

ALMA MATER STUDIORUM -UNIVERSITA' DI  
BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA

Sede di Forlì

Corso di Laurea in  
INGEGNERIA MECCANICA

Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In

SISTEMI ENERGETICI E MACCHINE (73105)

Motopropulsori ibridi per velivoli leggeri

Candidato:

Giovanni Di Franco

Relatore:

Ing. Enrico Corti PhD

Anno accademico

2019/2020

*“Il successo è avere ciò che desideri. La felicità  
è apprezzare ciò che ottieni.”*

*-Dale Carnegie*

*A zia Liliana*

# Sommario

INTRODUZIONE .....	7
1 FONDAMENTI DEI SISTEMI DI PROPULSIONE IBRIDO-ELETTRICO (HEPS).....	9
1.1 Configurazioni ibride-elettriche .....	9
1.1.1 Configurazione serie .....	10
1.1.2 Configurazione parallelo .....	11
1.1.3 Configurazione power-split.....	12
1.2 Componenti HEPS .....	13
1.2.1 Elica.....	13
1.2.2 Motore combustione interna.....	15
1.2.3 Combustibile .....	18
1.2.4 Motore elettrico .....	19
1.2.5 Batterie .....	23
2 STUDIO E MODELLAZIONE VELIVOLI IBRIDO-ELETTRICI .....	29
2.1 Generalità processo di studio .....	29
2.2 Analisi configurazione serie.....	31
Generalità dello studio di Mercial.....	31
Analisi energetica e dimensionamento dei componenti.....	33
Batterie .....	33
Dimensionamento motore termico .....	33
Risultati simulazione .....	35

2.3 Analisi configurazione parallelo .....	38
Generalità studio di Hiserote.....	38
Risultati .....	40
2.4 Analisi configurazione power-split .....	42
Generalità studio di Donateo.....	42
Dimensionamento ICE .....	45
Dimensionamento batterie.....	47
Processo di ottimizzazione .....	48
Risultati .....	50
3 STATO DELL'ARTE DELLA TECNOLOGIA .....	51
3.1 Serie Hybrix (Quaternium).....	52
3.2 PBK 02 (PBK srl).....	53
3.3 Pegasus Aeronautics.....	54
4 CONCLUSIONI.....	55
Bibliografia.....	56
Ringraziamenti .....	57

Figura 1: schema configurazione serie, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012 ...	10
Figura 2: schema configurazione parallelo, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012 .....	11
Figura 3: schema configurazione power-split, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012.....	12
Figura 4: confronto tra accoppiamenti motore-elica, tratto da HISEROTE, R.M., 2010 .....	14
Figura 5: bilancio energetico ICE, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	17
Figura 6: tabella rendimento motore UAV, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	17
Figura 7:proprietà combustibili fossili, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	19
Figura 8: schema motore brushless, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	20
Figura 9: bilancio energetico motore elettrico, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	21
Figura 10: caratteristiche operative BLDC, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	22
Figura 11: proprietà energetiche di diverse batterie, tratto da SHOEMANN, J.,2014 .....	24
Figura 12: grafico di Ragone che mette in relazione la potenza specifica e l'energia specifica per diversi tipi di batterie, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	25
Figura 13: curve di scaricamento di una batteria a polimeri di Litio, tratto da SHOEMANN, J.,2014 .....	26
Figura 14: schema bilancio energetico motore elettrico, tratto da SHOEMANN, J.,2014.....	27
Figura 15: influenza temperatura sull'energia specifica delle batterie, tratto da SHOEMANN, J.,2014 .....	28
Figura 16: schema di studio, tratto da SHOEMANN, J.,2014 .....	29
Figura 17: masse stimate dei motori, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014.....	34

Figura 18: performance stimate dei motori, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014.....	34
Figura 19: sistemi UAS simulati, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014.....	35
Figura 20: dati della simulazione per ciascuna configurazione, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014 .....	35
Figura 21: grafico resistenza e consumo carburante, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014 .....	37
Figura 22: configurazione parallela con avviamento a frizione, tratto da HISEROTE, R.M., 2010.....	39
Figura 23: configurazione con starter per ICE, tratto da HISEROTE, R.M., 2010 .....	39
Figura 24: configurazione a doppia elica, tratto da HISEROTE, R.M., 2010 .....	40
Figura 25: risultati ottenuti, tratto da HISEROTE, R.M., 2010 .....	40
Figura 26: profilo missione UAV, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017 .....	43
Figura 27: flussi energetici nella power train ibrida power-split, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017 .....	44
Figura 28: grafici performance motore ICE, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017.....	46
Figura 29: batterie considerate, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017 .....	47
Figura 30: risultati ottimizzazione e scelta modelli migliori, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017 .....	49
Figura 31: specifiche modelli selezionati, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017.....	50
Figura 32: modello Hybrix 2.1 ( <a href="http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/">www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/</a> ) .....	52
Figura 33: specifiche tecniche Hybrix 2.1 ( <a href="http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/">www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/</a> ) .....	52

Figura 34: confronto con altri prodotti competitor ( <a href="http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/">www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/</a> ) .....	53
Figura 35: modello PBK 002 ( <a href="http://www.pbksrl.it/it/pbk-002-it/">www.pbksrl.it/it/pbk-002-it/</a> ) .....	53
Figura 36: range extender 35cc GE35 e relative specifiche ( <a href="http://www.pegasusaero.ca/ge35">www.pegasusaero.ca/ge35</a> ) .....	54

# INTRODUZIONE

Una delle realtà tecnologiche oggi giorno più variegata e oggetto di dibattito, sia scientifico che giuridico, è quella dei velivoli aerei senza equipaggio. Noti anche come droni o Unmanned Aerial Vehicles (UAV), tali velivoli, a seguito dei primi sviluppi legati all'ambito militare, hanno cominciato ad essere impiegati in diversi campi civili già da diversi anni, spaziando dal settore agricolo fino a quello della sicurezza, dimostrando notevole flessibilità in termini di adattabilità e versatilità. Questo fatto ne ha permesso l'esponentiale crescita nelle vendite, specialmente in ambito hobbistico, tanto che ormai si è sviluppata una certa familiarità col concetto stesso di drone, il più delle volte associato ad un velivolo quadricottero con alimentazione puramente elettrica.

Tuttavia, dato l'ampio spettro dei campi di utilizzo, quella elettrica non è la sola tipologia di alimentazione per droni: a seconda delle specifiche operative richieste, è possibile avere velivoli alimentati da un motore a combustione interna o che adottino una powertrain ibrida-elettrica. È dunque importante sottolineare come la scelta del sistema moto propulsivo sia fortemente legata alla natura del compito che deve svolgere l' UAV, in quanto mansioni con determinati requisiti in termini di tempo di volo, velocità di rifornimento, MTOW non possono essere affrontate in maniera efficiente né affidandosi esclusivamente ad un'alimentazione elettrica, che manca di potenza e autonomia di volo, né ad una con motore a combustione interna, più rumorosa, meno reattiva e più inquinante per via delle emissioni.

Nel tentativo di ottenere il meglio da entrambe le tecnologie, negli ultimi anni è aumentato l'interesse per lo sviluppo di Hybrid Electric Propulsion Systems (HEPS), soprattutto per compiti di sorveglianza <sup>[3]</sup>. Tali HEPS si caratterizzano per l'utilizzo di due sistemi per immagazzinare energia, solitamente il serbatoio per carburante e le batterie, il cui uso permette operazioni di downsizing dei motori termici per far sì che essi operino in condizioni ottimali, poiché sono tipicamente pensati per soddisfare elevati requisiti di spinta al decollo, ma durante la fase in volo lavorano a carico parzializzato.

Inoltre, da un punto di vista energetico, l'intenso lavoro di ricerca su questi sistemi va inserito nel tentativo di fornire soluzioni di alimentazione alternative, come ad esempio celle fotovoltaiche e celle combustibili a idrogeno, su cui basare la mobilità futura, ancora fortemente incentrata sull'uso di combustibili fossili in esaurimento. Per quanto la



propulsione elettrica per i velivoli possieda interessanti vantaggi, tra cui la completa eliminazione delle emissioni di rumore, maggiore affidabilità e manutenibilità, e il fatto che non necessitino di agenti infiammabili per funzionare, è altresì vero che essa ancora possieda una minore energia specifica rispetto alla controparte tradizionale. In più, da una certa scala dimensionale in poi, la massa elevata delle batterie rende questo sistema poco pratico per applicazioni di trasporto. Per tanto si possono vedere gli HEPS come soluzione di passaggio semplice e immediata dalla tradizionale alimentazione a combustibile fossile, ad una futura puramente elettrica o comunque basata su fonti di energia alternative (SHOEMANN, J.,2014).

# 1 FONDAMENTI DEI SISTEMI DI PROPULSIONE IBRIDO-ELETTRICO (HEPS)

Il termine propulsione ibrida è impiegato per descrivere molteplici tecnologie e sistemi. Nel caso della propulsione per velivoli aerei e automotive, ci si riferisce principalmente a due configurazioni principali (serie e parallelo) a cui poi se ne può aggiungere una terza, più complessa, chiamata power-split, che non ha ancora avuto sviluppi significativi in ambito aeronautico e UAV. Per comprendere al meglio le potenzialità e le differenze tra le configurazioni, bisogna anzitutto analizzare i componenti principali che costituiranno il sistema propulsivo, ovvero il motore a combustione interna (Internal Combustion Engine, ICE), il motore elettrico (Electric Motor, EM), il serbatoio per il carburante, le batterie e l'elica.

## *1.1 Configurazioni ibride-elettriche*

Tradizionalmente, i piccoli droni ad uso civile sono alimentati da un ICE. Tuttavia, dato il basso rendimento termico (circa del 40% al massimo) e il problema sempre più crescente legato al risparmio di risorse energetiche <sup>[1]</sup>, ovvero combustibile a idrocarburi liquidi, si stanno cercando sistemi di alimentazione più efficienti.

L'alternativa più popolare è rappresentata dall'EM, capace di lavorare con rendimenti superiori al 90%. Purtroppo, tale efficienza viene penalizzata dall'uso necessario di un sistema di immagazzinamento dell'energia, nella maggior parte dei casi batterie, che deve muovere l'UAV. Questo sistema è spesso il componente più ingombrante e pesante per un velivolo aereo, andando quindi a costituire una grossa penalità in termini di peso. In più, il sistema elettrico soffre di tempi di operatività piuttosto brevi e tempi relativamente lunghi di ricarica, tutti fattori che contribuiscono ad abbassarne l'effettiva efficienza <sup>[2]</sup>.

Un'ottima soluzione per superare le problematiche di ICE e EM è la loro integrazione in un HEPS, sistema che già in ambito automotive ha dimostrato incrementi di efficienza nell'uso del combustibile. Un HEPS è definito come combinazione di un EM e di un ICE in un unico

impianto. Sebbene ci siano diverse configurazioni possibili per ordinare i componenti, è possibile ricondurle tutte a tre principali: serie, parallelo e power-split <sup>[3]</sup>. Nella configurazione serie, si ha una power unit che muove il velivolo, mentre ad essere ibrido è il metodo di immagazzinamento dell'energia. Nel parallelo invece, si hanno due power unit alimentate da un'unica fonte e che muovono l'elica. La configurazione power-split è una combinazione di entrambe.

### 1.1.1 Configurazione serie

Nella configurazione serie, il motore elettrico è l'unico mezzo di propulsione nella drive train. Ciò significa che l'ICE può lavorare entro un range ottimale di coppia e numero di giri, indipendentemente dalle condizioni di moto (in questo caso volo), svolgendo un ruolo di power unit ausiliaria per l'EM, oppure di generatore per rifornire di energia il sistema di alimentazione, ovvero le batterie. La configurazione serie è più indicata per applicazioni che richiedono basse velocità e alte coppie. Tuttavia, dal momento che l'energia meccanica dell'ICE viene dapprima convertita in energia elettrica nelle batterie, poi trasferita all'EM ed infine nuovamente trasformata in meccanica per azionare l'elica, è chiaro che esistano significative perdite energetiche dovute alle molteplici conversioni. Per tanto, il rendimento complessivo del sistema risulta ridotto. Inoltre, sebbene l'ICE venga appositamente scelto piccolo per soddisfare una richiesta energetica contenuta, EM e batterie devono essere sovradimensionati per coprire le richieste energetiche massime del velivolo <sup>[3]</sup>. Tutto questo, sommato all'aggiunta del generatore che colleghi ICE a EM, risulta complessivamente in un'importante penalità di peso.

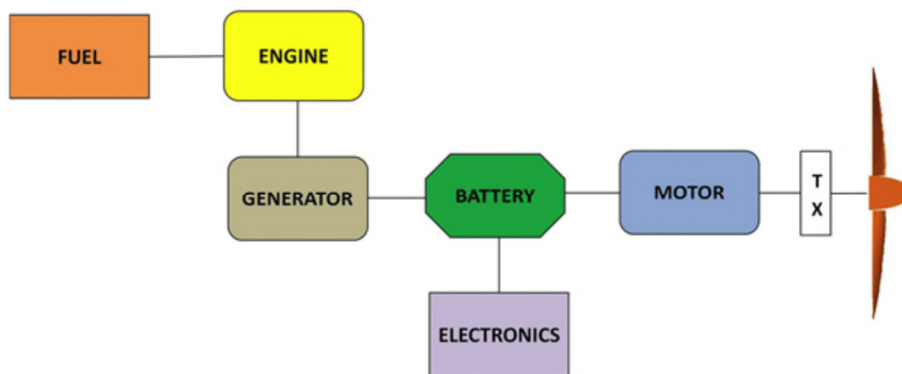


Figura 1: schema configurazione serie, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012

### 1.1.2 Configurazione parallelo

La configurazione in parallelo prevede la propulsione dell'UAV tramite solo ICE, solo EM o entrambi a seconda delle condizioni operative. La coppia sviluppata da entrambe le power unit viene sommata tramite un giunto di accoppiamento (solitamente una frizione). Questa disposizione permette di caricare le batterie mentre l'ICE aziona elica e motore elettrico, che viene quindi utilizzato come generatore. Dal momento che la potenza massima ottenibile si ha quando i due sistemi lavorano insieme, è possibile sottodimensionare entrambi i motori rispetto al caso di sistema isolato <sup>[3]</sup>. La configurazione, inoltre, gode di completa ridondanza del sistema propulsivo, avendo due drive line capaci di movimentare l'elica in modo indipendente. Gli svantaggi del parallelo risiedono nelle masse extra del giunto di accoppiamento e nella maggiore complessità del sistema di controllo della propulsione. In aggiunta, il motore a combustione interna non sempre lavora in condizioni ottimali (con alti carichi PME), poiché coinvolto nelle fasi di generazione di spinta e di conseguenza impiegato in maniera più dinamica rispetto alla configurazione serie. La funzione di giunto di collegamento può essere svolta da una frizione elettromagnetica o da una ruota libera. Nel primo caso, si aggiungono problematiche di complessità del componente e di massa. Nel secondo, poiché la ruota libera serve solo a trasferire potenza dal motore, non rende possibile avviare l'ICE con il motore elettrico primario: è quindi necessario aggiungere uno starter per il motore termico, aggiungendo della massa al sistema.

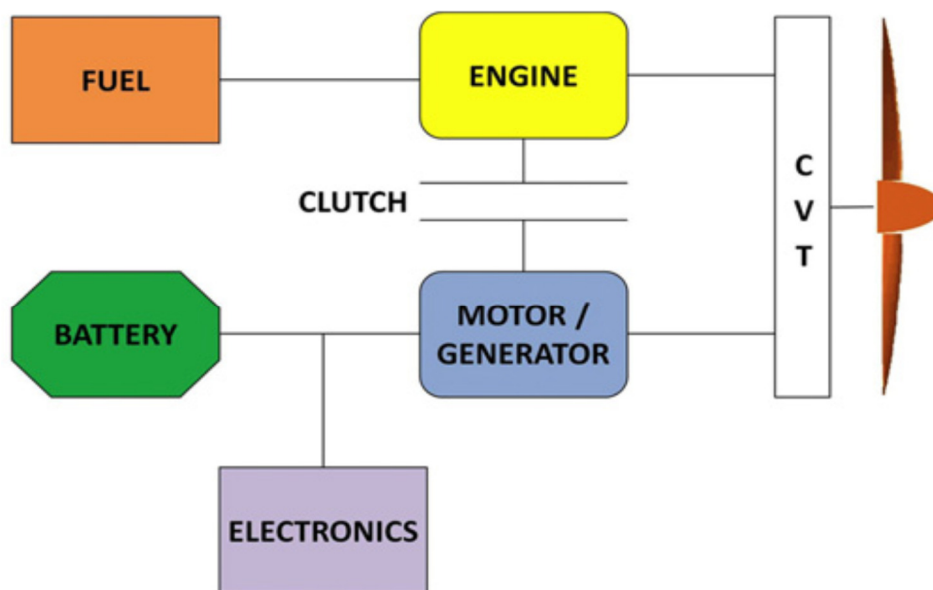


Figura 2: schema configurazione parallelo, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012

### 1.1.3 Configurazione power-split

La configurazione power-split è una combinazione dei sistemi serie e parallelo. L'ICE, l'EM e il generatore sono collegati da un rotismo epicicloidale, che rende più flessibile la distribuzione del carico e permette al motore termico di lavorare alla velocità migliore per favorire il rendimento, indipendentemente dalla richiesta attuale di spinta <sup>[3]</sup>. Un altro vantaggio risiede nella possibilità di disabilitare l'ICE senza bisogno di disconnetterlo meccanicamente dalla power train. Tuttavia, il rotismo epicicloidale rende la configurazione power-split la più complessa in termini di progettazione e sistema di controllo, e la sua massa, sommata a quella del suo generatore, rende tale sistema complessivamente più pesante del parallelo <sup>[3]</sup>.

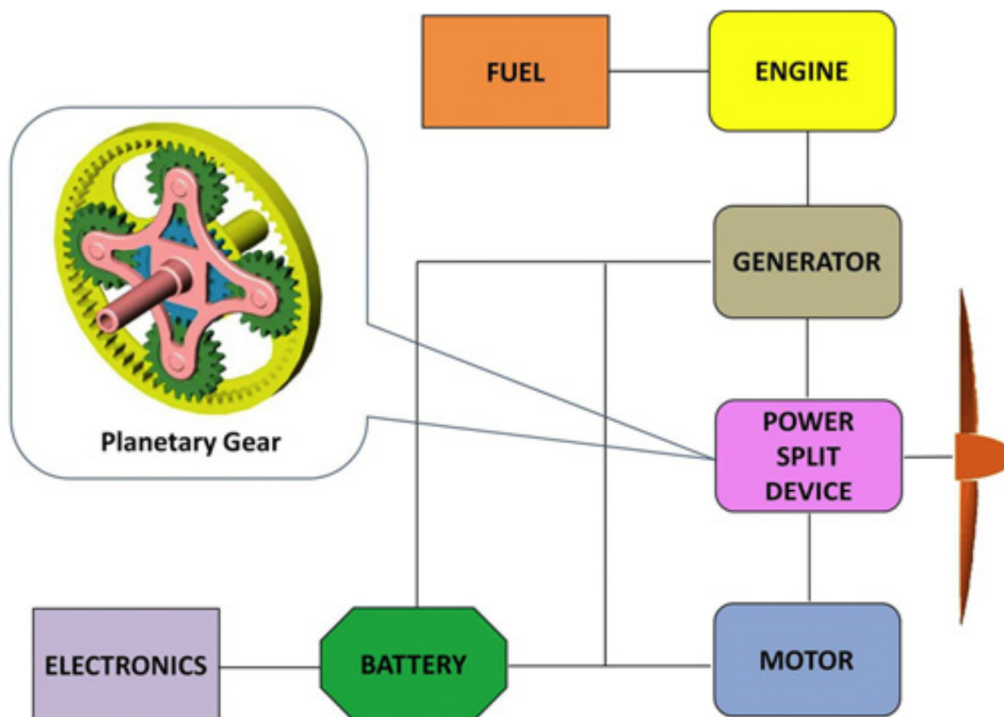


Figura 3: schema configurazione power-split, tratto da HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012

## *1.2 Componenti HEPS*

I cinque componenti di propulsione fondamentali sono elementi tipici dei sistemi HEPS: l'elica come generatore di spinta, due convertitori di energia (ICE e EM), due fonti di energia (combustibile fossile e batteria). Quest'ultima verrà considerata solo come fonte energetica, sebbene converta energia chimica in elettrica.

I convertitori di energia vengono analizzati in base al rendimento, inteso come rapporto tra potenza uscente e potenza entrante, e in base alla potenza specifica, intesa come rapporto tra potenza uscente e massa del motore.

Le fonti di energia vengono valutate osservandone il contenuto energetico. Le proprietà chiave sono energia specifica e densità di energia. La prima, che per i combustibili è il potere calorifico inferiore, rapporta l'energia alla massa; la seconda al volume.

### *1.2.1 Elica*

L'elica converte energia meccanica di rotazione in energia meccanica di traslazione. L'applicazione di coppia ad una certa velocità di rotazione risulta nella generazione di spinta, che muove il velivolo con velocità di traslazione. Dal punto di vista aerodinamico, la pala dell'elica può essere vista come un'ala rotante. Le pale generano portanza una volta in movimento attraverso l'aria. Una parte di questa portanza, in dipendenza da angolo di attacco e angolo di torsione della pala, contribuisce alla spinta dell'elica. L'attrito che implica la generazione della spinta definisce la coppia necessaria per far ruotare l'elica. Siccome la pala, poiché viene mossa a velocità angolare costante, è sottoposta a variazioni locali di velocità, si avranno variazioni della lunghezza di corda e di angoli di torsione lungo il raggio dell'elica. Inoltre, la pala può essere svergolata e possono essere utilizzati diversi profili alari per le diverse sezioni.

L'elica è essenzialmente un profilo alare orientato verticalmente rispetto all'asse longitudinale di un velivolo. Come ogni profilo alare, essa crea resistenza di attrito viscoso, di forma, indotta e d'onda. La resistenza sull'elica causa perdite di rendimento del sistema propulsivo. La potenza netta disponibile ( $P_A$ ) al flusso d'aria è il prodotto della potenza fornita dall'albero motore ( $P$ ) per il rendimento dell'elica ( $\eta_p$ ).

Il rendimento è una funzione del rapporto di anticipo ( $J$ ), ovvero il rapporto tra la velocità del flusso ( $V_\infty$ ) e il numero dei giri al secondo dell'elica ( $N$ ) per il diametro dell'elica ( $D$ ) [2]:

$$P_A = \eta_p P$$

$$J = \frac{V_\infty}{N D}$$

Per ottimizzare un sistema movimentato da elica, l'elica e l'alimentazione devono operare entrambe con massimo rendimento. Siccome molti motori elettrici lavorano con rendimento massimo a numero di giri superiori rispetto alle eliche, si utilizzano riduttori per adattare meglio la velocità dell'albero a quella richiesta dall'elica. Tuttavia, riduttori aggiungono peso al velivolo, per cui l'approccio migliore è quello di cercare una combinazione motore-elica con il trade-off più conveniente [2].

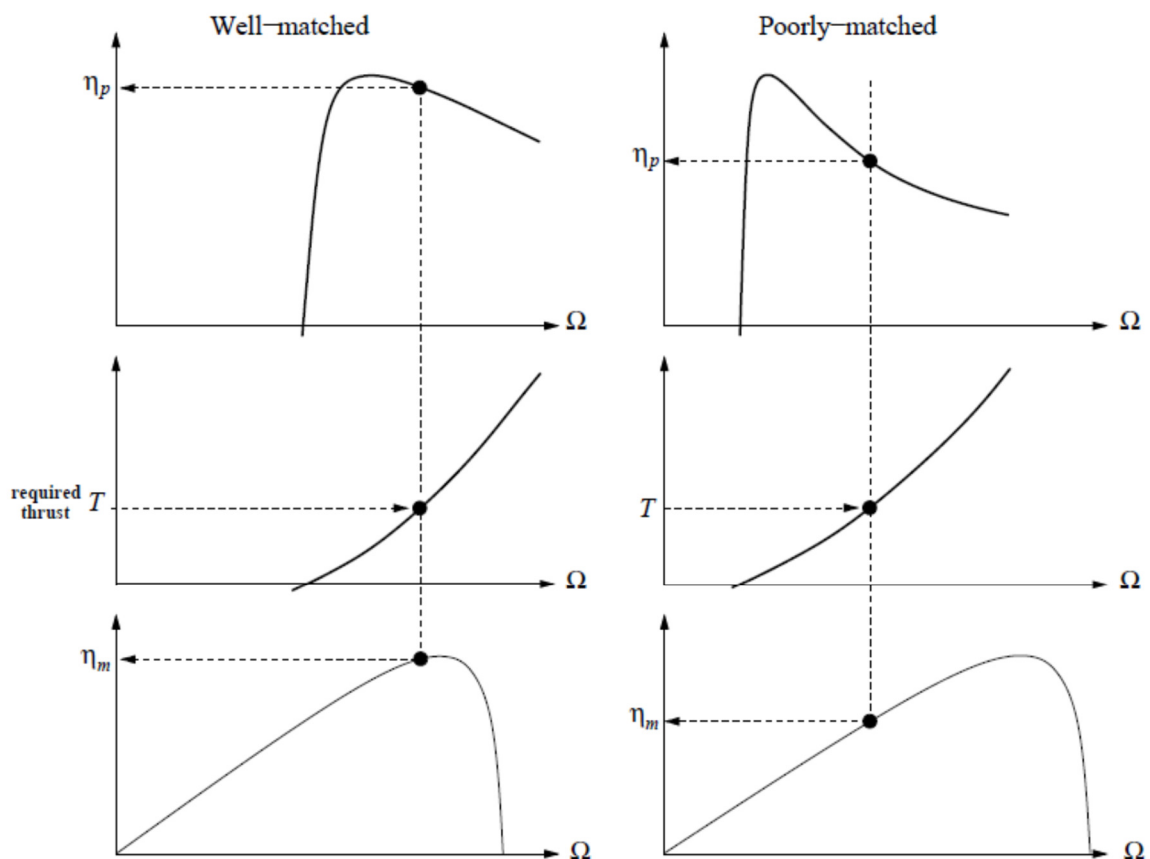


Figura 4: confronto tra accoppiamenti motore-elica, tratto da HISEROTE, R.M., 2010

Come si vede dalla tabella, nei buoni accoppiamenti entrambi i componenti operano al massimo del loro rendimento, mentre gli accoppiamenti meno performanti sprecano una notevole quantità di potenza, a parità di spinta fornita.

Dal punto di vista del dimensionamento, le restrizioni per una elica sono numero di Mach alla punta e distanza da terra. Il valore limite del numero Mach non deve essere superato per evitare importanti cali di rendimento e aumento della rumorosità. È possibile ottenere una riduzione di numero di Mach alla punta riducendo o il diametro dell'elica o la sua velocità angolare. La distanza da terra invece può essere garantita con una posizione di montaggio sufficientemente elevata, con l'uso di un diametro più piccolo o con pale ripiegabili. Per eliche adatte a piccoli UAV, sono largamente diffusi modelli commerciali fatti in plastiche rinforzate con fibra di carbonio (CFRP), in quanto più leggere e rigide rispetto alle controparti di legno <sup>[1]</sup>.

### *1.2.2 Motore combustione interna*

L'ICE converte l'energia chimica conservata nel combustibile in energia meccanica. Il motore è tenuto in movimento dall'aumento di pressione causato dalla combustione del carburante. Le tipologie di motore possono essere distinte in base a numero di tempi per ciclo di lavoro e metodo di combustione. In termini di metodo di combustione, vengono utilizzati sia motori ad accensione comandata (spark-ignition, SI), sia motori ad accensione per compressione (compression-ignition, CI). Il motore SI è comunemente conosciuto come motore Otto o a benzina, mentre il motore CI come Diesel. La differenza tra i due motori sta nel fatto che, nel motore SI, la miscela aria-combustibile viene accesa tramite candela, invece nel CI viene compressa fino ad autoaccensione. Nei motori SI il combustibile e l'aria vengono miscelati prima dell'ingresso in camera di combustione; nei motori CI il carburante è direttamente iniettato nel cilindro. Entrambe le tipologie di motore possono essere realizzate a due o quattro tempi. Il motore a quattro tempi necessita di quattro corse del pistone e di due giri di manovella per ciclo di lavoro; il due tempi ha bisogno solo di due corse e un giro di manovella.

Nei motori CI la miscela aria-combustibile viene compressa a valori più alti in termini di pressione rispetto ad un motore SI, pertanto ha una struttura rinforzata più pesante ed è sottoposto a maggiori sollecitazioni inerziali. Le pressioni e masse più elevate sviluppano



coppie più alte e velocità rotazionali più basse. L'iniezione del carburante, poi, porta la miscela aria-combustibile ad essere eterogenea, dando origine a una combustione più rumorosa e ruvida. I tempi della combustione, più lunghi che nei motori SI (per via dei processi diffusivi), contribuiscono alle basse velocità di rotazione. Tuttavia, l'utilizzo elevato dei motori CI deriva dalla loro maggiore efficienza in termini di rendimento: il maggiore rendimento termico viene garantito, infatti, dalla magrezza della miscela ( $\lambda$ ) e dalle elevate pressioni a cui avviene la combustione. Inoltre, l'assenza della valvola a farfalla, e quindi della parzializzazione del carico, aumenta il rendimento volumetrico del motore.

Il design del motore a due tempi con accensione comandata è più semplice di quello della versione a quattro tempi. Il processo di lavaggio semplificato, tuttavia, può permettere alla carica fresca con combustibile incombusto di uscire e alla miscela bruciata di rimanere nel cilindro. Il carburante inutilizzato causa un basso rendimento del motore a due tempi ed emissioni elevate rispetto ai modelli a quattro tempi. Il carburante per i motori a due tempi richiede un additivo lubrificante, perché il carter viene utilizzato per la compressione e l'albero motore deve essere lubrificato. Il lubrificante non è o è solo parzialmente combusto nel processo, per cui contribuisce alle alte emissioni del motore. La semplicità del motore a due tempi è anche il suo vantaggio principale. È poco costoso e leggero. La massa ridotta insieme alla sua caratteristica di eseguire un colpo di potenza due volte più spesso di un motore a quattro tempi gli conferisce una potenza specifica più elevata.

Dal punto di vista del rendimento, le perdite di conversione del combustibile rappresentano la parte più grande delle perdite. Esse comprendono le perdite di combustione e le perdite di conversione termica. Le perdite di combustione rappresentano l'energia non rilasciata dal combustibile a causa della combustione incompleta. Le perdite di conversione termica descrivono l'energia rilasciata che non viene convertita in lavoro, essendo la dissipazione di calore la parte più grande. Le perdite di attrito e volumetriche si verificano a causa dell'inevitabile imperfezione meccanica del motore. Le perdite volumetriche sono quelle che si verificano durante il processo di aspirazione. I massimi rendimenti per i motori automobilistici ad aspirazione naturale sono 0,3 per un motore SI a quattro tempi, 0,42 per un motore CI a quattro tempi e 0,24 per un motore SI a due tempi (HEYWOOD, 1988, p. 887).

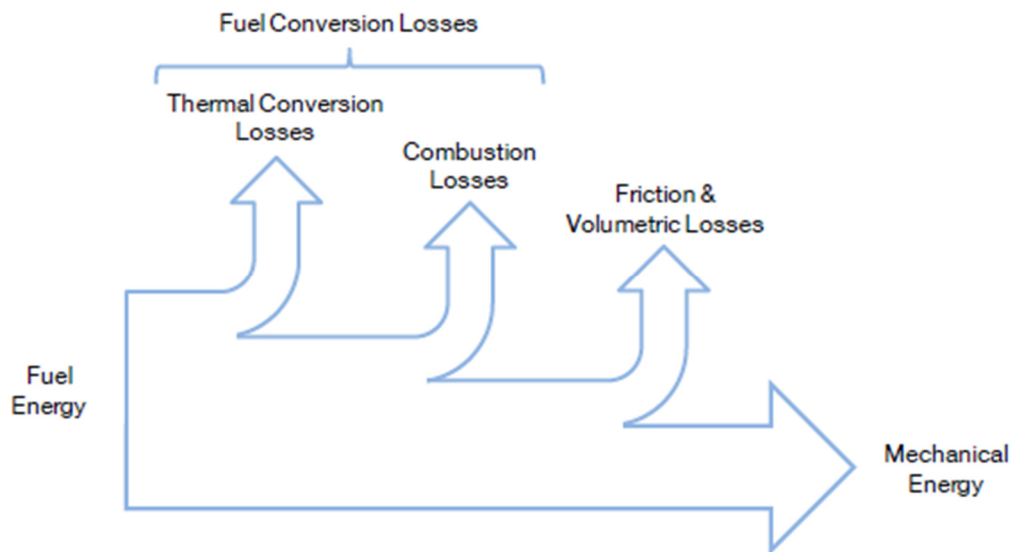


Figura 5: bilancio energetico ICE, tratto da SHOEMANN, J.,2014

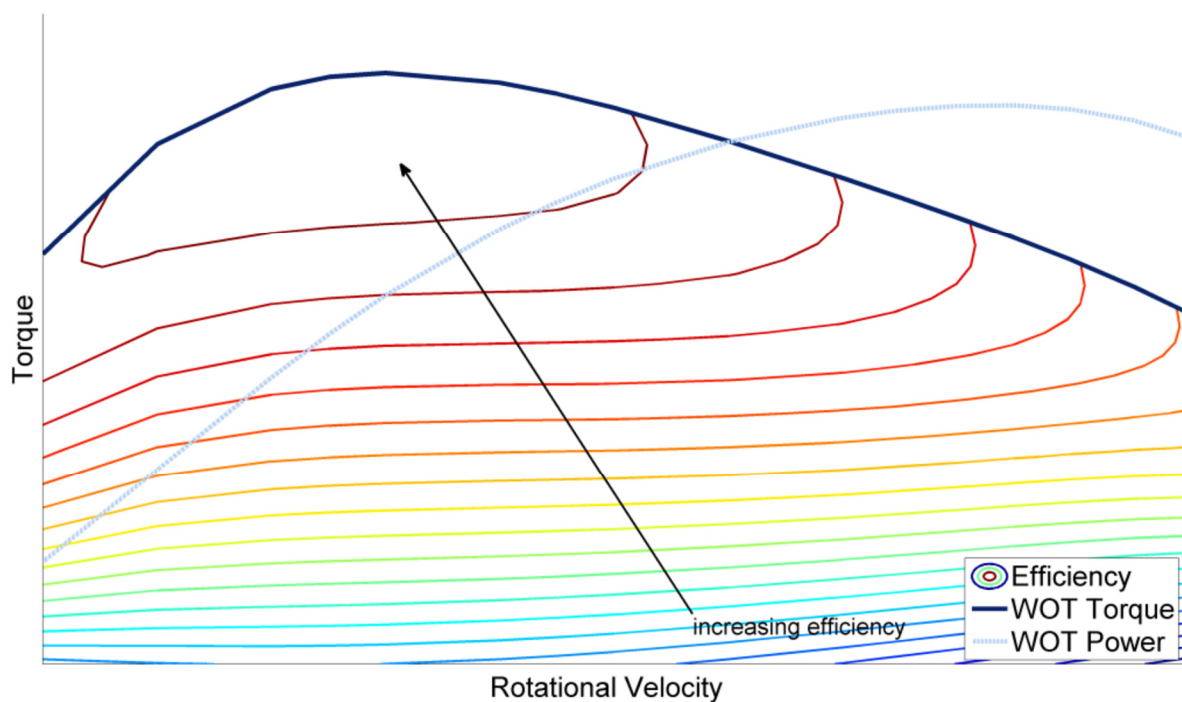


Figura 6: tabella rendimento motore UAV, tratto da SHOEMANN, J.,2014

La coppia e la potenza sono tracciate per la condizione WOT (wide-open throttle), che rappresenta la coppia massima possibile, e di conseguenza la potenza, ad una certa velocità di rotazione. L'efficienza del motore è rappresentata sotto forma di una mappa del rendimento.

Nella mappa, le linee di rendimento costante sono date per gamma di velocità di rotazione e i livelli di coppia al di sotto della coppia del WOT. La migliore efficienza si ottiene a/o leggermente al di sotto della coppia WOT. Il motore UAV, con i cui dati è stato creato il grafico, raggiunge un'efficienza massima di 0,35 (HENDRICKSON & MCGEER, 1999). La curva di coppia è meno profonda di quella di un motore elettrico, che è la ragione per l'uso di un cambio nelle automobili. Un'altra differenza è l'esistenza di una velocità di rotazione minima. La potenza specifica dei motori a combustione delle automobili è tra 400 W/kg per i motori Diesel e 500 W/kg per i motori SI (HEYWOOD, 1988, p. 58). I motori utilizzati per i piccoli UAV sono significativamente più piccoli di quelli delle automobili.

I motori a combustione interna di solito non possono iniziare a funzionare senza uno starter ausiliario. A terra, i motori possono essere azionati usando l'elica, ma in volo il motore di un aereo ha bisogno di un motore di avviamento che fornisca una coppia sufficiente.

### *1.2.3 Combustibile*

I combustibili fossili immagazzinano energia chimica che può essere trasformata in calore attraverso la combustione e in energia meccanica usando un motore termico adatto. I combustibili per il trasporto sono raffinati dal petrolio greggio. Per i motori a combustione interna, ci sono due tipi di carburante rilevanti: benzina e diesel.

La benzina è il più leggero dei due combustibili e richiede un processo di raffinazione più elaborato. Per l'aviazione è solitamente distribuita con il nome AvGas (Aviation Gasoline). Il diesel è più pesante della benzina. Nelle sue proprietà è molto simile al cherosene che è usato anche per l'aviazione. Per entrambi si usa il termine collettivo di carburante pesante. Gli

standard più comuni per il cherosene sono Jet-A1 per l'aviazione civile e JP-8 (Jet Propellant 8) in ambito militare <sup>[1]</sup>.

	<b>Aviation Gasoline</b>	<b>Kerosene</b>
Gravimetric Density [g/L]	0.715	0.81
Specific Energy [MJ / kg]	43.71	43.28
Specific Energy [kWh / kg]	12.14	12.02
Energy Density [MJ / L]	31	35.06
Energy Density [kWh / L]	8.61	9.74

Figura 7: proprietà combustibili fossili, tratto da SHOEMANN, J., 2014

Il gasolio ha una densità energetica significativamente più alta, ma a causa della maggiore densità gravimetrica l'energia specifica di entrambi i carburanti è simile. I combustibili pesanti sono considerati più sicuri, perché il loro punto d'infiammabilità è a una temperatura più alta. Il punto di infiammabilità è la temperatura più bassa alla quale il combustibile può essere acceso. Per il cherosene il punto di infiammabilità è a 38 °C, mentre quello della benzina è molto più basso, a -37 °C.

#### 1.2.4 Motore elettrico

Il motore elettrico è una macchina che converte l'energia elettrica in energia meccanica. Il motore è composto da una parte mobile, il rotore, e una parte statica, lo statore. I magneti sono montati su entrambe le parti. Quando i magneti sullo statore attraggono e respingono quelli sul rotore, quest'ultimo gira. Per mantenere il movimento in corso, la polarità dei magneti deve essere cambiata costantemente. In un motore elettrico a corrente continua (DC), le bobine elettromagnetiche sono poste sul rotore. Esse sono collegate ad un commutatore ad anello sull'albero, che funziona tramite spazzole di carbone collegate alla tensione d'ingresso.

L'inversione di polarità così descritta comporta diversi svantaggi. Il contatto scorrevole delle spazzole e del commutatore causa attrito, rumore, scintille e dissipazione di calore <sup>[1]</sup>.

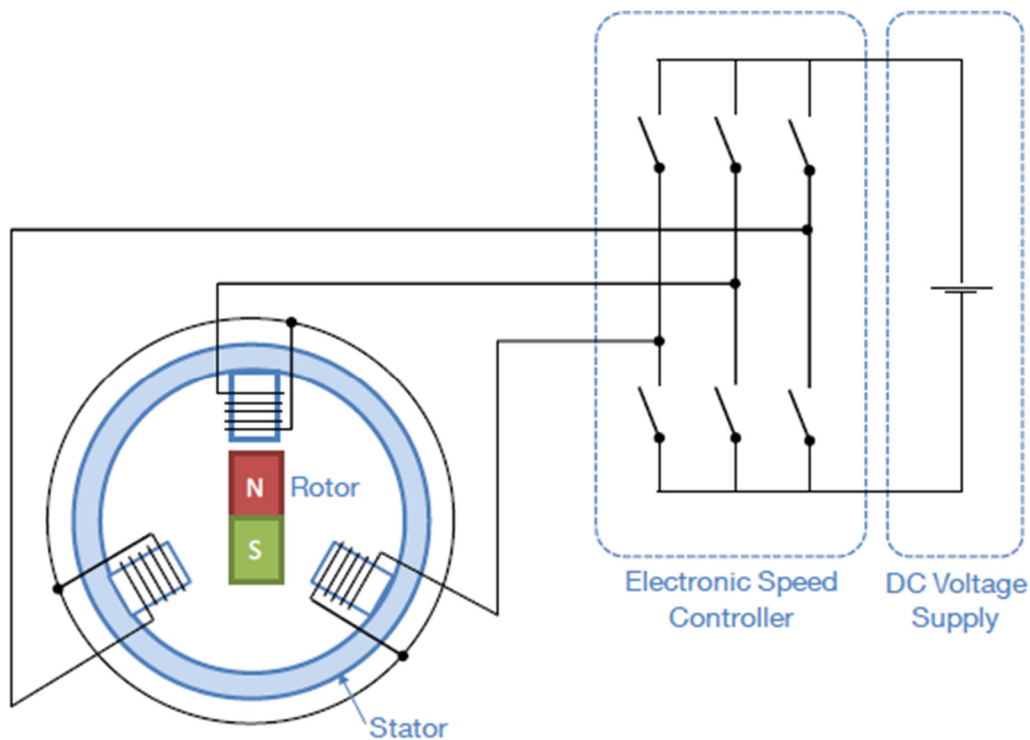


Figura 8: schema motore brushless, tratto da SHOEMANN, J., 2014

Il concetto di un motore elettrico a corrente continua senza spazzole (BLDC) si basa sulla commutazione elettronica di fase. I magneti permanenti sono posti sul rotore, le bobine elettromagnetiche sullo statore. Il motore brushless DC da solo non è un motore DC, perché è trifase. Per il suo funzionamento è obbligatorio un regolatore elettronico di velocità (ESC). Il regolatore elettronico di velocità converte l'ingresso di corrente continua in una corrente trifase sinusoidale approssimata mediante transistor.

Le informazioni sulla posizione attuale del rotore si ottengono utilizzando sensori a effetto Hall o sensori che misurano la forza elettromotrice posteriore. La forza elettromotrice posteriore (back-EMF) è indotta nella bobina dal cambiamento del flusso magnetico. Quando una bobina si trova direttamente di fronte a un polo del magnete permanente del rotore, non viene indotta alcuna tensione. Questa informazione può essere utilizzata per determinare la posizione del rotore. Lo svantaggio del motore BLDC di richiedere un controllore è

ampiamente controbilanciato dai suoi vantaggi. L'eliminazione delle spazzole riduce l'attrito e la dissipazione del calore. Entrambi contribuiscono a una maggiore efficienza del motore. La riduzione della dissipazione di calore permette al motore di accettare una corrente maggiore prima di raggiungere la sua temperatura critica. Di conseguenza, ha una potenza specifica più elevata rispetto al motore a spazzole. La commutazione senza scintille aumenta la compatibilità elettromagnetica (EMC) del motore senza spazzole e riduce i requisiti di manutenzione.

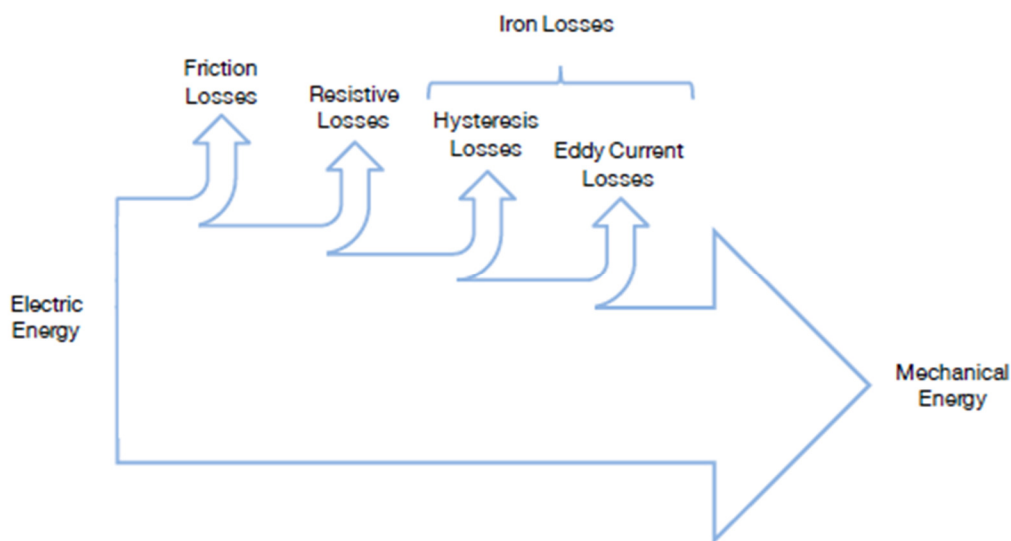


Figura 9: bilancio energetico motore elettrico, tratto da SHOEMANN, J., 2014

Il bilancio energetico del motore elettrico DC senza spazzole è mostrato nella figura 9. Nella figura, le frecce non sono disegnate proporzionalmente alle quantità di perdite. I rendimenti massimi delle macchine senza spazzole possono arrivare fino a ben oltre il 90%. In un motore elettrico si verificano tre tipi di perdite: perdite per attrito, perdite resistive e perdite di ferro. Le perdite per attrito comprendono l'attrito sui cuscinetti e la resistenza causata dal movimento del rotore attraverso l'aria. Le perdite resistive descrivono la dissipazione di calore che si verifica per le correnti che scorrono attraverso i conduttori, in particolare i fili della bobina. Le perdite del ferro contengono tipi di perdite che si trovano principalmente nel nucleo di ferro dello statore, in particolare le perdite di isteresi e di correnti parassite. Le perdite di isteresi descrivono le perdite di energia attraverso la magnetizzazione alternata del nucleo di ferro. Le correnti parassite sono causate dal back-EMF indotto. Il flusso di correnti

parassite attraverso il nucleo di ferro provoca delle perdite resistive, chiamate perdite di correnti parassite.

Nel regolatore di velocità elettronico, ulteriori perdite si verificano a causa della dissipazione di calore causata dai processi di commutazione. Nel funzionamento a carico parziale, queste perdite sono significative, perché ogni segnale di fase è modulato a larghezza d'impulso in alta frequenza per ridurre la tensione effettiva applicata.

Ci sono due tipi principali di motori BLDC che si distinguono per la posizione del loro rotore. In una disposizione outrunner, il rotore gira intorno allo statore, mentre in una disposizione inrunner gira all'interno dello statore. Le caratteristiche delle prestazioni variano tra i due. Il diametro maggiore del rotore permette ai motori outrunner di creare una coppia maggiore, mentre la maggiore inerzia porta a velocità di rotazione inferiori. I motori inrunner creano rispettivamente una coppia più bassa a velocità di rotazione più alte. La posizione delle bobine elettromagnetiche all'esterno dell'involucro permette una più facile gestione del calore del motore autofrenante. Questo contribuisce a un'efficienza tipicamente più alta rispetto al motore outrunner. Come conseguenza dell'alta velocità di rotazione, i motori inrunner sono spesso utilizzati con i riduttori. In questo caso, la perdita di energia aggiuntiva e la massa implicita devono essere soppesate con la minore efficienza del motore dell'outrunner.

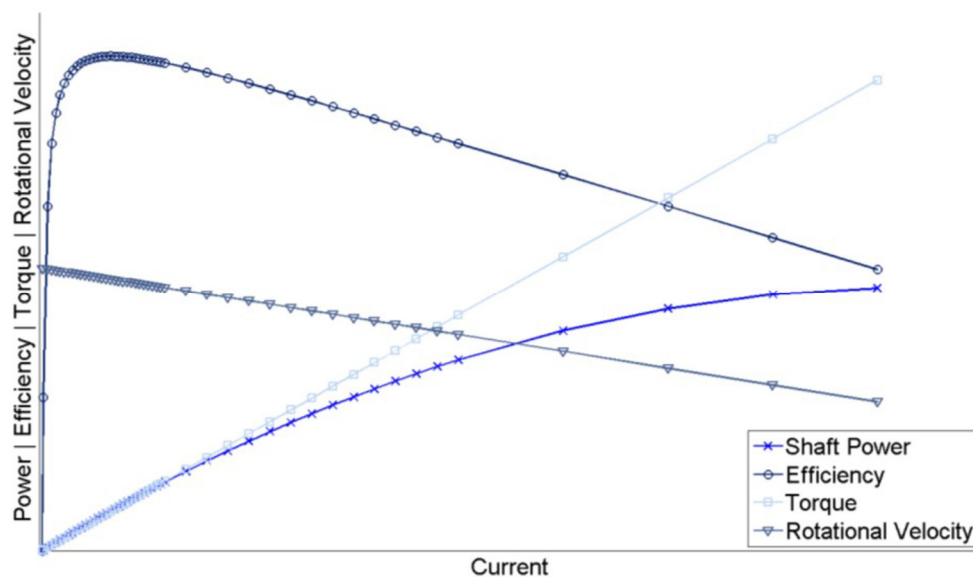


Figura 10: caratteristiche operative BLDC, tratto da SHOEMANN, J.,2014

Come si può vedere, il motore elettrico fornisce la massima velocità di rotazione in condizioni di assenza di carico. Un aumento del carico porta a un aumento lineare della coppia fornita. La coppia massima è limitata dalla corrente massima che il motore può sopportare prima di raggiungere la sua temperatura critica.

### *1.2.5 Batterie*

Una batteria è un dispositivo elettrochimico che fornisce tensione elettrica e può essere usato come immagazzinamento di energia elettrica. La batteria come sistema consiste in una o più celle collegate in parallelo o in serie. Ogni cella è composta da due elettrodi in un elettrolita. L'elettrodo positivo, il catodo, è comunemente un ossido di metallo, la sua controparte negativa, l'anodo, un metallo. Durante la scarica, si genera tensione in una reazione redox. Quando gli elettrodi vengono introdotti nell'elettrolita, entrambi subiscono l'ossidazione. Meno nobile è il materiale dell'elettrodo, maggiore è il tasso di ossidazione. Questo crea un potenziale elettrico tra gli elettrodi. Quando un carico elettrico di consumo è collegato alla batteria, si stabilisce un flusso continuo di elettroni dall'anodo al catodo. L'anodo è ossidato, mentre il materiale catodico è ridotto. Il circuito elettrico è chiuso dal flusso di ioni attraverso l'elettrolita. I cationi fluiscono dall'anodo al catodo, mentre gli anioni fluiscono dal catodo all'anodo. Alcuni tipi di cellule richiedono un separatore all'interno dell'elettrolita che è permeabile solo per gli ioni e impedisce un guasto interno da cortocircuito. La tensione teorica che la batteria può fornire dipende dalla differenza di potenziale dei due elettrodi, che è definita dai potenziali di riduzione standard dei materiali scelti. I materiali anodici hanno potenziali di riduzione standard negativi, mentre quelli catodici sono positivi. Il contenuto energetico di una cella è regolato dall'equivalente elettrochimico di un materiale <sup>[1]</sup>.

Le celle della batteria possono essere divise in celle primarie e secondarie. Le celle primarie sono destinate all'uso singolo, mentre quelle secondarie possono essere ricaricate. Le celle primarie possono fornire un contenuto energetico più elevato, ma per le applicazioni di trasporto i costi e l'imperativo della sostenibilità impongono l'uso di celle secondarie.

Il requisito fondamentale per una batteria da trasporto è il peso ridotto. Questo ha portato alla ricerca di batterie al litio. Il litio è il metallo più leggero sulla terra e ha un potenziale di riduzione standard negativo molto basso e un elevato equivalente elettrochimico. L'uso del litio puro come materiale anodico ha portato a celle instabili. Durante il processo di carica il



litio soluto si riattacca in strutture incontrollabili chiamate dendriti, che, crescendo verso il catodo, possono causare un cortocircuito e portare a incendi o esplosioni (RETZBACH, 2008). Di conseguenza, il litio è stato intercalato in materiali elettrodici più stabili. La tecnologia applicabile che è emersa è la batteria agli ioni di litio che utilizza un ossido metallico di litio come materiale catodico e un anodo di carbonio, comunemente grafite. Il tipo di batteria agli ioni di litio più diffuso per i modelli di aerei e gli aerei senza pilota è la batteria ai polimeri di litio, che utilizza un polimero come elettrolita. L'astinenza di un elettrolita liquido in questo tipo di batteria permette di ridurre al minimo l'involucro e di conseguenza porta ad una bassa massa della batteria.

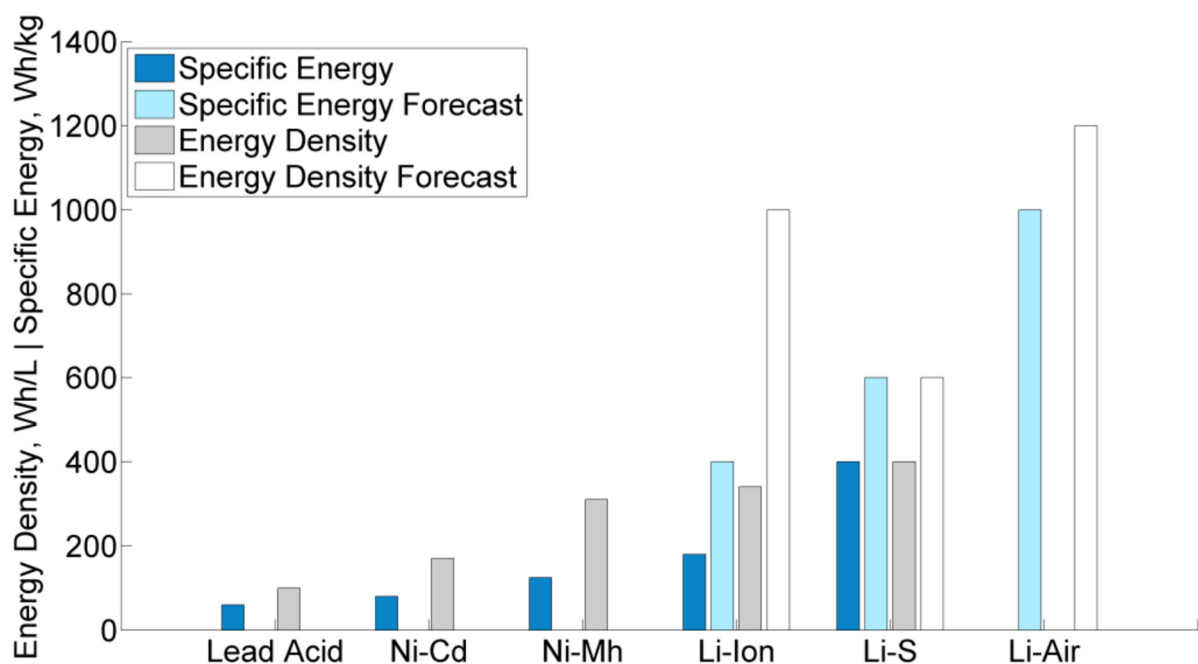


Figura 11: proprietà energetiche di diverse batterie, tratto da SHOEMANN, J., 2014

La batteria agli ioni di litio in confronto ad altri tipi di batterie ha un'energia specifica molto alta. Questo può essere visto graficamente nella Figura 11, dove sono indicati anche i valori per le batterie piombo-acido, nichel-cadmio (Ni-Cd), nichel-metallo idruro (Ni-Mh), litio-zolfo (Li-S) e litio-aria (Li-Air). Il valore di 200 Wh/kg per le attuali batterie agli ioni di litio non è valido per tutte le applicazioni. Può essere raggiunto in piccole celle per l'elettronica di consumo. Un valore allo stato dell'arte derivato da un database di batterie litio-polimero è 168 Wh/kg.

In termini di potenza specifica, la batteria agli ioni di litio è superiore agli altri tipi di batterie. La batteria ai polimeri di litio è indicata con una potenza specifica massima inferiore a 1000 W/kg.

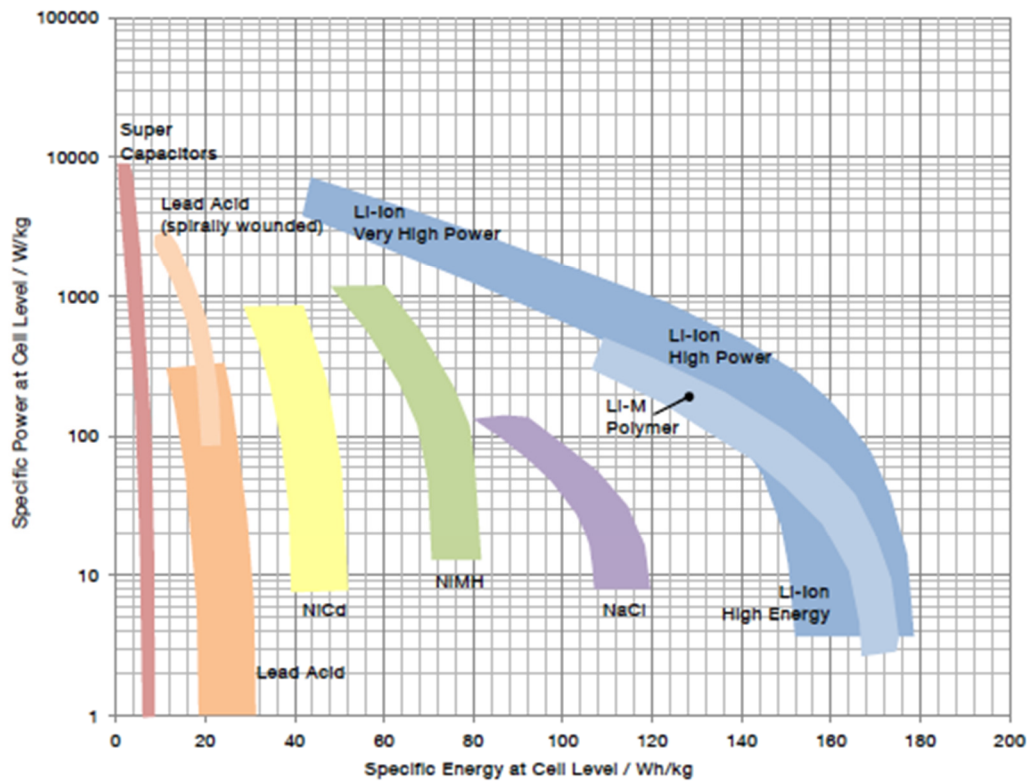


Figura 12: grafico di Ragone che mette in relazione la potenza specifica e l'energia specifica per diversi tipi di batterie, tratto da SHOEMANN, J., 2014

Le batterie ai polimeri di litio offrono i vantaggi di un'alta energia e potenza specifica e di un alto numero di cicli di carica e scarica possibili. Non c'è effetto memoria, cioè la riduzione della capacità dovuta alla scarica incompleta. Il tasso di autoscarica può essere trascurato <sup>[1]</sup>. Secondo RETZBACH (2008, p. 148) è di circa 2-3 % al mese. Gli svantaggi delle batterie ai polimeri di litio sono per lo più legati alla sicurezza e possono essere controllati da una corretta gestione. L'eccesso di carica o il superamento delle temperature massime di funzionamento può causare la decomposizione degli elettrodi o dell'elettrolita. Questo può provocare il rilascio di gas che possono sovraccaricare l'involucro e infiammarsi durante la fuoriuscita. Per lo stesso motivo, la batteria è sensibile all'impatto fisico. Durante il processo di carica bisogna fare attenzione che tutte le celle di una batteria siano ugualmente cariche. Le

celle che negano la carica possono portare ad un eccesso di carica di altre celle. Il metodo comune per evitare ciò è un sistema di monitoraggio e bilanciamento della tensione delle celle. Le differenze nelle capacità di carica delle celle possono essere caratteristiche di produzione o di usura. Un altro maltrattamento da evitare è la scarica profonda, l'estrazione di troppa energia immagazzinata, che può portare a danni irreversibili. Una regola empirica per la tensione minima di una cella è 3,0 V o il 20% della capacità da lasciare inutilizzata <sup>[1]</sup>.

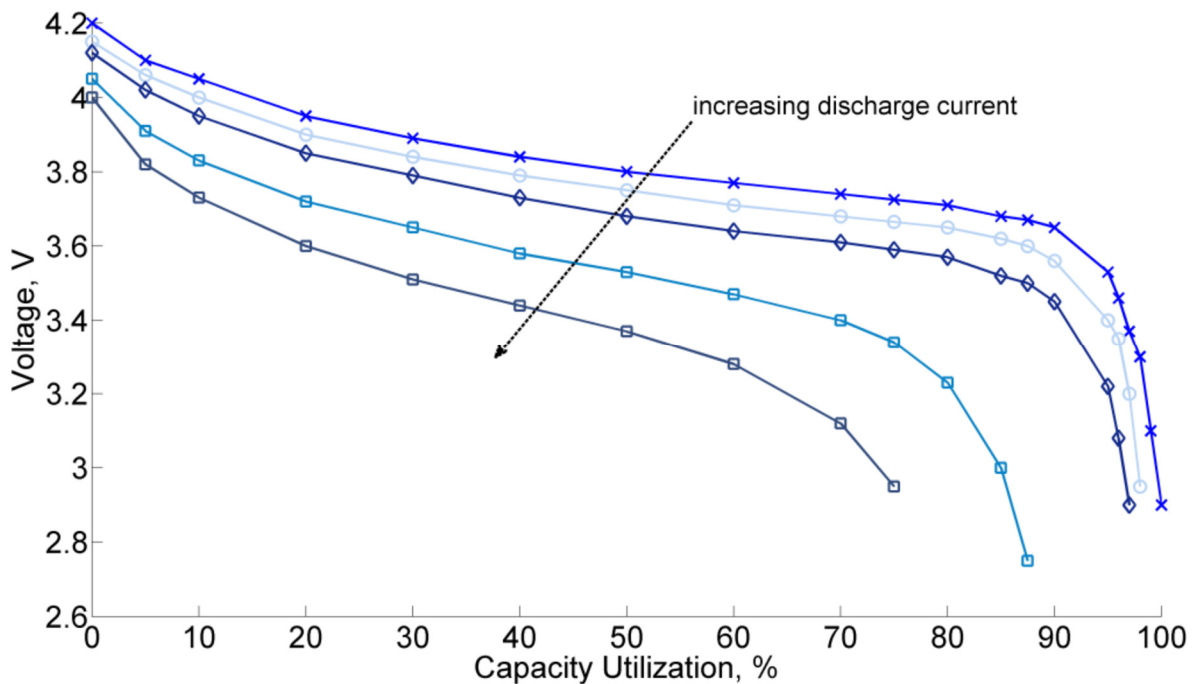


Figura 13: curve di scaricamento di una batteria a polimeri di Litio, tratto da SHOEMANN, J.,2014

Si può vedere che c'è una caduta di tensione con la capacità estratta e la corrente prelevata. Più bassa è la corrente prelevata, minore è la caduta di tensione sulla capacità estratta.

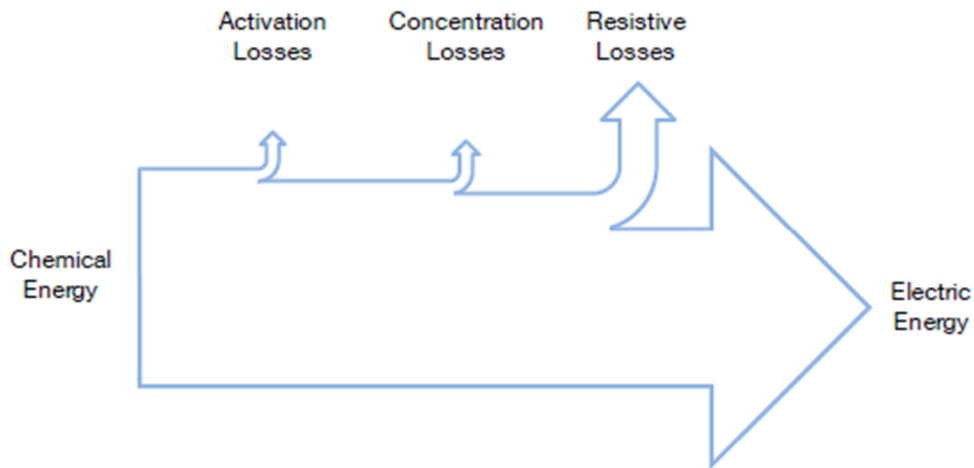


Figura 14: schema bilancio energetico motore elettrico, tratto da SHOEMANN, J., 2014

Le perdite resistive sono più rilevanti per le batterie ai polimeri di litio. Le perdite resistive derivano dalla resistenza interna della batteria. Le perdite di attivazione sono principalmente causate dalla reazione chimica alla giunzione della conduzione elettrica e ionica. Le perdite di concentrazione si riferiscono alle perdite causate da una differenza di concentrazione di ioni all'interno dell'elettrolita. Le perdite si verificano praticamente in una differenza tra la tensione a circuito aperto (OCV) della batteria e la tensione terminale. Una riduzione delle prestazioni può verificarsi per basse temperature ambientali. Un effetto principale che contribuisce a questo è che le resistenze ohmiche aumentano alle basse temperature. Come valore di esperienza, temperature inferiori a 15 °C possono causare un notevole deterioramento. Un ulteriore calo dell'energia disponibile arriva con l'invecchiamento della batteria.

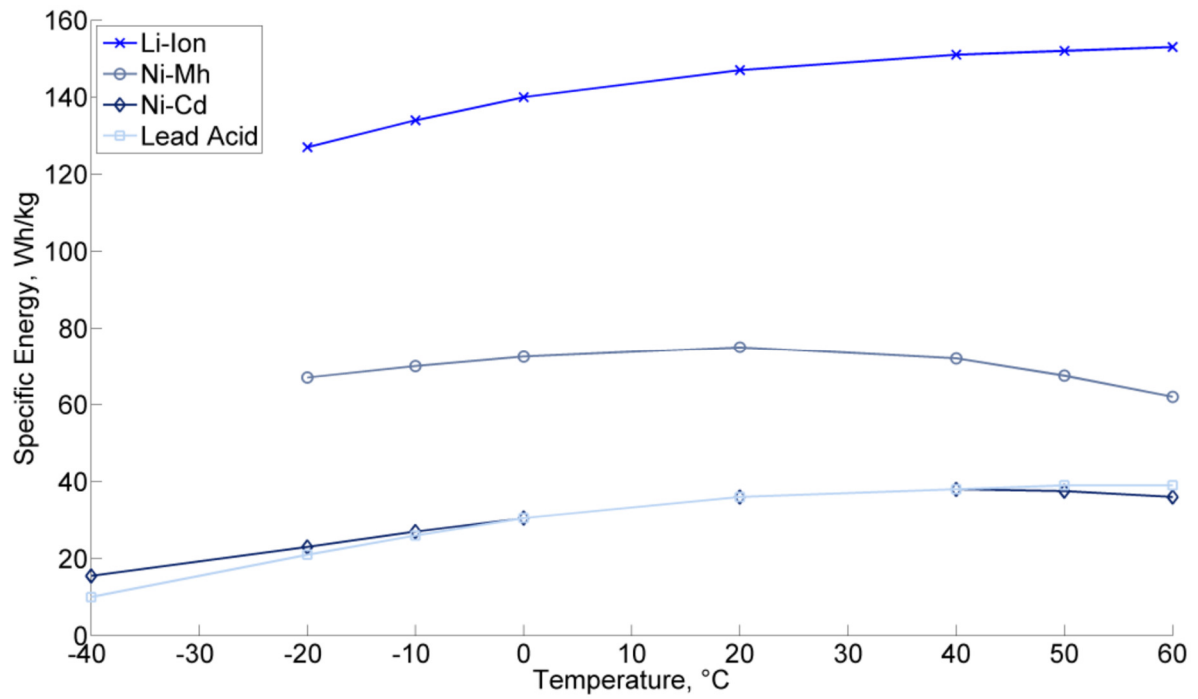


Figura 15: influenza temperatura sull'energia specifica delle batterie, tratto da SHOEMANN, J., 2014

## 2 STUDIO E MODELLAZIONE VELIVOLI IBRIDO-ELETTRICI

Per quantificare le capacità dei componenti di propulsione descritti nel capitolo precedente, il loro comportamento deve essere modellato. Nella progettazione preliminare di un aereo, tre requisiti principali sono posti a un modello: alta generalità, basso sforzo di calcolo e alta precisione. La richiesta di alta precisione è un fine in sé e aiuta a ridurre i costi del processo di progettazione. Una previsione il più possibile esatta delle capacità e dei limiti nella fase preliminare riduce le costose modifiche del sistema nella fase di progettazione dettagliata. L'alta generalità e il basso sforzo computazionale permettono a un modello di esplorare rapidamente un ampio spazio di progettazione e di creare risultati ragionevolmente comparabili. Le richieste di alta accuratezza e basso sforzo di calcolo possono opporsi l'una all'altra, così che è necessario trovare un compromesso (SHOEMANN, J.,2014).

### 2.1 Generalità processo di studio

In generale, la tecnologia di propulsione di un aereo non dovrebbe essere considerata singolarmente, ma all'interno di un velivolo adatto, per descrivere correttamente l'interdipendenza tra il sistema di propulsione e l'aereo.

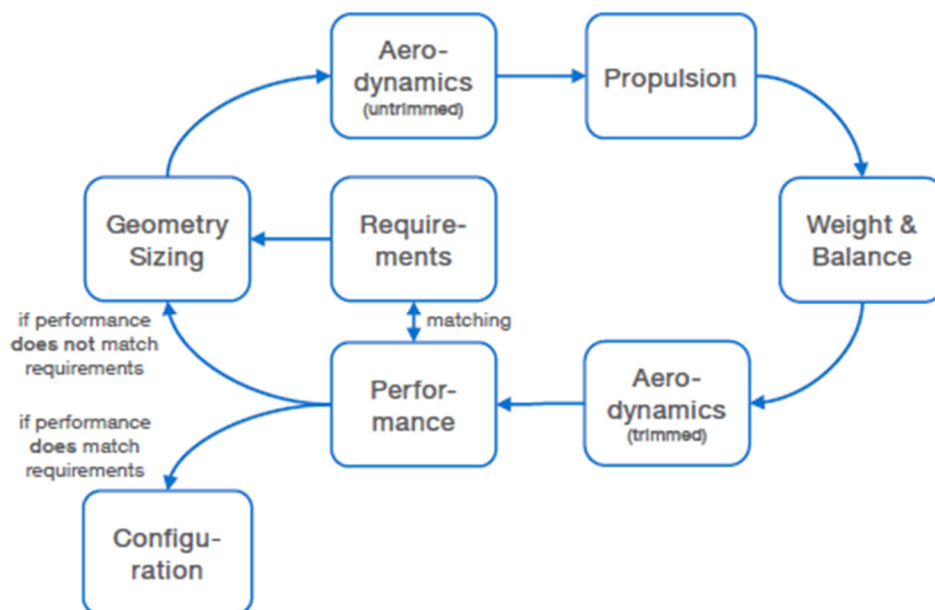


Figura 16: schema di studio, tratto da SHOEMANN, J.,2014

Da un insieme specificato di requisiti, viene stimata una geometria iniziale utilizzando valori empirici. In una prima previsione dell'aerodinamica per il velivolo non trimmato viene determinata la richiesta di potenza. La richiesta di potenza è l'input del modulo di propulsione. Il suo output è la massa del sistema che fornisce questa potenza. La massa del sistema di propulsione viene poi utilizzata per calcolare la massa complessiva e il bilanciamento dell'aereo. Dopo aver previsto l'aerodinamica per l'aereo trimmato, le prestazioni vengono analizzate e abbinate ai requisiti. Se le prestazioni non corrispondono ai requisiti, la geometria del velivolo viene modificata e vengono eseguite ulteriori iterazioni fino a raggiungere una conformità accettabile <sup>[1]</sup>.

Questa ripresa dei concetti di base della progettazione dei velivoli mostra che l'uscita di un modulo di progettazione della propulsione influenza l'entrata. La richiesta di potenza cambia con la massa del sistema di propulsione. Un processo a cascata risulta nell'iterazione del progetto dell'aereo: Se un'assunzione iniziale di potenza di propulsione porta ad un sistema di propulsione più pesante del previsto, la potenza assunta non sarà sufficiente e la richiesta di potenza calcolata nel ciclo di iterazione successivo aumenta. Questo porta di nuovo a una massa del sistema di propulsione più alta, e così via. Questo effetto si evolve fino a quando il processo raggiunge la convergenza. In qualsiasi aereo, in cui la conversione dell'energia immagazzinata in movimento è correlata al consumo di carburante, la massa, e di conseguenza la richiesta di potenza, cambia costantemente. Questo è il caso di tutti i sistemi basati sul combustibile fossile, quindi anche del sistema ibrido-elettrico (SHOEMANN, J.,2014).

Nei paragrafi successivi, verranno analizzati gli studi delle tre configurazioni ibrido-elettrico per UAV, evidenziando gli scopi delle analisi e le motivazioni nella scelta dei componenti e delle varie ottimizzazioni proposte.

## *2.2 Analisi configurazione serie*

Nello studio presentato da Mercial <sup>[4]</sup>, un sistema di propulsione ibrido-elettrico di serie è stato progettato per piccoli sistemi aerei senza pilota (Unmanned Aircraft System, UAS) a risposta rapida, con l'obiettivo di migliorare la resistenza e fornire una propulsione elettrica flessibile e reattiva. L'architettura ibrida di serie utilizza un'elica azionata da un motore alimentato da un banco di batterie, che viene ricaricato da un generatore azionato dal motore ICE, simile ad altri veicoli elettrici ad autonomia estesa. Il design del motore si è concentrato su un motore personalizzato, a due tempi, a combustione magra, ad accensione per compressione (CI), a combustibile pesante, che era accoppiato con un alternatore di avviamento integrato (ISA) per fornire energia elettrica. Il motore CI a combustibile pesante è stato progettato per un'alta densità di potenza, una migliore efficienza del carburante, e la compatibilità con i combustibili pesanti (ad esempio, diesel, JP-5, JP-8). I motori ad accensione comandata a benzina disponibili in commercio e nello studio commerciale sono stati considerati anche i motori ad accensione comandata a combustibile pesante (MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014).

### *Generalità dello studio di Mercial*

La configurazione ibrida in serie permette al motore di essere disaccoppiato meccanicamente dall'elica, in modo che il motore possa essere azionato alla condizione di carico/velocità per l'efficienza massima di conversione del carburante. Un pacchetto di batterie ricaricabili ad alta densità energetica è stato utilizzato per immagazzinare energia e consentire all'UAS di funzionare con il motore spento, il che ha fornito una modalità di funzionamento a motore spento. L'ISA consente di riavviare il motore in volo senza la necessità di un motore di avviamento separato. L'UAS ibrido serie equipaggiato con il motore diesel personalizzato ha dimostrato miglioramenti di resistenza, a causa di ulteriori benefici derivanti dalla migliore efficienza del motore.

L'obiettivo di questo studio è quello di sviluppare un piccolo UAS ibrido-elettrico a risposta rapida che sia in grado di navigare per periodi prolungati ed eseguire manovre "fast dash". Inoltre, l'UAS è stato progettato per combustibili pesanti (principalmente JP-5/8 jet fuel) piuttosto che benzina o altri carburanti, per semplificare la catena di approvvigionamento per le operazioni militari.



I sistemi di propulsione ibrida sfruttano i migliori attributi di più tipi di fonti di energia per spingere in modo più efficiente un veicolo. Le comuni fonti di energia ibride includono motori a combustione interna (ICE), motori elettrici, pompe idrauliche e volani. I veicoli elettrici ibridi (HEV) che combinano motori a combustione interna ad alta densità di energia e macchine elettriche altamente efficienti sono tra gli ibridi più comuni. Un HEV offre più utilità di un veicolo elettrico puro (EV), perché l'idrocarburo denso di energia a bordo dell'HEV permette un'autonomia estesa e può essere rifornito rapidamente. L'HEV migliora anche un sistema di propulsione convenzionale, poiché una macchina elettrica altamente efficiente può essere usata per integrare l'ICE e ridurre il tempo che l'ICE trascorre in condizioni operative inefficienti, risparmiando così il carburante.

Viene presentato il progetto di un sistema di propulsione elettrica ibrida in serie per un piccolo UAS. Il sistema di propulsione utilizza un motore a due tempi, ad accensione per compressione, a combustibile pesante collegato ad un ISA, per generare energia elettrica. La potenza generata viene quindi utilizzata per ricaricare un pacco batterie agli ioni di litio, o direttamente un motore brushless DC (BLDC) che è collegato all'elica di spinta. Questo tipo di sistema di propulsione permette di disaccoppiare il funzionamento del motore dall'elica, permettendo così al motore di funzionare come un generatore, funzionando nella sua condizione più efficiente. L'architettura ibrida permette anche di far funzionare l'UAS con il motore spento. La densità di potenza del ciclo a due tempi è ideale per l'aviazione. L'iniezione diretta del carburante è usata per evitare il cortocircuito di carburante fuori dallo scarico del motore, poiché questo comporta un eccessivo consumo di carburante con motori a due tempi a carburatori. Un ISA ad alta efficienza è stato utilizzato sia per avviare il motore che per generare elettricità, dopo che il motore si è acceso. Combinando il motorino d'avviamento e alternatore in un unico componente riduce lo spazio, il peso e il numero di parti.

Diversi tipi di controllo possono essere utilizzati per ridurre al minimo il consumo di energia dei propulsori HEV. Il controllo rule-based è stato scelto perché il controllo di un veicolo ibrido in serie è molto più semplice di quello di un ibrido parallelo o power-split. In un ibrido serie, il motore è acceso o spento per generare energia elettrica. Non c'è nessuna divisione di potenza tra il motore termico e il motore elettrico da determinare, quindi non sono necessari complessi metodi di controllo.

## *Analisi energetica e dimensionamento dei componenti*

I requisiti di potenza aerodinamica sono stati calcolati per l'UAS ibrido durante volo ad altitudine costante, a varie velocità del veicolo, assumendo una tipica struttura ad ala fissa e un'elica a passo fisso. Si è assunto che l'UAS ibrido avesse una ground take off weight (GTOW) di 25.3kg, compreso il carburante e il carico utile, per tutti i casi considerato. Un'elica commerciale di dimensioni adeguate è stata selezionata per soddisfare i requisiti di spinta e la velocità del motore per l'UAS ibrido. La potenza aerodinamica divisa per i rendimenti di conversione dell'energia dell'elica, del motore di azionamento e dell'elettronica di potenza del motore, ha prodotto la richiesta di potenza elettrica della drivetrain.

### *Batterie*

La batteria è l'unica fonte di energia per il veicolo durante la modalità a motore termico spento, quindi questo requisito ha aiutato a determinare la dimensione appropriata per il pacco batterie. L'obiettivo era quello di indicare un pacco batterie, utilizzando le celle disponibili in commercio, che avrebbe permesso all'UAS di rimanere in modalità motore-off alla velocità di crociera fissata per un'ora. Una cella commerciale Panasonic agli ioni di litio è stata selezionata come blocco di costruzione per il pacco batteria per via della sua alta densità di energia (243 Wh/kg).

### *Dimensionamento motore termico*

La richiesta di potenza determina la dimensione ideale del motore proposto nello studio. Per provvedere alla massa aggiuntiva del sistema ibrido e poter raggiungere la velocità massima voluta, viene stimato che il sistema di propulsione debba fornire 1884 W di potenza elettrica all' EM. L'ICE deve fornire 1432 W di potenza all'albero (considerando un rendimento del 95% per lo starter) all'ISA mentre le batterie si scaricano con tasso 2C.

Viene quindi scelto un motore CI a due tempi per via della maggiore densità di potenza offerta rispetto al quattro tempi. Inoltre, l'altro rapporto di compressione e il più alto rendimento termico, uniti al fatto che l'iniezione diretta nel cilindro non consente fenomeni di short circuit durante la fase di scarico, rendono questa scelta particolarmente vantaggiosa in termini di conservazione del combustibile. Tuttavia, il problema principale di tale motore

risiede nella scarsa fase di preparazione della miscela dovuta a impingement dell'iniezione spray del combustibile sulle pareti del cilindro e sul pistone.

Dopo averne selezionato l'architettura di base, vengono proposti alcuni motori su cui procedere con la modellizzazione (tramite software WAVE) per stimarne massa e performance.

Disp. Volume [cm <sup>3</sup> ]	Fuel	Eng. Type	Predicted EngineMass [kg]	Added Mass from Baseline [kg]	Initial Fuel Mass [kg]	PD in Fuel Mass [%]
28	Gas.	SI	1.21	—	5.5	—
28	HF	SI	2.00	0.79	4.71	-14.4
28	HF	CI	2.19	0.98	4.52	-17.8
40	HF	CI	2.51	1.30	4.20	-23.6
54	HF	CI	2.89	1.68	3.82	-30.5
80	HF	CI	3.59	2.38	3.12	-43.3

HF – heavy fuel, CI – compression ignition, SI – spark ignition, Gas. – gasoline, PD – percent difference

Figura 17: masse stimate dei motori, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014

Engine Description			Generator Mode Performance		Peak Power Mode Performance	
Displaced Volume [cm <sup>3</sup> ]	Fuel	Eng. Type	Brake Power [kW]	Brake Th. Efficiency [%]	Brake Power [kW]	Brake Th. Efficiency [%]
28	Gas.	SI	0.86	14.0	2.25	9.4
28	HF	SI	0.71	13.1	2.15	8.7
28	HF	CI	0.66	27.3	0.94	25.7
40	HF	CI	0.98	28.4	1.46	26.4
54	HF	CI	0.82	28.3	2.02	26.9
80	HF	CI	0.99	28.7	2.70	28.5

HF – heavy fuel, CI – compression ignition, SI – spark ignition; brake power in peak-power mode at 8500 RPM for SI engines, 4500 RPM for CI engines.

Figura 18: performance stimate dei motori, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014

## Risultati simulazione

La massima durata di volo viene simulata per ogni configurazione UAS, partendo in condizioni di serbatoio pieno e batterie completamente cariche, fino a quando entrambe le riserve energetiche vengono esaurite.

Engine Description			Generator Mode Performance		Peak Power Mode Performance	
Displaced Volume [cm <sup>3</sup> ]	Fuel	Eng. Type	Brake Power [kW]	Brake Th. Efficiency [%]	Brake Power [kW]	Brake Th. Efficiency [%]
28	Gas.	SI	0.86	14.0	2.25	9.4
28	HF	SI	0.71	13.1	2.15	8.7
28	HF	CI	0.66	27.3	0.94	25.7
40	HF	CI	0.98	28.4	1.46	26.4
54	HF	CI	0.82	28.3	2.02	26.9
80	HF	CI	0.99	28.7	2.70	28.5

HF – heavy fuel, CI – compression ignition, SI – spark ignition; brake power in peak-power mode at 8500 RPM for SI engines, 4500 RPM for CI engines.

Figura 19: sistemi UAS simulati, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014

Case	Endurance [hr]	Endurance PD [%]	Fuel Cons. @ Cruise [kg/h]	Fuel Cons. PD [%]
1	15.1	—	0.364	—
2	12.3	-18.5	0.382	4.9
3	23.7	57.0	0.190	-47.9
4	21.8	44.4	0.193	-47.1
5	20.5	35.8	0.185	-49.1
6	16.3	7.9	0.190	-47.8

PD = percent difference

Figura 20: dati della simulazione per ciascuna configurazione, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014

La resistenza per un UAS ibrido con il motore SI commerciale a benzina (caso 1) era di 15,1 ore. La resistenza per un UAS ibrido con il motore SI commerciale a combustibile pesante (caso 2) era di 12,3 ore, il 18,5% in meno rispetto al motore a benzina. La resistenza ridotta era dovuta alla minore efficienza termica del freno del motore SI a combustibile pesante rispetto al motore SI a benzina. Il consumo di carburante per i motori CI (casi 3-6) è stato inferiore di circa il 50% rispetto al motore commerciale a benzina SI. Anche la resistenza è stata migliorata con i motori CI personalizzati rispetto al commerciale SI, anche se questi motori trasportavano meno carburante rispetto al motore SI a benzina per compensarne l'aumento di peso.

La resistenza e il consumo di carburante per i sei casi sono tracciati nella Figura 21. I motori CI personalizzati sono indicati con cerchi e i motori SI commerciali con marcatori a triangolo. I marcatori sono colorati in base alla massa di carburante iniziale. Il consumo di carburante per i motori CI era molto simile a causa della somiglianza dell'efficienza termica del freno in modalità generatore, che varia solo nello stretto intervallo dal 27,3% al 28,7%. Questa somiglianza è dovuta al fatto che il punto di funzionamento migliore è stato selezionato per ogni caso rispetto a una soglia minima di potenza per avere tempi accettabili di ricarica. La grande differenza nel consumo di carburante tra i casi CI e i casi SI è evidente. La migliore resistenza è stata osservata per il motore CI 28 cm<sup>3</sup> (caso 3), per via del suo basso consumo di carburante e del peso leggero, che ha permesso una maggiore capacità di carburante del serbatoio. Questa analisi evidenzia l'inconfondibile impatto della capacità di carburante sulla resistenza, indipendentemente dalla tecnologia di propulsione utilizzata.

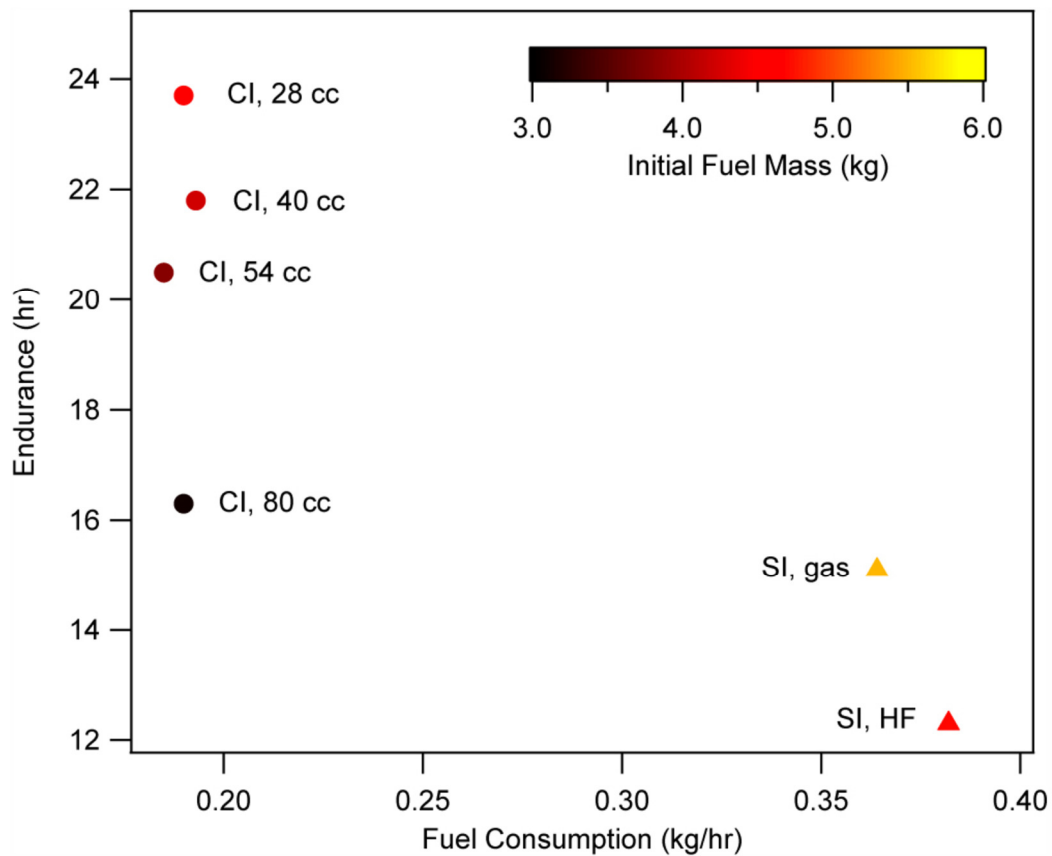


Figura 21: grafico resistenza e consumo carburante, tratto da MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., 2014

Si conclude quindi che la configurazione serie si adatta ad applicazioni in cui è necessario migliorare le caratteristiche del motore elettrico, in particolare la potenza al decollo e la durabilità in volo, associandogli un motore termico che agisca da generatore. L'ICE viene dunque selezionato in base alla potenza specifica che può fornire, con uno sguardo attento al consumo di carburante per garantire la massima durabilità possibile del drone.

### *2.3 Analisi configurazione parallelo*

Uno studio proposto da Hiserote <sup>[2]</sup>, basato su quello di Harmon <sup>[5]</sup> (HARMON, F.G., 2005), analizza le differenze tra tre diverse configurazioni parallelo, focalizzandosi sulle diverse opzioni di trasferimento e conversione dell'energia meccanica all'elica dell'UAV.

Ciononostante, ogni sistema presentato si basa sul regime operativo proposto da Harmon (HISEROTE, R.M., 2010):

- Potenza per il decollo fornita da ICE o ICE ed EM
- Potenza per salire di quota fornita da ICE o ICE ed EM
- Potenza per velocità massima fornita da ICE o ICE ed EM
- Potenza per navigare fornita da ICE
- Potenza per volo silenzioso fornita da EM
- Eventuale supporto di emergenza fornito da entrambi

#### *Generalità studio di Hiserote*

Lo studio si focalizza su piccoli UAV destinati ad uso militare, in grado di svolgere sia compiti di ricognizione e sorveglianza, sia operazioni in modalità silenziosa. Per questo motivo, la configurazione parallelo si presta ottimamente a questo genere di richieste, in quanto può garantire durabilità tramite ICE e alta manovrabilità e silenziosità grazie all'EM.

La prima configurazione prevede l'uso di una frizione elettromagnetica per trasferire potenza dall'ICE all'elica. Durante la fase di volo silenzioso, il sistema di controllo spegne l'ICE, mentre la frizione permette all'albero motore di girare liberamente. Per riattivare l'ICE, viene attivata la frizione, che muove l'albero azionato dall'EM. Poiché entrambi i motori sono allineati sullo stesso albero, il rotore dell'EM gira costantemente, il che viene sfruttato per alimentare i sistemi di volo e i vari sensori. Questa opzione dimostra di essere la più leggera, ma presenta il rendimento meccanico più basso.

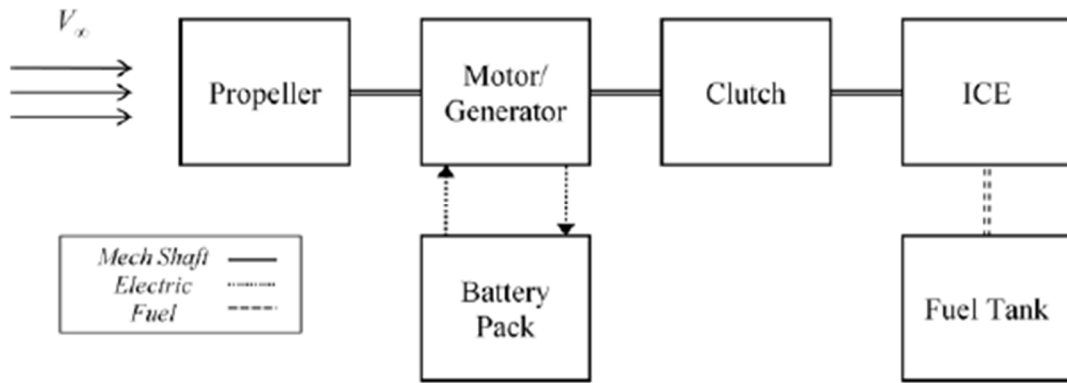


Figura 22: configurazione parallela con avviamento a frizione, tratto da HISEROTE, R.M., 2010

La seconda opzione prevede l'uso di uno starter per l'ICE per semplificare il sistema a livello meccanico.

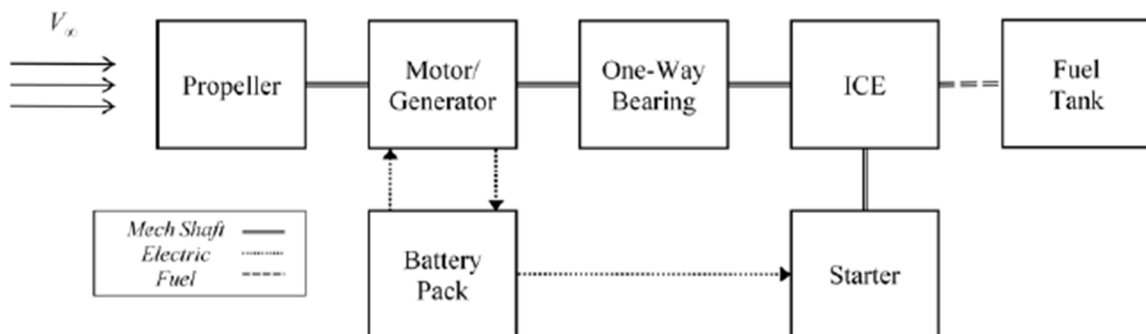


Figura 23: configurazione con starter per ICE, tratto da HISEROTE, R.M., 2010

La terza variante proposta usa un sistema di propulsione doppia, che sfrutta l'ICE per un'elica frontale e l'EM per un'elica posteriore. Poiché le fonti di energia sono separate, per la parte elettrica, si fa movimentare l'elica posteriore dal flusso libero di aria per azionare il generatore. In questo caso, il dimensionamento dell'ICE tiene conto anche dell'attrito indotto dall'elica posteriore.



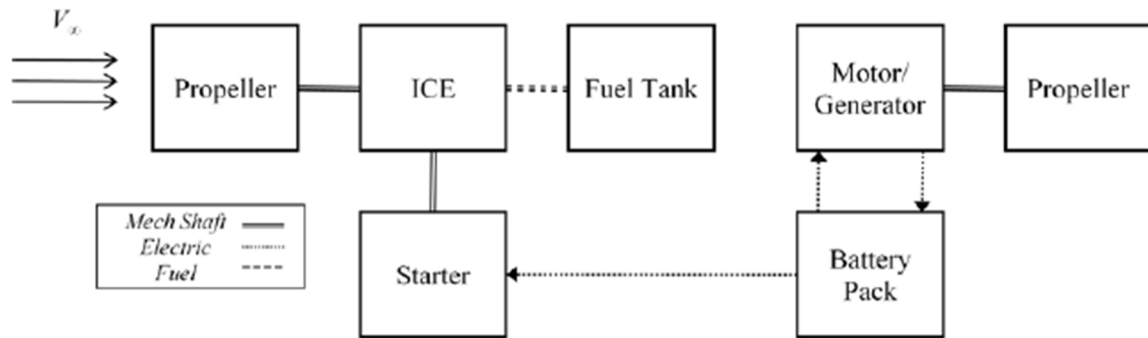


Figura 24: configurazione a doppia elica, tratto da HISEROTE, R.M., 2010

Viene inoltre spiegato che entrambe le eliche sono pieghevoli, per minimizzare gli attriti durante i cambi di fase operativa. Sebbene innovativa, questa configurazione supposta da Hiserote risulta pesante e dalla bassa efficienza.

### Risultati

Dopo avere valutato, tramite diversi processi iterativi, i vari profili di missione, tasso di scaricamento delle batterie e ottimizzazioni varie dei componenti aerodinamici dell'elica, lo studio presenta una tabella con le migliori soluzioni per configurazione.

	<i>Hybrid Type</i>	<i>Battery Strategy</i>	<i>Mission Types</i>	<i>Comments</i>
1	Clutch-start	Depletion	Continuous loiter	Primary batteries
2	Electric-start	Depletion	Continuous loiter	Primary batteries
3	Centerline thrust	Depletion	High threat	Least fuel Most survivable
4	Clutch-start	Sustaining	Continuous loiter	Most suitable to proposed mission
5	Electric-start	Sustaining	Continuous loiter	Mechanically simpler option
6	Centerline thrust	Sustaining	Not recommended	Poor charging
7	Clutch-start	Segmented	Geographically separated targets	Largest payload
8	Electric-start	Segmented	Geographically separated targets	Largest payload
9	Centerline thrust	Segmented	Not recommended	Poor charging

Figura 25: risultati ottenuti, tratto da HISEROTE, R.M., 2010

Come si vede, in base al metodo di consumo della carica elettrica vengono associati profili di missione (e quindi requisiti soddisfatti in termini di tempo di volo, silenziosità e operatività del mezzo). Le strategie considerate prevedono:

- Completo esaurimento (depletion)
- Mantenimento della carica, utilizzando la capacità di generazione di energia della combinazione ICE-EM per diminuire la richiesta della batteria (sustaining)
- Segmentata (segmented), che prevede la separazione in fasi della missione, consentendo cicli di ricarica tra un segmento e l'altro

Dallo studio, si evince quindi che la configurazione parallelo sfrutta al massimo le capacità singole dei due sistemi propulsivi, che possono quindi essere ottimizzati e scelti in base al compito specifico per cui sono richiesti. Nello specifico, il motore termico è scelto con maggiore attenzione alla potenza specifica, mentre quello elettrico per trade off tra capacità e velocità di ricarica delle batterie e durabilità in volo.

## 2.4 Analisi configurazione power-split

Un'analisi della configurazione power-split viene fornita da uno studio di Donateo <sup>[6]</sup>. Viene proposto un modello di UAV modellato tramite approccio backward (ovvero partendo dai requisiti dell'elica e andando a ritroso), utilizzando il software di simulazione PLA.N.E.S., per ottenere i dati relativi a motore termico e sistema di conservazione dell'energia elettrochimica (DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017)

### *Generalità studio di Donateo*

L'indagine è stata eseguita in collaborazione con un partner industriale che ha fornito dettagli essenziali sulle specifiche e le prestazioni dell'UAV altrimenti impossibili da trovare. Per via di un accordo di riservatezza, le prestazioni del velivolo vengono espresse in modo adimensionale.

L'UAV ha un aspect ratio ( $b^2/S$ ) pari a 12 e un carico alare  $W_0/S=815,4 \text{ N/m}^2$  (dove  $b$  è la luce dell'ala,  $S$  l'area dell'ala e  $W_0$  il peso al decollo). Una tipica missione del velivolo nel suo compito di sorveglianza è stata tratta dalle informazioni fornite dal partner industriale ed è mostrata in Fig. 26, in unità arbitrarie. La missione è definita in variazioni temporali di altitudine, velocità dell'aria reale e richiesta di potenza ausiliaria.

La missione è discretizzata con un time-step di 60s, tranne che per le fasi di decollo e atterraggio dove viene usato un passo temporale di 1 s. Le variazioni temporali di velocità ( $V$ ) e altitudine ( $z$ ) sono utilizzate per calcolare, ad ogni passo temporale, la spinta che deve essere fornita dal propulsore. La spinta si ottiene considerando gli equilibri delle forze che agiscono sull'aereo nelle direzioni di portanza ( $L$ ) e di resistenza ( $D$ ):

$$L = W \cos \gamma - \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{2} c_L \rho S V^2$$

$$D = T - W \sin \gamma - \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} - \mu W = \frac{1}{2} c_D \rho S V^2$$

Dove  $W$  è il peso istantaneo dell'aereo,  $T$  la spinta richiesta,  $C_L$  il coefficiente di portanza,  $\rho$  la densità al livello di volo corrente,  $g$  è l'accelerazione di gravità,  $S$  l'area dell'ala e  $\gamma$  l'angolo di salita ( $\sin\gamma = \frac{V}{dz/dt}$ ).

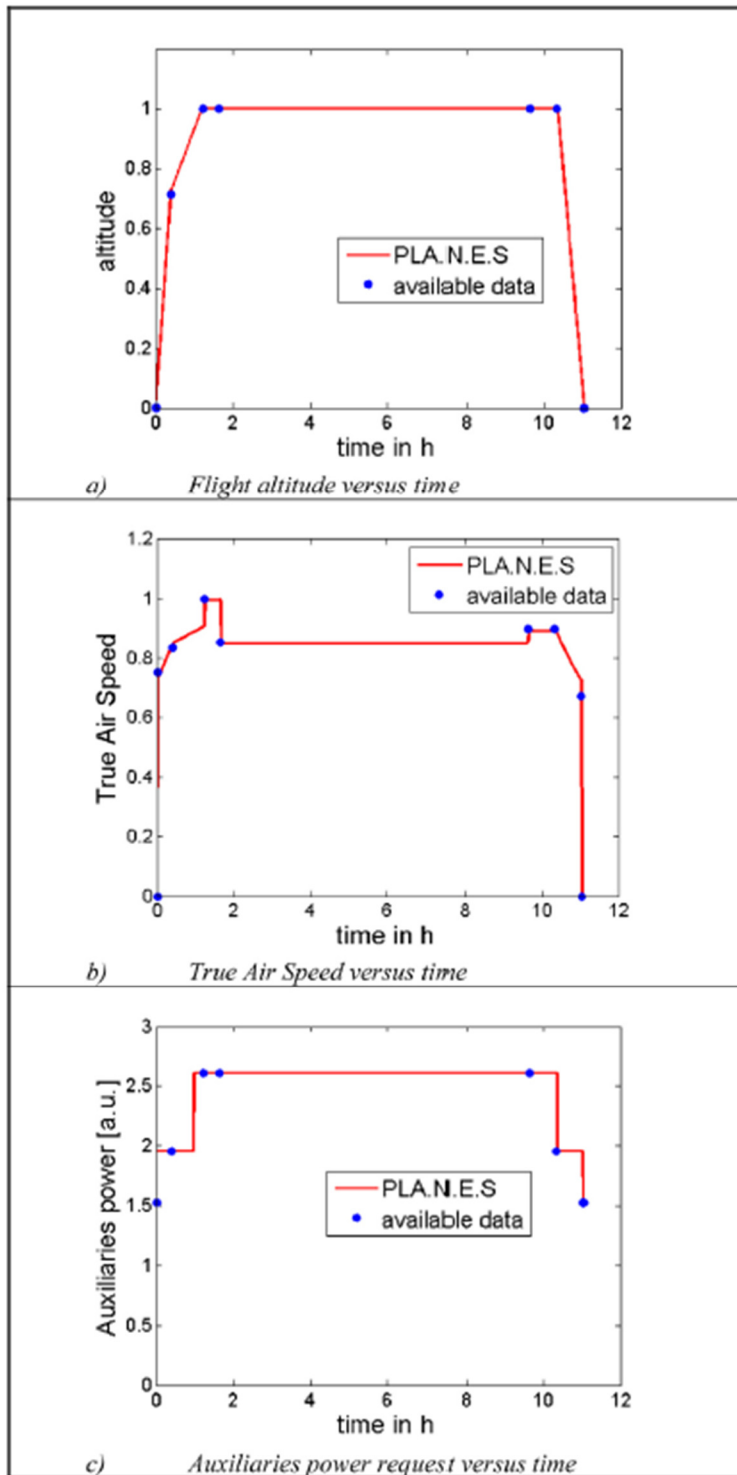


Figura 26: profilo missione UAV, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

La spinta ottenuta  $T$  è usata per calcolare la potenza di spinta  $THP$  ad ogni passo temporale come:  $THP = T \cdot V$

La potenza di spinta è generata dall'elica che è collegata a un rotismo epicicloidale. Il riduttore è usato per eseguire la divisione della potenza tra il motore e la macchina elettrica. I flussi di energia meccanica, elettrica e chimica nel propulsore proposto sono mostrati in Fig. 27. Il motore riceve energia chimica da un serbatoio il cui volume non viene modificato nell'ottimizzazione. Il motore/generatore è collegato a una batteria le cui specifiche corrette sono critiche per le prestazioni del velivolo.

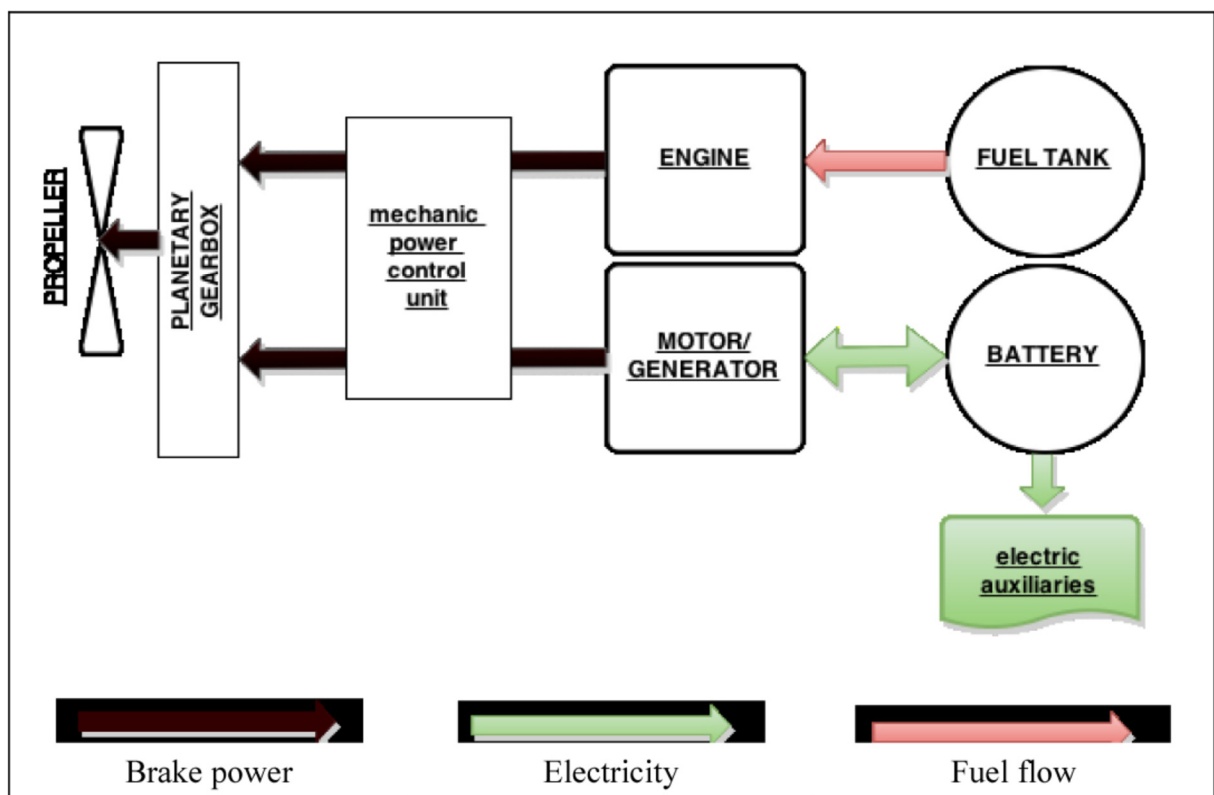


Figura 27: flussi energetici nella power train ibrida power-split, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

Ad ogni passo temporale, un controllore di supervisione deve decidere tra le seguenti modalità operative:

1. Termico (il motore produce tutta la potenza richiesta dall'elica);
2. Elettrico (la potenza dell'albero dell'elica è generata dal motore utilizzando la batteria come unica fonte di energia);
3. Elettrico (la potenza dell'albero dell'elica è generata dal motore utilizzando la batteria come unica fonte di energia);
4. Carica (il motore genera la potenza per muovere l'elica e per caricare la batteria mentre il motore elettrico funziona come generatore);
5. Power-split (sia il motore che il motore generano potenza meccanica che viene consegnata all'elica).

Nella presente indagine il cambio è modellato come un semplice dispositivo meccanico di divisione della potenza con una massa di 20 kg e un rendimento di 0,9. Il dimensionamento dei riduttori non è stato ancora completato per la difficoltà di recuperare i dati su massa e volume della scatola del cambio in funzione della potenza nominale e della velocità di motore ICE ed EM. Anche l'elica è modellata come una scatola nera con i seguenti valori di efficienza: 0,65, 0,7 e 0,8 al decollo, salita/discesa e crociera, rispettivamente. La massa dell'elica è anche assunta costante. I metodi di dimensionamento sono considerati per i componenti più critici del power train ibrido, cioè il motore ICE, il motore EM e la batteria.

### *Dimensionamento ICE*

Il parametro di scala del motore è assunto come la sua potenza nominale. In base ad essa, il modello calcola la cilindrata, la velocità nominale, la massa, il volume e il rendimento del motore. Il rendimento è ottenuto utilizzando le mappe delle prestazioni a livello del mare e altitudine di un motore diesel a due tempi con una potenza nominale di 128kW. Le mappe contengono la coppia e il consumo specifico di carburante (bsfc) del motore per diversi valori di velocità e rapporto aria-carburante (AFR) con AFR=18 corrispondente alle condizioni di pieno carico. La Fig. 28 mostra le mappe delle prestazioni del motore di riferimento a 0 e 3000m.

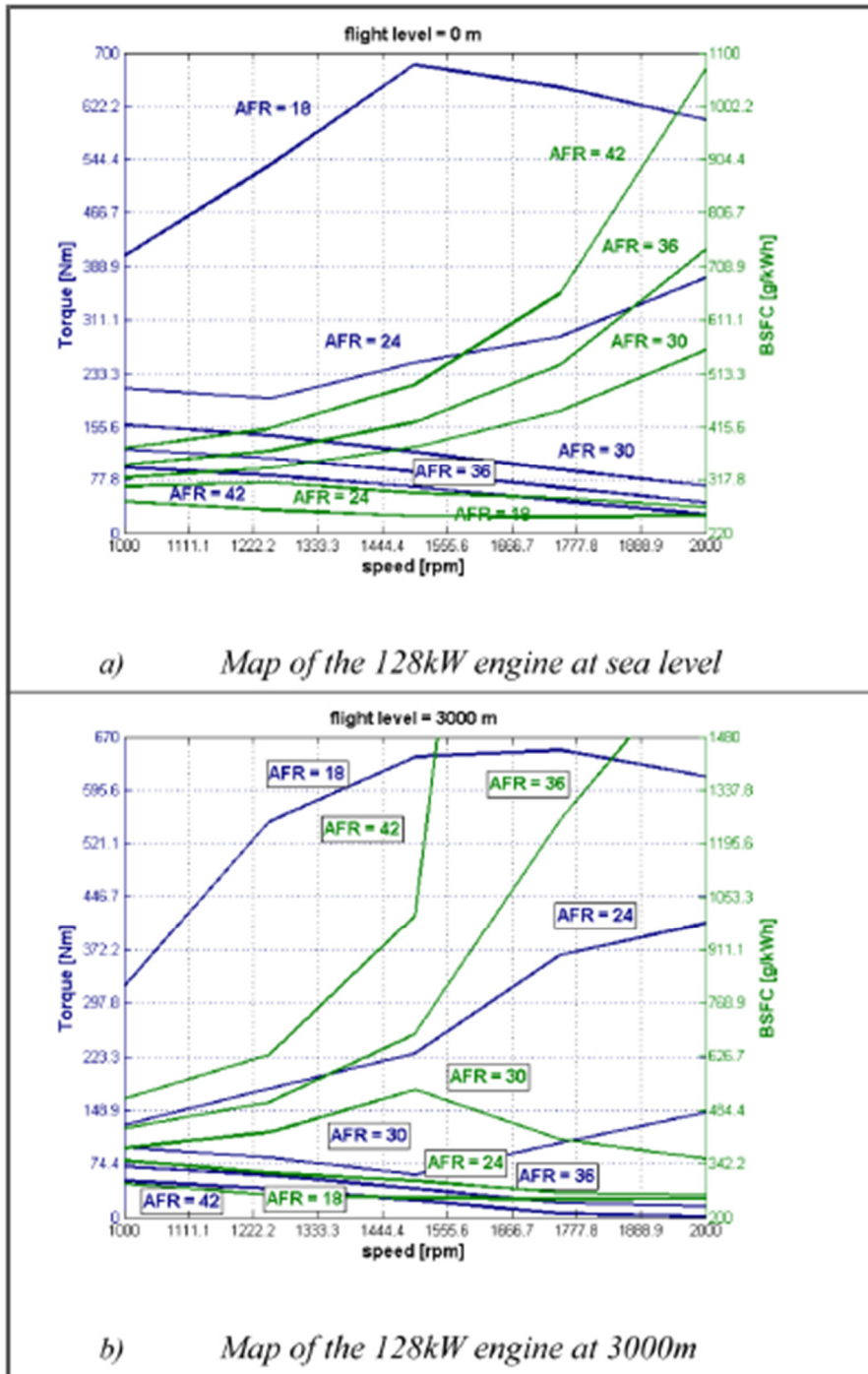


Figura 28: grafici performance motore ICE, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

Per adattare le mappe a una diversa dimensione del motore, la coppia è stata scalata con la cilindrata e la velocità del motore con la corsa, ottenendo così mappe di Brake Mean Effective Pressure (BMEP) contro la velocità media del pistone. Questo metodo di scaling è ampiamente usato in letteratura per la progettazione di propulsori elettrici ibridi.

## Dimensionamento batterie

Lo studio delle batterie viene svolto considerando:

- Tipologia di batteria
- Capacità nominale ( $C_{nom}$ )
- Numero di elementi in serie

Parameter	Battery 1	Battery 2
Rated Voltage [V]	3.7	3.6
Max Voltage [V]	4.2	4
Cut-off Voltage [V]	2.7	2.8
Max continuous current in discharge [A]	$5C_{nom}$	$2.2C_{nom}$
Peak current [A]	$10C_{nom}$	$5C_{nom}$
Max continuous current in charge [A]	$3C_{nom}$	$1C_{nom}$
Energy density [Wh/kg]	134.5	149
Energy volumetric density [kWh/m <sup>3</sup> ]	140	172
Power density [kW/kg]	0.67	0.33

Figura 29: batterie considerate, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

Due tecnologie sono state considerate per le batterie con un compromesso tra una maggiore densità di energia (batteria 2) e una maggiore densità di potenza (batteria 1).

La potenza nominale del motore è calcolata a partire dalla massima corrente di scarica della batteria e dalla tensione del bus selezionata. La velocità del motore è stata impostata su 10000. Insieme al metodo di raffreddamento selezionato metodo di raffreddamento ID selezionato (1: convezione naturale, 2: convezione forzata ad aria, 3: convezione forzata del liquido), la coppia nominale è usata per prevedere l'efficienza, la massa e il volume dell'azionamento elettrico (compresi il motore e l'inverter) usando correlazioni derivate dalla letteratura per motori a magneti permanenti.



## *Processo di ottimizzazione*

Quando il numero di parametri di input e di obiettivi da raggiungere è molto alto, la scelta delle soluzioni finali può essere così difficile da richiedere l'uso di strumenti di Criteria Decision Making (MCDM). Nello studio, la scelta è stata fatta usando l'approccio "eliminazione per aspetto".

In primo luogo, sono stati eliminati i modelli con durata inferiore a 30 minuti. Poi, quelli con un consumo di carburante superiore a 100 a.u. (valore di base). Sono state scelte, infine, quattro configurazioni:

- Miglior consumo di carburante;
- Migliore resistenza;
- Miglior volume;
- Migliore prestazione;

Il design "miglior consumo di carburante" permette la maggiore riduzione del consumo di carburante e garantisce un'autonomia di 40 minuti. Il volume supplementare richiesto è 1,9 volte lo spazio disponibile. Il carburante consumato a bordo è il 79% della configurazione di base. Considerando il carburante necessario per caricare la batteria a terra (4,2 a.u.), il miglioramento del consumo di carburante è del 16%. Questa power train è caratterizzata da un volume aggiuntivo di 3,34 volte il diesel iniziale motore. La lunghezza di fuga richiesta per il decollo è circa il 16% più lunga rispetto al caso base.

Il progetto "migliore resistenza" permette la più lunga (1,2 ore) con un volume aggiuntivo di 5,5 volte lo spazio disponibile e lo stesso consumo totale del caso base. Il consumo di carburante a bordo è inferiore del 9% rispetto al caso base mentre il consumo totale di carburante è lo stesso.

Il "volume migliore" utilizza solo i serbatoi di carburante secondario disponibili volume per le batterie. Il miglioramento del consumo di carburante è 11,8% a bordo e 11,2% in totale.

La "migliore prestazione" è la migliore configurazione in termini di lunghezza di fuga, permette una resistenza elettrica di 31 minuti e riduce il consumo di carburante del 15,9%. Il volume aggiuntivo è 1,6 dello spazio disponibile.

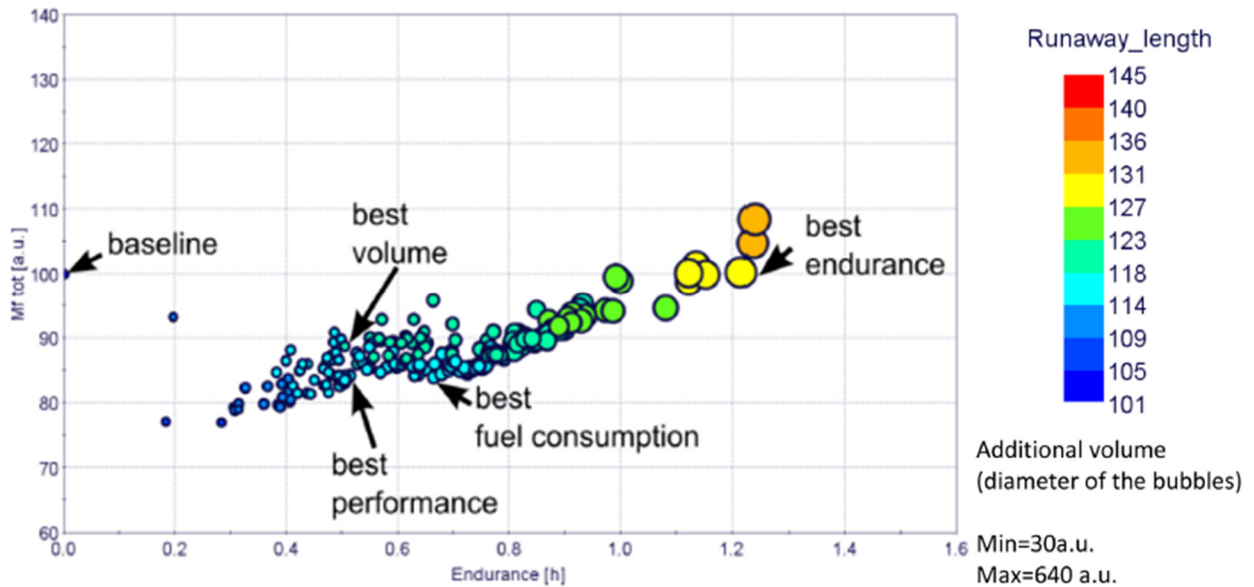


Figura 30: risultati ottimizzazione e scelta modelli migliori, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

Per quanto riguarda la dimensione del motore, tutti i progetti, tranne il "miglior volume", utilizzano un motore ampiamente ridimensionato rispetto al caso base. In particolare, nel "miglior consumo di carburante" la potenza nominale del motore è di circa 50 a.u. cioè la metà della potenza nominale del caso base. Tutti i progetti selezionati utilizzano la batteria di tipo 1 che ha una densità di energia inferiore a quella del tipo 2, ma maggiore densità di potenza. Il modello "miglior consumo di carburante" utilizza il raffreddamento libero che corrisponde alla migliore efficienza. Il raffreddamento forzato ad aria è scelto negli altri casi perché è un compromesso tra efficienza e volume. La capacità nominale della batteria è una questione chiave per ottimizzare la resistenza. Il design della "migliore resistenza" è caratterizzato dal valore massimo consentito di  $C_{nom}$ . La configurazione "miglior volume" è stata selezionata come configurazione finale perché ha il minor impatto sull'architettura del velivolo.

Design		best endurance	best fuel cons.	best performance	best volume
Nominal Engine power	[a.u.]	59.9	50.5	69.4	113.6
Motor cooling ID		2	1	2	2
Battery ID		1	1	1	1
Battery nominal capacity	[Ah]	100	50	45	40
Battery elements in series		91	88	78	92
Battery discharge current	[A]	125	100	115	50
Battery charge current	[A]	170	90	70	120

Figura 31: specifiche modelli selezionati, tratto da DONATEO, T. and FICARELLA, A., 2017

## Risultati

L'ottimizzazione mirava a massimizzare la resistenza elettrica, minimizzando il consumo di carburante e le dimensioni della power train, e massimizzare le prestazioni (misurate attraverso il decollo da terra). Quattro propulsori sono stati selezionati e confrontati con una configurazione di base che consiste in una semplice configurazione a pistone e propulsore. L'ottimizzazione ha avuto successo dal punto ingegneristico, poiché ha prodotto un modello di riferimento (confacente alle richieste del partner industriale).

### 3 STATO DELL'ARTE DELLA TECNOLOGIA

Al giorno d'oggi, l'utilizzo dei droni in ambito civile sta divenendo sempre più diffuso. Al di là della produzione dei modelli ad uso hobbistico, a livello industriale, grandi aziende come Amazon e DHL stanno sperimentando e iniziando a collaudare UAV per uso logistico. Inoltre, sempre sul fronte civile, si rivelano sempre più utili droni per ricognizioni aeree in zone del territorio difficili da osservare, utilizzati per lo più da organi come la Protezione Civile, e in ambito di telerilevamenti e sorveglianza, in dotazione alle forze dell'ordine. Ancora, la tecnologia UAV viene impiegata anche in campo agricolo, per accelerare i processi di mappatura delle coltivazioni ed eventualmente compiere azioni di agricoltura di precisione.

La maggior parte di queste applicazioni viene svolta da mini-droni e micro-droni <sup>[7]</sup>, ovvero UAV delle dimensioni comprese, rispettivamente, tra 20/25 - 100kg e 1 – 7kg (CLARKE, R., 2014); ed hanno prevalentemente un'alimentazione puramente elettrica, salvo i velivoli di dimensioni maggiori che impiegano motori ICE. Tuttavia, poiché i problemi associati ad entrambe le tipologie di alimentazione frenano la diffusione e limitano le capacità dei velivoli stessi, diverse aziende legate al mondo dell'aeronautica e dei droni hanno cominciato a sviluppare soluzioni alternative a quelle tradizionali.

Con l'obiettivo di migliorare tipologie di prodotto già esistenti, in termini di prestazioni, o per applicare la tecnologia UAV a campi ancora inesplorati, alcune aziende hanno applicato le varie declinazioni del sistema propulsivo ibrido-elettrico e i risultati di questi sforzi, come anche dimostrato dai vari modelli e studi presentati, hanno provato la validità dell'impiego di tali configurazioni, con alcuni prodotti già presenti sul mercato, seppure attualmente siano presenti pochi esempi.

### 3.1 Serie Hybrix (Quaternium)

Prodotta dall'azienda spagnola Quaternium, la recente serie Hybrix si presenta come soluzione alternativa e altamente più performante rispetto al tradizionale multirottore elettrico.

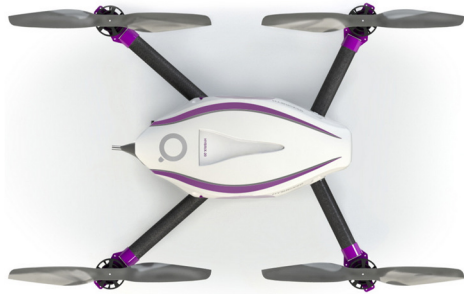
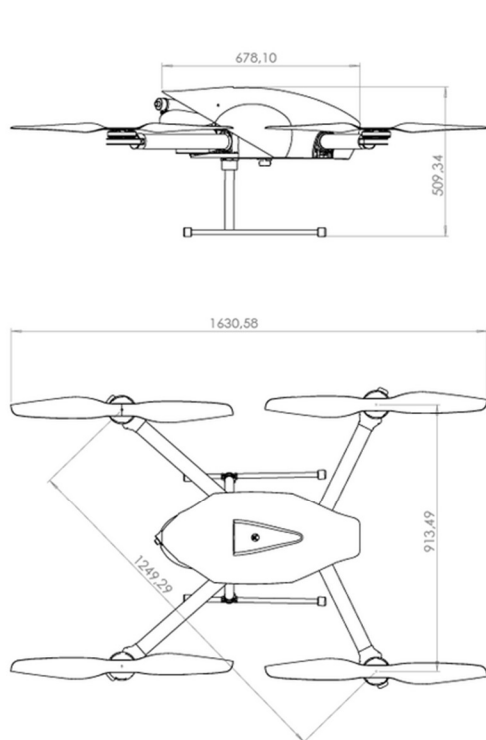


Figura 32: modello Hybrix 2.1 ([www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/](http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/))

Grazie alla sua configurazione parallelo, il drone Hybrix può vantare un'autonomia di volo di circa 2 ore a carico massimo (MTOW 25kg) fino a 4 ore con carico ridotto, oltre a tempi di rifornimento rapidi ed estrema facilità di utilizzo. Queste caratteristiche chiave rendono il drone adatto anche per compiti di lunga durata.



HYBRIX 2.1

MTOW	20 KG // 25 KG
EMPTY WEIGHT	13 KG
MAX PAYLOAD	5 KG // 10 KG
ENDURANCE (FULL LOAD)	2 H
MAX. ENDURANCE	4 H
CRUISE SPEED	50 KM/H
MAX. SPEED	80 KM/H
SIZE (MOTOR TO MOTOR)	1249 MM
PROPELLERS	30" // 32"
OPERATIONAL TEMPERATURE	-10°C TO 45°C
PROPULSION SYSTEM	HYBRID FUEL-ELECTRIC
COMBUSTION ENGINE	2-STROKE
PETROL	95 OCTANE + 4% OIL
BATTERIES	LIPO 6S

Figura 33: specifiche tecniche Hybrix 2.1 ([www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/](http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/))

BENEFITS	HYBRIX UAV	ELECTRIC MULTICOPTER	HYDROGEN MULTICOPTER	MANNED GASOLINE HELICOPTER	UNMANNED GASOLINE HELICOPTER	ELECTRIC VTOL PLANE	ELECTRIC AIRPLANE
<b>TECHNOLOGICAL / PERFORMANCE BENEFITS</b>							
TAKEOFF IN SMALL AREAS (VTOL)	YES	YES	YES	YES	YES	YES	NO
TRANSLATIONAL ENDURANCE	YES	NO	YES	YES	YES	NO	YES
HOVER ENDURANCE	YES	NO	YES	YES	YES	NO	NO
GOOD PAYLOAD CAPACITY	YES	NO	NO	YES	YES	NO	NO
<b>USABILITY BENEFITS</b>							
ENERGY ACCESSIBILITY	YES	YES	NO	YES	YES	YES	YES
AUTOMATIC FLIGHT OPTION INC. TAKEOFF AND LANDING	YES	YES	YES	NO	YES	YES	NO
EASE OF USE	YES	YES	YES	NO	NO	NO	NO
<b>COST BENEFITS</b>							
LOW CONSUMPTION	YES	YES	YES	NO	NO	YES	YES
AFFORDABLE COST	YES	YES	NO	NO	NO	NO	YES
<b>ENVIRONMENTAL BENEFITS</b>							
LOW POLLUTION	YES	YES	YES	NO	NO	YES	YES
<b>OTHER BENEFITS</b>							
MTOW UNDER 25 KG	YES	YES	YES	NO	NO	YES	YES
SAFETY HYBRID REDUNDANCY	YES	NO	NO	NO	NO	NO	NO

Figura 34: confronto con altri prodotti competitor ([www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/](http://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/))

### 3.2 PBK 02 (PBK srl)

Prodotto dalla PBK S.r.l., azienda italiana di Torino, questo hybrid multipurpose UAV ha riscosso molto successo in applicazioni quali ricognizione, identificazione e analisi aree agricole e lotta alle zanzare. Grazie alla sua struttura in carbonio, il drone pesa meno di 7kg. Punto forte del prodotto è il volo a bassa quota e di lunga durata. Stima un carico trasportabile fino a 5kg, con autonomia di 30 minuti (importante, viste le ridotte dimensioni)



Figura 35: modello PBK 002 ([www.pbksrl.it/it/pbk-002-it/](http://www.pbksrl.it/it/pbk-002-it/))

### 3.3 Pegasus Aeronautics

Questa azienda canadese si specializza nella produzione di power unit ibride per UAV, con l'obiettivo di fornire un sistema di alimentazione più performante rispetto alle batterie a polimeri di litio, proponendo quindi sia unità range extender per aumentare l'autonomia dei velivoli, sia interi sistemi di propulsione per droni di dimensioni maggiori.



<b>Engine Type</b>	Single Cylinder 2-Stroke
<b>Engine Displacement</b>	35cc (2.14 Cubic Inches)
<b>Overall Base Weight</b>	2.6 Kilograms (5.73 Pounds)
<b>Maximum Power Output</b>	2,000 Watts
<b>Ideal Power Output</b>	1,000 to 1,750 Watts
<b>Operating Voltage</b>	22 to 50V
<b>Fuel Type</b>	Gasoline, 87 Octane or higher
<b>2-Stroke Oil Ratio</b>	40:1
<b>Ignition</b>	Capacitive Discharge
<b>Fuel Delivery</b>	Fuel Injection
<b>Starting</b>	Self-Starting
<b>Cooling</b>	Liquid-Cooled
<b>Introductory TBO</b>	200 Hours

Figura 36: range extender 35cc GE35 e relative specifiche ([www.pegasusaero.ca/ge35](http://www.pegasusaero.ca/ge35))

## 4 CONCLUSIONI

Nel corso di questo elaborato è stato analizzato il sistema di propulsione ibrido elettrico. Dal punto di vista teorico, il sistema prevede l'utilizzo di due motori, uno termico e uno elettrico, collegati a un'elica e alimentati tramite batterie e combustibile. Le diverse combinazioni di questi elementi fondamentali, con l'eventuale aggiunta di elementi di supporto, quali starter o rotismi/riduttori, consente di ottenere tre principali configurazioni (serie, parallelo, power-split). Ognuna di conferisce al velivolo precise caratteristiche e punti di forza, rendendo quindi la scelta dell'applicazione finale uno dei parametri per lo studio e l'ottimizzazione di tali sistemi propulsivi.

Da qui derivano poi le scelte sul dimensionamento dei componenti, osservando, nello specifico per i motori a combustione interna, i vari casi in cui la progettazione richiede determinate caratteristiche di rendimento termico, consumo di carburante e densità di potenza. Si è inoltre visto come e perché le soluzioni ibride risultino a tutti gli effetti come miglioramenti dei tradizionali sistemi puramente elettrici e termici, andando a far convergere in un'unica architettura i punti di forza di entrambe e al tempo stesso risolvendone i relativi problemi maggiori (durabilità e consumi, rispettivamente).

Con uno sguardo al futuro, considerando l'esaurimento dei combustibili fossili e nell'attesa dello sviluppo di ulteriori tecnologie alternative per la generazione di energia (motori a idrogeno), le soluzioni ibride si configurano anche come prossima evoluzione della mobilità, sebbene il campo di sviluppo stia ancora venendo esplorato e i margini di miglioramento, soprattutto a livello industriale, siano ampi.



## Bibliografia

1. SHOEMANN, J., *Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft*, Paperback 2014.
2. HISEROTE, R.M., 2010. *Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems*. Master Thesis. Air Force Institute of Technology.
3. HUNG, J.Y. & GONZALEZ, L.F., 2012b. *On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles*, *Progress in Aerospace Sciences*, 51 (2012).
4. MERICAL, K., BEECHNER, T., and YELVINGTON, P., *Hybrid-Electric, Heavy Fuel Propulsion System for Small Unmanned Aircraft*, *SAE Int. J. Aerosp.* 7(1):2014, doi: 10.4271/2014-01-2222.
5. HARMON, F.G., 2005. *Neural Network Control of a Parallel Hybrid-Electric Propulsion System for a Small Unmanned Aerial Vehicle*. Ph. D. University of California Davis.
6. DONATEO, T. and FICARELLA, A., *Designing a Hybrid Electric Powertrain for an Unmanned Aircraft with a Commercial Optimization Software*, *SAE Int. J. Aerospace.* 10(1):2017, doi: 10.4271/2017-01-9000.
7. CLARKE, R., 2014. *Understanding the drone epidemic*. *Computer Law and Security Review*.

Dati Quaternium presi da <https://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone/>

Dati PBK presi da <http://www.pbksrl.it/it/pbk-002-it/>

Dati Pegasus Aeronautics presi da <https://www.pegasusaero.ca/ge35>

## Ringraziamenti

La stesura di questo elaborato segna per me il coronamento di un obiettivo che si potrebbe definire come il primo vero traguardo nella carriera di uno studente. La conclusione di questo percorso di studi è stata probabilmente una delle sfide più difficili ed esigenti che abbia mai affrontato in campo accademico. Non solo ha richiesto capacità di studio, ma anche e specialmente costanza e perseveranza nel proseguimento.

Ringrazio la mia famiglia per l'incessante supporto, per avermi spronato ad andare avanti e per avermi insegnato a credere di più nelle mie capacità. Ringrazio lo sport, il rugby, e la mia squadra, per aver rappresentato la migliore valvola di sfogo nei periodi meno fortunati di questo percorso, e per avermi offerto le soddisfazioni e le gioie sportive più alte. Ringrazio inoltre gli amici, per essere stati compagni presenti, affidabili e fedeli, sempre disposti ad ascoltarmi e aiutarmi nei momenti del bisogno. Un ringraziamento particolare va al mio relatore, per la pazienza e la disponibilità.