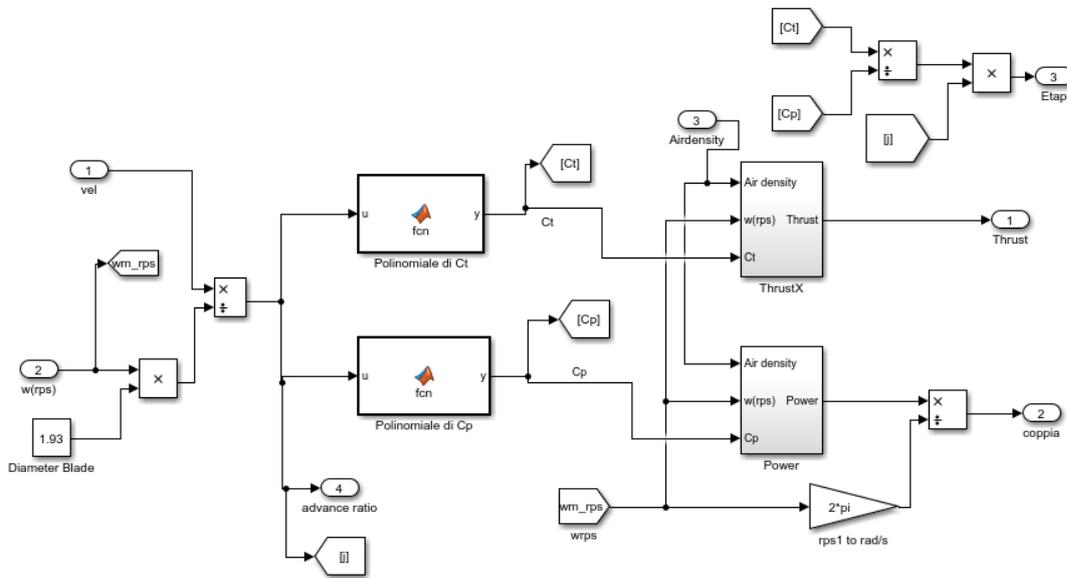


Fig.4. 2 Modello dell'elica.

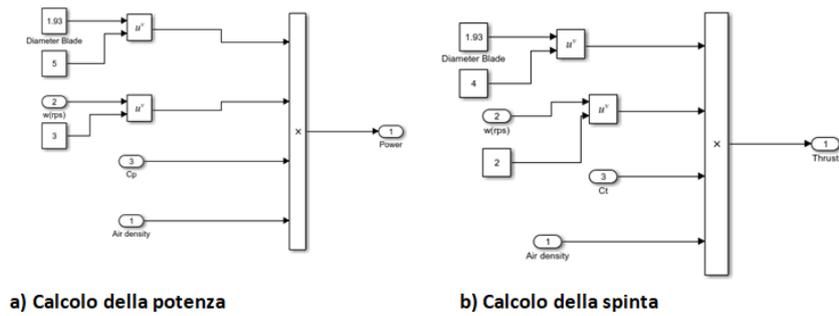


Fig.4. 3 Blocchi per il calcolo della spinta e potenza.

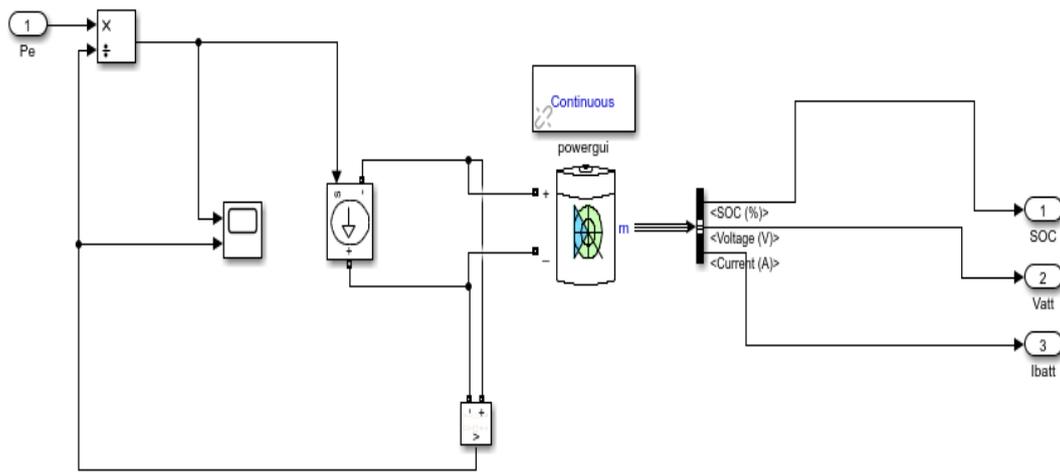


Fig.4. 4 Modello del pacco Li-ion in processo di scarica.

Dove i coefficienti di spinta e potenza sono calcolati con dati sperimentali [5] mediante i polinomi espressi nella (3.20); i coefficienti dei due polinomi sono mostrati in Fig.4.5. Una volta calcolati i coefficienti di spinta e potenza, tramite la (3.19) si calcolano la potenza meccanica, la coppia e la spinta dell'elica. Tale potenza meccanica è poi diviso per l'efficienza combinata dell'inverter e del motore per ricavare la potenza elettrica generabile dal pacco batteria. Per la stima dello stato di carica delle batterie agli ioni di litio, si è sfruttato il modello della cella litio ione già presente nella libreria di Simulink. Tale modello della cella è stato poi parametrizzato con le specifiche della cella reale usata. Moltiplicando la tensione di cella con il numero di celle in serie e la capacità nominale della cella per il numero di celle in parallelo si è ottenuto il modello del pacco litio ione come mostrato in Fig.4.4 dove misurando la tensione del pacco con un voltmetro e dividendo tale tensione con la potenza elettrica dell'ingresso del modello si ricava la corrente del bus DC. Applicando un generatore

di corrente pilotato(dove la corrente pilotata in ingresso è quella del bus DC ) ai morsetti del pacco, si riesce a misurare lo stato di carica (SOC) del pacco durante la missione.

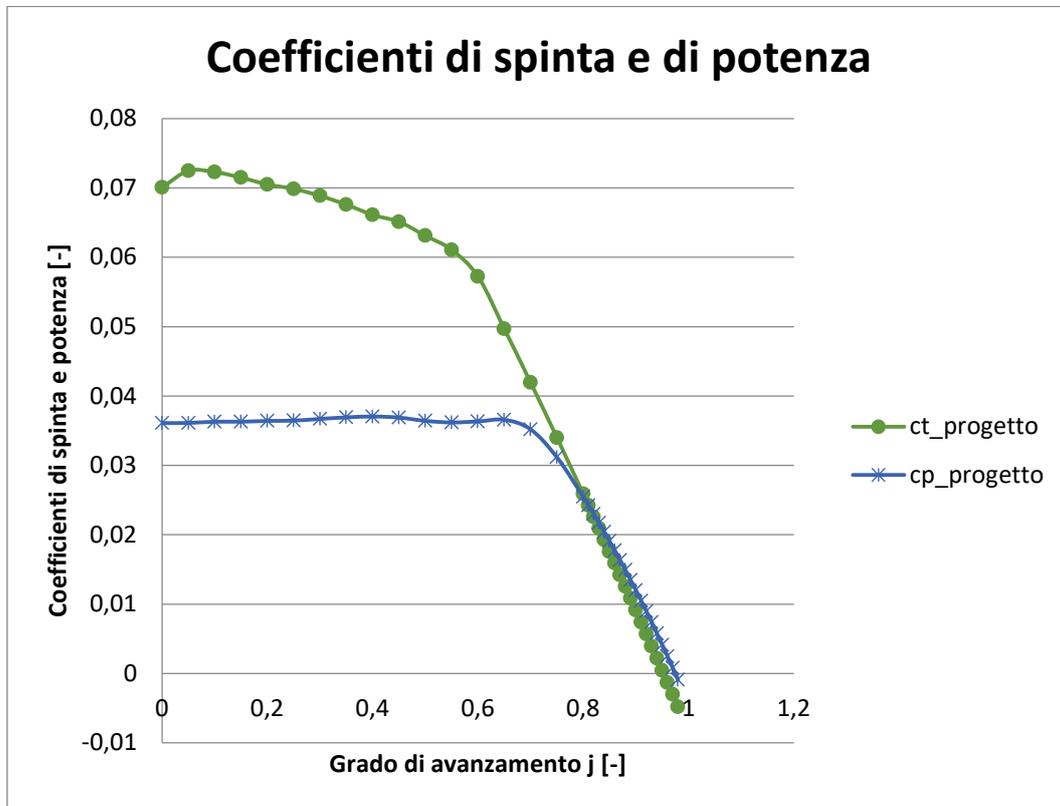


Fig.4. 5 Coefficienti sperimentali di spinta e potenza dell'elica McCauley 1C172/EM7653.

$$\begin{cases} C_T(j) = -1.7912j^6 + 6.0631j^5 - 7.5795j^4 + 4.2161j^3 - 1.0887j^2 + 0.10231j + 0,069843 \\ C_P(j) = 1.5192j^6 - 4.0734j^5 + 3.8616j^4 - 1.6334j^3 + 0.30506j^2 - 0.018302j + 0.036222 \end{cases}$$

### 4.3 Risultati della simulazione

La durata totale della missione è di circa 34.4 minuti in cui circa 5.5 minuti è per la fase di decollo, la fase di crociera è di circa 25 minuti e la frazione del tempo rimanente per la fase di discesa e atterraggio. Quindi si è impostato in Simulink un tempo di simulazione di circa 2065 secondi. In Fig. 4.6 è mostrato l'andamento della richiesta di velocità di rotazione dell'elica. Come di può vedere in tale figura, nella prima fase della missione (tempo compreso tra 0 e 375 secondi) la richiesta di velocità è di 2700 rpm, durante la crociera (tempo compreso tra circa 376 e 1555 secondi) la richiesta di velocità è di 2450 rpm. I valori

della velocità di rotazione delle due fasi appena citate sono note dal manuale del CESSNA 172K [20]. Mentre per le ultime fasi (la discesa e l'atterraggio sono compresi tra circa 1556 e 2062 secondi), non ci sono informazioni per quanto riguarda i giri al minuto dell'elica e quindi la richiesta dei giri al minuto di questi fasi è a discrezione del pilota.

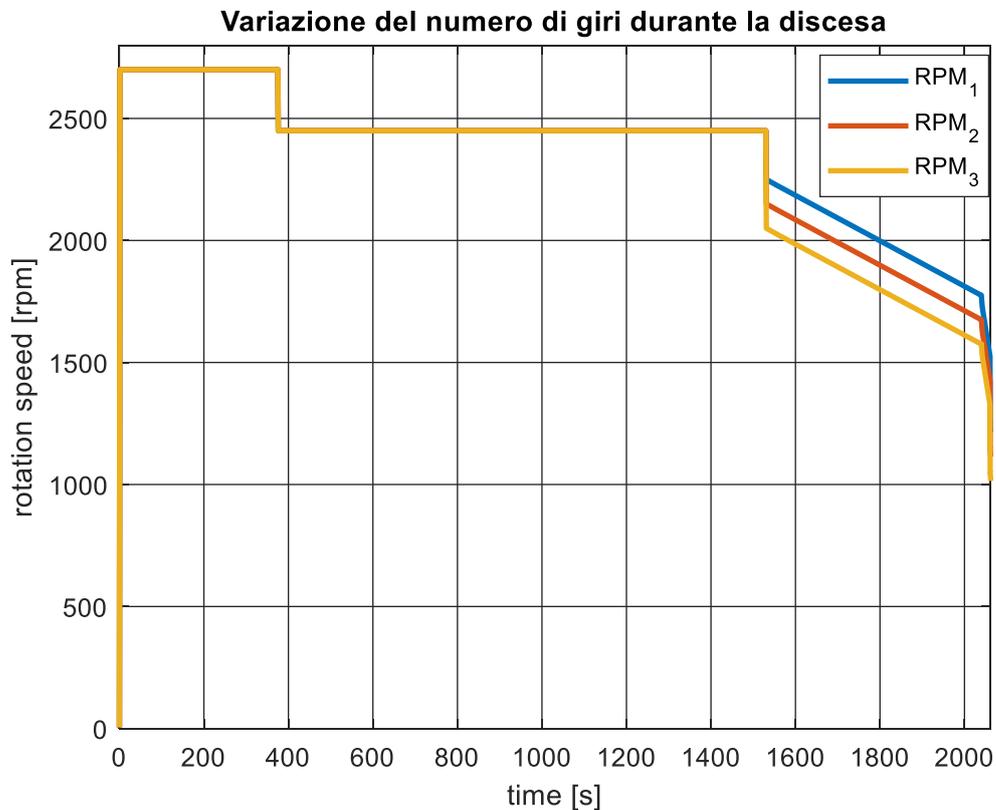


Fig. 4. 6 Velocità di rotazione dell'elica.

Quindi per quanto riguarda le ultime fasi si ha la possibilità di dimensionare il sistema propulsivo per varie velocità e scegliere quella velocità che consuma meno energia elettrica. Tuttavia al fine di garantire la sicurezza del velivolo stesso dovuto molto spesso è richiesta per questa fase una percentuale di potenza del motore pari a 30% della massima potenza al decollo. Per questa ragione si sono implementate più curve di RPM durante la discesa e l'atterraggio (RPM<sub>1</sub>, RPM<sub>2</sub>, RPM<sub>3</sub>) come mostrati in Fig. 4.6.

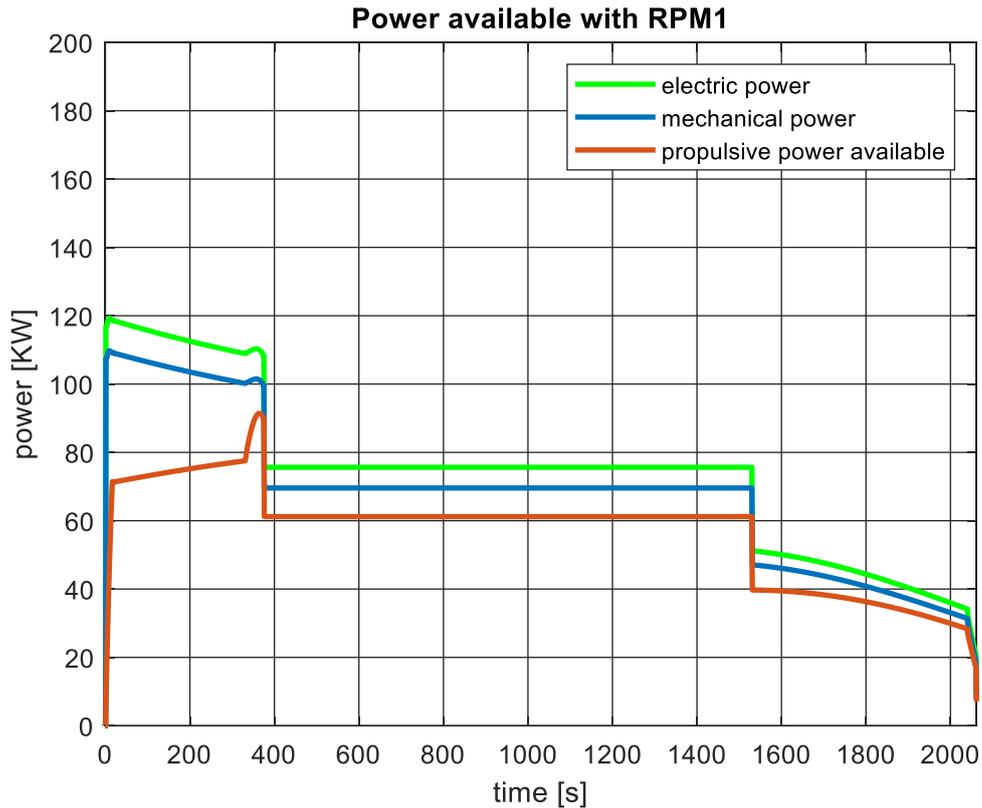


Fig. 4. 7 Andamenti delle potenze del sistema propulsivo (con  $RPM_1$ ) del CESSNA 172K.

Sono mostrati in Fig. 4.7 i risultati del dimensionamento del sistema propulsivo elettrico in termini di potenza con la prima variazione del numero di giri al minuto ( $RPM_1$ ) durante la discesa e l'atterraggio. In particolare è mostrato in verde la potenza elettrica delle batterie (cioè quella in ingresso all'inverter), in blu la potenza meccanica in uscita al motore e in rosso la potenza propulsiva (cioè la potenza generata dall'elica) richiesta dal CESSNA 172K. È evidente notare una grande differenza tra potenza meccanica e potenza propulsiva durante la fase di decollo. Tale differenza si traduce in termini di efficienza dell'elica, come sappiamo l'elica è stato progettato per massimizzare l'efficienza solo durante la fase di crociera in quanto dura di più. La potenza meccanica è di circa 109 KW all'inizio del decollo e cala leggermente in quanto cala l'efficienza dell'elica, alla crociera essa è di circa 72 KW e alla discesa è poco più del 40% della massima potenza.

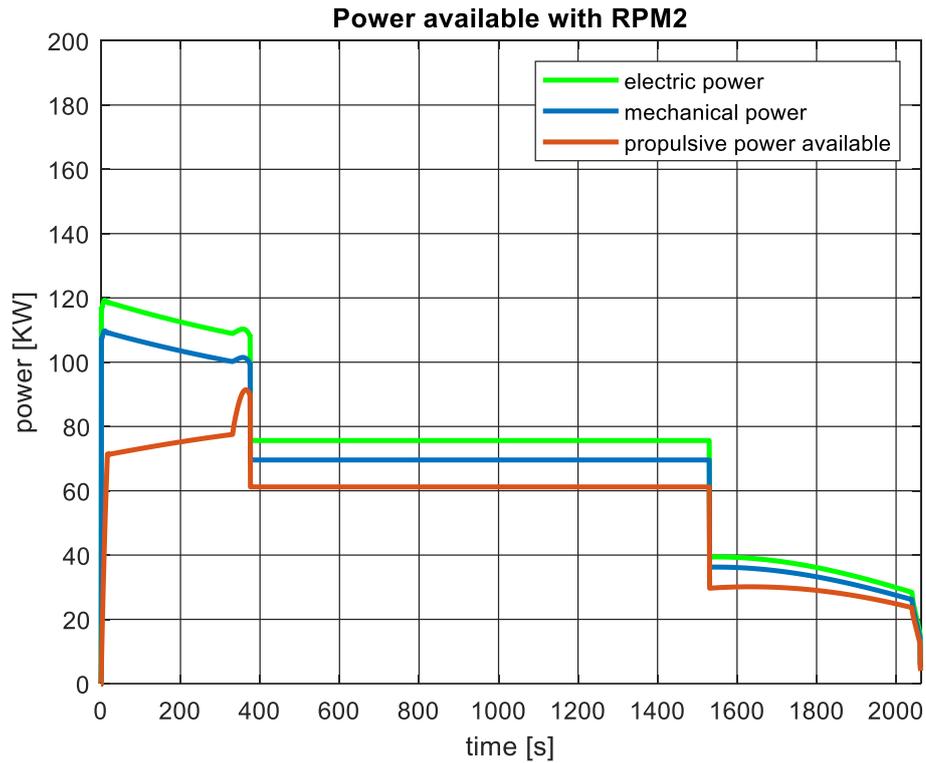


Fig. 4. 8 Andamenti delle potenze del sistema propulsivo (con RPM2 ) del CESSNA 172K

I risultati del sistema propulsivo elettrico con la seconda variazione del numero di giri al minuto ( $RPM_2$ ) sono mostrati in Fig. 4.8, dove la richiesta di potenza meccanica durante la discesa è di circa 33% della massima potenza meccanica al decollo.

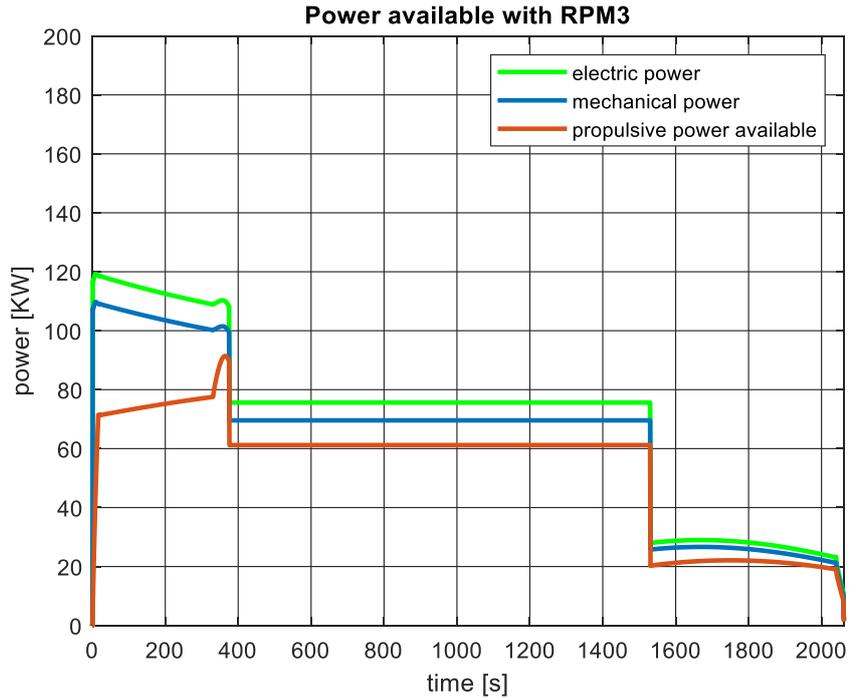


Fig. 4. 9 Andamenti delle potenze del sistema propulsivo (con RPM3 ) del CESSNA 172K

Mentre in Fig. 4.9, i risultati sono mostrati con la terza variazione del numero di giri al minuto ( $RPM_3$ ) dove la richiesta di potenza meccanica durante la discesa è di circa 28% della massima potenza meccanica al decollo.

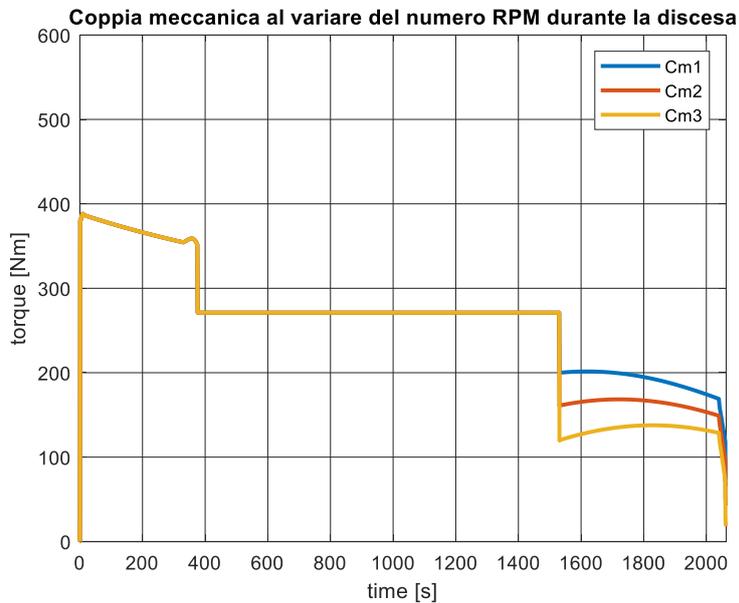
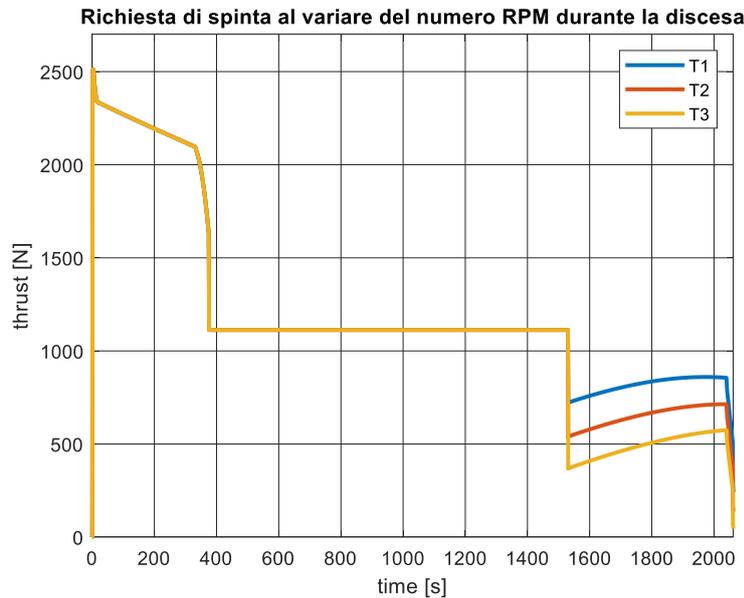


Fig. 4. 10 Coppia dell'elica per ogni condizione di funzionamento.

In Fig. 4.10 è mostrato l'andamento della coppia dell'elica (come già detto tale coppia è uguale a quella del motore elettrico in quanto sono direttamente accoppiati). La massima coppia al decollo è circa 398 Nm, alla crociera la coppia è di circa 270 Nm e alla discesa si hanno tre possibili valori: per  $RPM = RPM_1$ , la coppia vale circa 200 Nm, per  $RPM = RPM_2$ , la coppia vale circa 165 Nm e per  $RPM = RPM_3$ , essa vale circa 130 Nm.



**Fig.4. 11 Spinta dell'elica per ogni condizione di funzionamento.**

In Fig. 4.11, è mostrato l'andamento della spinta dell'elica per ogni condizione di funzionamento. In particolare per la fase di decollo la massima spinta è pari 2502 N, durante la crociera essa è pari a circa 1200 N e durante la discesa, si hanno come nei casi precedenti tre possibili valori: per  $RPM = RPM_1$ , la massima spinta è di circa 900 N, per  $RPM = RPM_2$  la massima spinta è circa 540 N e per  $RPM = RPM_3$  essa vale circa 505 N.

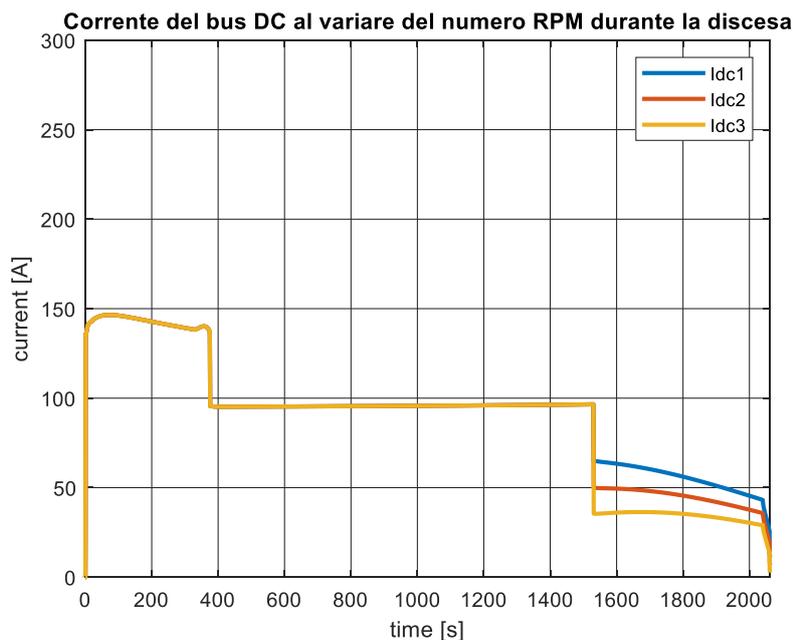
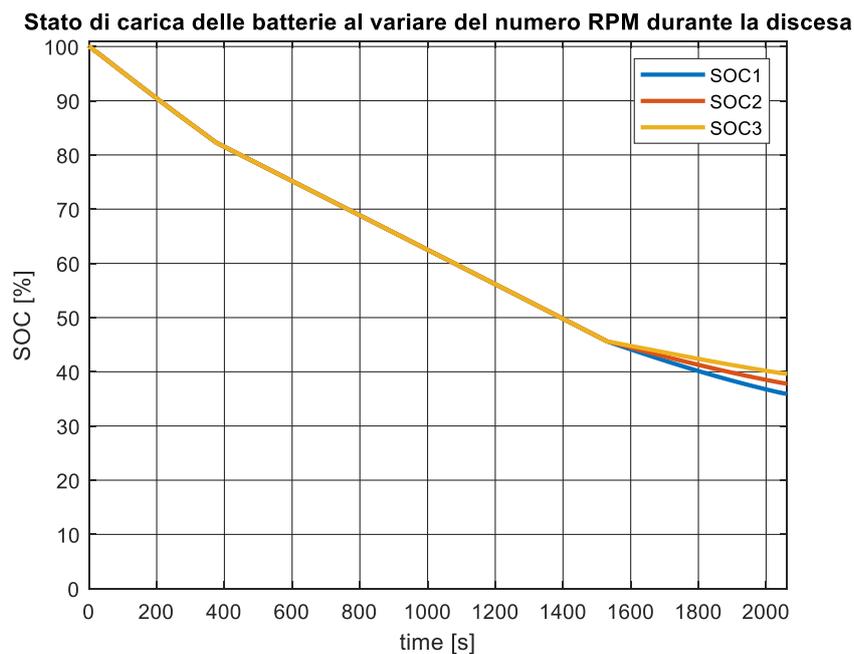


Fig. 4. 12 Andamento della corrente del bus DC per ogni condizione di funzionamento.

In Fig. 2.12 è mostrato l'andamento della corrente delle batterie per ogni condizione di funzionamento. In particolare durante la fase di decollo la massima corrente del pacco batterie è di circa 150 A, mentre alla crociera essa vale circa 100 A e durante la discesa e l'atterraggio, si ha lo stesso discorso detto nei casi precedenti di spinta e coppia al variare del numero di giri al minuto. Ovviamente maggiore è il numero di giri dell'elica, maggiore è la coppia del motore e quindi maggiore sarà la richiesta di potenza elettrica con conseguente aumento della corrente di scarica delle batterie.

In Fig. 4.13 è anche mostrato lo stato di carica delle batterie. Come si può vedere, all'inizio del decollo le batterie sono cariche al 100% della loro capacità nominale. Alla fine del decollo le batterie sono a circa 82% della loro capacità nominale, alla fine della crociera esse sono a circa 47% della capacità e a fine missione lo stato di carica delle batterie è di circa 40% se consideriamo la prima variazione dei giri al minuto ( $RPM_1$ ), 38% se consideriamo la seconda variazione del numero di giri al minuto ( $RPM_2$ ) e circa 36% se consideriamo la terza variazione dei numero di giri al minuto ( $RPM_3$ ).



**Fig.4. 13 Stato di carica delle batterie per ogni condizione di funzionamento.**

### **Prestazioni del CESSNA 172K elettrico**

Dai risultati precedentemente ottenuti, il CESSNA 172K elettrico è in grado di decollare con una corsa al suolo pari 269 m (882 piedi) in assenza di vento e su piste d'asfalto. Esso riesce a salire con una velocità verticale pari a 645 piedi/min (3.27 m/s) potendo raggiungere l'altitudine di circa 3000 piedi (circa 915 m) in cinque minuti e con un percorso al suolo di circa 15 km. Alla crociera, riesce a mantenere una velocità pari a 55 m/s (198 km/h) al regime di 2450 RPM (corrispondente a una potenza meccanica del motore elettrico di circa 65% della massima potenza al decollo). Quindi il CESSNA elettrico riesce a volare per un raggio di circa 110 km, con un autonomia di circa 0.58h (35 minuti ) consumando una quantità di energia totale delle batterie pari a circa 47 kwh. Il consumo di energia al decollo è di circa 23.5% dell'energia totale, quello di crociera è di circa 70% dell'energia totale e quello di discesa di circa 7.5% dell'energia totale.



## 5 Descrizione banco prova

In questo capitolo si descrive la composizione del banco prova realizzato nel laboratorio dell'azienda Aernova di Forlì. L'impostazione di questo banco consente di realizzare prove sperimentali in diverse condizioni di volo: decollo e salita, crociera, discesa e atterraggio.

### 5.1 Schema complessivo del banco elica

L'intero banco prova è costruito dalle seguenti parti: alimentazione (pacco batteria), controllo (inverter), motore brushless DC a flusso radiale, elica, due bilanci di massa, sistema meccanico per la misura. Nella Fig. 5.1 viene riportato lo schema a blocchi complessivo semplificato del banco. Partendo da sinistra si ha l'alimentazione che è un pacco batteria al litio ione da 52V DC (tensione nominale) con il suo relativo sistema BMS, al pacco è collegato il sistema di conversione per il motore in prova. La conversione viene attuata da un inverter trifase per l'alimentazione del motore. Quest'ultimo è poi accoppiato direttamente ad un' elica a due pale, per permettere la generazione della spinta del velivolo.

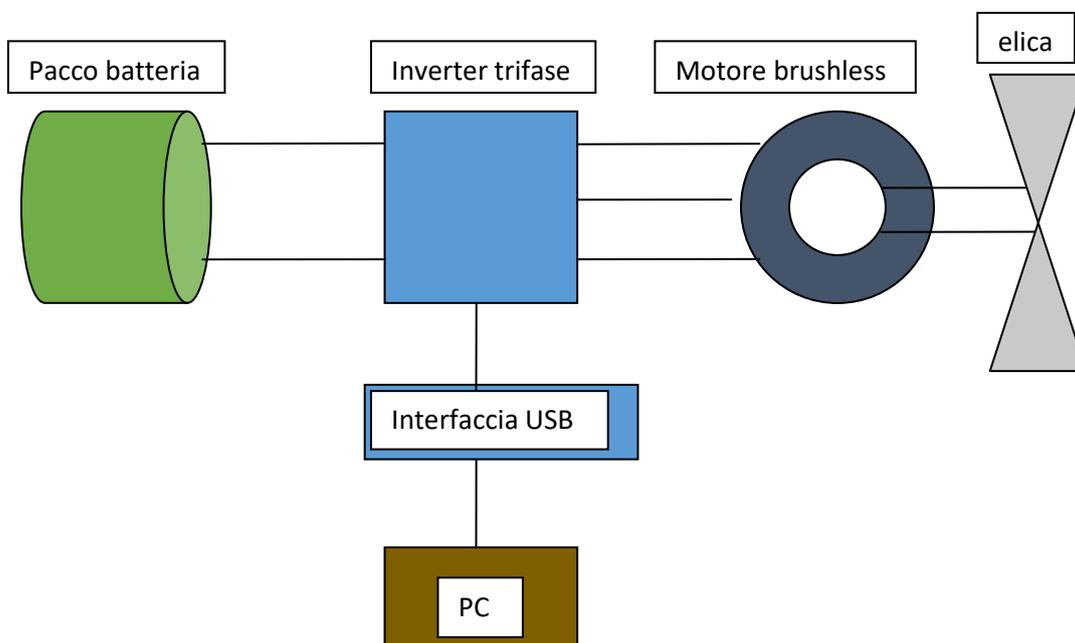
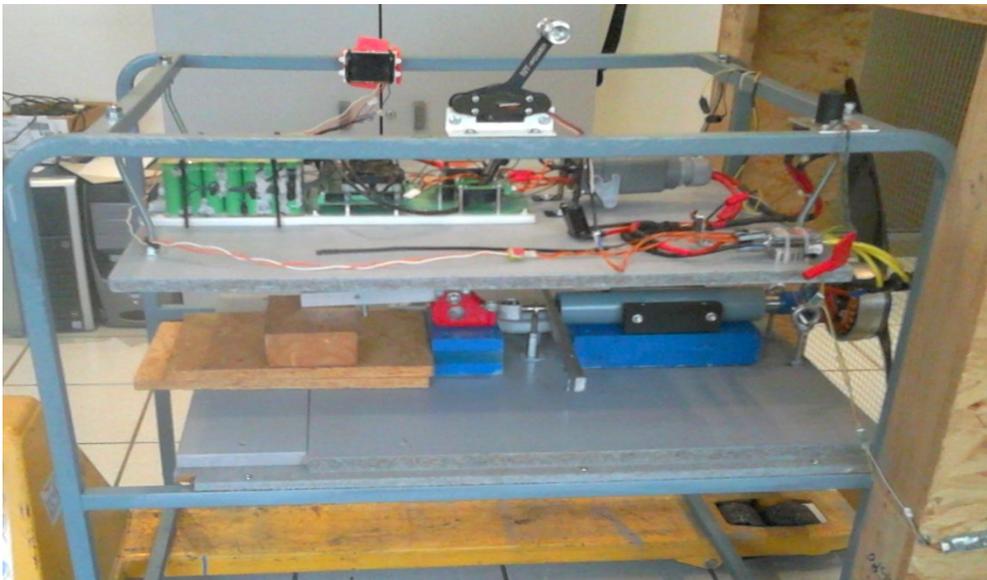


Fig.5. 1 Schema a blocchi semplificato del banco elica.

In Fig. 5.2 è mostrata un'immagine (vista laterale) del banco realizzato. Come si può vedere in tale figura, il banco complessivo è suddiviso in due piani sovrapposti: un primo piano come mostrato in Fig. 5.4 dove sono installati il pacco batterie con il suo relativo sistema di controllo (BMS), il circuito di controllo del motore mediante una manetta (trottle) che serve per variare i giri di rotazione del motore stesso, il display per la visualizzazione dei dati in tempo reale. Nel secondo piano come mostrato in Fig. 5.5 sono installati il motore elettrico (brushless AC a flusso radiale), l'elica, il sistema meccanica per la misura della spinta e della coppia. Nella Fig. 5.3 è mostrata anche un'immagine (vista frontale) in cui è possibile vedere l'accoppiamento diretto del motore e l'elica.



**Fig. 5. 2 Immagine del banco elica (vista laterale).**

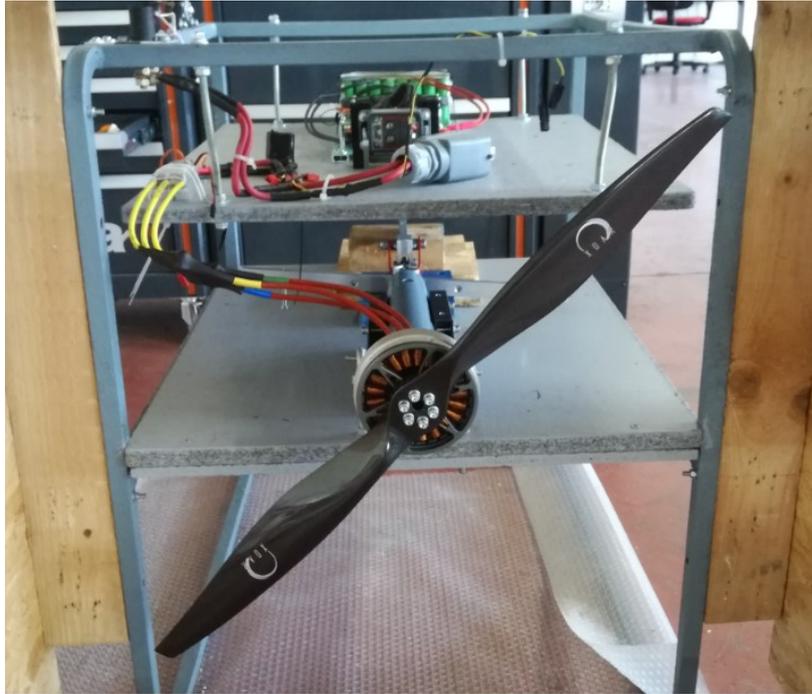


Fig. 5. 3 Immagine del banco elica (vista di fronte).

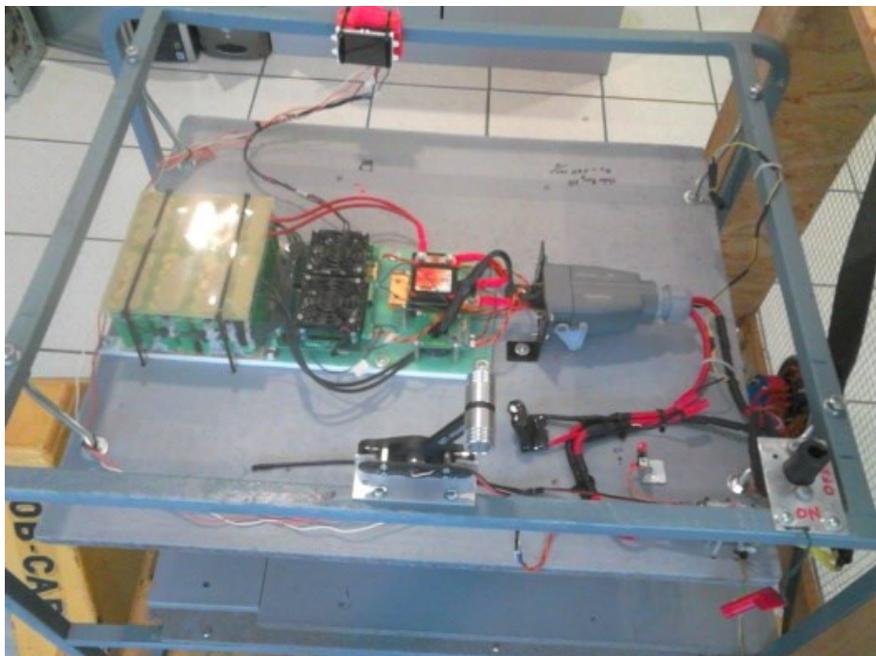


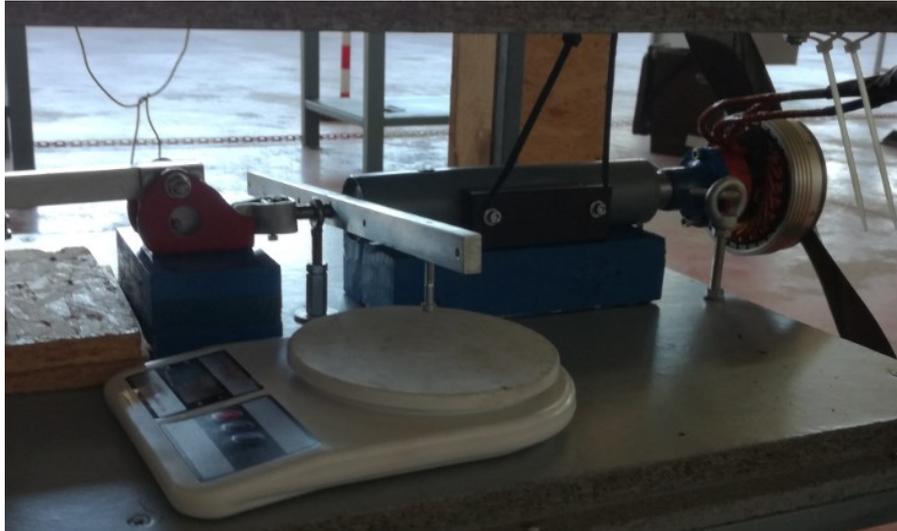
Fig. 5. 4 Immagine del banco elica (vista del piano di sopra).



Fig. 5. 5 Immagine del banco elica (vista del piano di sotto).

Per quanto riguarda il sistema per la misura di spinta e coppia, si è sfruttato la legge di conservazione del momento angolare, anche detta bilancio del momento angolare della quantità di moto. È un importante principio fisico, che afferma che il momento angolare di un sistema è costante nel tempo se è nullo il momento delle forze esterne che agiscono su di esso. Quindi per quanto riguarda la misura della coppia, per effetto di questo fenomeno lo statore (che è vincolato all'albero) tende a girare nella direzione opposta del rotore quindi con una leva che va ad appoggiare sulla bilancia si misura la forza peso  $F$  come mostrato in Fig. 5.6. Conoscendo la misura del braccio  $b$  e leggendo sulla bilancia la forza  $F$  si ricava la coppia  $C$  con la seguente espressione:

$$\begin{cases} C[N.m] = F[N] * b[m] \\ F[N] = massa[Kg] * g \left[ \frac{m}{s^2} \right] \end{cases} \quad (5.1)$$



**Fig. 5. 6 Sistema di misura della coppia**

La spinta si misura in modo analogo. Infatti quando funziona il motore, l'elica gira e spinge in avanti e la leva posta sull'altra bilancia (Fig.5.7) si appoggia su di essa permettendo così la misura della spinta in kilogrammi.



**Fig.5. 7 Sistema di misura della spinta.**

In Fig. 5.8 è mostrato solo il sistema costituito dal pacco batteria e il suo sistema BMS dove il pacco batteria agli ioni di litio è stato assemblato con la configurazione 14sX4p cioè 14 celle in serie per 4 celle in parallelo. Quindi con un totale di 56 celle in cui la carica e scarica di ogni cella è gestita da un sistema BMS16i.

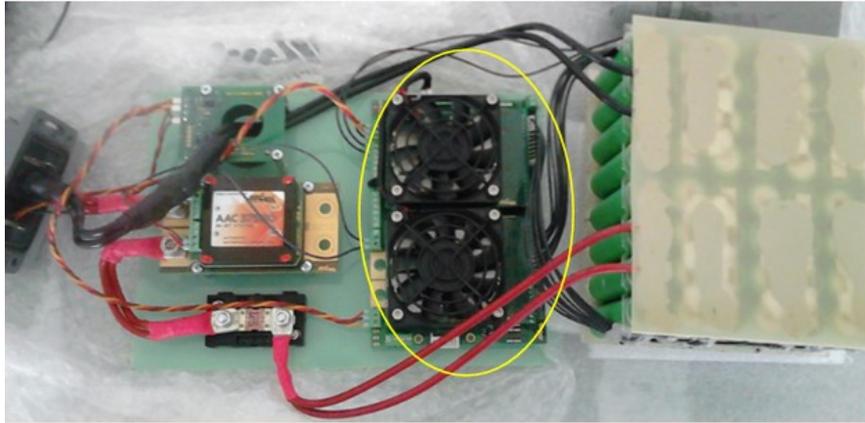


Fig. 5. 8 Pacco batterie con BMS16i.

È stato evidenziato in gialla il circuito BMS16i insieme al suo circuito di raffreddamento. In Fig. 5.9 è mostrata un'immagine che mostra in modo dettagliato la sua configurazione per un bilanciamento di 14 celle di litio-ione. Il significato di ogni connettore del BMS è mostrato nella Tab. 5.1.

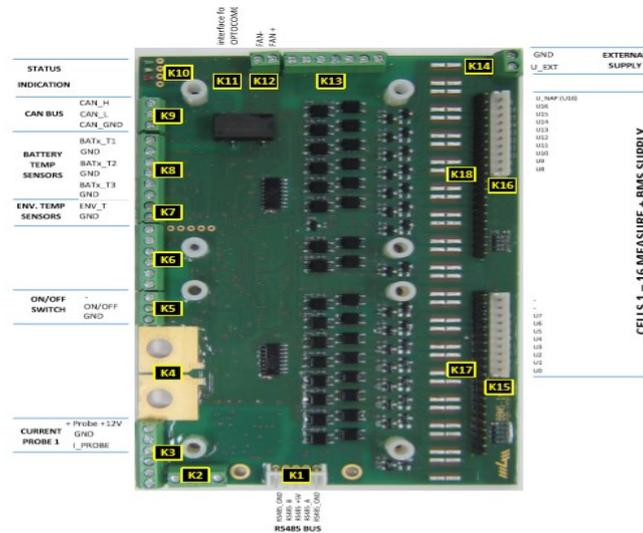


Fig. 5. 9 Immagine della scheda elettronica del BMS16i.

Connettori	Nomi	Pin e segnali	Descrizione
K1	RS485 BUS	Pin. 1,2 - RS485_GND Pin. 3,4 - RS485_B Pin. 5,6 - RS485_+5V Pin. 7,8 - RS485_A Pin. 9,10 - RS485_GN	Ingressi di comunicazione tra più schede BMS (master e slave)
K3	Sonde correnti (esterne)	Pin. 1 - Sonda + 12V di alimentazione. Pin. 2 - GND Pin. 3 - sonda corrente (segnale)	Misura della corrente di carica e scarica del pacco batteria
K5	Ingressi di ON/OFF	Pin. 1 - NC Pin. 2 - ON/OFF Pin. 3 - GND	Accensione e spegnimento sistema
K7	Sensori di temperatura ambientale	Pin. 1 - ENVx_T Pin. 2 - GND	Sensore di temperature di tipo KTY81-210
K8	Sensori di temperatura della batteria	Pin. 1 - BATx_T1 Pin. 2 - GND Pin. 3 - BATx_T2 Pin. 4 - GND Pin. 5 - BATx_T3 Pin. 6 - GND	Sensori di temperature di tipo KTY81-210
K9	CAN BUS	Pin. 1 - CAN_H Pin. 2 - CAN_L Pin. 3 - CAN_GND	Impostazione predefinita: CAN 2.0B 250 Kb / sec
K10		Pin. 1 - GREEN Pin. 2 - YEL Pin. 3 - RED Pin. 4 - GN	<b>Verde accesa:</b> fine carica <b>verde lampeggiante:</b> bilanciamento <b>giallo accesa :</b> BMS in sovratemperatura <b>giallo lampeggiante:</b> celle in carica <b>rosso acceso:</b> errore <b>rosso lampeggiante:</b> funzionamento normale del BMS
K11		Pin. 1 to 4	Per OPTOCOM6i Comunicazione con PC
K12		Pin. 1 - FAN+ Pin. 2 - FAN-	VENTOLA 12V / 300mA
K15	Celle (basse)	Pin. 1 - cell 1, - pole Pin. 2 - cell 1, + pole Pin. 3 - cell 2, + pole Pin. 4 - cell 3, + pole Pin. 5 - cell 4, + pole Pin. 6 - cell 5, + pole Pin. 7 - cell 6, + pole Pin. 8 - cell 7, + pole Pin. 9 - nc Pin. 10 -nc	Dal Pin.1 al Pin 8 per le celle 1 - 7 :misura di tensione
K16	Celle (alte)	Pin. 1 - cell 8, + pole	Dal Pin.1 al Pin 9 per le

		Pin. 2 – cell 9, + pole Pin. 3 – cell 10, + pole Pin. 4 – cell 11, + pole Pin. 5 – cell 12, + pole Pin. 6 – cell 13, + pole Pin. 7 – cell 14, + pole Pin. 8 – cell 15, + pole Pin. 9 – cell 16, + pole Pin. 10 – cell max, + pole	celle da 8 - 16 :misura di tensione Pin. 10 alimentazione BMS dalla cella più alta
K17			
K18			

**Tab. 5. 1** Significato dei connettori del BMS16i.

In Fig. 5.10 è mostrata un'immagine del controllore del motore (inverter trifase) con i suoi connettori esterni. In particolare con il suo collegamento alla manetta (trottle) per variare i giri di rotazione dell'elica (Fig. 5.10b).



**a) Inverter trifase.**



**b) Collegamento della manetta con l'inverter**

**Fig. 5. 10** Inverter trifase con diversi connettori esterni

Come si può vedere dalla Fig. 5.10a, in uscita all'inverter trifase si hanno: tre cavi di potenza in colore giallo con sezione di  $6 \text{ mm}^2$  ciascuno (essi sono cavi di alimentazione del motore brushless DC); un connettore di tipo JST ZH a 6 pin (con sei colori diversi) che corrisponde agli ingressi dei sensori del motore. I colori del cavo dei sensori sono significativi. In particolare il colore rosso indica l'alimentazione +5V, il colore nero indica il riferimento di tensione (ground), il colore verde indica il sensore di fase A, il colore bianco indica il sensore di fase B, il colore arancione indica il sensore di fase C e il colore blu indica la temperatura del motore; un connettore di tipo ICS-2 per un'interfaccia USB necessaria per la programmazione della missione del volo tramite PC (cioè ambiente in cui è possibile inserire la limitazione dei giri al minuto dell'elica).

Sulla Fig. 5.10b, abbiamo una vista dell'inverter lato DC in cui si hanno oltre ai due cavi di potenza rosso (+) e nero (-), un ingresso per il controllo (throttle), un ingresso per il sensore di temperatura ausiliaria, un ingresso per lo switch e un ingresso per il Display. La programmazione del controllore è fatta con il programma "mgm compro protocol" mediante un'interfaccia USB per PC (USBCOM 5i) come mostrato nella Fig. 5.11.

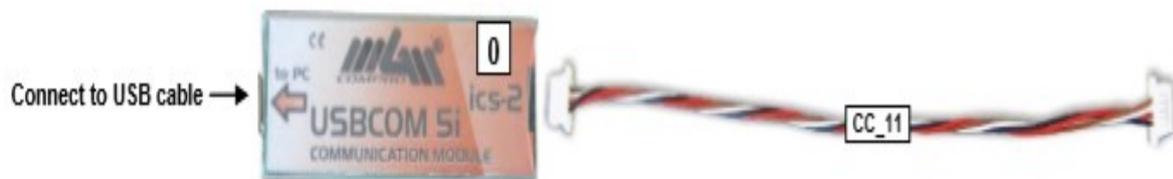


Fig. 5. 11 Interfaccia USBCOM5i

L'elica è di tipo PJT-E-27.5X10-K cioè con un diametro  $D=27.5$  pollici equivale a  $69.85$  cm mentre ha un passo di  $H=10$  pollici che vale  $25.4$  cm con un peso di circa  $180$  grammi; il massimo numero di giri dell'elica secondo i dati del costruttore è di  $4000$  RPM. Il motore Brushless REG 20 è di tipo a flusso radiale con un numero di poli pari  $28$ , una costante di tensione pari a  $160 \text{ rpm/V}$ , un diametro di  $114 \text{ mm}$  e una lunghezza assiale pari a  $63 \text{ mm}$ . Il motore è in grado di raggiungere una massima potenza continuativa pari a  $5 \text{ KW}$ .



## 6 Risultati delle prove sperimentali

I risultati delle prove sperimentali sono mostrati nelle Fig. 6.1, Fig. 6.2, Fig. 6.3, Fig. 6.4 e Fig. 6.5. In particolare, nella Fig. 6.1 è mostrato l'andamento della coppia misurata in Nm. Infatti tale valore si ottiene mediante la relazione matematica (5.1) dove la forza peso è misurata con la bilancia e il braccio  $b$  è pari a 0,15m). Come si può vedere, la coppia aumenta all'aumentare della velocità di rotazione dell'elica come prevede la teoria. Per bassi valori della velocità di rotazione (minore di 1000 RPM), il valore della coppia è quasi nullo. Questo è dovuto al fatto che la risoluzione della bilancia utilizzata era di 25 grammi (vuole dire che la bilancia non riesce a misurare valori minore di 25 grammi). Per alti valori della velocità di rotazione (ad esempio per una velocità di rotazione pari a 3900 RPM), si ha la massima coppia misurata di 2.5 Nm corrispondente a circa 1.7 Kg.

Il motore elettrico REG20 ha la capacità di raggiungere velocità di rotazione fino a 8000 RPM, tuttavia si è limitato il massimo numero di giri a 4000 RPM perché oltre tale valore si rischia di danneggiare l'elica. Infatti secondo i dati del costruttore dell'elica, la sua massima velocità di rotazione è stata limitata a 4000 RPM.

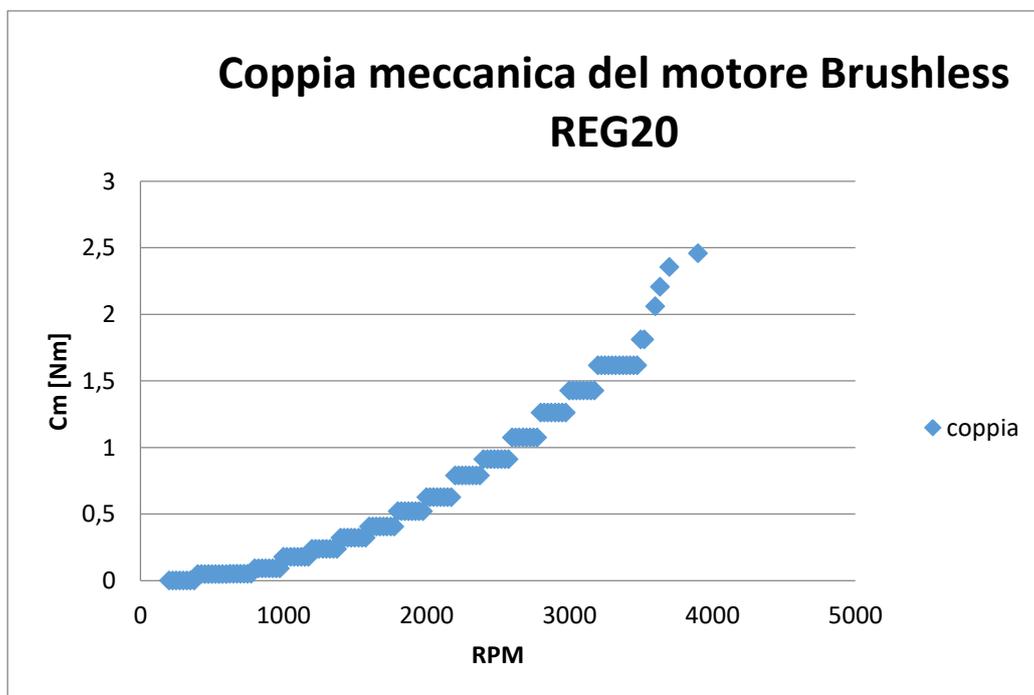


Fig. 6. 1 Andamento della coppia meccanica.

In Fig. 6.2, è mostrato l'andamento della spinta dell'elica. Anche in questo caso i risultati sono coerenti con quanto dice la teoria (la spinta dell'elica è proporzionale al cubo della sua velocità di rotazione). Il discorso per la misura della spinta in Kilogrammi a bassa velocità di rotazione è lo stesso fatto nel caso della coppia. Per quanto riguarda la massima spinta dell'elica, a 3900 RPM si misura una spinta pari a circa 73 N che corrispondente a circa 7.5 Kg. È un valore molto basso. Infatti la spinta è proporzionale al cubo della sua velocità e al quinto del suo diametro. Quindi a parità di velocità di rotazione dell'elica, maggiore è il diametro maggiore sarà la spinta dell'elica stessa. Se si vuole generare più spinta occorre cambiare la geometria dell'elica (forma), oppure a parità di forma occorre aumentare il suo diametro.

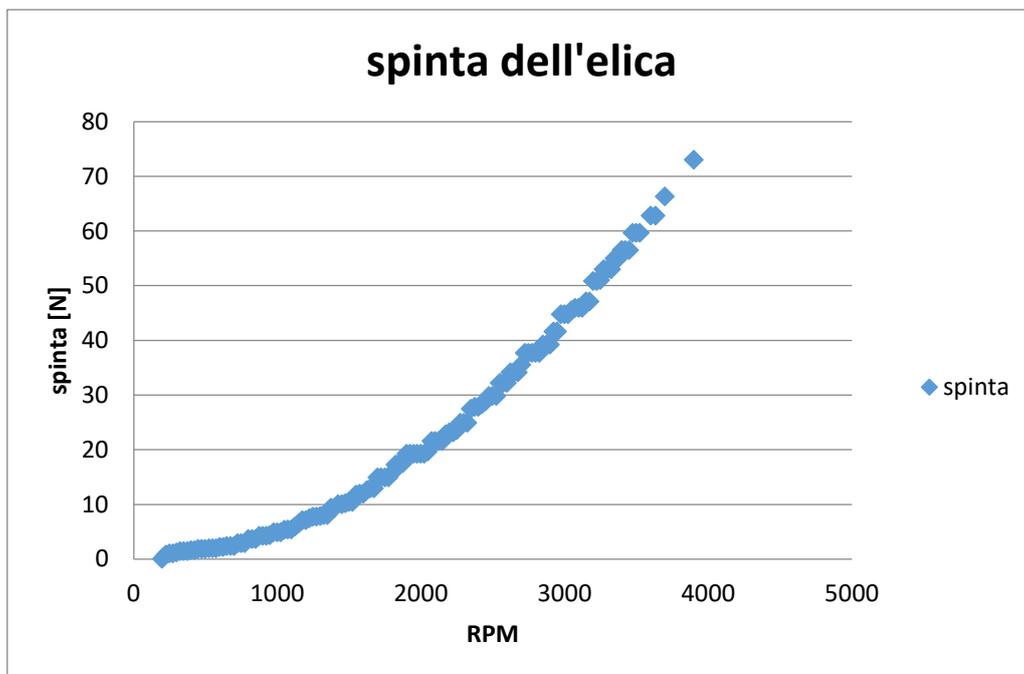


Fig. 6. 2 Andamento della spinta dell'elica.

In fig. 6.3, è mostrato l'andamento della potenza meccanica del motore REG20. Anche in questo caso tale potenza è proporzionale al quadrato della velocità di rotazione come prevede la teoria. La massima potenza meccanica continuativa a 3900 RPM è di circa 1KW. Giustamente, non si sta sfruttando tutte le potenzialità del motore in quanto l'elica con cui è stato accoppiato è di scarsa prestazione. Al fine di sfruttare tutte le potenzialità del motore elettrico, occorre cambiare elica secondo le considerazioni precedentemente evidenziate nel caso della massima spinta generabile. In Fig. 6.4 è mostrato l'andamento della spinta in

funzione della corrente di una fase dove si vede che per generare la spinta massima, il motore deve assorbire una corrente di fase con valore efficace pari a circa 46 A. mentre in Fig. 6.5 è mostrato l'andamento della corrente di una fase in funzione della velocità di rotazione dell'elica dove si vede che la massima corrente corrisponde a 3900 RPM.

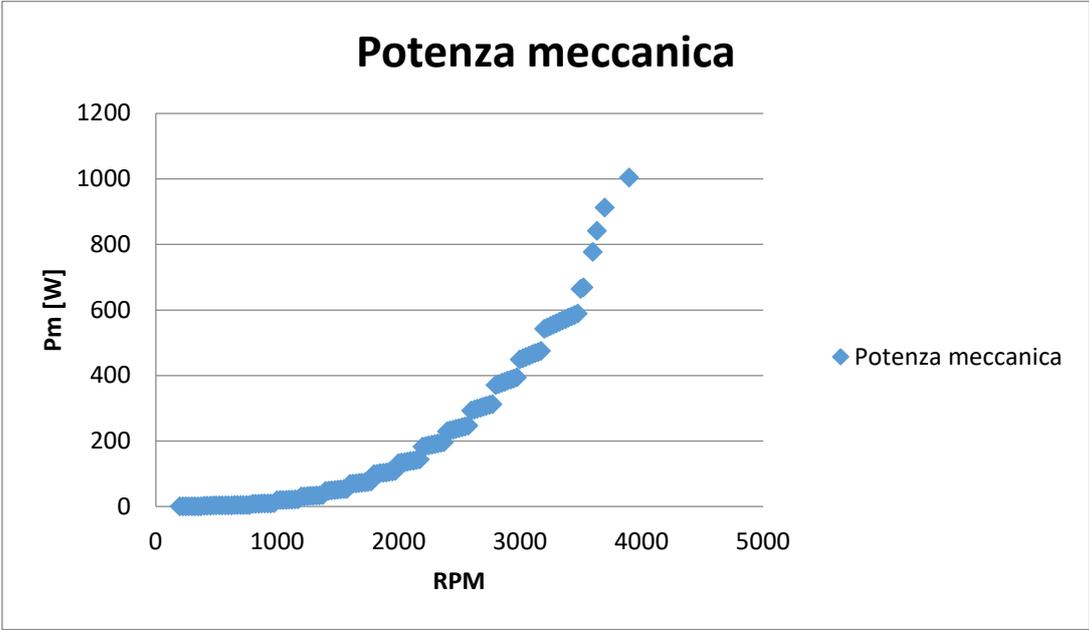


Fig. 6. 3 Andamento della potenza meccanica.

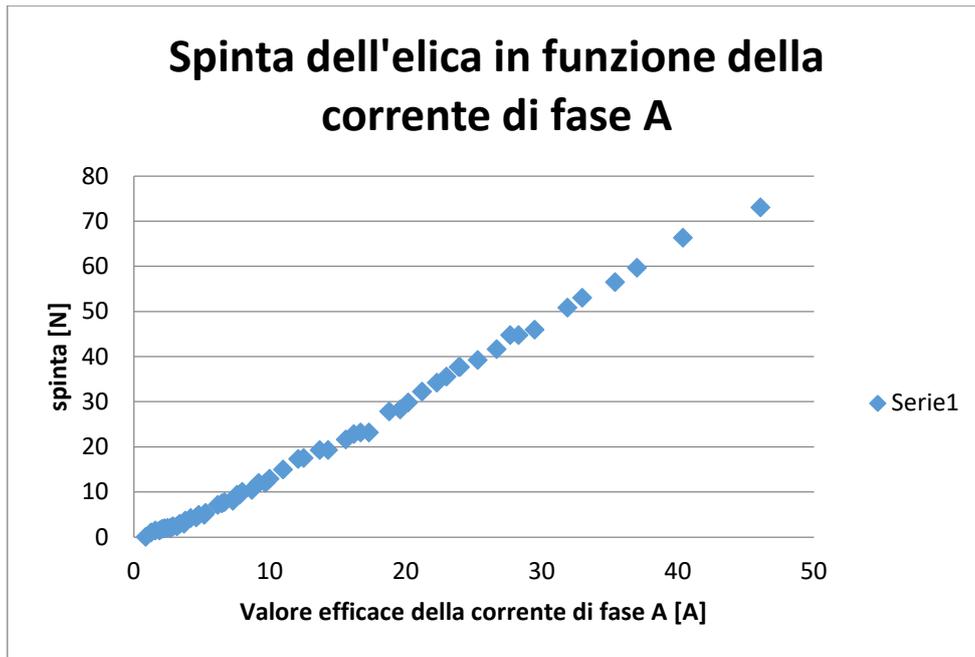


Fig.6. 4 Spinta dell'elica in funzione della corrente di fase.

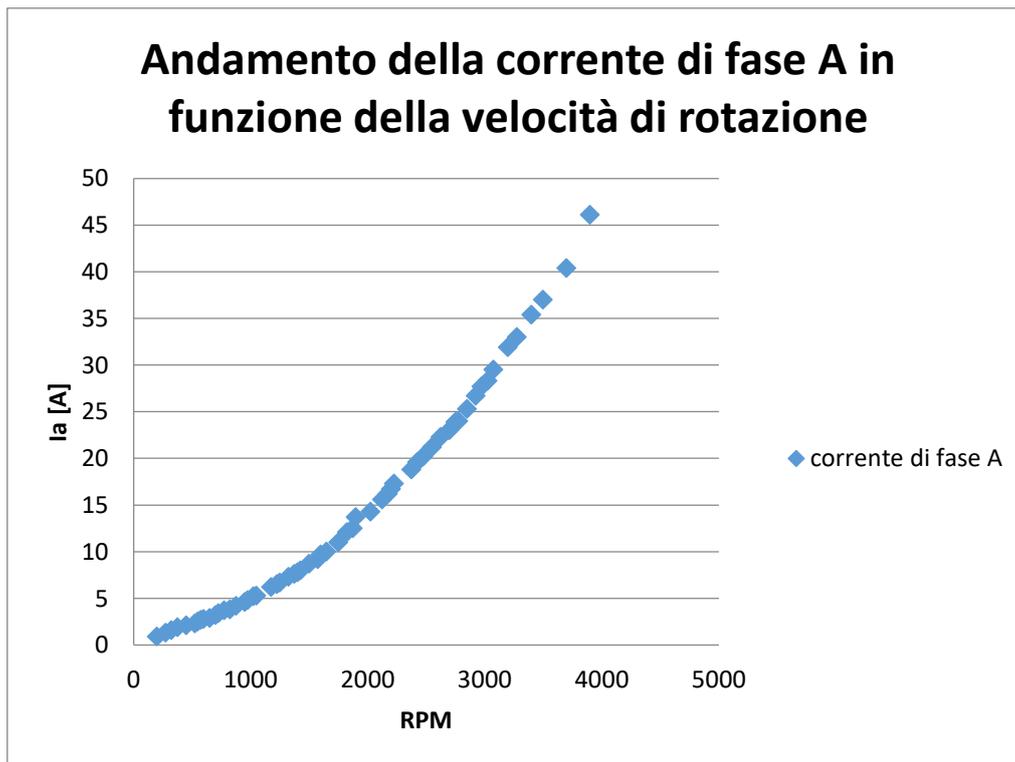


Fig.6. 5 Corrente di fase in funzione della velocità di rotazione.





## Conclusioni

In questa tesi è stato presentato un metodo di dimensionamento di un sistema propulsivo elettrico puro per un velivolo leggero (con la massima massa al decollo pari a 1043 Kg). Il metodo è basato sullo studio della meccanica del volo applicato al CESSNA 172K. Inizialmente si è implementato un piano di volo del nuovo velivolo (CESSNA elettrico) in ambiente Matlab/Simulink. In particolare si è ricavato una mappa della sua velocità di avanzamento e della densità atmosferica al variare della quota. Successivamente, tramite i dati presenti nel manuale del CESSNA tradizionale (requisiti di massima potenza al decollo e alla crociera), si è dimensionato un pacco batteria agli ioni di litio necessario per garantire l'autonomia per la missione predefinita. Si è poi determinato un modello matematico della catena propulsiva (batterie, inverter, motore ed elica) semplificato. Dato che per questa applicazione i transistori sono molto brevi rispetto alla durata totale della missione, si è implementato il modello con funzionamento a regime. Con tale ipotesi si sono potuti trascurare tutti i transistori del sistema. A tale punto il sistema complessivo semplificato in Simulink si è ridotto al modello dell'elica per la determinazione della coppia o potenza meccanica e della spinta mentre in ingresso al modello si hanno la mappa della velocità dell'aereo, la richiesta di velocità di rotazione dell'elica e la densità atmosferica al variare della quota. Con tale modello si sono potuti determinare tutti gli andamenti delle potenze del sistema (potenza meccanica del motore elettrico, potenza propulsiva dell'elica e potenza elettrica delle batterie) per ogni condizione di funzionamento, in particolare durante le fasi di decollo, salita, crociera, discesa e atterraggio. In fine, per validare i risultati teorici, sono state effettuate prove su un banco ad elica (un prototipo per propulsione puramente elettrica con un motore DC brushless ed un'elica bipala a passo fisso). I risultati ottenuti hanno sottolineato l'importanza del giusto accoppiamento tra il motore e l'elica al fine di massimizzare la spinta al decollo.

Quindi si è dimostrato che un sistema di propulsione puramente elettrico per un CESSNA 172K è compatibile con una missione di volo con range di circa 110km e autonomia di circa 35 minuti; il consumo di energia totale è stato calcolato pari a circa 47 kWh e con la necessità di eliminare il posto per i due passeggeri dovuto agli spazi occupati dai moduli del pacco batteria. Si è inoltre dimostrato che la maggiore parte del peso del sistema propulsivo è contenuto nel peso del pacco batteria, quindi le prestazioni di massima del velivolo

puramente elettrico si ottengono sia con un aumento della densità di energia delle batterie sia con motori brushless ad alta densità di potenza.

Come ulteriore esperienza è stato messo in funzione un banco prova dotato di tutti i componenti che formano la propulsione elettrica studiata, ma considerando una dimensione scalata in termini di potenza rispetto alla potenziale applicazione sul Cessna 172K.

I test eseguiti al banco prova hanno ulteriormente validato il modello matematico scalato fornendo interessanti spunti per l'eventuale applicazione in scala reale.

Come sviluppi futuri della tesi, si suggerisce di approfondire gli esperimenti eseguiti sul banco prove per aumentare la confidenza e la banca dati necessaria per progettazioni non convenzionali quali sono le propulsioni elettriche per applicazioni aeronautiche.

La propulsione elettrica realizzata ed attualmente funzionante presso l'azienda Aernova, è inoltre interessante per essere applicata su un drone di un peso massimo al decollo di 50kg. Anche questo potrebbe essere un ulteriore spunto per aumentare l'esperienza nel settore specifico realizzando un'applicazione realistica e di interesse attuale.

Relativamente al banco prova realizzato, a seguito di un'analisi in termini di sicurezza ed in termini di un'ottica certificativa, si ritiene giusto accennare che i componenti utilizzati non presentano un grado di sicurezza ed affidabilità adeguate all'applicazione specifica. Ci si riferisce ad esempio al grado di protezione IP del motore elettrico, all'assemblaggio del pacco batterie, alla manifattura dei cavi elettrici, ecc; tutti questi componenti appena citati, nel caso di applicazioni reali, dovrebbero avere uno standard di qualità, affidabilità e sicurezza sicuramente superiore rispetto a quanto realizzato in quanto destinato ad un'applicazione puramente sperimentale e dimostrativa.

## Appendice 1 Velocita\_avanzamento.m

Questo script consente di calcolare i dati della mappa di velocità del CESSNA 172K e della densità atmosferica al variare della quota per ogni fase della missione del volo necessaria per l'esecuzione del modello Simulink descritto in questa tesi.

```
%%% MAPPA DELLA VELOCITÀ DI AVANZAMENTO %%%  
  
%% Definizione delle grandezze note utilizzate  
  
% P_to: massima potenza meccanica erogabile (usata in fase di decollo) [W]  
P_to=108000;  
% P_cr: potenza stimata in crociera [W]  
P_cr=60000;  
% T0: Spinta massima [N]  
T0=2500.17;  
% eta_to: efficienza stimata durante la fase di take off [-]  
eta_to=0.62;  
% eta_cr: efficienza stimata durante la fase di crociera [-]  
eta_cr=0.81;  
% g: accelerazione gravitazionale [m/s^2]  
g=9.81;  
% T_0: spinta al livello del mare e a velocità nulla [N]  
Th_0=2500.17;  
% m_tot: massa totale del velivolo [Kg]  
m_tot=1043.6;  
% mu_to: coefficiente di attrito al decollo [-]  
mu_to=0.02;  
% mu_la: coefficiente di attrito all'atterraggio [-]  
mu_la=0.2;  
% ro_0: densità atmosferica al livello del mare [Kg/m^3]  
ro_0=1.226;  
% S: superficie alare del velivolo [m^2]  
S=16.16;  
% Cd_g: coefficiente di resistenza aerodinamica con effetto suolo [-]  
Cd_g=0.0869;  
% Cl_g: coefficiente di portanza aerodinamica con effetto suolo [-]  
Cl_g=1.11;  
% a: coefficiente di variazione di spinta in funzione della velocità [Kg/m]  
% a=0,006737 [lbs/(ft/s)^2]  
a=0.323247;  
% v_st: velocità di stallo del velivolo [m/s]  
v_st=25.48;  
% v_to: velocità di decollo [m/s]  
v_to=1.2*v_st;  
% gamma: angolo di lift_off [rad]  
gamma=8.16*(pi/180);  
% R_lo: raggio di lift_off [m]  
R_lo=437.56;  
% lambda: gradiente termico verticale nella troposfera [K/m]  
lambda=0.0065;  
% Te_0: temperatura assoluta al livello del mare [K]  
Te_0=288.16;  
% R: costante specifica dell'aria [J/(Kg*K)]  
R=287.05;  
% Cd_0: coefficiente di resistenza parassita [-]  
Cd_0=0.028;  
% k: parametro di resistenza indotta [-]
```

```

k=0.0550;
% v_cr: velocità di crociera [m/s] corrisponde a 120MPH
v_cr=55;%53.93;
% n: numero di giri al secondo [rps]
n=2450/60;
% Da: diametro dell'elica [m]
Da=1.93;
% Cd: coefficiente di resistenza aerodinamica [-]
Cd=0.11;
% h_obs: altezza di ostacolo [m]
h_obs=15.24;
% TAS_0: velocità vera a livello del mare [m/s] 35.76
TAS_0=v_to;
% TAS_h: velocità vera a fine salita [m/s]
TAS_h=36.97;
% vz_0: massima velocità verticale di salita a livello del mare [m/s]
645ft/min
vz_0=3.2766;
% vz_15: massima velocità verticale di salita a 15000 piedi [m/s]
vz_15=0.11176;
% t_6: tempo imposto per la fase di discesa [s]
t_6=8.5*60;

%% Calcolo di altre grandezze utilizzate

% k_vz_cl: variazione della velocità in funzione della quota in salita
[1/s]
k_vz_cl=(vz_15-vz_0)/(4572);
% k_vz_de: variazione della velocità in funzione della quota in discesa,
calcolato empiricamente [1/s]
k_vz_de=-2.75898e-04;
% vz_obs: velocità verticale alla quota di ostacolo [m/s]
vz_obs=vz_0+k_vz_cl*h_obs;
% W: peso del velivolo [N]
W=m_tot*g;
% v_to: velocità di decollo [m/s]
v_to=1.2*v_st;
% A_to: termine costante di accelerazione al decollo [m/s^2]
A_to=g*((Th_0/W)-mu_to);
% B_to: coefficiente di dipendenza dell'accelerazione dalla velocità al
decollo [1/m]
B_to=(1/m_tot)*(0.5*ro_0*S*(Cd_g-(mu_to*Cl_g))+a);
% v_7: velocità di fine discesa [m/s]
v_7=1.3*v_st;
% T_la: spinta fornita in fase di atterraggio [N]
T_la=(0.3*P_to*eta_to)/v_7;
% D_la: resistenza aerodinamica in fase di atterraggio [N]
D_la=(0.5*ro_0*S*Cd_0*v_7^2)+(2*k*W^2)/(ro_0*S*v_7^2);
% A_la: termine costante di accelerazione all'atterraggio [m/s^2]
A_la=g*((T_la/W)-mu_la);
% B_la: coefficiente di dipendenza dell'accelerazione dalla velocità
all'atterraggio [1/m]
B_la=-g*((ro_0*S)/(2*W))*(mu_la*Cl_g-Cd_0-k*Cl_g^2);
% d_lf: arco di circonferenza di lift_off [m]
d_lf=gamma*R_lo;
% h_lo: quota alla fine della manovra di lift off [m]
h_lo=R_lo*(1-cos(gamma));
% d_gamma: tratto rettilineo fino all'ostacolo di 50 piedi [m]
d_gamma=(h_obs-h_lo)/sin(gamma);
% d_obs: tratto di salita fino all'ostacolo di 50 piedi [m]

```

```

d_obs=d_gamma+d_lf;
%d_to: distanza di corsa al suolo [m]
d_to=(1/(2*B_to))*log(A_to/(A_to-B_to*v_to^2));
% t_1: tempo di corsa al suolo(ground run) [s]
t_1=(1/(2*sqrt(A_to*B_to)))*(log((sqrt(A_to)+v_to*sqrt(B_to))/(sqrt(A_to)-
v_to*sqrt(B_to))));
% t_to: tempo di take_off [s] avendo supposto la velocità costante
t_to=t_1+d_obs/v_to;
%t_lo: tempo di lift off [s]
t_lo=d_lf/v_to;
%t_gamma:
t_gamma=t_1+t_lo;
% t_3: tempo imposto per raggiungere la quota di crociera [s]
t_3=5.5*60-t_to;
% a_3: accelerazione nella fase di salita [m/s^2]
a_3=(TAS_h-TAS_0)/t_3;
% a_4: accelerazione alla quota di crociera (costante) [m/s^2]
a_4=(v_cr-TAS_h)/45;
% a_6: accelerazione nella fase di discesa [m/s^2]
a_6=(v_7-v_cr)/t_6;
% a_7: costante di variazione dell'angolo gamma nella fase di lift off
[rad/s]
a_7=gamma/t_lo;
% v_td: velocità di atterraggio [m/s]
v_td=1.15*v_st;
% v_fl: velocità di flare [m/s]
v_fl=(v_7+v_td)/2;
% gamma_la: angolo di approach [°]
gamma_la=(180/pi)*asin((T_la-D_la)/W);
% vz_7: velocità verticale di approach [m/s]
vz_7=v_7*sin(gamma_la*(pi/180));
% R_fl: raggio di flare [m]
R_fl=v_fl^2/(g*0.2);
% h_fl: quota di inizio manovra di flare [m]
h_fl=R_fl*(1-cos(gamma_la*(pi/180)));
% t_7: tempo impiegato per la fase di approach [s]
t_7=(h_fl-h_obs)/vz_7;
% t_8: tempo impiegato per la fase di flare [s]
t_8=abs(((gamma_la*(pi/180))*R_fl)/v_fl);
% a_8: accelerazione nella fase di flare [m/s^2]
a_8=(v_td-v_7)/t_8;
% t_br: tempo di corsa al suolo (ground run) di frenata [s]
t_br=abs((1/(2*sqrt(A_la*B_la)))*(log((sqrt(A_la/B_la)-
v_td)/(sqrt(A_la/B_la)+v_td))));
% dt: passo dei vettori tempo [s]
dt=t_1/15;

```

## **%% Vettori tempo, velocità, pendenza e quota da graficare**

### **% Fase 1: Ground Run**

```

% vet_t_01: vettore tempo durante la fase di ground run [s]
vet_t_01=0:dt:t_1;
% vet_v_01: vettore velocità durante la fase di ground run [m/s]
vet_v_01=sqrt(A_to/B_to)*((exp(2*sqrt(A_to*B_to)*vet_t_01)-
1)./(exp(2*sqrt(A_to*B_to)*vet_t_01)+1));
% vet_t_gamma_01: vettore tempo di gamma nella fase ground run [s]
vet_t_gamma_01=0:dt:t_1;
% vet_gamma_01: vettore gamma nella fase di ground run [rad]
vet_gamma_01=0.*ones(1,length(vet_t_gamma_01));
% vet_h_01: vettore quota nella fase di ground run [m]

```

```

vet_h_01=(vet_v_01.*sin(vet_gamma_01)).*((vet_t_gamma_01));

% Fase 2: Lift Off e Superamento Ostacolo
% vet_t_02: vettore tempo nella fase di lift off e superamento ostacolo [s]
vet_t_02=t_1:(t_to-t_1)/5:t_to;
% vet_v_02: vettore velocità di lift off e superamento ostacolo [m/s]
vet_v_02=v_to.*ones(1,length(vet_t_02));
% vet_t_gamma_02a: vettore tempo di gamma nella fase di lift off [s]
vet_t_gamma_02a=t_1:(t_gamma-t_1)/2:t_gamma;
% vet_gamma_02a: vettore gamma nella fase di lift off [rad]
vet_gamma_02a=a_7.*(vet_t_gamma_02a-t_1);
% vet_h_02a: vettore quota nella fase di lift off [m]
vet_h_02a=(v_to.*(ones(1,length(vet_t_gamma_02a))).*sin(vet_gamma_02a)).*((
vet_t_gamma_02a-t_1))+vet_h_01(length(vet_h_01));
% vet_t_gamma_02b: vettore tempo di gamma nella fase di superamento
ostacolo [s]
vet_t_gamma_02b=t_gamma:(t_to-t_gamma)/2:t_to;
% vet_gamma_02b: vettore gamma nella fase di superamento ostacolo [rad]
vet_gamma_02b=gamma.*ones(1,length(vet_t_gamma_02b));
% vet_h_02b: vettore quota nella fase di superamento ostacolo [m]
vet_h_02b=(v_to.*ones(1,length(vet_t_gamma_02b))).*sin(vet_gamma_02b)).*((ve
t_t_gamma_02b-t_gamma))+vet_h_02a(length(vet_h_02a));

% Fase 3: Salita
% vet_t_03: vettore tempo durante la salita [s]
vet_t_03=t_to:(t_3)/250:(t_3+t_to);
% vet_v_03: vettore velocità durante la salita [m/s]
vet_v_03=a_3.*(vet_t_03-t_to)+TAS_0;
% vet_h_03: vettore quota durante la salita [m]
vet_h_03=h_obs-(vz_obs/k_vz_cl)*log((1-k_vz_cl.*vet_t_03)/(1-
k_vz_cl*t_to));
% vz_cr: velocità verticale possibile alla quota di crociera [m/s]
vz_cr=vz_0+k_vz_cl*vet_h_03(end);
% der_ep: derivata stimata nell'ultimo punto di vet_h_cl [m/s]
der_ep=((vet_h_03(end)+3.26555)-vet_h_03(end))/((t_3)/250);
% vet_v_z_cl: vettore velocità verticale durante la salita [m/s]
vet_v_z_cl=[diff(vet_h_03)./(diff(vet_t_03)) der_ep];
% vet_t_gamma_03: vettore tempo di gamma nella fase di salita [s]
vet_t_gamma_03=vet_t_03;
% vet_gamma_03: vettore gamma nella fase di salita [rad]
vet_gamma_03=asin(vet_v_z_cl./vet_v_03);

% Fase 4: Accelerazione alla Quota di Crociera (costante)
% vet_t_04: vettore tempo durante l'accelerazione alla quota di crociera
(costante) [s]
vet_t_04=(t_3+t_to):(45)/9:(t_3+t_to+45);
% vet_v_04: vettore velocità durante l'accelerazione alla quota di crociera
(costante) [m/s]
vet_v_04=a_4.*(vet_t_04-(t_3+t_to))+vet_v_03(length(vet_v_03));
% vet_t_gamma_04: vettore tempo di gamma durante l'accelerazione alla quota
di crociera (costante) [s]
vet_t_gamma_04=vet_t_04;
% vet_gamma_04: vettore gamma durante l'accelerazione alla quota di
crociera (costante) [rad]
vet_gamma_04=0.*ones(1,length(vet_t_gamma_04));
% vet_h_04: vettore quota durante l'accelerazione alla quota di crociera
(costante) [m]

```

```

vet_h_04=(vet_v_04.*sin(vet_gamma_04)).*((vet_t_gamma_04))+vet_h_03(length(
vet_h_03));

% Fase 5: Crociera
% vet_t_05: vettore tempo durante la fase di crociera [s]
vet_t_05=(t_3+t_to+45):(1155)/14:(t_3+t_to+45+1155);
% vet_v_05: vettore velocità durante la fase di crociera [m/s]
vet_v_05=v_cr.*ones(1,length(vet_t_05));
% vet_t_gamma_05: vettore tempo di gamma durante la fase di crociera [s]
vet_t_gamma_05=vet_t_05;
% vet_gamma_05: vettore gamma durante la fase di crociera [rad]
vet_gamma_05=0.*ones(1,length(vet_t_gamma_05));
% vet_h_05: vettore quota durante la fase di crociera [m]
vet_h_05=(vet_v_05.*sin(vet_gamma_05)).*((vet_t_gamma_05))+vet_h_04(length(
vet_h_04));

% Fase 6: Discesa
% vet_t_06: vettore tempo durante la fase di discesa [s]
vet_t_06=(t_3+t_to+45+1155):(t_6)/19:(t_3+t_to+45+1155+t_6);
% vet_v_06: vettore velocità durante la fase di discesa [m/s]
vet_v_06=a_6.*(vet_t_06-(t_3+t_to+45+1155))+v_cr;
% vet_h_06: vettore quota durante la discesa [m]
vet_h_06=vet_h_05(end)+(vz_cr/(k_vz_de))*log((1-(k_vz_de).*vet_t_06)/(1-
(k_vz_de)*vet_t_06(1)));
% rh: vettore densità dell'aria [Kg/m^3]
rh=ro_0*(1-(lambda.*vet_h_06)/Te_0).^(g/(lambda*R))-1;
% vet_v_z_de: vettore velocità verticale durante la discesa [m/s]
vet_v_z_de=(T_la/W).*vet_v_06-((Cd_0*S)/(2*W)).*(rh.*(vet_v_06.^3))-
((2*k*W)/S)*(1./(rh.*vet_v_06));
% vet_t_gamma_06: vettore tempo durante la fase di discesa [s]
vet_t_gamma_06=vet_t_06;
% vet_gamma_06: vettore gamma durante la fase di discesa [rad]
vet_gamma_06=asin((vet_v_z_de./vet_v_06));

% Fase 7: Approach
% vet_t_07: vettore tempo durante la fase di approach [s]
vet_t_07=(t_3+t_to+45+1155+t_6):(t_7)/9:(t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7);
% vet_v_07: vettore velocità durante la fase di approach [m/s]
vet_v_07=v_7.*ones(1,length(vet_t_07));
% vet_t_gamma_07: vettore tempo di gamma durante la fase di approach [s]
vet_t_gamma_07=vet_t_07;
% vet_gamma_07: vettore gamma durante la fase di approach [rad]
vet_gamma_07=vet_gamma_06(length(vet_gamma_06)).*ones(1,length(vet_t_gamma_
07));
% vet_h_07: vettore quota durante la fase di approach [m]
vet_h_07=vet_h_06(length(vet_h_06))+((vet_v_07.*sin(vet_gamma_07)).*((vet_t_
gamma_07-(t_3+t_to+45+1155+t_6)));

% Fase 8: Flare
% vet_t_08: vettore tempo durante la fase di flare [s]
vet_t_08=(t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7):(t_8)/9:((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8
);
% vet_v_08: vettore velocità durante la fase di flare [m/s]
vet_v_08=a_8.*(vet_t_08-(t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7))+v_7;
% a_9: costante di variazione dell'angolo gamma nella fase di flare [rad/s]
a_9=-vet_gamma_07((length(vet_gamma_07)))/(length(vet_t_08));
% vet_t_gamma_08: vettore tempo di gamma durante la fase di flare [s]
vet_t_gamma_08=vet_t_08;

```

```

% vet_gamma_08: vettore gamma durante la fase di flare [rad]
vet_gamma_08=a_9.*(vet_t_gamma_08-
(t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7))+vet_gamma_07((length(vet_gamma_07)));
% vet_h_08: vettore quota durante la fase di flare [m]
vet_h_08=vet_h_07(length(vet_h_07))+vet_v_08.*sin(vet_gamma_08)).*((vet_t_
gamma_08-(t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)));

% Fase 9: Free Roll
% vet_t_09: vettore tempo durante la fase di free roll [s]
vet_t_09=((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8):(2)/2:(((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7
)+t_8)+2);
% vet_v_09: vettore velocità durante la fase di free roll [m/s]
vet_v_09=v_td.*ones(1,length(vet_t_09));
% vet_t_gamma_09: vettore tempo di gamma durante la fase di free roll [s]
vet_t_gamma_09=vet_t_09;
% vet_gamma_09: vettore gamma durante la fase di free roll [rad]
vet_gamma_09=0.*ones(1,length(vet_t_gamma_09));
% vet_h_09: vettore quota durante la fase di free roll [m]
vet_h_09=vet_h_08(length(vet_h_08))+vet_v_09.*sin(vet_gamma_09)).*((vet_t_
gamma_09-((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8)));

% Fase 10: Braking
% vet_t_10: vettore tempo durante la fase di frenata [s]
vet_t_10=((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8)+2):(t_br)/49:(((t_3+t_to+45+115
5+t_6+t_7)+t_8)+2)+t_br);
% vet_v_10: vettore velocità durante la fase di frenata [m/s]
vet_v_10=-sqrt(A_la/B_la)*((exp(2*sqrt(A_la*B_la))*(vet_t_10-
((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8)+2)))-
1)./(exp(2*sqrt(A_la*B_la))*(vet_t_10-
((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8)+2))+1))+v_td;
% vet_t_gamma_10: vettore tempo di gamma durante la fase di braking [s]
vet_t_gamma_10=vet_t_10;
% vet_gamma_10: vettore gamma durante la fase di braking [rad]
vet_gamma_10=0.*ones(1,length(vet_t_gamma_10));
% vet_h_10: vettore quota durante la fase di braking [m]
vet_h_10=vet_h_09(length(vet_h_09))+vet_v_10.*sin(vet_gamma_10)).*((vet_t_
gamma_10-(((t_3+t_to+45+1155+t_6+t_7)+t_8)+2)));

%% Grafici
figure
plot(vet_t_01, vet_v_01, vet_t_02, vet_v_02, vet_t_03, vet_v_03, vet_t_04, vet_v_0
4, vet_t_05, vet_v_05, vet_t_06, vet_v_06, vet_t_07, vet_v_07, vet_t_08, vet_v_08,
vet_t_09, vet_v_09, vet_t_10, vet_v_10, 'linewidth', 2);
legend('ground
run', 'lift_off', 'climb', 'cruise1', 'cruise2', 'descent', 'approach', 'flare', 'f
ree roll', 'braking')
axis([0 2150 0 80])
xlabel ('time [s]')
ylabel ('aircraft speed [m/s]')
title ('Electric Aircraft Speed')
grid
figure
% vet_h: vettore quota complessivo [m]
vet_h=horzcat(vet_h_01, vet_h_02a, vet_h_02b, vet_h_03, vet_h_04, vet_h_05, vet_h
_06, vet_h_07, vet_h_08, vet_h_09, vet_h_10);
% vet_ro: vettore densità complessivo [kg/m^3]
vet_ro=ro_0*(1-(lambda.*vet_h)/Te_0).^((g/(lambda*R))-1);
plot(vet_t_gamma, vet_h, 'b', 'linewidth', 2)
xlabel ('time [s]')

```

```
ylabel ('Quota [m]')  
title ('Quota del Velivolo')  
grid
```



## Bibliografia

- [1] «Beginner's Guide to Propulsion». Consultato 17 maggio 2019. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/bgp.html>.
- [2] Bird, John J., e Jacob Langelaan. «Design Space Exploration for Hybrid Solar/Soaring Aircraft». In *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 4092, 2017.
- [3] Bruce, Peter G., Stefan A. Freunberger, Laurence J. Hardwick, e Jean-Marie Tarascon. «Li-O<sub>2</sub> and Li-S batteries with high energy storage». *Nature materials* 11, n. 1 (2012): 19.
- [4] Carlton, John. *Marine propellers and propulsion*. Butterworth-Heinemann, 2018.
- [5] Chen, Mingtai. «Static Thrust Measurement for Propeller-Driven Light Aircraft». In *Proceedings of the 2nd International Conference on Computer Application and System Modeling*. China: Atlantis Press, 2012. <https://doi.org/10.2991/iccasm.2012.165>.
- [6] Duffy, Kirsten P. «Electric Motors for Non-Cryogenic Hybrid Electric Propulsion». In *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Orlando, FL: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015. <https://doi.org/10.2514/6.2015-3891>.
- [7] «ENFICA-FC - ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells». Consultato 17 maggio 2019. <http://www.enfica-fc.polito.it/>.
- [8] Ganev, Evgeni. «Selecting the Best Electric Machines for Electrical Power-Generation Systems: High-performance solutions for aerospace More electric architectures.» *IEEE Electrification Magazine* 2, n. 4 (2014): 13–22.
- [9] Goldberg, Chana, Devaiah Nalianda, Pericles Pilidis, e Riti Singh. «Economic Viability Assessment of NASA's Blended Wing Body N3-X Aircraft». In *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 4604, 2017.
- [10] Impulse, Solar. «Solar Impulse Foundation: 1000 profitable solutions for the environment». Consultato 17 maggio 2019. <https://solarimpulse.com/>.
- [11] Isikveren, A.T., S. Kaiser, C. Pernet, e P.C. Vratny. «Pre-Design Strategies and Sizing Techniques for Dual-Energy Aircraft». A cura di Riti Singh. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 86, n.6 (30 settembre 2014): 525–42. <https://doi.org/10.1108/AEAT-08-2014-0122>.

- [12] Kumar, Lalit, e Shailendra Jain. «Electric propulsion system for electric vehicular technology: A review». *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 29 (2014): 924–940.
- [13] Mattingly, J. D. «Elements of Gas Turbine Propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics». *Inc., Reston, VA*, 2005.
- [14] Motapon, Souleman Njoya, Louis-A. Dessaint, e Kamal Al-Haddad. «A comparative study of energy management schemes for a fuel-cell hybrid emergency power system of more-electric aircraft». *IEEE transactions on industrial electronics* 61, n. 3 (2013): 1320–1334.
- [15] Savoye, François, Pascal Venet, Michael Millet, e Jens Groot. «Impact of periodic current pulses on Li-ion battery performance». *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 59, n. 9 (2011): 3481–3488.
- [16] «SkySpark». Consultato 17 maggio 2019. <http://www.skyspark.eu/web/ita/index.php>.
- [17] «SUNSEEKER II - Solar Flight». Consultato 17 maggio 2019. <https://www.solar-flight.com/sunseeker-ii/>.
- [18] Xue, Weijiang, Zhe Shi, Liumin Suo, Chao Wang, Ziqiang Wang, Haozhe Wang, Kang Pyo So, et al. «Intercalation-Conversion Hybrid Cathodes Enabling Li–S Full-Cell Architectures with Jointly Superior Gravimetric and Volumetric Energy Densities». *Nature Energy*, 25 marzo 2019. <https://doi.org/10.1038/s41560-019-0351-0>.
- [19] M. Cristino, Tesi di laurea magistrale in ingegneria elettrica "Identificazione dei parametri dei motori sincroni a magneti permanenti: Macchina anisotropa a flusso assiale", Politecnico di Torino.
- [20] Cessna Aircraft Company – Model 172 and Skyhawk Owner’s Manual
- [21] Carlo Casarosa – Meccanica del Volo – Pisa University Press
- [22] AOE 3104 Vehicle Performance – [www.dept.aoe.vt.edu](http://www.dept.aoe.vt.edu)
- [23] Brelje, Benjamin J., e Joaquim R. R. A. Martins. «Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches». *Progress in Aerospace Sciences* 104 (1 gennaio 2019): 1–19. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.
- [24] Angelo Tani–Conversione statica dell’energia elettrica–[www.unibo.it](http://www.unibo.it)
- [25] Giovanni Serra–Progettazione di macchine elettriche–[www.unibo.it](http://www.unibo.it)

- [26] Luca Zarri–Azionamenti elettrici–www.unibo.it
- [27] Angelo Tani–Modellistica dei sistemi elettromeccanici–www.unibo.it
- [28] Raymer, Daniel. Aircraft Design: A Conceptual Approach 5e and RDSWin STUDENT. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [29] Anderson, John D. Aircraft performance and design, 1999.
- [30] [https://www.kronium.cz/uploads/SONY\\_US18650VTC6.pdf](https://www.kronium.cz/uploads/SONY_US18650VTC6.pdf)
- [31] Claudio Rossi–Sistemi di propulsione elettrica–www.unibo.it