

Progetto di un velivolo ibrido

Progettazione di veicoli aerospaziali

E.M. Benivegna, M. Bertuccelli, F. Cuniberti Mighetti, C.Feola, I.A. Giudice, D.A. Iannotta, V. Iannotti, A. Iapichello, G. Impicciatore, J. Izzi, A.S. Jianu, C. Landolfo, F. Laudadio, D. Lezzoche, S. Loccisano, C. Loi, P. Losurdo, F. Lucia

ABSTRACT

Viene affrontata la progettazione concettuale di un velivolo a propulsione ibrida. In particolare, ci si concentra sull'ibridazione del velivolo Pilatus PC12. La spinta propulsiva viene fornita da due motori elettrici alimentati sia da un motore termico sia da batterie. Queste ultime forniscono il 100% dell'energia in fase di taxi, il 50% in fase di decollo e il 15% in crociera. Il velivolo progettato risulta vantaggioso sia in termini di consumo di carburante sia in termini di riduzione di emissioni e rumore per venire incontro alle vigenti normative. Il documento si conclude con una discussione dei risultati ottenuti e dei possibili miglioramenti.

1 Introduzione

1.1 Problema ambientale

In questi ultimi anni molti sono stati gli sforzi dei ricercatori e delle industrie per ridurre l'impatto ambientale degli aerei da trasporto, dall'aereo di linea all'aviazione generale[1].

Sono stati definiti degli obiettivi per una significativa riduzione delle emissioni di CO₂, NO_x sia dalla NASA per le generazioni di velivoli N1, N2 e N3 [2] sia dalla Commissione europea nell'Agenda strategica di ricerca e innovazione (ACARE, 2012) che ha portato allo studio di concetti di aeromobili utilizzando fonti energetiche alternative. Creato nel 2009 come parte dell'Integrated Systems Research Program (ISRP), della NASA, il progetto ERA (Environmentally Responsible Aviation) è stato incaricato di esplorare e documentare la fattibilità dei concetti dei veicoli e le tecnologie abilitanti per ridurre simultaneamente il rumore, le emissioni e il consumo di carburante entro il 2025 (o oltre). Gli obiettivi per il sistema di trasporto subsonico della NASA per ERA sono mostrati nella figura 1. Come evidenziato nella colonna centrale di questa tabella, il progetto ERA si concentra sul consumo di carburante e sulle emissioni di CO₂, LTO, NO_x e rumore. Inoltre, ERA concentrerà le energie e le risorse sulla maturazione di alcune tecnologie molto promettenti per TRL 6 nei prossimi cinque anni.

Sul fronte europeo, sono stati implementati nuovi piani di sviluppo per l'aviazione futura che prevedono la riduzione sia del rumore sia delle emissioni inquinanti degli aeroplani per garantire una crescita sostenibile in questo settore, aumentando la sicurezza, l'innovazione e l'efficacia del tra-

sporto aereo, consentendo a sempre più persone di viaggiare rapidamente all'interno dei confini europei. Questi obiettivi sono riportati sul Flightpath 2050.[3]

CORNERS OF THE TRADE SPACE	N+1 (2015)*** Generation Conventional Tube and Wing (relative to B737/CFM56)	N+2 (2020)*** Generation Unconventional Hybrid Wing Body (relative to B777/GE90)	N+3 (2025)*** Generation Advanced Aircraft Concepts (relative to user defined reference)
Noise	-32 dB (cum below Stage 4)	-42 dB (cum below Stage 4)	55 LDN (dB) at average airport boundary
LTO NO _x Emissions (below CAEP 6)	-60%	-75%	better than -75%
Performance: Aircraft Fuel Burn	-33%**	-40%**	better than -70%
Performance: Field Length	-33%	-50%	exploit metro-plex* concepts

*** Technology readiness level for key technologies = 4-6

** Additional gains may be possible through operational improvements

* Concepts that enable optimal use of runways at multiple airports within the metropolitan area

Figura 1: Obiettivi ambientali

1.2 Requisiti di partenza

Il requisito di partenza principale di questo progetto è quello di realizzare un aereo che presenti un'architettura ibrida, tenendo conto delle esigenze relative all'impatto ambientale appena citate. Inoltre, si è deciso di progettare un aereo da trasporto passeggeri con una capacità di carico limitata ad un massimo di 19 posti.

Per quanto riguarda altri aspetti, come il range o il Mach e la quota di volo non si è imposto in partenza un requisito stringente ma tutte le scelte fatte successivamente sono state guidate da opportune considerazioni.

1.3 Stato dell'arte

Al giorno d'oggi sono molte le aziende e le start-up del settore Aerospace impegnate nella ricerca

Velivolo	MTOW [kg]	Range [km]	Pax	V_{cruise} [km/h]
Zunum	5216	1300	9-12	547
Efan-X	42184	3650	100	747
Alice	6350	1000	9	444

Tabella 1: Stato dell'arte dei velivoli ibridi.

e nello sviluppo di velivoli ibridi o full electric. Il loro lavoro ha portato alla nascita di progetti quali: lo Zunum Aero, l'Efan-x e Eviation Alice (vedasi tabella 1).

Zunum Aero è una startup americana nata nel 2013. L'idea è quella produrre una spinta tramite motori elettrici alimentati da batterie e da un motore termico che produce potenza elettrica con un generatore.

L'Efan-X è un progetto nato con l'idea di sostituire uno dei quattro turbofan con un motore elettrico. Nell'aprile 2020 il programma è stato annullato durante la pandemia COVID-19.

Eviation Alice è un progetto di un velivolo elettrico progettato per trasportare nove passeggeri. Costituito al 95% da materiale composito, è alimentato da tre motori elettrici a propulsione distribuita. L'elica spingente principale è quella posizionata sulla coda, mentre le due eliche posizionate all'estremità delle ali hanno l'obiettivo di ridurre la resistenza e di migliorare la stabilità.

2 Analisi Statistica

2.1 Scelta dei velivoli di riferimento

L'analisi statistica ha come obiettivo quello di valutare i pesi delle strutture dei velivoli facenti parte della popolazione statistica. La popolazione statistica (tabella 2) raccoglie velivoli di dimensioni simili e con capacità di carico equivalenti a quelle ricercate. In particolare, si considerano velivoli da trasporto passeggeri con una capacità di carico compresa tra 10 e 19 passeggeri.

2.2 Risultati preliminari

Caratterizzando ogni velivolo in base al peso approssimato della struttura ed in base al numero di passeggeri trasportati, si è effettuata un'interpolazione lineare tra questi due dati per trovare la

curva che descrive l'andamento del peso strutturale in funzione del numero di passeggeri (figura 2). Si è considerato:

$$W_{\text{structural}} = W_{\text{Empty}} - W_{\text{Engines}} - 0.02 \times W_{\text{Fuel, max}}$$

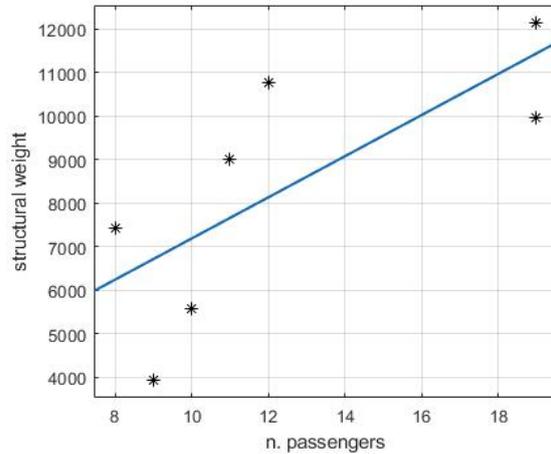


Figura 2: Fitting tra masse strutturali e numero di passeggeri

In base alla curva ricavata, si è ottenuto che statisticamente il peso della struttura è di circa:

- 7183 lb per un velivolo con capacità di carico di 10 passeggeri;
- 11440 lb per un velivolo con capacità di carico di 19 passeggeri.

L'obiettivo dello studio dei velivoli della popolazione statistica è stato quello di trovare un possibile candidato che permettesse, tramite opportune modifiche, di essere equipaggiato con un sistema propulsivo ibrido. Si è perciò valutato dal punto di vista strutturale quanto peso fosse possibile aggiungere ad ogni singolo velivolo partendo dal solo peso strutturale. Si è assunto:

- di tenere gli stessi equipaggiamenti e sistemi di volo del velivolo originale;
- che il carburante inutilizzabile fosse il 2% della capacità di carburante totale;
- si è trascurato il peso dei liquidi del motore;
- si è assunto il peso degli organi accessori per i motori alternativi pari a 40Kg per motore.

Sulla base di queste assunzioni è stata stimata la massa totale che è possibile aggiungere al velivolo, definita come Massa Disponibile (payload, batterie, motori elettrici, motori termici, carburante),

Reference Aircrafts	MLW [lb]	W_{empty} [lb]	W_{engine} [lb]	N. engine	Pax	$W_{structural}$ [lb]
Piaggio P.180 Avanti Evo	11500	7850	213.2	2	8	7423.6
P2012 Traveller	8003	5040	553.5	2	9	3933
Pilatus PC-12	9920	6086	511.9	1	10	5574.1
Beechcraft Super King Air	15000	9955	475	2	11	9005
Cessna Citation X	18700	12418	830	2	12	10758
Embraer/FMA CBA 123 Vector	20944	13735	800	2	19	12135
Beechcraft 1900	17120	10434	233.5	2	19	9967

Tabella 2: Velivoli della popolazione statistica

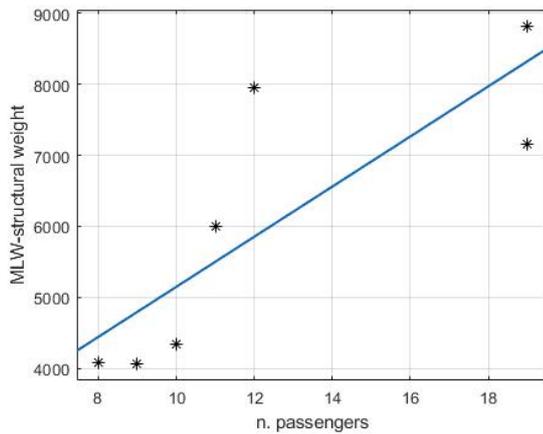


Figura 3: Fitting tra masse disponibili e numero di passeggeri

tenendo in considerazione sia il peso massimo al decollo che il peso massimo all'atterraggio (dato che a differenza del combustibile il peso delle batterie rimarrà invariato), secondo la relazione:

$$W_{Disp} = MLW - W_{Empty} - W_{Engines} - 0.02 \times W_{Fuel, max}$$

Si noti che la massa massima al decollo dipenderà dalla potenza dei propulsori.

Interpolando i dati ottenuti per i vari velivoli, si è ricavata la curva che descrive l'andamento della "Massa Disponibile" di ogni velivolo in funzione del numero di passeggeri (figura 3). In base alla curva ricavata, si è ottenuto che statisticamente la massa disponibile è di circa:

- 5149.6 lb per un velivolo con capacità di carico di 10 passeggeri;
- 8321.6 lb per un velivolo con capacità di carico di 19 passeggeri.

Sulla base di queste considerazioni ed analizzando le tecnologie costruttive di ogni velivolo di riferimento, si è scelto di valutare nel dettaglio la fattibilità dell'ibridazione del velivolo Pilatus PC-

12, per il trasporto di 10 passeggeri, e del velivolo Beechcraft 1900, per il trasporto di 19 passeggeri.

3 Sistema ibrido

Un sistema ibrido è un sistema di propulsione che sfrutta più fonti di energia, ad esempio motore elettrico e motore termico, che lavorano in sinergia fra di loro. I velivoli in cui coesistono due o più forme di accumulo di energia, al fine della generazione di energia meccanica, sono detti velivoli ibridi.

3.1 Architettura propulsione ibrida

Per la propulsione ibrida sono possibili diversi modelli di architettura che possono essere riassunti in 3 categorie[4]:

- *Ibrido in serie*: un motore elettrico aziona la trasmissione ed è alimentato da una batteria o da un generatore alimentato a sua volta da un motore termico; un convertitore di potenza, dotato di un'apposita unità di controllo della potenza (PCU) che fornisce la corretta corrente elettrica al motore;
- *Ibrido in parallelo*: l'utenza è azionata da un motore termico e da un motore elettrico alimentato da batterie, queste linee sono disaccoppiate;
- *Ibrido serie-parallelo*: l'utenza è azionata da un motore elettrico, alimentato da una batteria o da un generatore, e da un motore termico; le due linee sono collegate da un generatore, rendendo questa soluzione più complessa e pesante.

In una prima fase dello studio si sono analizzate due possibili configurazioni:

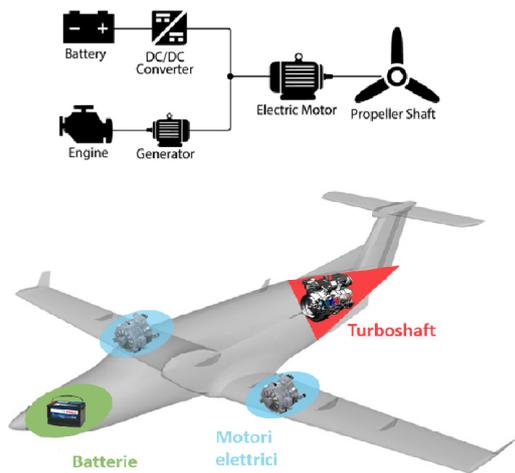


Figura 4: Ibrido Serie PC12

- *Retrofit - PC12*: date le sue dimensioni ridotte, questo velivolo è un ottimo candidato per l'architettura di tipo serie (figura 4). Questa configurazione prevede che il motore termico sia svincolato dal propulsore, il suo compito è convertire l'energia contenuta nel combustibile in potenza meccanica, la quale viene successivamente convertita in potenza elettrica dal generatore. La propulsione è affidata ai motori elettrici, che vengono alimentati sia dal generatore che dalle batterie. In questa architettura il motore termico può essere sottodimensionato, infatti, non essendo più legato alla generazione di spinta, può funzionare nel regime di massima efficienza. L'ibrido serie ha però lo svantaggio di presentare una doppia conversione di potenza, il che ne riduce il rendimento.

- *Retrofit - Beechcraft 1900*: questo velivolo, date le maggiori dimensioni, si adatta bene ad un'architettura di tipo serie-parallelo (figura 5), la quale presenta due percorsi energetici, la linea di trasmissione meccanica e la linea elettrica che sono collegate tra loro da un generatore. La spinta può essere quindi fornita sia dal motore termico sia dal motore elettrico, la potenza in eccesso del turboprop è convertita dal generatore e va a ricaricare la batteria. In caso di necessità, i motori elettrici, prelevando energia dalla batteria, coprono i picchi di accelerazione. In questo caso il motore termico non può essere sottodimensionato, in quanto deve essere in grado di coprire tutta la richiesta di

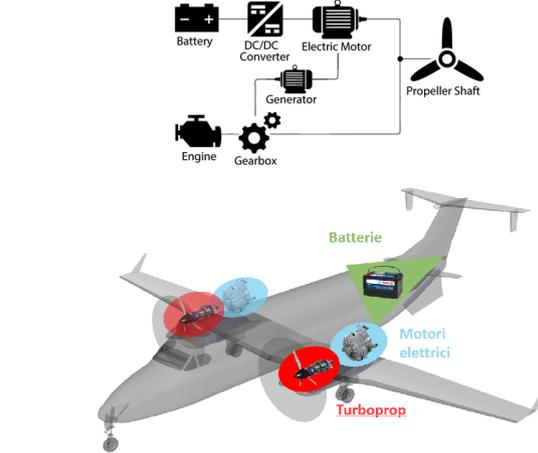


Figura 5: Ibrido Serie-Parallelo Beechcraft 1900

potenza per le varie fasi di missione. Inoltre, la trasmissione meccanica risulta essere più complessa e pesante rispetto al solo sistema serie. Questa architettura presenta però meno conversioni di potenza e quindi un rendimento maggiore.[5]

Analizzando vantaggi e svantaggi delle due architetture, si è deciso di portare avanti il retrofit del Pilatus PC12 in quanto si tratta di un velivolo più moderno, performante e leggero rispetto al Beechcraft 1900, inoltre l'architettura serie richiede una minore potenza necessaria, il che comporta un minor peso di batterie a bordo. Infine, il PC12 presenta un maggior margine di carico alare a disposizione per il dimensionamento della parte elettrica, a parità di superficie alare.

3.2 Tecnologie attuali

3.2.1 Motori elettrici

Motori elettrici e generatori sono macchine elettriche che operano secondo gli stessi principi: sfruttano l'interazione tra i campi magnetici di un componente rotante (rotore) e di uno stazionario (stator) per generare una coppia meccanica. In particolare, si parla di motori se in ingresso si ha energia elettrica che viene trasformata in energia meccanica, resa disponibile sull'asse della macchina, mentre si ha un generatore se l'energia meccanica in ingresso viene convertita in energia elettrica. Per la propulsione ibrida il motore elettrico è molto importante e deve soddisfare requisiti di peso, affidabilità, rendimento, volume e costo. Esistono diversi tipi di macchine elettriche, ad esempio si possono avere motori con o senza spazzole, in

corrente continua o alternata, sincroni o asincroni. Ai fini del nostro progetto sono stati analizzati motori elettrici esistenti e già in uso in campo aeronautico (3) e si è posta particolare attenzione ai requisiti elencati sopra.

- **Peso e volume:** aspetti molto importanti in campo aerospaziale e per cui si cercano motori il più possibile compatti e leggeri;
- **Rendimento:** parametro importante per il risparmio energetico;
- **Affidabilità:** altro aspetto fondamentale da cui dipende il successo della missione, la manutenzione e la riparazione;
- **Costo:** fattore indispensabile per capire se una nuova soluzione come la propulsione ibrida-elettrica possa essere o meno conveniente.

Modello	Peso [kg]	Efficienza	Potenza continua [kW]	Coppia continua [Nm]
Magni 250	71	>93%	280	1407
Magni 500	135	>93%	560	2814
Siemens SP260D	50	95%	260	1000
Emrax 348	41	92-98%	210	500

Tabella 3: Motori elettrici in uso in campo aeronautico

3.2.2 Batterie

Le batterie sono un elemento fondamentale del sistema elettrico di un velivolo ibrido, in quanto devono fornire potenza ai motori. L'impiego delle batterie come principale fonte energetica di un velivolo è notevolmente limitata dal loro peso, soprattutto per range di volo elevati.

Per la scelta delle batterie è stata svolta un'analisi delle principali tecnologie attualmente esistenti e/o in fase di sviluppo:

- **Batterie agli Ioni di Litio:** presentano una elevata densità energetica, ingombro e peso ridotti, una maggiore durata e costi di manutenzione minori; inoltre, non presentano l'effetto memoria anche se sono infiammabili e sensibili alle alte temperature;

<i>Li - Ion</i>	100 - 280 Wh/kg
<i>Li - S</i>	500 - 1250 Wh/kg
<i>Li - O₂</i>	800 - 1750 Wh/kg
<i>Zn - O₂</i>	400 - 500 Wh/kg

Tabella 4: Densità energetiche

- **Batterie Litio - Zolfo:** batterie con elevata densità energetica e bassi costi ma caratterizzate dall'effetto *Shuttle*, ovvero degradazione e breve durata;
- **Batterie Litio - Aria:** sono più leggere ed economiche delle batterie agli ioni di litio e anch'esse presentano una elevata densità energetica, ma hanno un decadimento rapido delle prestazioni, accompagnato dalla difficoltà di realizzare l'alimentazione con O_2 ;
- **Batterie Zinco - Aria:** presentano una maggior sicurezza e durata ad alte temperature anche se risentono delle basse temperature, dell'umidità e dell'inquinamento;

Nella tabella 4 sono riportate delle stime di densità energetica delle diverse tipologie di batterie analizzate.

Nonostante le batterie a Ioni di Litio presentino una densità energetica inferiore rispetto alle altre tecnologie proposte, si ritiene che esse rappresentino la soluzione più adatta per ragioni di affidabilità e sicurezza, essendo già ampiamente utilizzate su questo tipo di velivoli. Infatti, le batterie *Li - S* e *Li - O₂* risultano essere ancora lontane da una possibile applicazione aerospaziale, mentre le *Zn - O₂* trovano un maggiore impiego in campo *automotive*.

Una densità energetica di $250 Wh/kg$ è un valore piuttosto ottimistico in campo aeronautico, anche se è ancora molto basso rispetto a quello del combustibile per aviazione. Questo valore è quello che si è deciso di utilizzare per il dimensionamento nella fase iniziale (capitolo 6.1.4).

3.2.3 Motore termico

Il motore termico considerato (Turboshaft), è lo stesso del velivolo di riferimento: il PT6-A; tuttavia, invece di essere collegato ad un'elica per creare spinta, è collegato ad un generatore che converte l'energia meccanica in energia elettrica. Le

prestazioni del Turbohaft [6] al variare delle condizioni di volo sono riportate nelle figure 6 e 7. Tali grafici saranno di fondamentale importanza per il calcolo delle figure di merito.

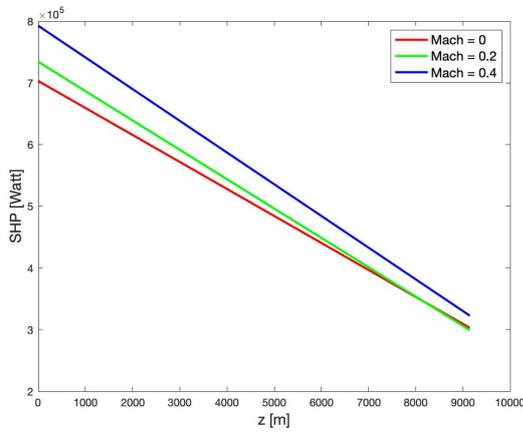


Figura 6: Andamenti della potenza disponibile all'albero in funzione di Mach e quota di volo

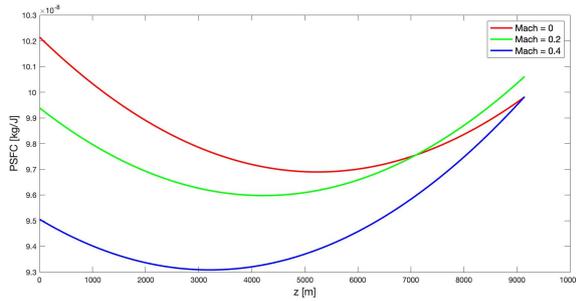


Figura 7: Andamenti del consumo specifico della potenza in funzione di Mach e quota di volo

3.3 Grado di ibridazione

Il grado di ibridazione è definito come:

$$H_p = \frac{P_{Electric}}{P_{Thermal}} \quad (1)$$

ossia il rapporto tra la potenza erogata dalle batterie e quella fornita dal propulsore termico.

Questo termine è definito dalla strategia di ibridazione che si desidera utilizzare. In funzione di questa scelta conseguirà la determinazione del peso delle batterie e la quantità di potenza che deve essere gestita dal sistema elettrico.

Si è scelto di utilizzare un grado di ibridazione costante per l'intera fase di crociera, mantenendo il motore termico nella condizione operativa di massima efficienza.

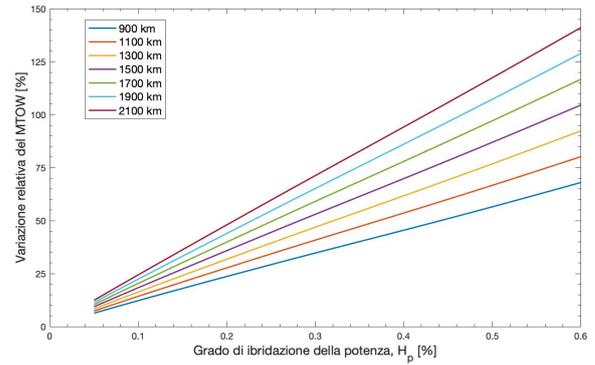


Figura 8: Variazione relativa del MTOW in funzione della variazione relativa dell'efficienza propulsiva globale (H_p come figura di merito) per un intervallo di design ranges.

Per le fasi di taxi si è scelto un grado di ibridazione del 100%, al fine di ridurre le emissioni di inquinanti a terra.

3.3.1 Grado di ibridazione in fase di crociera

La scelta del grado di ibridazione della fase di crociera ha un impatto notevole sul peso delle batterie e sul range di volo, come visibile dalla figura 8. Per un range di progetto di 900 km e per $H_p = 0.5$, il peso al decollo MTOW del velivolo ibrido è maggiore del 55% rispetto al velivolo di riferimento, e oltre l'85% per un range di 1500 km. Da qui si capisce che il grado di ibridazione per la fase di crociera deve essere minore del 20%, affinché l'aumento significativo del peso non vada a controbilanciare il risparmio economico/energetico del sistema ibrido. Un buon compromesso è avere un grado di ibridazione della potenza, per la fase di crociera, pari al 15%.

4 Profilo di missione

In questo capitolo verrà definito il profilo di missione, fondamentale per la caratterizzazione successiva del sistema propulsivo. Di seguito verranno determinati tutti i dati necessari e saranno introdotte anche le figure di merito, che sono state indispensabili per la scelta di alcuni parametri.

4.1 Scelta del Range

Il range ottimale deriva da un compromesso tra peso totale (gli unici parametri che variano con il range sono il peso del carburante e quello delle

batterie) e autonomia. Per l'aereo ibrido che si sta progettando è stata pensata, in una fase di progettazione preliminare, un'autonomia di 600 nmi. Considerando, infatti, che il 90% dei voli europei door-to-door ha una durata massima di 4 ore [3], progettando un aereo con un range di 600 nmi, si riescono a collegare le principali città europee con al più uno scalo.

Per il calcolo delle distanze tra gli aeroporti è stato usato il sito: www.airportdistancecalculator.com.

In figura 9 sono mostrate alcune delle possibili *city pairs* con relative distanze tra gli aeroporti.

4.2 Figure di merito

Poiché per un velivolo ibrido il peso delle batterie è molto sensibile all'energia consumata, è essenziale identificare la condizione di ottimo dal punto di vista delle performance di volo.

Per identificarla, si fa riferimento al SAR per velivoli che usano motori termici e all'ESAR per velivoli puramente elettrici [7]; essi indicano rispettivamente la distanza percorsa per unità di carburante e per unità di energia consumata. Tuttavia, quando un velivolo usa più fonti di energia, minimizzare il consumo di energia non coincide col minimizzarne il costo. A tal fine si introduce il COSAR che incorpora il costo di ciascuna fonte di energia. Il COSAR, misurata in [m/\$], rappresenta quanta distanza un aereo può percorrere con una data quantità di denaro.

4.2.1 Specific Air Range

Per velivoli convenzionali (fuel-based), l'efficienza veicolare è misurata dal SAR [m/kg] ed indica quanta distanza il velivolo può percorrere con una data quantità di combustibile:

$$SAR = \frac{V \cdot L/D}{c_T \cdot W} \quad (2)$$

dove V è la velocità di volo in [m/s], W è il peso del velivolo in [N], L/D è l'efficienza aerodinamica e c_T è il consumo specifico della spinta in [kg/N/s]. Per un velivolo turboelica [8] il SAR può essere riscritto come:

$$SAR = \frac{\eta_p (L/D)}{c_p W} \quad (3)$$

dove η_p è il rendimento propulsivo, c_p è il consumo specifico della potenza.

4.2.2 Energy Specific Air Range

Rappresenta una generalizzazione [7] del SAR e caratterizza l'efficienza energetica veicolare. In altri termini, fornisce l'indicazione su quanta distanza si può percorrere con una certa quantità di energia. La definizione dell'ESAR può essere formulata come segue:

$$ESAR = \frac{V \cdot L/D}{TSPC \cdot W} \quad (4)$$

dove è stato introdotto il consumo specifico della potenza $TSPC$ espresso in [W/N] per legare la potenza erogata dalle varie fonti di energia e la spinta totale generata. Per un velivolo ibrido, il $TSPC$ può essere formulato come:

$$TSPC = \frac{1}{T} \sum P_i \quad (5)$$

Per un velivolo ibrido, che combina l'energia elettrica e termica, l'ottimizzazione rispetto all'ESAR si traduce in un profilo di volo dove l'energia totale consumata per unità di distanza percorsa è minima. Se invece l'obiettivo è minimizzare le emissioni di CO_2 , si deve scegliere il SAR come figura di merito.

4.2.3 Cost Specific Air Range

Per un velivolo ibrido, in cui entrano in gioco diverse fonti di energia aventi differenti prezzi di mercato, è utile introdurre una nuova figura di merito che incorpora il costo di ciascuna fonte di energia, $c = [$/kWh]$. La nuova figura di merito COSAR, misurata in [m/\$], è definita come:

$$COSAR = \frac{V \cdot L/D}{(\sum TSPC_i \cdot c_i) \cdot W} \quad (6)$$

e rappresenta quanta distanza un aereo può percorrere con una data quantità di denaro.

4.3 Scelta del Mach e della quota di crociera tramite SAR, ESAR e COSAR

Gli andamenti del SAR, ESAR e COSAR del velivolo ibrido durante la fase di crociera sono illustrati rispetto al Mach e alla quota di volo nella figura (10). Si noti che il costo dell'energia elettrica, facendo una previsione [9] per il 2030, è stato assunto pari a 0.16 \$/kWh. Focalizzandosi sul consumo di carburante, il massimo SAR si ottiene per $M = 0.36$ e $FL = 265$. Quando, invece, si analizza il consumo combinato di energia termica ed elettrica, la condizione di ESAR ottimo si

	Mosca	Atene	Stoccolma	Oslo	Budapest	Praga	Vienna	Barcellona	Madrid	Parigi	Francoforte	Berlino	Londra	Milano
Roma	1304	586	1075	1105	451	505	421	458	719	595	517	637	767	276
Milano	1255	821	905	879	448	349	355	389	620	323	264	447	492	
Londra	1360	1295	775	577	786	545	670	619	678	178	334	501		
Berlino	883	971	461	476	370	140	282	813	1000	463	235			
Francoforte	1113	981	662	617	451	221	336	590	766	241				
Parigi	1346	1139	832	733	674	461	559	464	574					
Madrid	1863	1284	1404	1303	1066	944	975	261						
Barcellona	1644	1029	1250	1183	822	733	740							
Vienna	910	691	695	750	116	150								
Praga	919	840	570	616	254									
Budapest	853	607	735	818										
Oslo	896	1423	208											
Stoccolma	684	1307												
Atene	1205													

Figura 9: City Pairs (unità in miglia nautiche)

sposta verso velocità maggiori, il cui limite è legato solo alla massima potenza erogabile dal motore termico. Si noti, infatti, che come riferimento è stato preso l'ESAR del velivolo non ibridato (o equivalentemente per grado di ibridazione H_p nullo). Nei casi analizzati, si è considerato il numero di giri dei motori elettrici costante e pari a 2700 rpm. Il grado di ibridazione durante la crociera è fissato a $H_p = 0.15$ (vedasi paragrafo 3.3.1), sicché la potenza erogata dalle batterie è costante e indipendente dalle condizioni di volo. Pertanto si potrebbe pensare che a velocità maggiori (e quindi riducendo il tempo di volo) l'energia elettrica necessaria diminuisca e di conseguenza anche il peso delle batterie, in realtà questo è controbilanciato dal fatto che a velocità maggiori il consumo di combustibile aumenta. Considerando il COSAR come parametro progettuale, è possibile ricavare il design point: $M = 0.4$ e $FL = 235$. Tale scelta comporta un miglioramento dell'efficienza energetica (ESAR) del 23% e un risparmio economico (COSAR) del 21% rispetto al velivolo di riferimento non ibrido.

4.4 Piano di volo

Dopo aver definito la quota di crociera pari a 7500 m e la velocità di crociera pari a 130 m/s, è stato selezionato un rateo di salita massimo di:

$$ROC_{max} = 11 m/s$$

Questo valore è stato scelto per risultare competitivo con velivoli della stessa categoria. Un ulteriore dato necessario alla definizione del piano di volo è il range, precedentemente assunto pari a 600 nmi per non avere un peso delle batterie eccessivo. Dall'implementazione di questi dati e tramite l'applicazione delle equazioni della meccanica del volo si è ottenuto il grafico riportato in figura 11.

5 Inviluppo di volo

L'inviluppo di volo viene utilizzato a livello progettuale per il dimensionamento strutturale allo scopo di delineare un campo reale entro cui il velivolo può volare. Il diagramma di inviluppo si costruisce sovrapponendo il diagramma di manovra a quello di raffica. La costruzione di questi diagrammi è normata dalla FAR/CS-23 (normativa di riferimento per velivoli di peso inferiore ai 5670 kg).

5.1 Diagramma di manovra

Si tratta di un diagramma che riassume e lega tra di loro tutte le limitazioni delle grandezze quali: n fattore di contingenza, V velocità di volo e C_L coefficiente di portanza, individuando un'area che è costituita da un insieme di punti che corrispondono a condizioni di volo per le quali sono contemporaneamente rispettate tutte le limitazioni imposte. Viceversa, qualsiasi punto esterno al diagramma di manovra è relativo ad un valore non ammissibile di almeno una delle grandezze soggette a limitazione.

Si definiscono i valori di n_{max} e n_{min} . Dalla normativa vengono suggerite le seguenti espressioni:

$$n_{max} = 2.1 + \frac{10.866}{M(kg) + 4.536} = 2.32$$

$$n_{min} = -0.4 \cdot n_{max} = -0.93$$

Dalla velocità di stallo, $V_s = 34.4$ m/s, si può ricavare il $C_{L_{max}}$ in volo normale e utilizzando la polare del velivolo si ricava il $C_{L_{min}}$ in volo rovescio. L'intersezione tra la parabola di $C_{L_{max}}$ e la retta n_{max} identifica la velocità di manovra V_A . Dalla normativa $V_A = V_s \cdot \sqrt{n_{max}} = 52.5$ m/s rappresenta la velocità minima alla quale si può effettuare una manovra in condizioni di n_{max} . Analogamente possiamo trovare l'intersezione tra n_{max} in volo

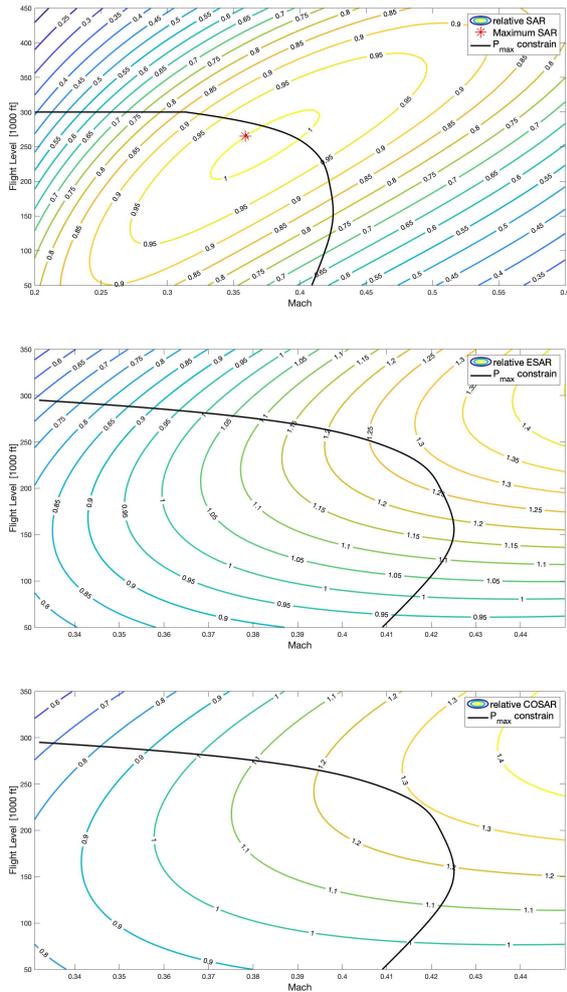


Figura 10: Andamenti del SAR, ESAR e COSAR in crociera al variare del Mach e del Flight Level. Per il calcolo dell'ESAR e COSAR si è utilizzato un grado di ibridazione pari a $H_p = 0.15$

rovescio e la curva $C_{L_{min}}$. Avendo scelto una velocità di crociera, $V_C = 147 \text{ m/s}$, si può definire la velocità di picchiata, $V_D = 1.4 \cdot V_C = 183.75 \text{ m/s}$, che è la velocità massima alla quale la struttura è progettata per sopportare i carichi.

Si hanno a questo punto tutti gli ingredienti per costruire il diagramma di manovra. Si noti che tramite la costruzione del diagramma di manovra si sono imposti diversi limiti:

- **Limite aerodinamico.** Il volo avviene ad assetto di stallo ($C_L = C_{L_{max}}$). A sinistra di tale curva vi è la zona che rappresenta le condizioni di 'g-stallo', corrispondente a condizioni di volo in cui viene meno la sustentazione aerodinamica.
- **Limite strutturale.** Il volo avviene in con-

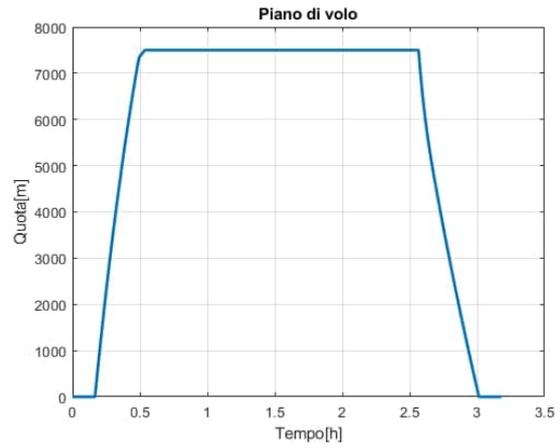


Figura 11: Piano di volo

dizioni per le quali risulta $n = n_{max}$. I punti al di sopra di questa retta individuano le condizioni di volo, nelle quali si superano i valori limiti del fattore di contingenza e pertanto si rischia che le strutture subiscano deformazioni permanenti.

- **Limite propulsivo.** Il volo avviene alla massima velocità consentita alla quota in esame. Proseguendo lungo questo tratto il fattore di carico diminuisce fino ad annullarsi e poi diventare negativo. Il limite a destra viene stabilito dunque dal fatto che si trova in condizioni di volo che richiederebbero una spinta propulsiva superiore a quella che il motore può fornire, per quella quota.

5.2 Diagramma di raffica

Per il calcolo dei carichi agenti sul velivolo in volo dobbiamo considerare anche la massa d'aria che circonda l'aeroplano e non solo le manovre eseguite dal pilota. Ai fini della determinazione dei carichi da raffica, vengono prese in considerazione solo le raffiche verticali, che potranno essere ascendenti o discendenti. L'intensità della raffica (w_i) modifica l'espressione del fattore di carico nel seguente modo:

$$n = 1 + \frac{f \rho C_{L\alpha} V}{2 \frac{M \cdot g}{S}} \cdot w_i$$

Il fattore di attenuazione (f) tiene conto del fatto che nella realtà la velocità di raffica non interessa istantaneamente tutti i punti del velivolo ma li coinvolge gradualmente. Il suo valore dipende dalla forma del fronte di raffica e deve essere minore di 1.

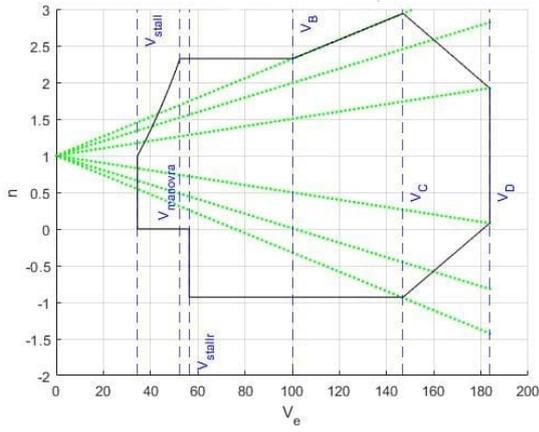


Figura 12: Involuppo di Voło

La normativa FAR/CS 23 impone le seguenti velocità di raffica: $w_1 = \pm 7.6 \text{ m/s}$, $w_2 = \pm 15 \text{ m/s}$, $w_3 = \pm 20 \text{ m/s}$.

5.3 Involuppo di volo

Il diagramma di involuppo di volo (figura 12) si costruisce sovrapponendo il diagramma di manovra a quello di raffica. Viene utilizzato nel dimensionamento strutturale allo scopo di delineare un campo reale entro cui il velivolo può volare. Questo campo si ottiene unendo graficamente i punti più esterni del perimetro della figura formatasi dalla sovrapposizione dei diagrammi di cui sopra.

6 Definizione del Power Budget e dimensionamento preliminare delle batterie

In questa sezione verrà affrontata la stima della potenza necessaria al velivolo ed al contempo verrà effettuato un dimensionamento preliminare del motore termico e del pacco batteria. Noto il piano di volo del velivolo, è stata valutata la potenza necessaria al volo nelle varie fasi di missione. Da queste richieste di potenza si è poi passati al dimensionamento dei sistemi di potenza, introducendo le efficienze relative di ciascun componente.

I risultati ottenuti sono relativi al valore di potenza del motore termico in condizione di massima efficienza alla quota *sea level* e alla quantità di energia immagazzinata dalle batterie per soddisfare il profilo di missione.

Questi valori saranno utilizzati per analizzare le performance del velivolo dal punto di vista delle emissioni e dei consumi.

6.1 Calcolo della potenze

Note le condizioni di volo del velivolo e il suo assetto, è possibile ricavare la potenza propulsiva necessaria in ciascuna fase di volo. Nel calcolo verranno considerati i rendimenti dei vari componenti (come elica, generatori elettrici ed elementi meccanici).

6.1.1 Fase di crociera

La potenza richiesta in fase di crociera è:

$$P_{cruise} = A(h = h_{cruise})V^3 + \frac{B}{V} = 514 \text{ KW} \quad (7)$$

dove:

$$A = \frac{\rho C_{D_0} S}{2} = 0.18 \text{ Kg/m}, \quad (8)$$

$$B = \frac{2KW^2}{\rho S} = 1.54 \cdot 10^7 \frac{\text{kg m}^3}{\text{s}^4}$$

Questa potenza è stata divisa in potenza richiesta dal motore termico ($P_{termico}$) e quella richiesta dalle batterie ($P_{batterie}$):

$$P_{termico} = \frac{(1 - H_p) \cdot P_{cruise}}{\eta_{termico} \cdot \eta_{elica}} = 446.4 \text{ KW} \quad (9)$$

$$P_{batterie} = \frac{H_p \cdot P_{cruise}}{\eta_{generatore} \cdot \eta_{elica}} = 77.2 \text{ KW}$$

Nel $P_{termico}$ si tiene conto dell'efficienza del generatore mentre in $P_{batterie}$ non si considerano le dissipazioni dovute ai cablaggi.

Per il dimensionamento del motore termico si utilizza l'equazione:

$$P_{termico_{SL}} = P_{termico} \cdot \frac{\rho_{SL}}{\rho(h)} = 981 \text{ KW} \quad (10)$$

Questo valore di potenza termica corrisponde alla condizione di efficienza massima che il sistema propulsivo deve garantire a livello del mare. Tale risultato è in accordo con il motore termico scelto (PT6A), che è in grado di erogare una potenza massima al suolo di 1.2 MW.

Il valore di energia che deve essere immagazzinato dalla batteria durante questa fase di crociera è data dalla relazione:

$$P_{battery_{cruise}} \cdot t_{cruise} = 179.4 \text{ kWh} \quad (11)$$

Il peso delle batterie associato alla fase di crociera (considerando le sole celle) si ricava dividendo l'energia immagazzinata per la densità energetica delle batterie (260 Wh/kg), ottenendo:

$$\text{Peso batterie per la crociera} = 689 \text{ kg}$$

6.1.2 Fase di decollo e salita

Nei primi istanti della fase di decollo la potenza globale, ovvero la potenza fornita all'elica, deve garantire un rateo di salita massimo pari a 11 m/s. Il ROC max si ottiene nella condizione di potenza necessaria minima.

Le equazioni necessarie al calcolo delle prestazioni di volo per questa condizione di assetto sono:

$$V_{P_{min}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{SL}}} \sqrt[4]{\frac{k}{3Cd_0}}$$

$$P_{ROC_{max}} = \left(ROC + \frac{V_{P_{min}}}{E_{P_{min}}} \right) \cdot \frac{W}{E_{prop}}$$

$$E_{P_{min}} = \sqrt{3} \cdot \frac{E_{max}}{2}$$

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}}$$
(12)

Dall'applicazione di queste formule sono stati ottenuti i seguenti risultati

$$V_{P_{min}}(h = h_{SL}) = 49.38 \text{ m/s} = 95.98 \text{ knots}$$

$$P_{max_{TO}} = 730 \text{ kW}$$

In prossimità della quota di crociera la condizione di assetto verrà gradualmente variata in modo da portarsi alle condizioni di volo definite dalla ottimizzazione delle figure di merito. La definizione del profilo di potenza per queste fasi deve essere tale da consentire l'operatività del motore in fase di crociera in condizione di massima efficienza ed al contempo minimizzare le emissioni inquinanti e sonore al decollo.

Per questo motivo è stato imposto un grado di ibridazione al suolo del 50%. Successivamente al distacco delle ruote da terra è possibile incrementare gradualmente la manetta del motore termico in modo da portarlo nella condizione di massima efficienza.

Durante questa transizione le batterie forniscono una potenza tale da mantenere il valore di potenza complessiva costante e pari a 730 KW. Il risultato di queste considerazioni è condensato nella figura 13.

Come è possibile notare da figura 13, il 50% della potenza al decollo è fornita dal motore termico e la restante parte dalle batterie. Questa scelta consente di ridurre le emissioni al suolo ma allo stesso tempo offre la possibilità di compensare una perdita di potenza in caso di failure delle batterie.

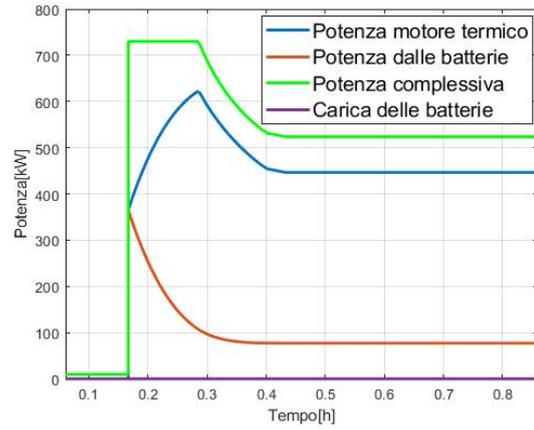


Figura 13: Andamento delle potenze in fase di decollo

Con il crescere della quota, sarà possibile diminuire la potenza fornita dalle batterie ed aumentare quella del motore sino al raggiungimento della condizione di massima efficienza del sistema termico.

Raggiunta questa condizione, la manetta del motore termico rimarrà invariata ma la potenza erogata dal sistema termico diminuirà sino al raggiungimento della quota di crociera a causa della diminuzione della densità dell'aria.

Queste considerazioni comportano un grado di ibridazione variabile lungo questa fase di decollo. Integrando la potenza fornita dalle batterie sul tempo di decollo si ottiene la quantità di energia che esse devono immagazzinare per consentire la fase di decollo con i requisiti stabiliti:

$$E_{Decollo} = \int_{t_{Decollo}} P_{Elettrico} dt = 44.02 \text{ kW h} \quad (13)$$

Considerando delle batterie agli ioni di litio si ottiene un peso relativo alle sole celle pari a:

$$\text{Peso batterie decollo} = 176 \text{ kg}$$

Ricapitolando, il motore turboalbero viene dimensionato per garantire in crociera una potenza di massima efficienza pari a 446 kW. Seguendo la relazione proposta nella equazione (10), è possibile ricavare la potenza di massima efficienza che il motore è capace di erogare al livello del mare.

Da queste considerazioni si ottiene un valore di potenza erogata dal motore termico superiore a quella necessaria per garantire un rateo di salita pari a 11 m/s. Per ridurre il consumo di combustibile, le emissioni ed evitare un eccessivo consumo energetico, è stato scelto di far operare il turboalbero a basso regime nella prima fase del decollo e successivamente aumentare la manetta.

6.1.3 Fase di discesa

La fase di discesa è caratterizzata da un rateo di discesa, il quale è funzione del margine di potenza.

Per lo studio di questa fase è stato considerato un assetto speculare a quello della fase di salita. Data la bassa richiesta di potenza nella fase di discesa, è stato scelto di porre il motore termico in idle ed utilizzare il 20% di questa potenza per alimentare i motori elettrici e il restante 80% per caricare le batterie.

Come avviene sul PT6A, la potenza in idle è stata posta pari a:

$$P_{idle}(h) = 0.2P_{max\ efficiency}(h)$$

Dalle seguenti considerazioni si ottiene un andamento del rateo di discesa come mostrato nella figura 14. Come si può notare, nelle ultime fasi di

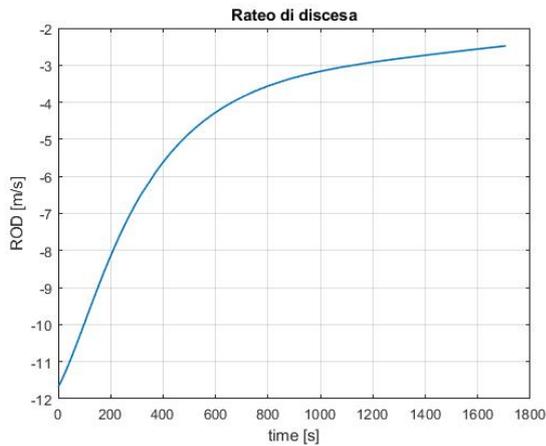


Figura 14: ROD durante l'ultima fase di discesa

discesa il ROD non tende a zero perché non è stato considerato il flare del velivolo, dove il rateo di discesa viene drasticamente diminuito fino a portarlo a zero.

In figura 15 viene mostrato l'andamento delle potenze nell'ultima fase di volo. Come è possibile notare, la potenza aumenta poiché è funzione della densità dell'aria. Arrivati al livello del suolo, la manetta viene portata a zero per annullare la spinta e consentire il taxi in full electric. L'area sottesa dalla curva relativa alla carica rappresenta l'energia immagazzinata dalla batteria durante la fase di ricarica in volo:

$$\text{Energia ricaricata} = 47.9 \text{ KW/h}$$

che corrisponde ad una ricarica del 27%.

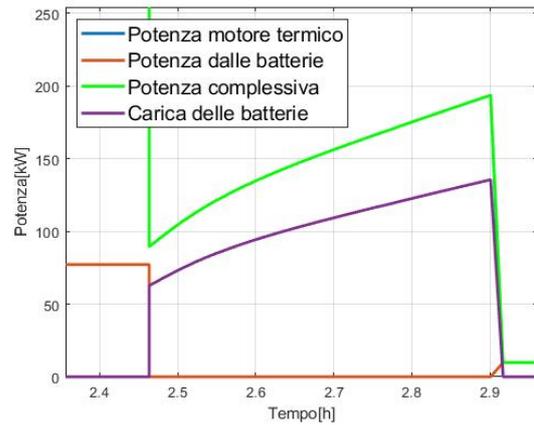


Figura 15: Andamento delle potenze nella fase di discesa

6.1.4 Fase di Taxi

Per la definizione delle potenze necessarie nella fase di taxi si è ipotizzato che si utilizzi solo quella elettrica erogata dalle batterie, così da rispettare il regolamento Europeo ACARE del 2012 il quale richiede un'assenza di emissioni e una riduzione del rumore al fine di rendere le zone limitrofe all'aeroporto maggiormente vivibili. Per il calcolo della potenza necessaria si è considerata solo la resistenza di attrito volvente tra ruote e il suolo. Ipotizzando un coefficiente di attrito volvente di 0.02 e una velocità tipica di taxi pari a $V_{taxi} = 10 \text{ m/s}$, si ottiene una potenza necessaria pari a:

$$P_{taxi} = S_{taxi} \cdot V_{taxi} = 9810 \text{ W}$$

da cui, ipotizzando una durata della fase di taxi di 10 minuti, è possibile calcolare l'energia richiesta:

$$E_{taxi} = P_{taxi} \cdot t_{taxi} = 1635 \text{ Wh}$$

ed infine, essendo $H_p = 100\%$ nella fase di taxi, è possibile calcolare facilmente il peso delle batterie necessario ad espletare la fase di taxi:

$$W_{battery_{taxi}} = \frac{E_{taxi}}{E_{density}} = 6.54 \text{ Kg}$$

6.1.5 Conclusioni

I risultati ottenuti possono essere raggruppati in un unico grafico (figura 16) che mostra sulle ascisse l'istante durante il volo e sulle ordinate le diverse potenze erogate istantaneamente. Dalla figura 16 può essere facilmente ricavato il grado di ibridazione istantaneo, riportato in figura 17:

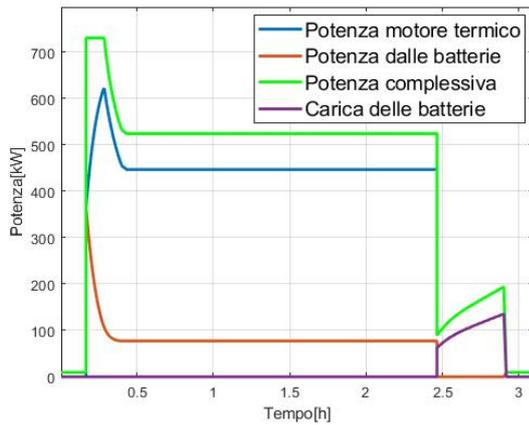


Figura 16: Tempo-Potenza istantanea

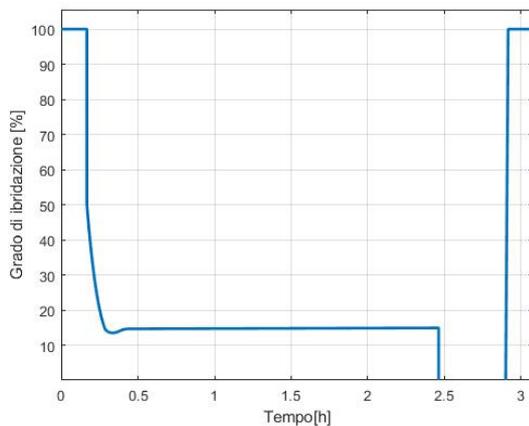


Figura 17: tempo-Grado di ibridazione

7 Ducted Fan VS. Free Propeller

In questa sezione, si pone l'attenzione sul tipo di elica da collegare al motore elettrico: la scelta è tra eliche libere o intubate. Di seguito vengono discussi i vantaggi e gli svantaggi che si hanno nell'applicazione di quest'ultima soluzione.

7.1 Ducted Fan

- Vantaggi
 - I *Ducted Fan* sono più silenziosi: la presenza del casing riduce la velocità e l'intensità dei vortici di estremità dell'elica che portano a una riduzione del rumore emesso dal propulsore;
 - Maggior sicurezza a terra: la presenza del casing permette di operare con maggior sicurezza in prossimità del velivolo;
 - Velocità operative più elevate: dimensionando in maniera appropriata la pre-

sa d'aria, è possibile far operare il fan in maniera più efficiente a velocità più alte di quelle di un elica non intubata;

- Maggior spinta: grazie alla riduzione delle perdite dovute ai vortici di estremità, il Ducted fan è più efficiente nel produrre spinta rispetto ad un elica tradizionale di simile diametro;
- La maggior semplicità costruttiva degli electric fan permette l'utilizzo del passo variabile e la gearbox tra motore e fan permette un matching ideale del numero di giri; insieme permettono di raggiungere un rendimento fino anche al 75%.

- Svantaggi

- Design complesso e aumento in peso dovuto al casing;
- Efficienza comunque minore rispetto all'elica;
- Necessità di pochissima luce tra casing e fan;
- Maggiore drag dovuto al casing.

Considerate le condizioni operative del nostro velivolo, considerato l'azionamento elettrico e la volontà di voler minimizzare l'inquinamento acustico, la scelta è ricaduta sulle eliche intubate.

8 Dimensionamento motori

8.1 Calcolo della spinta necessaria

La spinta erogata dai fan deve essere in grado di garantire la sicurezza del volo in tutte le fasi di missione. A tal proposito, come spinta necessaria, si è scelto un punto di progetto all'interno del matching chart [Figura 18] soddisfacente i requisiti di ROC massimo, Ceiling, Landing, Take off distance e Maximum speed originali del Pilatus PC-12. Per ogni requisito vengono riportati i dati principali di calcolo:

- Landing requirement: la densità è quella a sea level $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^2$ mentre il $C_{L_{max}}$ è quello del Pilatus PC-12, $C_{L_{max}} = 1.9$. La velocità di stallo è $V_S = 80 \text{ KTAS}$
- Maximum speed: in crociera (23000ft) la densità è $\rho = 0.411 \text{ kg/m}^2$ e la velocità massima è $V_{max} = 290 \text{ KTAS}$

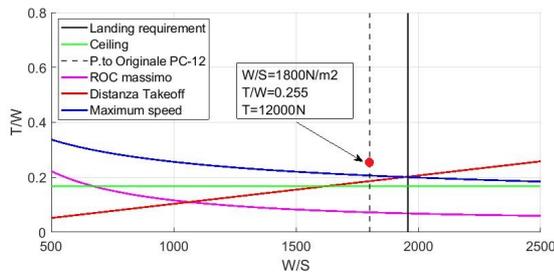


Figura 18: Matching chart con le performance del Pilatus PC-12

- Takeoff distance: al decollo il PC-12 ha un $C_{L_{TO}} = 1.7$ e una distanza di decollo di 2500ft che porta ad un *Take off parameter* di $TOP \approx 5700$
- Rate of climb: $ROC_{max} = 1920ft/min$ mentre l'efficienza è $E_{max} = 16.6$
- Ceiling: alla quota di tangenza (30000ft) la densità è $\rho = 0.29kg/m^2$

Tenendo in considerazione il carico alare originale del PC-12 pari a $\left(\frac{W}{S}\right) = 1800N/m^2$, si sceglie un punto di progetto di $\left(\frac{T}{W}\right) = 0.255$ che, con un peso al decollo di $MTOW = 4740kg$, porta ad una spinta necessaria di $T = 1200kg \approx 12kN$.

Inoltre, per rispettare la normativa CS-23, occorre verificare che in caso di OEI e missed approach OEI, il velivolo abbia un rateo di salita positivo con un unico fan funzionante.

In caso di OEI, la normativa CS-23 impone un $ROC_{min}=2\%$ e l'aereo è in grado di garantire un rateo di:

$$\frac{V_{z_{max}}}{V} = \frac{1}{3E_{max}}(\tau + \sqrt{\tau^2 + 3}) - \frac{3}{E_{max}(\tau + \sqrt{\tau^2 + 3})} = 0.0219 \quad (14)$$

con $\tau = E_{max}T/W$ e soddisfacente quindi il requisito. In caso di missed approach OEI (carrello abbassato e gradi di flap massimi), l'aereo deve essere in grado di compiere la manovra in sicurezza con un gradiente di salita dell'1%. Il rapporto spinta-peso minimo per garantire la manovra è pari a:

$$\frac{T}{W_{MTOW}} = \left(\frac{n_e}{n_e - 1}\right)\left(\frac{1}{E} + \sin \gamma\right) = 0.110 \quad (15)$$

e l'aereo, con un rapporto spinta peso di 0.112, soddisfa anche questo requisito.

8.2 Dimensionamento Fan

Avendo ricavato la spinta necessaria al decollo per il singolo motore in condizioni nominali e avendo visto che questa soddisfa anche i requisiti in OEI, si procede al dimensionamento dell'elica intubata. Si segue l'impostazione del modello fisico effettuata da [10], vengono inserite le condizioni al decollo (5) e si ricavano raggio e potenza dell'elica.

Il valore di σ , rapporto tra raggio all'hub e al tip delle palette, è stato scelto come compromesso tra l'aumento dello stress sul motore e la diminuzione della velocità di rotazione.

	Quota	Sea - level
Velocità		$41.3 \frac{m}{s}$
M_0		0.138
C_T		0.172
σ		0.6
FanPassRatio		1.1

Tabella 5: Dati in input

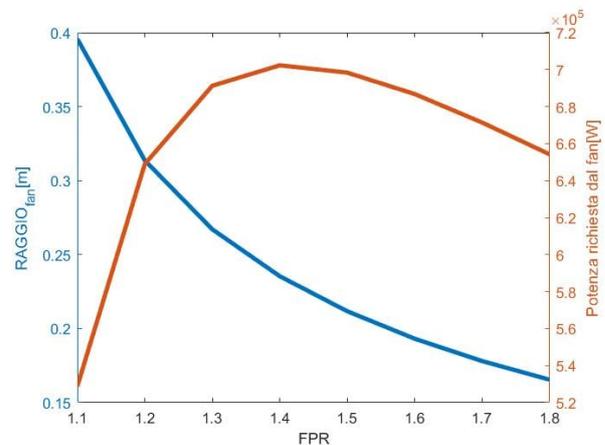


Figura 19: Andamento della potenza e del raggio al variare del FPR

L'FPR scelto, pari a 1.1, è quello che garantisce la potenza richiesta minore: $P_{richiesta} = 521 kW$ (vedasi figura 19). A tale potenza, il raggio ottenuto, pari a $0.38m$, viene considerato accettabile.

8.3 Peso dei propulsori

Il peso dei propulsori viene stimato attraverso le potenze specifiche ed efficienze di motore, gear-box e ducted fan (Figura 20). Partendo dalla

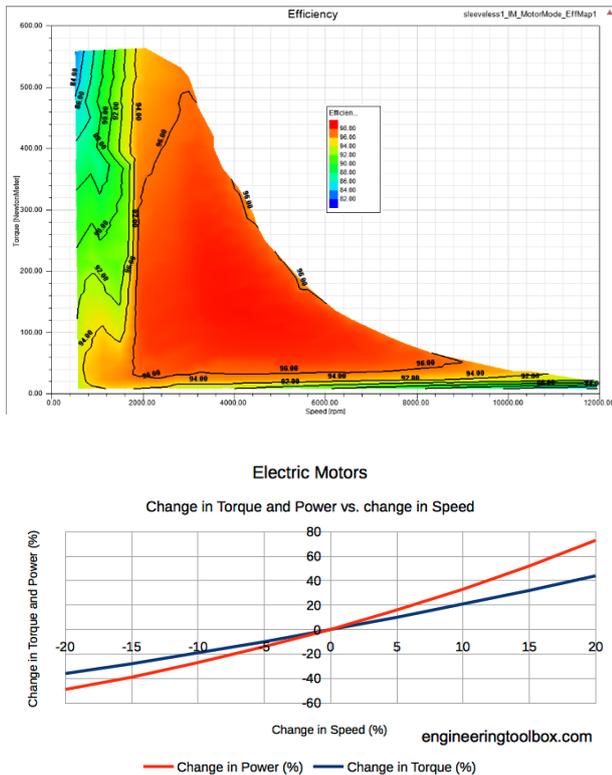


Figura 20: Mappe di un generico motore elettrico

generica mappa di un motore elettrico, è possibile vedere come la zona di efficienza massima sia quella caratterizzata da regimi rotazione medio-alti, ovvero la zona chiamata flux wakening region. Un numero di giri elevato al posto di una coppia elevata è una soluzione da favorire in quanto la coppia, in un motore elettrico, è direttamente proporzionale alla corrente assorbita ed alle dimensioni. Si può vedere dal secondo grafico di figura 20, come un aumento del 20% del numero di giri porta ad un aumento della potenza del 67% con variazioni minime di peso e quindi ad un aumento simile della potenza specifica. Tale soluzione non è priva di aspetti negativi; uno dei più importanti è la dissipazione del calore: un motore elettrico di dimensioni ridotte che sviluppa alte potenze si surriscalda molto più facilmente di un motore più grande. Sarà necessario quindi prevedere un opportuno sistema di raffreddamento. La minore corrente assorbita dal motore elettrico porta anche ad una riduzione dei pesi del sistema di controllo del motore e dei cavi, dovendo questi ultimi avere una sezione trasversale ridotta. La soluzione esposta porta obbligatoriamente all'utilizzo di una gearbox che deve diminuire il numero di giri del motore ad un numero consono a quello del fan. Tuttavia, il peso aggiuntivo della gearbox viene ampiamente ripagato dalla diminuzione di peso del motore, dei cavi e del sistema di control-

lo.

Avere un rapporto di trasmissione alto porta ad un calo dell'efficienza nella catena di trasmissione [11], tuttavia per potenze dell'ordine dei 1700 kW si può avere una diminuzione di peso anche del 10%. Il peso di una gearbox può essere calcolato seguendo la relazione:

$$M_{gear} = M_{ref} \cdot k \cdot \left(\frac{n_{mot}}{n_{fan}} \right)^{0.15} \cdot \frac{Q_0}{Q_{ref}} \quad (16)$$

che per una potenza di 521 kW porta ad un valore di 46 lb.

Per calcolare il peso del fan si usa un approccio statistico, assumendo come popolazione statistica il peso dei fan di sette motori di grosse dimensioni (tabella 6). Attraverso il modello WATE++ [12] è possibile stimare il peso delle singole componenti *Fan* e *Duct* ed interpolando in funzione del diametro si ottiene una stima del peso del fan in oggetto, con diametro pari a 0.76 m. Il peso di

Motore	Peso fun [lb]	Diametro [cm]
CFM56-7B27	1188	154
V2530-A5	1350	168
PW2037	1925	214
PW4462	2281	238
PW4168	2658	254
PW4090	3906	284
GE90-85B	4630	343

Tabella 6: Interpolazione pesi fun

ogni singolo *Ducted Fan*, senza motore, è così pari a $W_{DF} = 492 + 46 = 538 \text{ lb}$.

9 Dimensionamento pacco batterie

Le specifiche delle celle adottate sono mostrate in tabella 7. Sono state scelte principalmente per le loro prestazioni e il loro impiego in campo aeronautico.

Una volta definita la tipologia di cella da utilizzare, è stato possibile determinare il numero di celle in serie e in parallelo necessarie a fornire la corretta potenza quando richiesto (tabella 8).

Il numero di celle in serie è stato calcolato dividendo il voltaggio nominale totale, ovvero quello richiesto dai motori elettrici, per il voltaggio nominale della singola cella.

Item	Specification
Type	Ultra High Energy
Configuration	7S1P
Capacity	26 Ah
Installed energy	0.67 kWh
Nominal voltage	25.9 V (dc)
Operating Voltage Range	21÷29.1 V (dc)
Continuous Charge Power	0.3 kW
Peak Charge Power	0.6 kW
Continuous Discharge Power	0.7 kW
Peak Discharge Power	1.6 kW
Dimension ($W \times L \times T$)	90 × 308 × 65 mm

Tabella 7: Specifiche della batteria selezionata

Numero celle in serie	148
Numero celle in parallelo	22
Numero celle totali	3256
Peso pacco batteria	1217 kg
Volume pacco batteria	0.81 m ³
Densità energetica	246 Wh/kg

Tabella 8: Dimensionamento pacco batterie

Il numero di celle in parallelo è stato calcolato seguendo le stesse considerazioni, in termini energetici, del capitolo 6. Infatti, sono state considerate le fasi della missione in cui le batterie fornivano la maggior potenza, in modo da ricavarne l'energia richiesta. Il numero totale di celle del pacco batteria del velivolo ibrido è dato dal prodotto tra le celle in serie e quelle in parallelo. In figura 21 è mostrata la disposizione delle celle.

Sono stati valutati anche il peso e l'ingombro del pacco batterie, tramite considerazioni sul peso delle singole celle e sul loro volume. I risultati sono mostrati nella Tabella 8. Confrontando la densità energetica attuale con il valore di riferimento definito nella fase preliminare, si può notare una riduzione della densità energetica e un conseguente aumento del peso delle batterie. Questo deriva dal fatto che le batterie per applicazioni aeronautiche hanno bisogno di irrigidimenti per prevenire possibili *failure* che possono compromettere la missione e l'incolumità dei passeggeri.

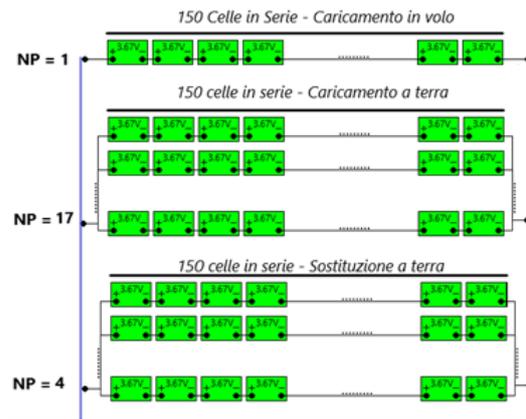


Figura 21: Disposizione iniziale pacco batteria

9.1 Ricarica e sostituzione

Una delle principali problematiche relative alla futura generazione di velivoli ibridi/elettrici è rappresentata dai tempi di ricarica delle batterie: a differenza dei velivoli convenzionali, ricaricare le batterie richiede molto più tempo del rifornimento di carburante.

Attualmente sono in fase di sviluppo tecnologie di ricarica rapida per ridurre i tempi di attesa ma una alternativa esistente è costituita dalle *Battery Swapping Stations (BSSs)*, ovvero stazioni in cui le batterie scariche possono essere facilmente e velocemente sostituite con altre completamente cariche. Sfortunatamente tali nuove tecnologie in campo aerospaziale richiederebbero ingenti investimenti a livello di infrastrutture aeroportuali; infatti, in ogni aeroporto dovrebbero essere presenti non solo batterie già cariche ma anche aree interamente dedicate alle operazioni di ricarica per il tempo necessario.

Sulla base di tali considerazioni e sul dimensionamento delle batterie necessarie per la nostra missione di volo, si è cercato un *trade-off* tra le due soluzioni proposte. In particolare, a partire dal numero di celle in serie e in parallelo calcolato precedentemente è stato pensato di realizzare 3 pacchi batterie (tabella 9):

- 2 pacchi ricaricabili;
- 1 pacco sostituibile;

I pacchi 1 e 2 rappresentano i pacchi ricaricabili, mentre il 3 sarà sostituito e, per agevolare tali operazioni di sostituzione, si è cercato di realizzare un pacco il più "leggero" possibile e di posizionarlo in una zona del velivolo facilmente accessibile.

Pacchi batterie	1 - 2	3
Configurazione	148s - 9p	148s - 4p
Peso [kg]	646	287
Volume [m^3]	0.34	0.16
Capacità [Ah]	234	104
Voltaggio [V]	543.16	543.16

Tabella 9: Dimensionamento pacchi batteria

Per il calcolo del tempo di ricarica T è stata utilizzata la seguente formula:

$$T = \frac{C \cdot \eta}{i} \quad (17)$$

in cui:

- C : capacità delle batterie in Ah;
- i : corrente del caricabatteria in A;
- η : efficienza pari a 1.2 per batterie a ioni di litio.

Supponendo un caricabatteria di 200 A e con tensione almeno pari a quella delle batterie, il tempo stimato per ricaricare i primi due pacchi contemporaneamente è di:

$$T = 84 \text{ min}$$

10 Sistema elettrico

10.1 Componenti

Entrando nel dettaglio del sistema di propulsione, si è cercato di stimare il peso del powertrain nelle sue componenti principali (figura 22).

Per quest'analisi ci si è concentrati sulla densità di potenza delle singole componenti, cercando tra prodotti attualmente esistenti. Ipotizzando una crescita lineare della densità di potenza in funzione del peso, si è cercato di stimare la massa complessiva del sistema per la nostra specifica richiesta di potenza.

Il gruppo direttamente collegato all'albero del turboshaft è composto da un generatore, che trasforma la potenza meccanica in potenza elettrica in corrente alternata, e da un raddrizzatore, il quale converte la corrente alternata in continua. Tra i vari prodotti in commercio, si è preso il gruppo generatore raddrizzatore della Honeywell, questo

è in grado di gestire potenze dell'ordine di 1 MW con un peso di 160kg, quindi con una densità di potenza di 6,25 kW/kg.

Per la distribuzione della potenza si è scelto un bus in continua, in quanto la letteratura attualmente favorisce la distribuzione di corrente continua per qualsiasi applicazione che preveda l'uso di batterie o la gestione di elevate potenze. Per ridurre al minimo il peso dei cablaggi, si cerca di aumentare il più possibile la tensione a bordo. Tuttavia esiste un limite dato dalla legge di Paschen, infatti, oltre certi valori c'è il rischio che si inneschino degli archi elettrici. In quota questo valore soglia è di circa 1.6 kV, quindi per il nostro caso di studio si è scelto un valore di compromesso di 540V. Per questo livello di tensione si è optato per cavi in alluminio che hanno un peso approssimativo di 0.35 kg/m. Per stimarne il peso si è considerato un bus lungo circa tre volte la lunghezza del velivolo.

A seguire si è cercato di stimare il peso dell'inverter, che converte la potenza da continua in alternata per permettere l'alimentazione del motore elettrico. Analizzando i vari prodotti, in particolare, per uso automobilistico si è visto che le densità di potenze si aggirano attorno a valori 26-27 kW/kg. Da questo dato si è stimato quindi un peso dell'inverter di circa 37 kg.

Il motore preso in esame è il Magni500, il quale non presenta la densità di potenza maggiore tra i concorrenti in commercio, ma è quello che riesce a gestire le potenze maggiori, circa 560 kW con un peso di 135kg, e quindi una densità di potenza di 4,15 kW/kg. La particolarità di questo motore è quella di lavorare in continua, quindi non necessita di un inverter a monte per la conversione di potenza, si sceglie comunque di mantenere l'inverter nella configurazione in modo da rendere la trattazione il più generale possibile.

Il valore dimensionante di potenza utilizzato per questo studio è di 1 MW, da cui si ricava un peso totale del powertrain di circa 470 kg.

10.2 Schema completo

Il sistema elettrico è stato progettato tenendo conto sia della richiesta di energia elettrica da parte dei motori elettrici che da parte dei sistemi di bordo.

Visto che i sistemi di bordo non sono stati analizzati nel dettaglio, per avere un'idea delle richieste di potenza è stato preso come riferimento il Pilatus PC-12, in particolare si è supposto di mantenere invariati i vari sistemi e i rispettivi power

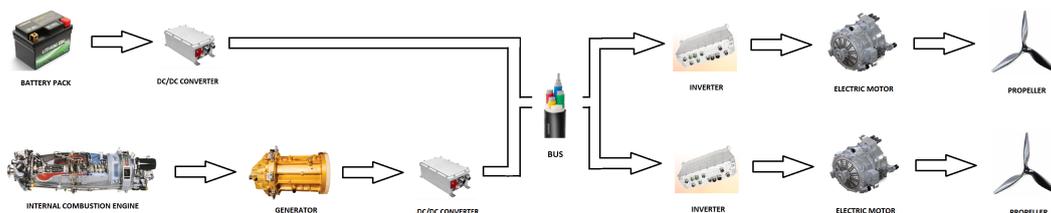


Figura 22: Powertrain

budget. Si è dunque partiti dal sistema elettrico di questo aereo per poi modificarlo e adattarlo alle richieste di potenza elettrica per il nostro caso di studio, in particolare sono stati aggiunti i 3 pacchi batterie e il generatore necessario per convertire la potenza meccanica del turbo-albero in potenza elettrica da fornire ai motori elettrici. Il nuovo sistema elettrico è rappresentato in figura 23 e prevede le seguenti sorgenti di potenza:

- Generatore 1: 28V 300A
- Generatore 2: 28V 300A
- Generatore 3: 1 MW
- Batterie
- Emergency Power Supply: 120 Wh

In condizioni di funzionamento normale, i generatori 1 e 2 alimentano tutti i sistemi di bordo, in particolare il generatore 1 è la sorgente di Potenza primaria per:

- Channel 1 Power Line, che prevede riscaldamento della cabina, sbrinamento e flap;
- Essential bus, che deve essere alimentato in ogni condizione, normale o di emergenza;
- Avionic 1 bus, che deve essere alimentato in ogni condizione, normale o di emergenza.

mentre il generatore 2 è la sorgente di potenza primaria per:

- Channel 2 Secondary Power Line, che prevede il sistema del carrello di atterraggio, lo sbrinamento e il riscaldamento a pavimento
- Main bus
- Avionic 2 bus
- Non-essential bus
- Cabin bus

Per quanto riguarda la parte relativa ai sistemi di bordo, le batterie entrano in gioco nel caso in cui entrambi i generatori vengono meno, quindi in una condizione di emergenza in cui vengono alimentati soltanto i sistemi più importanti che devono essere sempre attivi.

Inoltre, le batterie vengono usate durante le fasi di taxi e di avviamento del motore termico, infatti servono sia per avviare il motore stesso attraverso il generatore 2 che fa anche da starter del motore termico, che per fornire potenza necessaria a mantenere in funzione i sistemi essenziali durante entrambe le fasi.

Infine il generatore 3, insieme alle batterie è la sorgente di potenza per:

- Engine Power line, che include anche lo sbrinamento delle eliche;
- Engine 1 bus;
- Engine 2 bus.

11 Modello CAD

Una volta che sono stati dimensionati i vari componenti, sulla base della geometria del Pilatus, si è proceduto allo sviluppo di un modello CAD del nostro velivolo (24). Le caratteristiche principali sono:

- **Ala Bassa:** permette di massimizzare il volume disponibile per il payload e di diminuire la lunghezza del carrello, nel caso in cui si scelga di ritrarlo nell'ala. Oltre all'aumento del volume disponibile ed alla riduzione del peso strutturale, l'ala bassa permette di migliorare il controllo laterale del velivolo e ridurre l'attrito aerodinamico;
- **Fusoliera circolare:** questa configurazione è in grado di assorbire in maniera più efficace i carichi di pressurizzazione. Permette di ridurre il peso strutturale e di facilitare

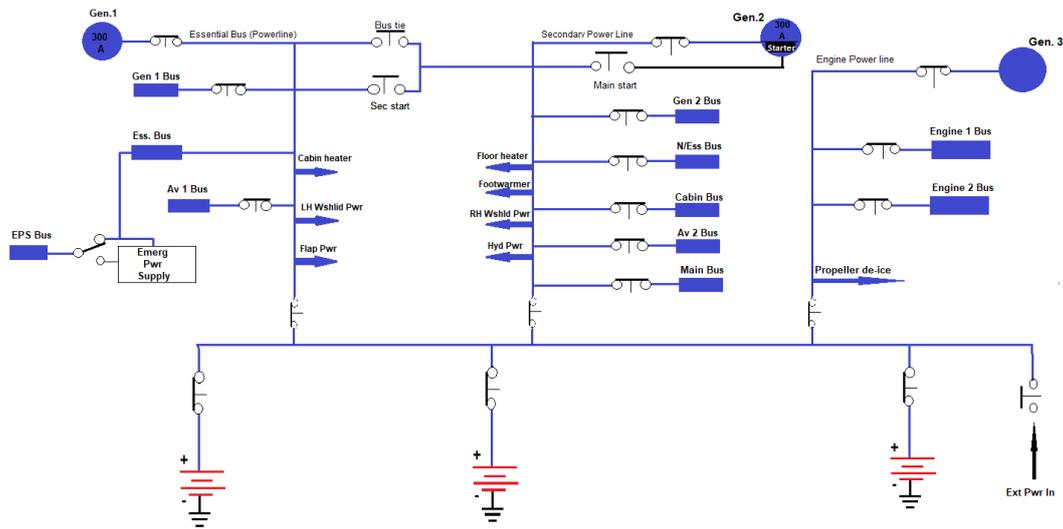


Figura 23: Sistema elettrico



Figura 24: Rendering del velivolo

una corretta suddivisione tra il volume dedicato ai passeggeri (generalmente posizionato nel semicerchio superiore) e quello dedicato alle funzioni di cargo (generalmente posizionato nel semicerchio inferiore);

- **Motori in coda:** si è scelto di posizionare i motori in coda per evitare eventuali problemi legati alla mancanza di spazio sulle ali. La collocazione dei motori in coda, inoltre, permette di ridurre la sollecitazione strutturale delle ali, scaricando la spinta direttamente sulla fusoliera;
- **T-shape tail:** è stata scelta questa configurazione per i piani di coda in seguito al collocamento dei motori in coda. Con una configurazione a "T", infatti, si evita che il flusso caldo uscente dai motori investa le superfici di coda, danneggiandole. In questo modo, inoltre, le dimensioni del piano orizzontale di coda possono essere ridotte rispetto alla configurazione convenzionale, in quanto il *downwash* è minore (il flusso che inve-

Seat Width	0.65 m
Seat pitch	1.30 m
Cabin length	6.00 m
Cabin width	1.90 m
Cabin height	1.50 m
Door height	1.35 m
Door width	0.61 m

Tabella 10: Dati cabina

ste l'impennaggio verticale è influenzato in maniera minore dalla presenza dell'ala);

- **Air Intakes:** sono state aggiunte delle prese per l'ingresso dell'aria nella parte posteriore della fusoliera per garantire il funzionamento del motore termico.

11.1 Configurazione interna

Per determinare la configurazione interna della cabina, figura 25, è stato effettuato un confronto tra le dimensioni caratteristiche del Pilatus PC12 e quelle standard generalmente utilizzate nell'ambito dell'aviazione. Di conseguenza sono stati scelti dei dati che permettessero di sovradimensionare leggermente la cabina, in modo da evitare eventuali problemi futuri legati alla mancanza di spazio, tabella 10. In ogni caso questi dati dipendono molto dalle normative e dalla compagnia aerea che utilizzerà il velivolo, quindi essi dovranno essere rielaborati e corretti in una fase più avanzata del progetto.

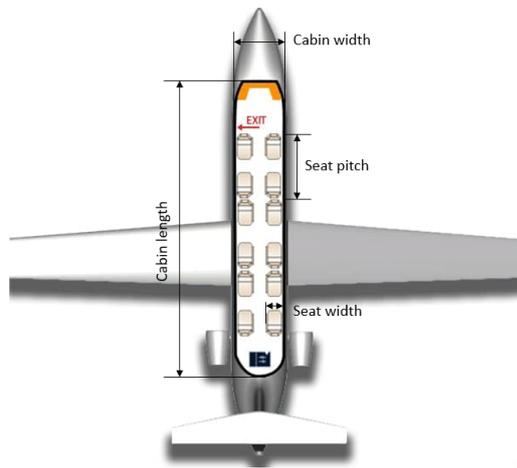


Figura 25: Vista in pianta della cabina

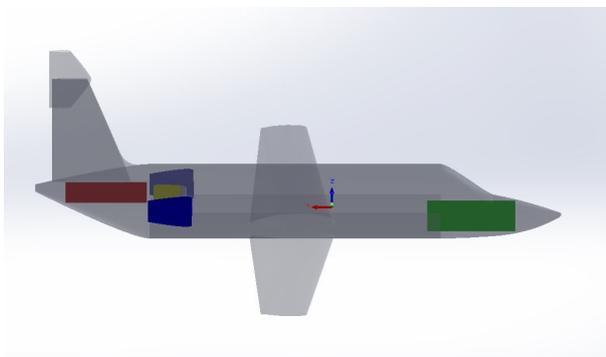


Figura 26: Centro di massa

11.2 Sistema propulsivo

In figura 27 viene mostrata la disposizione interna del sistema propulsivo. Il pacco batterie è stato posto sul muso ed il resto dei sistemi in coda. Qui sono presenti il motore termico, il gruppo generatore, composto da generatore raddrizzatore e controllore, ed il gruppo motore, composto da inverter, motore elettrico e propulsore. Questi sono poi collegati da un bus in continuo. Infine sull'ala sono stati posti i serbatoi del carburante. Ad ogni sistema è associato il rispettivo colore nella legenda posta in tabella 11. Questa disposizione permette di controbilanciare il peso delle batterie e mantenere il baricentro del velivolo in posizione avanzata rispetto al fuoco aerodinamico garantendo una configurazione convenzionale per la stabilità statica longitudinale, figura 26.

12 Emissioni e Risparmio

Per il calcolo del consumo orario del PT6A nella fasi di decollo è stata utilizzata la figura 28,

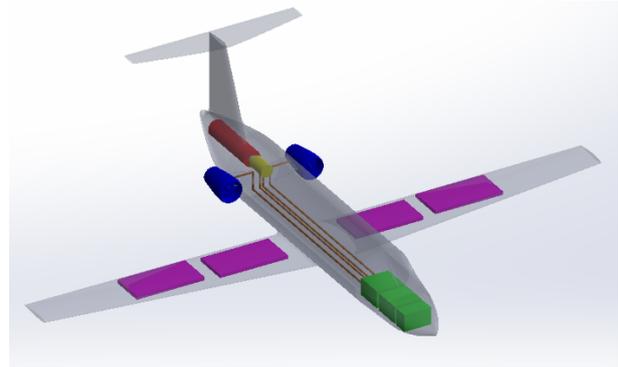


Figura 27: Disposizione sistema propulsivo

ICE	●
Gen.+ Raddr. + Control.	●
Batterie	●
DC Bus	●
Serbatoi Carburante	●
Inverter + motore + prop.	●

Tabella 11: Legenda

riportata dal Type certificate rilasciato dall'agenzia americana FAA. I valori riportati sono relativi alle condizioni di massima potenza. Per ricavare un valore approssimativo di SFC in condizioni di massima efficienza è stata fatta una proporzione prendendo come riferimento i dati riportati nella figura 29. Si è così ricavato il SFC di massima efficienza al suolo, pari a $SFC = 0.37 \text{ kg/kWh}$.

Per quanto riguarda la valutazione del consumo di combustibile nella fase di decollo e salita del velivolo ibrido, è stato posto pari a 0.4 kg/kWh per tenere in conto che il motore opera a condizioni variabili (sebbene prossime o inferiori a quelle di massima efficienza).

Il SFC in fase di crociera del velivolo di riferimento (ipotizzando che operi in condizioni di massima efficienza) è di 0.48 Kg/kWh . Il velivolo ibrido, sebbene sia anch'esso progettato per operare in crociera alla condizione di massima efficienza, avrà consumi ridotti rispetto al velivolo di riferi-

Rating	Output Shaft Speed Nprop rpm	Min. power SHP	Max. ambient °C	Max. SFC lbs/SHPhr.
Take-off	1700	1173	43.6	.561
Max. Continuous	1700	1173	38.3	.561

Figura 28: Maximum SFC

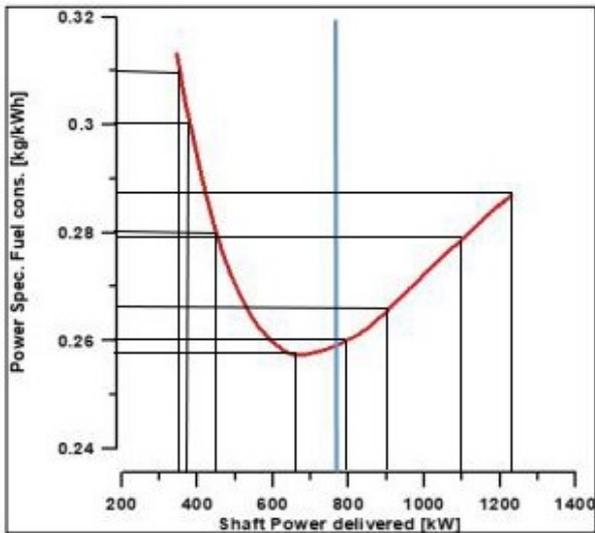


Figura 29: SFC-Power delivered alla quota 5516m

mento perché la potenza erogata è minore (grado di ibridazione diverso da zero). Pertanto, per il velivolo ibrido si è posto un PSFC=0.43 in fase di crociera.

Nella figura 30 è rappresentato il confronto tra i consumi istantanei del velivolo ibrido e del velivolo di riferimento. Il consumo totale durante

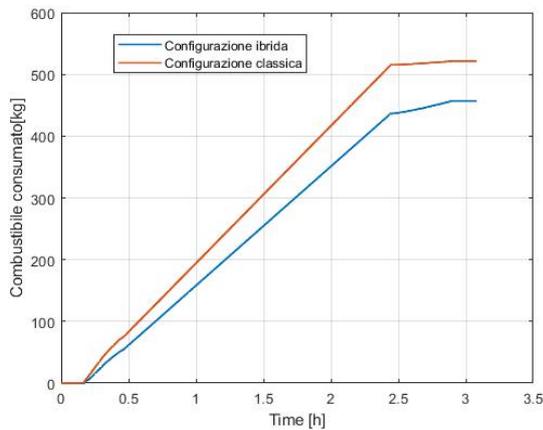


Figura 30: Consumi suddivisi nelle fasi di volo

l'intero profilo di missione per i due casi è il valore finale delle due curve poiché il grafico è cumulativo. In tabella 12 sono confrontati i consumi dei due velivoli per le diverse fasi della missione.

Per la valutazione delle emissioni è stato considerato una emissione di 3.15 kg di CO_2 per ogni chilo di kerosene consumato. Nel caso del velivolo ibrido l'emissione di CO_2 è di 1201kg mentre ne caso di velivolo convenzionale di 1657kg. Da ciò è possibile osservare una riduzione delle emissioni

Consumi in kg/kWh		
	Motore ibrido	Velivolo termico
Taxi	0	2
Decollo	50	75
Crociera	386	435
Atterraggio	21	11

Tabella 12: Consumi del velivolo ibrido e quello di riferimento

del 27.5%. Considerando una media annua di 700 ore di volo e un prezzo di combustibile di 84\$ al barile, si ottiene una spesa annua di 66663\$ per il velivolo ibrido e 92231\$ per quello convenzionale.

13 Analisi dei costi

La stima dei costi in un *conceptual design* è in gran parte statistica poiché è molto difficile stimare a priori il costo di un sistema. In questa fase è stato analizzato il solo costo del sistema ibrido per la sua importanza nel presente studio. L'analisi dei costi rappresenta un indice di fattibilità del velivolo stesso, in quanto un sistema propulsivo troppo costoso renderebbe il velivolo ibrido poco competitivo sul mercato, rispetto ad un velivolo convenzionale, nonostante i vantaggi sul lungo termine.

I risultati sono stati ottenuti tramite formule empiriche che tengono in conto di alcuni parametri caratteristici. Per esempio, il costo delle batterie è direttamente legato all'energia immagazzinata in esse: maggiore è l'energia, maggiore sarà il costo. Un discorso analogo vale per i motori elettrici, il cui aumento di potenza ne fa aumentare il prezzo. Il costo del sistema di gestione della potenza o Power Management Unit (PMU) è stato considerato come l'85 % del costo dei motori elettrici [13]. Il costo del turboshaft invece è stato preso da catalogo.

Il costo totale del sistema ibrido è la somma dei precedenti, a cui viene sommato un fattore di correzione del 25 % per stimare il costo di cavi, inverter e sistemi di raffreddamento delle batterie, altrimenti difficilmente calcolabili.

Componente	Costo
Batterie	64,200 \$
Motori elettrici	233,160 \$
Power Management Unit	198,190 \$
Turboshaft	800,000 \$
Inverter, cavi e sistema di raffreddamento	323,450 \$
Costo totale	1,619,000 \$

14 Sviluppi futuri

14.1 Distributed Ducted Fan

Dai risultati ottenuti si è visto come l'alimentazione ibrida, se pur con i suoi difetti, sia un'alternativa meno inquinante all'alimentazione tradizionale a combustibile. Affinché vi possa essere un ampio sviluppo di quest'area del settore aeronautico, allo stesso modo di come viene fatto per le auto elettriche, bisogna rivedere il modo in cui si progetta il velivolo, ma anche la logistica che gli ruota intorno.

Un possibile sviluppo del velivolo progettato può essere quello di aumentare il numero dei Fan elettrici distribuendoli lungo l'apertura alare [10].

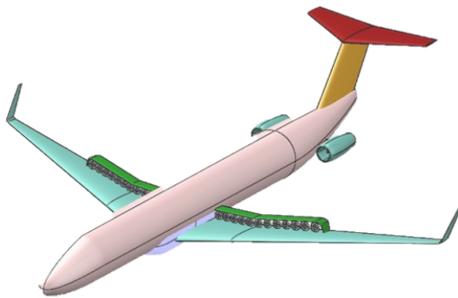


Figura 31: Configurazione a fan distribuiti

I benefici principali che si ottengono da questa configurazione sono:

- L'aumento del numero di motori elettrici porta ad un rilassamento dei requisiti in *OEI* che a sua volta determina una riduzione della potenza richiesta dal singolo motore e quindi una riduzione del diametro e del peso.
- La distribuzione dei motori lungo l'apertura alare permette l'ingestione del boundary layer con un conseguente miglioramento delle performance aerodinamiche e una riduzione dei consumi.

14.2 Family Concept

Una volta applicate le opportune migliorie sarà possibile sviluppare un concetto di famiglia per riuscire a soddisfare una fetta più ampia del settore dei trasporti aerei.

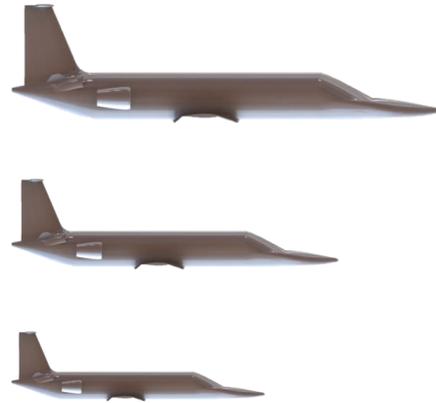


Figura 32: Famiglia di velivoli

Riferimenti bibliografici

- [1] Clément Pernet e Askin T Isikveren. «Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft». In: *Progress in Aerospace Sciences* 79 (2015), pp. 114–135.
- [2] NASA Environmentally Responsible Aviation. *N+ 2 advanced vehicle concepts NASA Research Announcement (NRA)*. 2010.
- [3] Axel Krein e Gareth Williams. «Flightpath 2050: Europe's vision for aeronautics». In: *Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment: Proceedings of the Sixth European Aeronautics Days* (2012), p. 63.
- [4] Benjamin J Brelje e Joaquim RRA Martins. «Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches». In: *Progress in Aerospace Sciences* 104 (2019), pp. 1–19.
- [5] Niccolò Rossi. «Conceptual design of hybrid-electric aircraft». In: (2018).
- [6] Changduk Kong, Jayoung Ki e Sukchoo Chung. «Performance simulation of a turboprop engine for basic trainer». In: *KSME international journal* 16.6 (2002), pp. 839–850.
- [7] Arne Seitz et al. *Electrically powered propulsion: comparison and contrast to gas turbines*. Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2012.

- [8] Egbert Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [9] Kay O Ploetner. «Operating cost estimation for electric-powered transport aircraft». In: *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2013, p. 4281.
- [10] Alessandro Sgueglia et al. «Exploration and Sizing of a Large Passenger Aircraft with Distributed Ducted Electric Fans». In: *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2018, p. 1745.
- [11] Patrick C Vratny e Mirko Hornung. «Sizing Considerations of an Electric Ducted Fan for Hybrid Energy Aircraft». In: *Transportation Research Procedia* 29 (2018), pp. 410–426.
- [12] Michael T Tong e Bret A Naylor. «An object-oriented computer code for aircraft engine weight estimation». In: *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 43116. 2008, pp. 1–7.
- [13] D Felix Finger et al. «Cost estimation methods for hybrid-electric general aviation aircraft». In: *2019 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2019)*. 2019, pp. 265–277.