

# POLITECNICO DI TORINO

---

CORSO DI **LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE**

ANNO ACCADEMICO 2021-2022



Progettazione di veicoli aerospaziali

---

## **Progetto di un velivolo a propulsione ibrida**

---

Davide Greco [288817], Daniele Leva [281801], Greta Cavallaro [281542], Stefano Isaia [290502], Cristian Granata [281523], Lorenzo Barbera [289444], Emanuele Bombardi [285848], Marta Leoni [291396], Paolo Girardi [291420], Leonardo Giordo [280416], Luca Incalza [267659], Nicola Francescato [280028], Luisa Iossa [280359], Aurora La Malfa [281539], Biagio Lista [290417], Oleksiy Kovalenko [291380], Mirko Giordano [287190], Marco Borghi [290611], Edlira Hoxha [288743], Alessandro Grava [282793], Stefania Liseni [288785], Luca Laguardia [291451], Luca Barnobi [281648], Daniele Giovannone [290578], Angelo Kamberaj [292922].

## Indice

<b>Introduzione</b>	<b>2</b>
1.1 Design problem . . . . .	2
1.2 Problema ambientale e obiettivi . . . . .	2
1.3 Stato dell'arte . . . . .	2
1.4 Scelta del velivolo e profilo di missione . . . . .	3
1.5 Architettura propulsione ibrida . . . . .	4
1.5.1 Scelta del tipo di configurazione . . . . .	6
1.6 Ibridazione . . . . .	6
1.7 Stime preliminari . . . . .	7
<b>Propulsione</b>	<b>9</b>
2.1 Profilo di salita . . . . .	9
2.2 Potenze richieste, disponibili e profilo di potenza in output . . . . .	9
2.3 Scelta del motore termico . . . . .	10
2.4 Scelta del motore elettrico . . . . .	11
2.5 Ingombri in gondola . . . . .	11
<b>Batterie</b>	<b>11</b>
3.1 Scelta delle batterie . . . . .	12
3.2 Dimensionamento delle batterie . . . . .	13
3.3 Calcolo dei volumi disponibili . . . . .	14
3.4 Distribuzione dei cavi . . . . .	15
3.5 Ricarica delle batterie . . . . .	16
<b>Strutture</b>	<b>16</b>
4.1 Implementazione di nuovi materiali . . . . .	16
4.2 Landing gear . . . . .	17
4.3 Stima ri-configurazione ala completa in composito . . . . .	18
4.4 Peso finale . . . . .	18
<b>Meccanica del volo</b>	<b>18</b>
5.1 Involuppo di volo . . . . .	19
5.1.1 Diagramma di manovra . . . . .	19
5.1.2 Diagramma di raffica . . . . .	19
5.2 Figure di merito e valutazione vantaggi . . . . .	20
<b>Riferimenti normativi ed emissioni</b>	<b>22</b>
6.1 Emissioni di inquinanti . . . . .	22
6.2 Stima emissioni di $CO_2$ . . . . .	23
6.3 Stima emissioni di $NO_x$ . . . . .	23
6.4 Inquinamento acustico . . . . .	24
<b>Analisi dei costi</b>	<b>25</b>
7.1 Stima dei costi delle batterie e dei motori elettrici . . . . .	25
7.2 Stima dei costi del carrello . . . . .	25
7.3 Stima dei costi dell'ala in materiale composito . . . . .	26
7.4 Stima dei costi del propulsore . . . . .	27
<b>Conclusioni</b>	<b>27</b>

## Introduzione

### 1.1 Design problem

La progettazione di un aeromobile è un processo iterativo e multidisciplinare estremamente complesso, che deve far fronte a vincoli e requisiti tecnici, interfacciandosi con le normative di riferimento. In generale, la procedura per la definizione di un progetto aeronautico, si articola in 3 fasi principali: la fase di *Conceptual Design*, necessaria a definire in modo macroscopico l'architettura e la configurazione del velivolo; la fase di *Preliminary Design* nella quale si valuta la sostenibilità di sviluppo della soluzione individuata; ed infine la fase di *Detailed Design* in cui si progettano dettagliatamente le architetture di basso livello, per poi giungere all'inizio del processo produttivo. Questa trattazione riguarderà principalmente lo studio di *Conceptual Design* relativo all'ibridazione dell'aeromobile **Saab 340B**.

### 1.2 Problema ambientale e obiettivi

La riduzione dell'impatto ambientale in campo aeronautico è diventata, negli ultimi decenni, uno degli obiettivi di maggior interesse nell'ambito della progettazione di nuovi velivoli. Il mercato aeronautico vede da un lato clienti sempre più esigenti e attenti al consumo, dall'altro enti che impongono normative sempre più stringenti. Ci si aspetta che in futuro il traffico aereo nei pressi dei centri urbani diventi uno dei punti focali di campagne ecologiche per emissioni di inquinanti e sonore. Le aziende leader del settore e alcune start-up stanno sviluppando prototipi *full-electric* e *hybrid* con alcune soluzioni molto promettenti con previsioni di entrare nel mercato nel corso di questo decennio. In particolare, sono state presentate alcune varianti di aerei regionali/aero-taxi con una limitata capacità di passeggeri/carico pagante.

Gli obiettivi che si desidera raggiungere nel progetto del velivolo ibrido sono i seguenti:

- soddisfare i requisiti del rapporto Flightpath 2050 [1] (-75% delle emissioni di CO<sub>2</sub>, del -90% di NO<sub>x</sub> e del -65% del rumore), in previsione di una visione sempre più *green*;
- garantire la competitività sul mercato;
- contenimento dei pesi post ibridazione.

Effettuando un'analisi statistica si evidenzia la necessità di avere un basso valore della distanza di *take-off* e *landing* per massimizzare la flessibilità dell'aeromobile e raggiungere anche le destinazioni con piste corte. Inoltre, in previsione di una maggiore reticolazione aerea, sono presenti molteplici progetti per aeroporti (con adeguate caratteristiche) in prossimità dei centri urbani. L'utilizzo di un velivolo ibrido (capace di ridurre drasticamente le emissioni nelle fasi di *take-off/landing*) permetterà di evitare possibili future sanzioni o addirittura l'impossibilità di operare per tutti quei velivoli datati che non rientrerebbero nei limiti di inquinamento (atmosferico e acustico) prodotto nei pressi dei centri abitati e aree protette.

### 1.3 Stato dell'arte

Un progressivo interesse per le problematiche ambientali ha fatto sì che, in tempi recenti, si sperimentassero tecnologie alternative alla propulsione termica, anche in campo aeronautico. Uno dei primi prototipi con architettura ibrida portò a termine con successo un volo sperimentale con equipaggio nel febbraio 2008 [2]. Si trattava di un velivolo dimostrativo derivante dalla conversione di un *Dimona* biposto, realizzato da *Boeing* e alimentato da un motore elettrico. Tuttavia la tecnologia di ibridazione a *fuel cell*, di cui era dotato il *Dimona*, presenta tutt'oggi dei limiti relativi all'efficienza ed alla capacità energetica delle celle a combustibile che la rendono difficilmente applicabile su velivoli di dimensioni maggiori. Tra il 7 e l'8 luglio 2010, l'impiego di motori elettrici più performanti, abbinati a batterie con efficienza maggiore ha permesso al velivolo quadrimotore *Solar Impulse* [3] di portare a termine un volo di 24 ore in modalità *full-electric*. Il velivolo, alimentato ad energia solare, era in grado di accumulare il surplus energetico durante le ore di luce per poi impiegarlo durante la notte. Il 5 ottobre 2017, *Zunum Aero* lanciò ufficialmente lo sviluppo di un velivolo ad architettura ibrida-serie da 6 a 12 posti. Il prezzo di listino sarebbe dovuto rimanere in linea con quello di un turboelica monomotore da 4,5 milioni di dollari come il *Pilatus PC-12* o il *Cessna Denali*. Negli anni successivi numerose furono le sperimentazioni di aeromobili a propulsione elettrica ed ibrida, anche da parte di *Airbus* con le serie E-Fan [4] in tempi più recenti. In particolar modo con il progetto *E-Fan X*, *Airbus* dimostrò interesse nella realizzazione di un concept relativo ad un jet da trasporto regionale con 100 posti a sedere. Il progetto purtroppo non vide mai la luce a causa della pandemia del 2020. Nel luglio 2020 il

gruppo britannico *EAG* [5] con sede a Bristol presentò al *virtual Farnborough Airshow* un concept molto particolare di un aeromobile regionale innovativo da 70 e più posti in grado di ridurre notevolmente le emissioni inquinanti, con l'ausilio di convenzionali motori turboelica accoppiati a propulsori elettrici alimentati da una batteria agli ioni di litio da 3,5 tonnellate. Il velivolo, che dovrebbe entrare in servizio secondo le previsioni entro il 2028, avrebbe un'autonomia di 1500 km, un raggio d'azione regionale che darebbe la possibilità al nuovo aereo ibrido "*Hera*" di raggiungere differenti destinazioni europee.

Aircraft	Seats	MTOW [ton]	Range [km]	$V_{cruise}$ [km/h]	Main Competitor
HK36 Dimona	2	0.77	1090	182	Grob G 109
Solar Impulse 2	1	2.30	7212	90	N/A
Zunum Aero ZA10	6-12	5.22	1127	547	Pilatus PC-12
Airbus E-Fan	2	0.55	N/A	160	Cessna 172
Airbus E-Fan X	100	38	3650	0.65M	ATR72
EAG Regional Jet	70+	N/A	1920	509.3	ATR72

Ad oggi, 30 ottobre 2021, la principale limitazione verso un futuro completamente elettrico è rappresentata dalla tecnologia delle batterie di accumulo che attualmente non riescono a far fronte alla domanda energetica di un velivolo di medie dimensioni come può essere un jet regionale. Si stima che, per un completo rimpiazzo dei motori termici aeronautici, le densità energetiche delle batterie debbano aumentare di almeno un fattore 10.

#### 1.4 Scelta del velivolo e profilo di missione

La categoria individuata come scelta ottimale per il soddisfacimento dei requisiti imposti e lo sviluppo del velivolo ibrido è la categoria di velivoli per il trasporto regionale. La prima analisi effettuata ha avuto come oggetto l'individuazione delle rotte di maggior interesse. Escludendo distanze irraggiungibili per la categoria di velivolo in esame, si è giunti alla conclusione che un velivolo con un range operativo di circa 1500 km possa soddisfare una buona parte dei fabbisogni del mercato aeronautico. È stata successivamente effettuata un'analisi della popola-

City Pair	Distance [km]
Madrid - London	1250
London - Rome	1430
Rome - Milan - Rome	1000
Rome - Istanbul	1360
Istanbul - Tel Aviv	1040
Moscow - Kyiv	750
Los Angeles - Seattle	1500
Washington - Miami	1450
Houston - Havana	1500
Singapore - Bangkok	1400
Seul - Tokyo	1170
Shanghai - Seoul	850

Tabella 1: City Pairs



zione statistica, al fine di individuare un velivolo esistente che potesse essere convertito in velivolo parzialmente ibrido. Gli aerei che costituiscono la popolazione statistica sono tutti dotati di 2 propulsori turboelica, range compreso tra i 700 e i 2700 km (adatto a voli su tratte regionali) e peso massimo al decollo tra i 5400 kg (nel caso di velivoli di dimensione minore che possono trasportare un numero inferiore di passeggeri) e i 16700 kg. Nelle tabelle 2 e 3 si osservano rispettivamente alcuni dati significativi riferiti alla popolazione statistica e il rapporto tra carico utile e peso al decollo massimo. Tale rapporto, indicato come *payload fraction*, è stato utilizzato nella scelta del velivolo. Sono stati innanzitutto esclusi gli aeromobili che, pur presentando alte percentuali di *payload fraction*, hanno un numero di passeggeri compreso tra 9 e 19. La scelta è infine ricaduta sul Saab 340B, il quale ha un design abbastanza efficiente in termini di *payload fraction* (25.8%) e presenta un peso massimo al decollo minore delle altre alternative, paragonabili in termini di numero di passeggeri. Considerando infatti che l'ibridazione del velivolo porterà inevitabilmente ad un aumento del peso a causa dell'integrazione di batterie e motori elettrici, sono stati esclusi i velivoli caratterizzati da pesi e numero di passeggeri maggiori e che, se fossero resi

ibridi, vedrebbero un eccessivo aumento di peso per la realizzazione di un'architettura che possa sopperire alla richiesta di potenza.

Reference Aircrafts	Pax	$V_{cr}$ [km/h]	MTOW [kg]	Range [km]	Ceiling [m]	N. Engine
SAAB 340B	35	524	13155	1553	7620	2
ATR 42-600	50	560	16700	1560	7600	2
DHC-8-100	40	440	15650	1520	8000	2
Do328-100	34	620	13990	1852	7620	2
P.180 Avanti EVO	9	589	5489	2759	12497	2
Be-30	16	460	5860	1300	2000	2
An-28	18	335	6500	1365	6000	2
Beechcraft 1900D	19	518	7764	707	7620	2

Tabella 2: Popolazione statistica

Reference Aircrafts	MTOW [kg]	Payload [kg]	PL Fraction
SAAB 340B	13155	3400	25.8 %
ATR 42-600	16700	4000	23.9 %
DHC-8-100	15650	4536	28.9 %
Do328-100	13990	3104	22.2 %
P.180 Avanti EVO	5489	794	14.5 %
Be-30	5860	1500	25.6 %
An-28	6100	1750	28.7 %
Beechcraft 1900D	7600	2882	37.9 %

Tabella 3: Payload Fraction

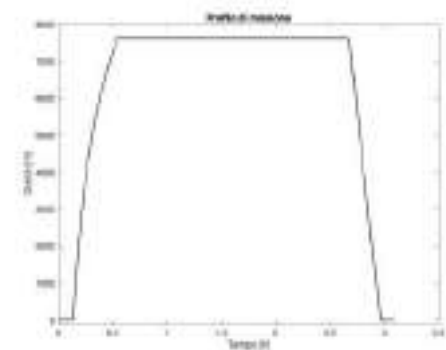


Figura 1: Profilo di missione

Il profilo di missione scelto e analizzato per il velivolo in esame è riportato in figura 1. I dati riferiti al profilo sono i seguenti:

- spazio di discesa: 105.47 km;
- range: 1333.3 km (719.92 NM);
- $m_{payload}$ =3000 kg (97 kg per passeggero + bagaglio).

Al profilo di missione di tipo *simple cruise* è stata inoltre aggiunta un'ulteriore fase di risalita e *divert*, nel caso in cui non sia possibile effettuare l'atterraggio. Sfruttando l'energia in eccesso prodotta dal motore termico, è possibile ricaricare parzialmente le batterie durante la fase di crociera e di discesa (fino a 2000 m), in modo da garantire un eventuale secondo ciclo di volo in sicurezza nel caso di atterraggio fallito. Nel caso in cui invece l'atterraggio avvenisse con successo, la ricarica delle batterie consente di ridurre i tempi di *turn around* a terra una volta terminato il volo. Si considera inoltre la possibilità di ricaricare successivamente le batterie a terra, sfruttando le apposite stazioni di ricarica nelle piazzole di sosta.

## 1.5 Architettura propulsione ibrida

Oggi esistono due macro tipologie di ibridazione relative ai sistemi propulsivi: l'architettura serie e l'architettura parallelo. Per le applicazioni su veicoli stradali, l'architettura ibrida serie garantisce una maggiore efficienza energetica, a scapito di un peso notevolmente più elevato se confrontata con la controparte in parallelo. L'architettura con motori in parallelo invece risulta preferibile nelle applicazioni aeronautiche proprio per il minor peso in quanto quest'ultimo parametro è uno dei più rilevanti in tutte le fasi di un progetto. Nel nostro caso sono state prese in esame e confrontate tre differenti architetture ibride appartenenti a differenti famiglie.

### Architettura Serie

La configurazione ibrida serie, rappresentata nello schema 2, consiste in uno o più motori termici che, tramite un generatore di corrente, alimentano propulsori elettrici. L'energia in eccesso viene utilizzata per ricaricare le batterie.

- Vantaggi:
- Aumento della vita operativa del motore (assenza di fasi in cui è richiesto l'output di potenza massimo).
  - È possibile posizionare il propulsore termico (ICE) a piacimento, anche all'interno della fusoliera.
  - Il motore termico può operare a punto fisso, nelle condizioni ottimali di progetto poiché non è direttamente collegato alle eliche.
- Svantaggi:
- È necessario convertire potenza meccanica in potenza elettrica con efficienze basse (circa lo 0.8). Questo impone l'installazione di un motore termico più grande e pesante per far fronte alle perdite di conversione di energia. È inoltre necessaria l'installazione di un generatore per la conversione energetica, il quale ha un peso elevato. In ultimo si rende necessario imbarcare maggiori quantità di carburante per far fronte all'aumento di consumi.
  - Non è possibile ricorrere alla massima potenza combinata sviluppata da ICE e elettrico poiché il motore termico non è direttamente collegato all'albero.
  - Richiede una modifica massiccia della struttura alare per allocare i motori elettrici necessari ad una propulsione diffusa.

### Architettura Parallela

Nella configurazione in parallelo (rappresentata in figura 3) il motore termico opera al punto di progetto per buona parte della durata del volo, nelle fasi in cui vi è una richiesta di maggior potenza (*takeoff* e *climb*) i motori elettrici suppliscono a tale domanda mentre durante le fasi a minor richiesta di potenza (*cruise* e *descent*) si ricaricano le batterie elettriche.

- Vantaggi:
- Aumento della vita operativa del motore (assenza di fasi in cui è richiesto l'output di potenza massimo).
  - Aumento di efficienza durante la fase di crociera dovuto all'installazione di propulsori termici più compatti e moderni.
  - Possibilità di utilizzare la massima potenza combinata dei due propulsori.
  - Elevata adattabilità (è possibile utilizzare il motore termico, il motore elettrico o una combinazione di entrambi).
- Svantaggi:
- Impossibilità di volare in *full-electric* anche per brevi tratte.
  - Maggiore complessità della *gearbox*, dovuta alla necessità di convogliare la potenza elettrica e termica su un unico albero motore.

### Architettura Asimmetrica

La configurazione asimmetrica, schematizzata in figura 4, prevede due distinte fasi di volo:

- Durante *takeoff* e *climb* il motore termico fornisce potenza esclusivamente all'elica a cui è collegato mentre il motore elettrico provvede all'altra elica; in questa fase i due motori sono completamente scollegati e la parte elettrica fa affidamento alle sole batterie.
- Durante la fase di *cruise* il motore termico viene collegato a un generatore che alimenta il motore elettrico: in questo modo il motore termico fornisce potenza ad entrambe le eliche.

Vantaggi:

- Risulta essere la configurazione più leggera tra quelle proposte

- Svantaggi:
- In fase di *cruise* parte della potenza meccanica è convertita in elettrica con una perdita del 20% dovuta all'efficienza del generatore. La perdita complessiva di potenza si attesta attorno al 11%.
  - Il motore termico nella fase di *climb* è soggetto a variazioni di manetta che lo allontanano dal punto ideale di funzionamento.
  - La trasmissione meccanica che collega il motore termico all'elica e al generatore è estremamente complessa.

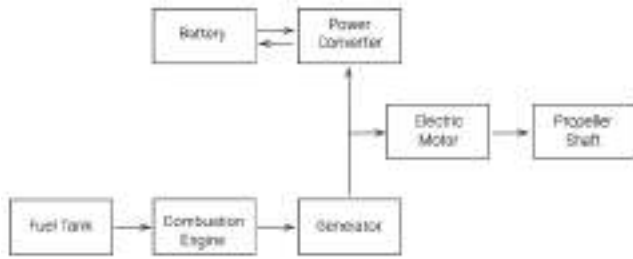


Figura 2: Schema architettura Serie

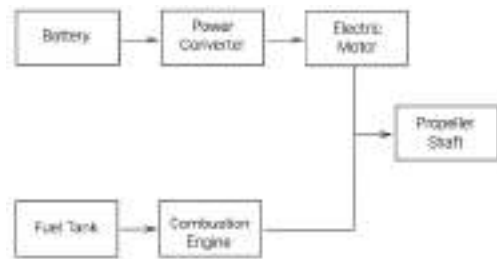


Figura 3: Schema architettura Parallelo

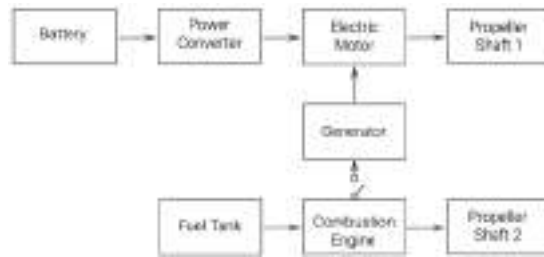


Figura 4: Schema architettura Asimmetrica

### 1.5.1 Scelta del tipo di configurazione

Come evidenziato dal grafico in figura 5 le configurazioni in serie risultano essere molto più pesanti rispetto alle altre, considerando inoltre la perdita di efficienza del generatore elettrico ne risulta che questa opzione è la peggiore. Le configurazioni asimmetrica e parallela sono invece simili sul piano del rapporto peso potenza, ma la configurazione parallela presenta un'efficienza maggiore in *cruise* e alcuni vantaggi in termini di manutenzione e costi operativi. La scelta ricade quindi sulla **configurazione parallela**.

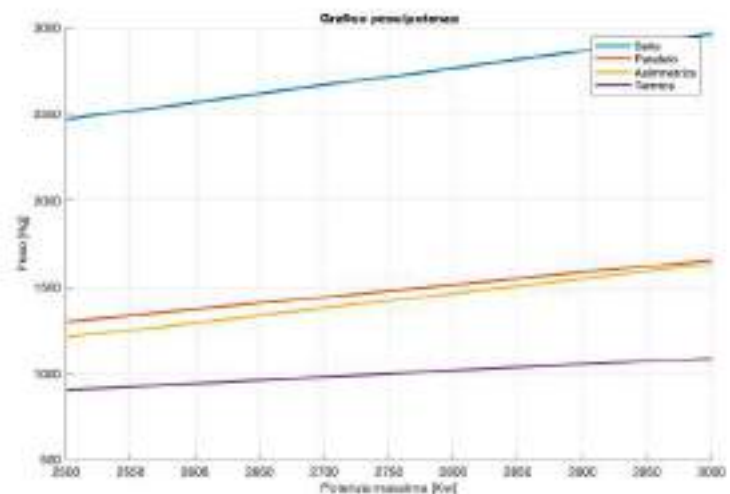


Figura 5: Confronto Configurazioni

## 1.6 Ibridazione

Dopo aver eseguito delle analisi di normativa, si è deciso di non ibridare nella fase di crociera: le normative risultano più stringenti principalmente a bassa quota, sia in termini di emissione di inquinanti in atmosfera che di inquinamento acustico. Inoltre, ibridare in *cruise* equivarrebbe ad aumentare notevolmente la quantità (e il peso) di batterie necessarie, senza poter raggiungere, d'altro canto, un grado di ibridazione elevato.

### Ibridazione durante la fase di taxi

Durante la fase di taxi si è scelto di utilizzare la propulsione elettrica al 100%, non accendendo il motore termico fino all'ultima fase del rullaggio, poco prima del decollo: le motivazioni di questa scelta vanno ricercate nell'intenzione di voler ridurre il *noise* e le emissioni di inquinanti.

Si calcola il peso delle batterie necessarie a questa fase con i dati che seguono:

- $\mu_v=0.02$  (attrito volvente gomma – asfalto);
- $v_{taxi}=10$  m/s;
- $t_{taxi}=15$  minuti;

### Ibridazione durante la fase di decollo

Si sceglie di adottare, nella fase di decollo, un'ibridazione che consenta di utilizzare la propulsione elettrica al 40% e coprire il restante 60% di energia richiesta per mezzo del motore termico (a potenza massima). Tale soluzione è il miglior compromesso tra l'aumento di peso dovuto all'utilizzo delle batterie e il grado di ibridazione raggiunto. Si considerino i seguenti valori:

- $P_{max,decollo}=1952.5$  kW (potenza in salita a quota zero);
- $t_{decollo} = TOD/(0.65 \cdot v_{cruise})=17$  s, con  $v_{cruise}=123$  m/s e una *take-off distance*, TOD, pari a 1315 m;
- $v_{decollo}=54.2$  m/s.

### Ibridazione durante la fase di salita

Durante questa fase si sceglie di avere un'ibridazione del 40% (40% propulsione elettrica, 60% termica). Si considerino i seguenti valori:

- $t_{salita}=32.5$  minuti;
- spazio di salita (orizzontale)  $l=229.3$  km.

### Ibridazione durante la fase di discesa

Per definire le caratteristiche della discesa, è stata utilizzata la cosiddetta "Rule of three": in aviazione, la regola del tre, o legge della discesa 3:1, afferma che 3 miglia nautiche (5.6 km) di viaggio devono essere garantite per ogni 1000 piedi (300 m) di discesa. Considerando dunque un angolo di discesa costante di  $3^\circ$ , si sceglie di utilizzare il motore termico al 40% e ricaricare le batterie fino a 2000 m di quota. Al di sotto di tale quota, considerando le normative valide in spazio aeroportuale (sovrastimandole per rimanere conservativi), si sceglie di mettere i motori in *idle* al 10% (per mantenerli reattivi in caso di risalita di emergenza), in modo che la restante potenza necessaria venga fornita dalle batterie.

La schematizzazione grafica del grado di ibridazione scelto per ogni fase è visibile in figura 6.

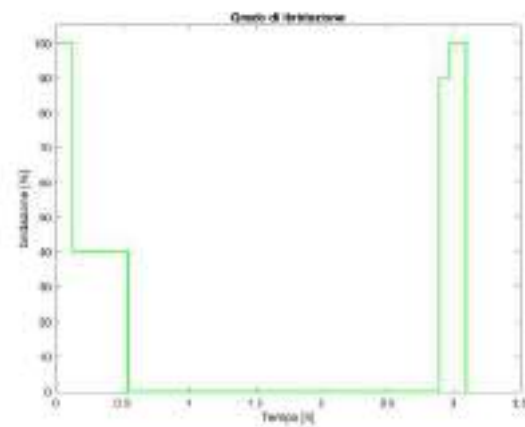


Figura 6: Grado di ibridazione

## 1.7 Stime preliminari

Le prime stime effettuate hanno riguardato gli aspetti aerodinamici. Per i calcoli di prima approssimazione sono stati utilizzati i dati aerodinamici e prestazionali caratteristici del velivolo scelto, il Saab 340B. È stata invece aumentata la massa strutturale dell'aeromobile a 13504 kg rispetto alla massa originale di 13155 kg, per tenere conto in fase preliminare delle modifiche relative ai materiali e all'aggiunta di batterie e motori elettrici. Queste ultime considerazioni verranno comunque discusse maggiormente nel dettaglio nelle sezioni successive. Nella determinazione della polare aerodinamica del velivolo è stato inizialmente stimato il coefficiente  $C_{d0}$ , utilizzando i dati originali del SAAB 340B all'interno della formula:

$$C_{d0} = \frac{2 \frac{P_{st} \eta_p}{V_{max}} - \frac{4KW^2}{\rho \sigma V_{max}^2 S}}{\rho_0 V_{max}^2 S} = 0.021.$$



Di conseguenza, introducendo anche il parametro  $K = \frac{1}{\pi e AR} = 0.0386$ , si può determinare la polare aerodinamica dell'intero velivolo, visibile in figura 7:

$$C_d = 0.021 + 0.0386 \cdot C_l^2.$$

Alcune considerazioni sugli assetti notevoli dell'aeromobile originale:

- $C_{l_{max}} = 2.4508$ ; ricavato attraverso la formula inversa della portanza applicando i dati originali di  $S$ ,  $V_{stallo}$  e  $W_{landing}$ ; è stato considerata una densità  $\rho = \rho_{sl}$ .
- $C_{l_{decollo}} = 2.0254$ ; non disponendo del valore riferito al Saab 340B, tale coefficiente è stato calcolato come  $C_{l_{maz}}/1.21$  (approssimazione presente in letteratura [6]).
- $C_{l_{Pmin}} = \sqrt{\frac{3C_{d0}}{K}} = 1.277$ ; ricavato dalla definizione della meccanica del volo.
- $C_{l_{cruise}} = \frac{C_{l_{Pmin}}}{1.73} = 0.7385$ ; per un velivolo ad elica corrisponde all'assetto di efficienza massima.

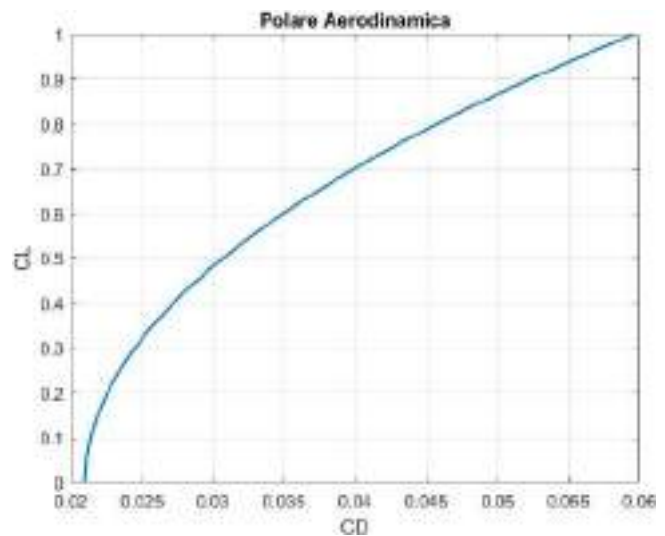


Figura 7: Polare aerodinamica del velivolo

Per il calcolo delle potenze sono state applicate le seguenti formule:

- $P_{salita} = \frac{1}{\eta_p} \cdot (A \cdot V^3 + B \cdot V^{-1} + MTOW \cdot ROC)$ ; In salita la velocità è quella di potenza minima per massimizzare il rateo ascendente in modo da allontanarsi dall'aeroporto il più velocemente possibile.
- $P_{crociera} = \frac{1}{\eta_p} \cdot (A \cdot V^3 + B \cdot V^{-1})$ ; Per avere la massima autonomia chilometrica la velocità da utilizzare è quella a massima efficienza.
- $P_{discesa} = \frac{1}{\eta_p} \cdot (A \cdot V^3 + B \cdot V^{-1} - W \cdot \sin(\theta))$ ; In questa fase è stato considerato un angolo di discesa pari a 3 gradi, indicato in normativa per rispettare il comfort dei passeggeri.

Implementando le suddette formule all'interno di un codice sul software *Matlab*, sono state ottenute le curve nelle figure 8 e 9, riferite rispettivamente alla potenza in salita e in discesa.

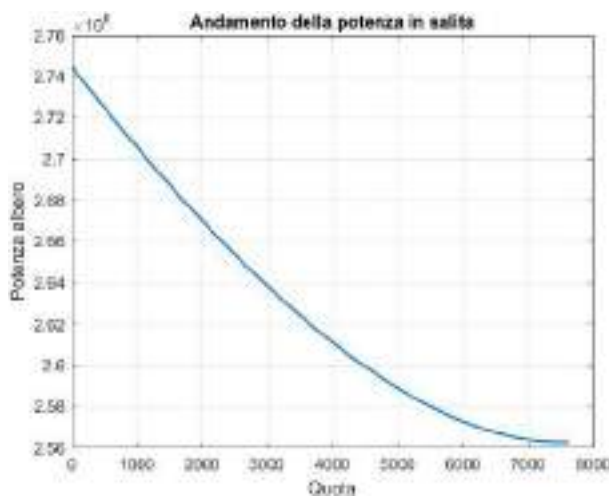


Figura 8: Potenza in salita

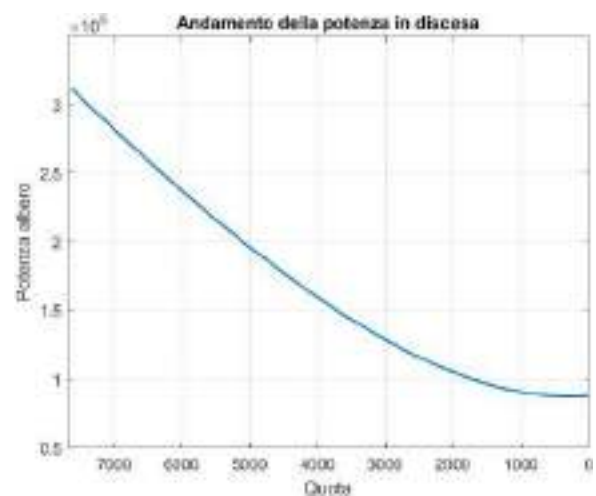


Figura 9: Potenza in discesa

## Propulsione

Analizzando le diverse fasi di cui si compone la missione tipica del SAAB 340 si nota che il picco massimo di potenza richiesta lo si affronta durante la fase di salita. Si è deciso quindi di studiare e modellare il profilo di salita al fine di dimensionare il sistema propulsivo.

### 2.1 Profilo di salita

I profili di salita e le velocità sono stati ricavati interpolando i dati di Eurocontrol. Profili di salita a rateo costante e andamenti lineari delle velocità sarebbero l'ottimo dal punto di vista energetico (minor richiesta di potenza), ma sono anche inverosimili: ostacoli naturali, traffico aereo, livello di complessità dell'autopilota (che può essere a 1 2 3 assi, con presenza di *thrust control*) e imprecisioni del volo manuale sono fattori rilevanti e possono imporre notevoli deviazioni dalle traiettorie ottimali. Si è quindi deciso di definire la salita come mostrato in figura 10.

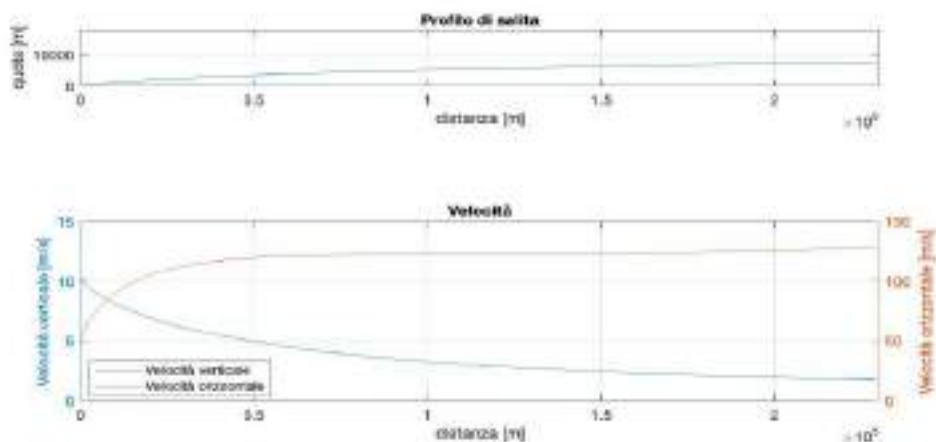


Figura 10: Profilo e velocità di salita

### 2.2 Potenze richieste, disponibili e profilo di potenza in output

Dal profilo di salita è possibile estrapolare l'andamento della potenza richiesta (in rosso nel grafico 11) al variare della quota. I fattori fondamentali sono: la velocità di salita verticale (primo termine della formula) il cui andamento incide direttamente sull'andamento della potenza, la TAS (True Air Speed) del velivolo e la quota di volo, nello specifico l'effetto che la diminuzione della densità dell'aria all'aumentare dell'altitudine ha sull'attrito aerodinamico. Dato che l'influenza dei fattori sopra discussi cambia enormemente l'ammontare di potenza richiesta è necessario effettuare il dimensionamento dei propulsori e delle batterie a partire da un profilo di salita il più realistico possibile, questo esclude l'utilizzo dei dati precedentemente ricavati a partire da un profilo a salita costante e variazioni di velocità lineari.

$$P_{richiesta} = \frac{1}{\eta_p} \cdot (A \cdot V^3 + B \cdot V^{-1} + MTOW \cdot ROC)$$

Per quanto riguarda le potenze disponibili (in blu nel grafico 11) invece è necessario fare una distinzione tra potenza termica e potenza elettrica: il propulsore termico va incontro ad una riduzione della potenza massima disponibile a causa della riduzione di densità dovuta alla quota, mentre l'output del propulsore elettrico può considerarsi costante al variare della condizione di volo.

$$P_{disponibile} = P_0 * \sigma(z) * \left(\frac{T_0}{T(z)}\right)^{0.5}, \text{ con } \sigma = \left(\frac{T_0 - h \cdot z}{T_0}\right)^{4.2561}$$

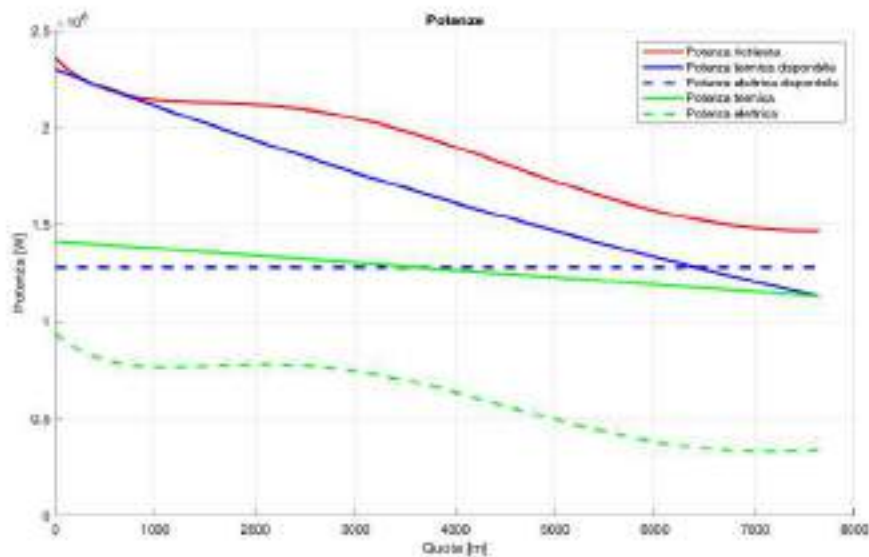


Figura 11: Diagramma delle potenze

Per ripartire la richiesta di potenza tra elettrico e termico si è ipotizzato in prima istanza di mantenere costante l'output termico integrando con l'elettrico la potenza mancante (strategia denominata *flat rated*), questa strategia è ottima in quanto demanda i transitori di potenza alla propulsione elettrica che presenta minori variazioni di efficienza al variare del punto di funzionamento; inoltre i profili di potenza *flat rated* sono ottimi per i motori termici in quanto minimizzano i transitori termici a cui è soggetto il motore prolungandone la vita operativa. Tuttavia questa ripartizione delle potenze richiede pesi e volumi di batterie eccessivi e difficili da imbarcare. Nell'ottica di raggiungere un compromesso tra vita operativa del motore termico e il dimensionamento delle batterie, si opta per un profilo di potenza con variazione lineare con la quota (strategia *flat rated like*). Durante la primissima fase di *climb* la richiesta di potenza è ripartita in 60% termico e 40% elettrico, proseguendo con la salita la potenza termica si riduce progressivamente fino a raggiungere la potenza di *cruise* mentre la potenza elettrica varia per compensare il gap tra potenza necessaria e potenza termica.

*Nota: grazie all'eccesso di potenza installata garantito dalla configurazione in parallelo e al surplus di energia elettrica immagazzinata nelle batterie è possibile affrontare profili di salita ancora più performanti di quello rappresentato o eseguire manovre di emergenza nel caso sia richiesto deviare dal percorso prestabilito.*

## 2.3 Scelta del motore termico

Il motore termico scelto come riferimento nella nostra trattazione è il *General Electric Catalyst*, indicato in seguito semplicemente come *Catalyst*. I motivi per i quali è stato scelto come riferimento per rapporti peso potenza, volume potenza e consumi sono i seguenti:

- Presenta un rapporto di compressione di 16:1, uno dei più alti per la categoria di potenza di riferimento, che garantisce maggiore efficienza in tutte le fasi di volo.
- È progettato integrando processi di *additive manufacturing* e l'impiego di materiali innovativi che hanno permesso di ridurre sia il peso che i volumi complessivi. Il risparmio di volume permette di posizionare in gondola motore sia il propulsore termico che il propulsore elettrico senza aumentare gli ingombri frontali che penalizzerebbero l'aerodinamica complessiva del velivolo.
- È il primo propulsore della sua categoria a integrare un FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*) agente sia sul propulsore che sul passo dell'elica. Questo fa sì che l'efficienza del propulsore aumenti in quanto al pilota è demandato il solo compito di agire sulla manetta, mentre il punto ottimale di funzionamento è individuato dal computer interno. Grazie a questo sistema risulta inoltre più semplice integrare in maniera efficiente il FADEC del motore elettrico in modo da ridurre il carico di lavoro del pilota (il pilota dovrà agire

su una sola manetta mentre è demandato al computer ripartire la potenza richiesta tra termico ed elettrico a seconda dello stato delle batterie, della manovra effettuata e della fase di volo).

Si evidenzia che nel nostro caso sia necessaria una potenza maggiore di quella che è attualmente in grado di erogare il *Catalyst*. Si sottolinea quindi che non si intende utilizzare il *Catalyst* su questo velivolo, ma si ipotizza che nel breve termine il mercato offra propulsori integranti le medesime tecnologie in grado di offrire una potenza maggiore (comparabile a quella individuata in fase di dimensionamento preliminare).

Per stimare alcune delle caratteristiche dell'ipotetico/di un futuro propulsore *Catalyst-like* si è deciso di mantenere costanti i rapporti di peso potenza e volume potenza operando così un riscaldamento lineare delle diverse grandezze. La formula sottostante è un empio relativo al volume:

$$Volume_{progetto} = Volume_{catalyst} \cdot \frac{Potenza_{progetto}}{Potenza_{catalyst}}$$

## 2.4 Scelta del motore elettrico

Il motore elettrico scelto è il modello *Magni 650* dell'azienda produttrice *MagniX* [7], caratterizzato dai seguenti dati:

$$\bullet P_{max} = 640kW \qquad \bullet P_{continua} = 560kW \qquad \bullet m = 200kg$$

Si sceglie di utilizzare il suddetto motore elettrico come starter-generator (per consentire l'avviamento e mantenere il voltaggio durante le fasi operative); inoltre, esso garantisce, durante la fase di crociera e di discesa, la ricarica delle batterie. I due motori hanno una potenza totale di 1280 kW ed operano ad un voltaggio di 900 V (l'attuale voltaggio massimo si attesta intorno agli 800 V, ma si stima, ottimisticamente, che il voltaggio desiderato possa essere raggiunto nel 2030): richiederanno dunque una corrente totale massima di 1244 A.

## 2.5 Ingombri in gondola

### Motore termico

Le dimensioni del propulsore *GE Catalyst* sono state ricavate dai datasheet dell'azienda produttrice [8]:

- Lunghezza ( $L_{Catalyst}$ ) = 1820mm
- Diametro ( $d_{Catalyst}$ ) = 660mm
- Snellezza =  $L/d = 2.76$
- Volume ( $V_{Catalyst}$ ) = 0.6226m<sup>3</sup>

Attraverso la relazione riportata in precedenza si può riscalar il volume con la potenza secondo quanto segue:

$$\begin{cases} P_{OD} = 1200kW \\ P_{Catalyst} = 970kW \end{cases} \Rightarrow V_{OD} = V_{Catalyst} \cdot \frac{P_{OD}}{P_{Catalyst}} = 0.6226 \cdot 1.237 = 0.770m^2$$

Mantenendo la snellezza originale, si sono calcolate le grandezze On Design  $Lunghezza_{OD}$  e  $Diametro_{OD}$

$$\begin{cases} V = \frac{\pi \cdot d^2 \cdot L}{4} \\ \frac{L}{d} = 2.76 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} d_{OD} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot V}{2.76 \cdot \pi}} = 708mm \\ L_{OD} = 1954mm \end{cases}$$

### Motore elettrico

Le dimensioni del *Magnix Magni 650*, anch'esse ricavate dai manuali disponibili in rete [7]:

- Lunghezza ( $L_{Magnix650}$ ) = 558mm + 60mm (connettore meccanico per l'elica, rimovibile)
- Diametro ( $d_{Magnix650}$ ) = 652mm

### Ingombro motore attualmente installato

- $Lunghezza = 2438mm$
- $Diametro = 737mm$

### Ingombro complessivo nuova installazione

- $Lunghezza_{totale} = 2862mm$
- $Diametro_{max} = 737mm$

Sulla base dei precedenti calcoli sarà necessario allungare leggermente le gondole motore (figura 12), tuttavia l'aerodinamica rimarrà pressoché invariata.

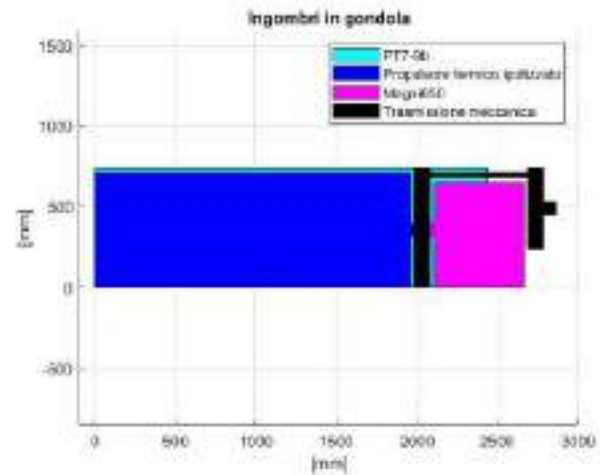


Figura 12: Ingombri del propulsore installato

## Batterie

### 3.1 Scelta delle batterie

Nella scelta delle batterie sono state considerate 3 tecnologie: Litio-Ioni, Litio-Zolfo e Litio-Aria. Si faccia riferimento alla figura 13.

La tecnologia scelta è quella delle batterie Litio-Ioni, caratterizzate da una densità di energia che ricade all'interno dell'intervallo che ha come estremi 250 Wh/kg e 390 Wh/kg: si tratta di una stima plausibile che si auspica di raggiungere entro il 2030, anno nel quale il nostro velivolo dovrà essere operativo, con un indice TRL (*Technology Readiness Level*) pari a 9.

Type	Specific Energy [Wh/kg]	Volumetric Energy Density [Wh/L]	Power Density [Wh/kg]	TRL
Lithium-Ion	350	590	400-450	9
Lithium-Sulfur	> 650	> 460	> 400	5
Lithium-Air	750-2000	750-2000	400-640	3

Figura 13: Specifiche tecniche batterie

Le tecnologie Litio-Zolfo e Litio-Aria sono state invece scartate, nonostante siano entrambe caratterizzate da densità energetiche specifiche maggiori, a causa dell'indice TRL, il quale è rispettivamente pari a 3 e 5, troppo basso per garantirne l'operatività in un futuro non troppo lontano [9]. È stato anche valutato l'utilizzo di batterie strutturali, che avrebbero permesso un, seppur minimo, guadagno di peso, ma la scarsa densità energetica e le difficoltà di implementazione e manutenzione rendono inappropriato ai nostri fini l'utilizzo di questa tecnologia. Per il pacco batteria si è scelto di utilizzare delle celle a ioni di litio. Considereremo una capacità di 7.2 Ah, valore che ipotizziamo sia possibile raggiungere grazie ai progressi tecnologici nell'arco temporale considerato. Per permettere il funzionamento dei motori, è necessario fornire una corrente caratterizzata da un voltaggio di 900 V. Non si è presentata la necessità di utilizzare pacchi estraibili e, grazie a tale scelta, il posizionamento delle batterie risulta svincolato dall'accessibilità della zona dell'aeromobile dove esse sono collocate.

### 3.2 Dimensionamento delle batterie

La potenza richiesta dai motori elettrici viene erogata dalle batterie installate a bordo del velivolo. Le batterie sono composte da celle agli ioni di litio raggruppate in moduli che forniscono supporto strutturale, protezione termica e interfaccia di connessione, i quali vengono poi collegati tra di loro e connessi a sensori e controller per formare un pacco, che viene infine direttamente collegato agli utilizzatori.



Figura 14: Disposizione batterie agli ioni di litio [10]



Figura 15: Tipologie di celle

Le grandezze fondamentali che verranno impiegate nella trattazione sono l'energia specifica [Wh/kg] e la densità energetica [Wh/L], rispettivamente utilizzate per valutare la capacità delle celle e dei pacchi batteria, in rapporto alla massa o al volume degli stessi. In prima analisi si valutano le prestazioni che le celle potranno raggiungere grazie all'avanzamento tecnologico nel 2030, anno di entrata in servizio del nostro aeromobile, basandosi sullo studio statistico delle batterie impiegate negli autoveicoli elettrici nel decennio 2010-2019 [11]. Distinguiamo due famiglie principali di celle, in base alla geometria: cilindriche e prismatiche/pouch (a sacchetto). In figura 15 osserviamo nell'ordine una cella di tipo pouch, cilindrica e prismatica. Nel grafico in figura 16 possiamo invece osservare l'andamento delle proprietà caratteristiche delle suddette tipologie di celle.

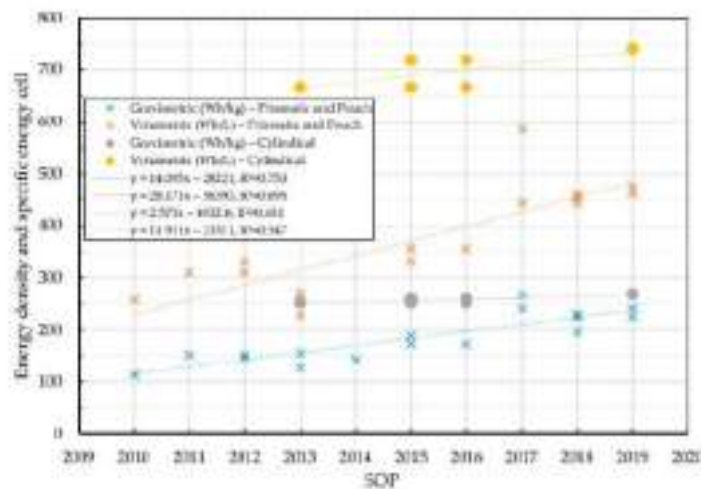


Figura 16: Proprietà delle celle

Seguendo tale studio statistico, si ricavano dunque i valori che è lecito aspettarsi dalle celle nel 2030:

Geometria celle	Energia Specifica [Wh/kg]	Densità Energetica [Wh/L]
Prismatiche/Pouch	392	794
Cilindriche	295	868

L'assemblaggio delle celle, prima in moduli e poi in pacchi batteria, comporta un'aggiunta di materiale, dunque di massa e volume, che implica una riduzione di energia specifica e densità energetica per la batteria completa. Si introduce quindi il tasso di efficienza, definito come:

$$Efficienza = \frac{\text{energia specifica (o densità energetica) del livello superiore (es. sistema)}}{\text{energia specifica (o densità energetica) del livello inferiore (es. cella)}}$$

Le efficienze sono così definite:

- *media*: la media valutata sulle attuali batterie in utilizzo in campo automotive;
- *migliore*: la migliore batteria attualmente in utilizzo in campo automotive;
- *migliore teorica*: la batteria ottenibile combinando le migliori efficienze dei singoli passaggi cella-modulo e modulo-pacco riscontrabili nelle batterie attuali.

Combinando queste efficienze con le previsioni sulle celle per l'anno 2030, si ottengono i seguenti valori:

Efficienza	Prism./Pouch [Wh/kg]	Prism./Pouch [Wh/L]	Cil. [Wh/kg]	Cil. [Wh/L]
Media	225	280	163	256
Migliore	291	419	198	309
Migliore teorica	321	533	215	478

Alla luce dei risultati ottenuti si sceglie quindi di impiegare batterie a celle prismatiche, in grado di fornire una maggiore quantità di energia a parità di massa, con un ingombro inferiore rispetto a quelle cilindriche. Si considera inoltre un assemblaggio in linea con la migliore batteria disponibile sul mercato odierno, preferendo in questo caso un approccio più conservativo rispetto alle efficienze, le quali potranno essere vicine o perfino superiori a quella qui definita "migliore teorica" entro l'anno di inizio produzione del velivolo.

L'energia totale richiesta per le varie fasi di volo, precedentemente calcolata e pari a 334.98 kWh, porta così alla definizione di pacchi batteria aventi una massa complessiva di **1151 kg** e un volume di **799 L**.

In particolare, la massa totale è così suddivisa: le fasi di taxi richiedono una massa di batterie pari a **22.7 kg**; è stato ricavato un peso, per la fase di decollo, pari a **10.07 kg**; in fase di salita la massa di batterie ammonta a **1118 kg**.

### 3.3 Calcolo dei volumi disponibili

Al termine della fase di dimensionamento delle batterie e dei rispettivi involucri, ci si è posti il problema di collocare queste ultime a bordo del velivolo: dopo uno studio della planimetria e della configurazione strutturale dell'aereo si è optato, per ragioni di natura sia logistica che tecnica, di disporre le batterie nella cabina dei passeggeri. La giustificazione di tale scelta risiede nell'assenza di volume disponibile in altre porzioni del velivolo eccetto la cabina stessa; inoltre, essendo quest'ultima caratterizzata da un'ambiente controllato, permette di monitorare i valori di pressione e temperatura a cui le celle e gli involucri sono esposti. Al fine di collocare il volume di batterie necessario si è quindi pensato di rimuovere quattro sedili dalla configurazione originale (figura 17). Si evidenzia come, nel calcolo della massa totale, sia stato considerato il peso degli involucri che, dato il posizionamento delle batterie, hanno anche lo scopo di garantire l'incolumità dei passeggeri.

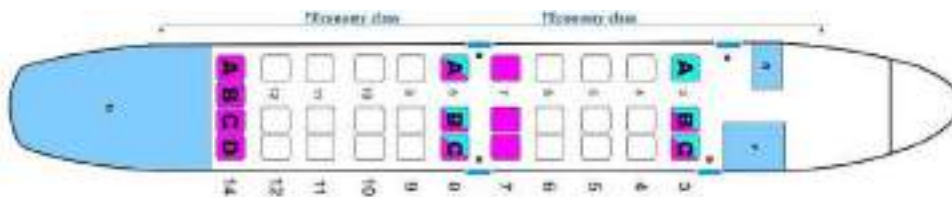


Figura 17: Configurazione della fusoliera [12]

Data la forma della sezione della fusoliera, il volume occupato dal sistema sedili-vano bagaglio risulta essere irregolare: si è dunque calcolato il volume disponibile tentando di ottimizzarlo il più possibile, facendo riferimento al catalogo del velivolo ed alle misure standard delle sedute di un aereo. Le dimensioni definite sono le seguenti:

$w_{cushion, YC}$	0.46 m	$h_{armrest, top}$	0.56 m
$\Delta y_{cushion}$	0.42 m	$h_{armrest, bottom}$	0.18 m
$t_{cushion}$	0.14 m	$h_{backrest}$	0.59 m
$w_{armrest, YC}$	0.05 m	$h_{seat, YC}$	0.64 m

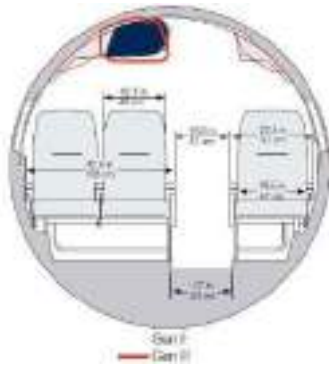


Figura 18: Sezione della fusoliera  
[13]

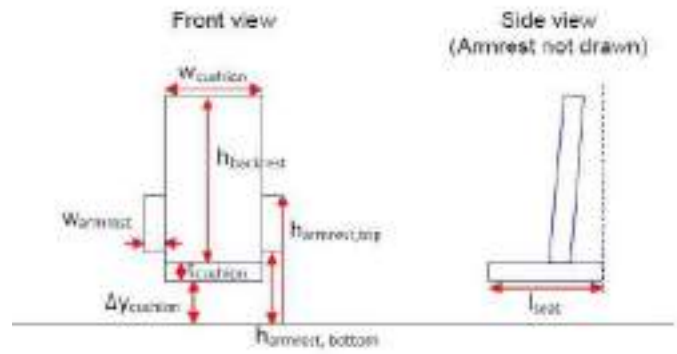


Figura 19: Dimensioni standard sedili  
[14]

Sulla base dei dati presenti in figura 18 e 19, si ottiene un volume fruibile al di sotto dei sedili pari a:

$$V_{underseat} = (0.9 + 0.38) \cdot L_{seat, YC} \cdot \Delta y_{cushion} = 1.28 \cdot 0.64 \cdot 0.42 = 0.344064 m^3$$

dove il termine  $(0.9[m] + 0.384[m])$  rappresenta la larghezza totale al di sotto dei sedili disponibile per il posizionamento delle batterie. Il volume disponibile dalla rimozione della seduta è pari a:

$$V_{seduta} = (1.08 + 0.57) \cdot L_{seat, YC} \cdot (t_{cushion} + h_{backrest}) = 1.65 \cdot 0.64 \cdot 0.73 = 0.77088 m^3$$

Il volume totale in corrispondenza di una fila è:  $V_{TOT\_fila} = V_{underseat} + V_{seduta} = 1.114944 m^3$

Per ogni sedile rimosso, dunque, si ha in media un volume disponibile pari a:

$$V_{per\_sedile} = \frac{V_{TOT\_fila}}{3} = 0.371648 m^3$$

Dato che il volume necessario è pari a  $799 L = 0.799 m^3$ , il valore ottenuto è compatibile: si sceglie di disporre la massa in modo che sia simmetrica rispetto la fusoliera, al fine di evitare una variazione del centro di massa del velivolo. Si sceglie quindi di rimuovere le tre sedute corrispondenti alla fila 7 (figura 17) in modo da minimizzare il braccio delle masse concentrate delle batterie, e non generare un aumento dell'inerzia.

### 3.4 Distribuzione dei cavi

Si sceglie di utilizzare dei cavi elettrici per il trasporto di energia a bassa tensione in alluminio ARE4EX-1, più leggeri rispetto a quelli di rame, i quali distribuiscono in corrente continua a 900 V con un massimo di 60 A a 30° (stime ottimistiche per il 2035 in termini di corrente, considerando il caso reale di tubo in aria): essi presentano un peso per unità di lunghezza di 0.35 kg/m.

Nel catalogo, tra le possibili scelte, si selezionano quelli a maggior numero di anime per garantire maggiore ridondanza nel caso di eventuali guasti e garantire maggiore flessibilità ai cavi nei collegamenti. I cavi collegano direttamente le batterie ai motori elettrici, posti posteriormente ai motori termici (posizionati sulle due semiali). Valutando la distanza tra il motore elettrico ed i pacchi batteria, si stima una lunghezza che i cavi devono coprire di circa 8 metri. Tale lunghezza deve essere raddoppiata (16 metri) considerando i poli positivo e negativo (il circuito deve essere chiuso, quindi la corrente deve andare e tornare): considerando la portata in Ampere di ogni singolo cavo, per raggiungere i 1244 A massimi richiesti dai motori elettrici servono 21 cavi per motore (i quali dovranno ciascuno essere in grado di coprire i 16 metri di lunghezza).

$$\text{numero cavi} = 21$$

$$\text{lunghezza totale} = 21 \cdot 16 m = 336 m$$

$$\text{peso cavi} = 0.35 \frac{kg}{m} \cdot 336 m = 117.6 kg$$



### 3.5 Ricarica delle batterie

Per garantire un'adeguata durata della vita utile delle batterie, si ipotizza una DOD (Depth of Discharge) pari all'85%. Le batterie sono state adeguatamente dimensionate sulla base di tale percentuale: il 15% rimanente può essere utilizzato in condizioni eccezionali, di emergenza, senza compromettere la sicurezza nel funzionamento. Considerate tutte le perdite e rimanendo comunque conservativi, l'efficienza nelle fasi di carica e scarica delle batterie è dell'80%.

Supponendo che il velivolo richieda una potenza termica durante la crociera di 1.13 MW e tenendo conto delle perdite in quota del motore termico (circa del 50%), è stato scelto un motore che singolarmente fornisce in crociera 0.6 MW. Di conseguenza, la coppia di motori termici soddisfa la potenza richiesta: inoltre, la potenza in eccesso viene utilizzata per effettuare la ricarica delle batterie durante la crociera e garantisce una ricarica del 36.5%. Nella discesa, utilizzando i motori termici al 40% di manetta, il surplus di potenza permette di ricaricare invece le batterie di un restante 12.5%: in totale, dunque, si riesce ad avere una ricarica del 49% delle batterie.

## Strutture e materiali

### 4.1 Implementazione di nuovi materiali

Raggiungere l'obiettivo di elettrificare il trasporto aereo, seppur in maniera graduale, significa far fronte ad una serie di ostacoli. Non solo sarà necessario ottimizzare l'efficienza (e il costo) delle batterie, ma anche ridurre peso e ingombro. Il SAAB 340B presenta la fusoliera e l'ala realizzate con componenti strutturali in leghe d'alluminio (2024/7075): la configurazione ad ala bassa presenta una struttura interamente in metallo con uso selettivo di materiali compositi. L'impiego di materiali compositi, per i componenti aeronautici selezionati, porterebbe ad un'eventuale soluzione nel fronteggiare l'aumento in peso apportato dall'introduzione delle batterie, come confermato in letteratura [15]. In letteratura [16] viene svolta un'analisi FEM al fine di confrontare proprietà meccaniche e peso di un'ala progettata in composito, per cui, rispetto alla medesima configurazione in Al7075, si riscontrano minori deformazioni sotto carico e si conferma il beneficio dell'uso del Cf/Epoxy per ridurre il peso totale dell'ala dell'aeromobile del 23.7%. Ulteriori soluzioni potrebbero essere indirizzate verso nuove leghe di alluminio come l'AlSi10Mg. Essa possiede migliori proprietà meccaniche e una minor densità delle leghe convenzionali e ha come vantaggio la sua processabilità con tecniche di *Additive Manufacturing* (SLS, SLM, EBM...). Nonostante l'uso di questa lega permetta il re-design di interi componenti del velivolo, massimizzando la rigidità e riducendo pesi ed ingombri, tale soluzione è stata scartata a causa dei limiti tecnologici attuali.

La riduzione del peso è attualmente una sfida enorme per l'industria aerospaziale. Le prestazioni migliorate, il consumo di carburante contenuto e le emissioni ridotte possono offrire ai produttori grandi vantaggi in un mercato competitivo. L'uso di materiali compositi offre opportunità in tutte queste aree. L'interesse per tali materiali è in continua crescita: i progetti dei velivoli più avanzati dei due principali costruttori (*Boeing 787, 777X* e *Airbus A350*) fanno uso intensivo di questi materiali, tanto che più del 50% della struttura è realizzata in compositi di fibra di carbonio.

Lo sviluppo di nuove resine ha contribuito all'espansione del mercato dei compositi, specialmente in applicazioni ad alte temperature e laddove fosse necessaria una elevata resistenza a corrosione. Nell'ambito di tale trattazione risulta utile soffermarci su quelli che possono essere i principali benefici e limiti dell'implementazione di tali materiali.

- Vantaggi:
- Materiali più leggeri a parità di resistenza meccanica.
  - Possibilità di ottimizzare le proprietà di resistenza nella direzione dei carichi (*Tailoring*).
  - Possibilità di realizzare parti di forma complessa e di grandi dimensioni.
  - Possibilità di effettuare processi di co-curing e co-bonding.
  - Drastica riduzione degli organi di collegamento.
- Svantaggi:
- Maggior costo del materiale di base e delle tecnologie di produzione: la realizzazione delle infrastrutture prototipali e produttive richiede un investimento di capitale iniziale molto elevato.
  - Necessità di maggiore know-how nella progettazione e realizzazione delle parti.
  - Penalizzazione degli ammissibili strutturali per tener conto degli impatti non visibili.

- Il danno da impatto e la rottura per delaminazione devono essere studiati molto attentamente per applicazioni che devono risultare *damage tolerant*.
- Necessità di controlli ultrasonici su tutti i componenti strutturali: il controllo qualità è molto costoso e presenta difficoltà nella corretta individuazione di eventuali difetti presenti negli incollaggi.
- Necessità di metallizzare le parti esposte ad impatto del fulmine.
- Maggiore complessità per realizzare il grounding elettrico dell'avionica.

Alla luce di queste considerazioni, si è scelto di implementare per il SAAB 340 materiali compositi in carbon/epoxy, per realizzare alcuni componenti del velivolo. Di seguito sono riportati i principali passaggi per stimare le masse effettive e reali, per quanto concerne la configurazione standard e la successiva in composito.

## 4.2 Landing gear

Le tecnologie di produzione sviluppate negli ultimi anni hanno permesso di esaminare la riduzione in peso di un sistema di grande impatto sulla massa del velivolo in esame: il carrello di atterraggio. Ciò è frutto della sostituzione delle parti realizzate in acciaio con componenti in una lega di titanio.

E' stata innanzitutto calcolata la massa totale del carrello in rapporto al MTOW: per la categoria di velivolo in esame l'approccio statistico riserva il 5% del peso massimo al decollo al carrello di atterraggio ( $M_{LG}$ ). Tale stima è poi stata confermata da formule analitiche [17][18] disponibili in letteratura.

$$MTOW = 13155 [kg] \implies M_{LG} = 5\%MTOW = 657.75 [kg]$$

Successivamente, in base alla componentistica del carrello, abbiamo ricavato l'impatto sul peso delle parti realizzate in acciaio pari al 63.1% (tabella 4).

Part	$\frac{W_i}{W_{LG}}$
tyre	0.122
rim	0.076
brake	0.158
brake rods	0.013
<b>bogie beam &amp; axle</b>	<b>0.111</b>
<b>shock absorber</b>	<b>0.250</b>
<b>positioning mechanism</b>	<b>0.037</b>
<b>retract actuator</b>	<b>0.047</b>
<b>retraction mechanism</b>	<b>0.039</b>
<b>air frame attachment</b>	<b>0.147</b>
<b>Overall steel parts (in bold)</b>	<b>0.631</b>

Tabella 4: Composizione dei principali componenti del carrello (elementi in grassetto in acciaio)

Per la scelta della lega con cui sostituire l'acciaio, partendo da considerazioni sullo stato dell'arte (in velivoli come B777X, B787, A350 *et al.*) è stato rilevato un utilizzo massivo della lega Ti 10V-2Fe-3Al, una lega di Titanio near- $\beta$  che possiede una combinazione eccellente di resistenza, duttilità, tenacità a frattura e resistenza a fatica ad alto numero di cicli.

La realizzazione dei vari componenti in **Ti 10-2-3** porterebbe ad una riduzione in massa di 173 kg, dovuta alla minore densità delle leghe di titanio rispetto agli acciai.

$$\rho_{Ti} = 4650 kg/m^3$$

$$\rho_{steel} \simeq 8000 kg/m^3$$

Tuttavia, la sostituzione della lega porterebbe ad un inevitabile incremento di sezioni resistenti per compensare il limite di snervamento elastico dell'acciaio utilizzato. In particolare, dai datasheet del più comune acciaio adoperato per la realizzazione dei carrelli di atterraggio **Fe-5Cr-Mo-V**, si è riscontrato un limite elastico di circa 1340 MPa, mentre quello della lega di titanio in esame è di 1110 MPa, circa 20% superiore; di conseguenza è stato deciso di introdurre un fattore correttivo che tenga in considerazione una maggior massa resistente:  $k_{\sigma} = 1.20$ .

- Massa componenti realizzati in acciaio  $m_{steel} = M_{LG} \cdot 63.1\% = 426.40 \text{ kg}$ .
- Massa dei medesimi componenti in lega di titanio  $m_{Ti} = m_{steel} \cdot \frac{\rho_{Ti}}{\rho_{steel}} \cdot k_{\sigma} = 297.40 \text{ kg}$ .
- Differenza tra la massa iniziale e finale con la sostituzione della lega  $\Delta m_{LG} = m_{steel} - m_{Ti} = 129 \text{ kg}$ .

### 4.3 Stima ri-configurazione ala completa in composito

Si vuole ora considerare il re-design in composito carbon/epoxy dell'ala nella sua totalità strutturale. Tale scelta progettuale è stata dettata da limiti imposti nell'accoppiamento fra componenti in composito e in lega di alluminio Al2024, il quale risulta critico per via della sua incompatibilità elettrochimica con il carbonio (non resistendo alla corrosione galvanica). Tale adozione porta ad un ulteriore risparmio in peso, in quanto permette di ottimizzare le masse in gioco, includendo non solo la skin alare, ma comprendendo nella loro interezza longheroni, centine, correnti di rinforzo.

Tramite papers reperiti online [19–25] si stima che per un aereo di linea regionale bimotores turboelica, della medesima categoria del velivolo in esame, il peso totale dell'ala vari in un intervallo compreso fra il 12.5% e il 19% del peso a vuoto totale del velivolo. È stata scelta una percentuale pari al 18% sulla base di valutazioni statistiche, per cui si stima una massa iniziale, relativa all'implementazione dell'Al2024, pari a  $m_{Al2024} = 1383.75 \text{ Kg}$ . Considerando i sovradimensionamenti indotti dall'introduzione del materiale composito e dei meccanismi di controllo per la gestione delle problematiche relative a delaminazioni e frattura del materiale, vengono introdotti dei valori correttivi presenti in letteratura, per cui si ottiene una massa finale, per quanto concerne l'uso del materiale composito, pari a  $m_{C|E} = 1106 \text{ Kg}$ .

Si stima pertanto un risparmio in peso pari a  $m = 277.72 \text{ Kg}$ , corrispondente al 20% del peso iniziale, come suggerito in letteratura (nel capitolo 4.1 si fa riferimento ai testi bibliografici in cui viene giustificata la percentuale del 20%).

Una stima dei sovradimensionamenti e delle strutture di controllo che dovranno essere implementati al fine di rendere l'introduzione del composito una soluzione progettuale accettabile è presente in letteratura [16, 26–28]. Si evince che statisticamente, sulla base delle precedenti considerazioni, il reale risparmio in peso risulta del **20%**. Il risparmio effettivo in peso non è il risultato delle sole valutazioni sulle proprietà intrinseche del materiale come densità e caratteristiche meccaniche, ma è anche influenzato da altri fattori. Per tale motivo, il risparmio effettivo potrebbe essere lievemente inferiore a quello stimato. Come visto in precedenza, i materiali compositi presentano alcuni svantaggi, che possono determinare un'incertezza sulla precisione delle stime fatte.

### 4.4 Peso finale

Sommando tutti i pesi dei nuovi componenti propulsivi e integrando anche le considerazioni strutturali sul risparmio di massa si determina il nuovo peso massimo al decollo, pari a **13504 kg**.

	Barraie	Motore Elettrico	Motore Termico	Carrello	Ala	Fuel	Pax	MTOW velivolo ibridato	MTOW velivolo convenzionale
Masse [kg]	1151	200 x 2	-22 x 2	-129	-277.72	-700	-400	13504	13155

Incremento di peso = + 2.9%

## Meccanica del volo

### 5.1 Inviluppo di volo

I diagrammi di manovra e di raffica sono stati costruiti attraverso i riferimenti indicati all'interno della normativa CS25, più precisamente dalla *SUBPART C - STRUCTURE* a partire dal paragrafo 25.333 fino al paragrafo 25.341. Sovrapponendo il diagramma di manovra (colore azzurro chiaro) alle rette caratterizzanti la raffica (colore nero) si ottiene il diagramma di inviluppo (figura 20) per il velivolo considerato, riportato nella figura qui si seguito. Il diagramma di inviluppo è l'insieme dei punti rappresentanti le diverse condizioni di volo concesse per l'aeromobile in esame, al di fuori di esso vi sono limitazioni di carattere propulsivo, aerodinamico o strutturale che non consentono il volo in sicurezza. Le coordinate di questi punti sono solitamente legate al fattore di contingenza  $n$  e alla velocità di volo  $V$ .

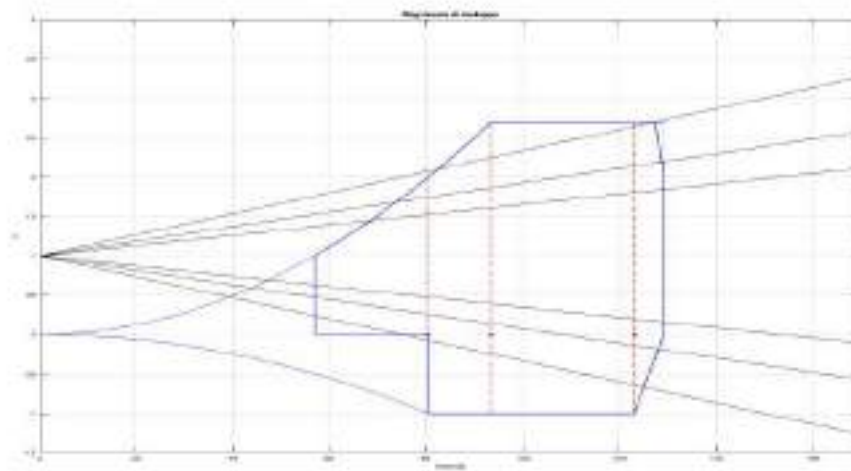


Figura 20: Diagramma di inviluppo

#### 5.1.1 Diagramma di manovra

Il diagramma di manovra è delimitato a sinistra da due curve paraboliche caratterizzanti del limite aerodinamico dell'aeromobile. Questo limite è rappresentato da  $C_{l_{max}}$  in condizioni di volo ordinarie e da  $C_{l_{max}}$  in condizioni di volo rovescio, ottenibili tramite la conoscenza della velocità di stallo del velivolo nelle due condizioni. Le due parabole si estendono fino al raggiungimento rispettivamente di  $n_{max}$  e  $n_{min}$ , rappresentanti i fattori di contingenza limite e quindi il limite del carico strutturale sopportabile dall'aeromobile in condizioni nominali. Essi sono ottenibili da normativa e per l'aeromobile analizzato risultano essere:

$$n_{max} = 2.7, \quad n_{min} = -1$$

Nel punto di incontro tra la parabola  $C_{l_{min}}$  e la retta  $n_{min}$  si identifica la prima velocità caratteristica, ovvero la velocità di stallo in volo rovescio  $V_{sr} = 80.41\text{m/s}$ . Il secondo punto caratteristico si ha dove la parabola  $C_{l_{max}}$  si incontra con la retta orizzontale a  $n_{max}$  e identifica sull'asse delle ascisse la velocità di manovra  $V_a$ . Dalla normativa  $V_a = V_s \cdot \sqrt{n_{max}} = 93.43\text{m/s}$ , essa rappresenta la velocità minima alla quale si può effettuare una manovra in condizioni di  $n_{max}$ . Si sono imposte inoltre una velocità di cruise  $V_{cruise} = 123\text{m/s}$  e una  $V_{ne}$ , ovvero un velocità cosiddetta di "never exceed", calcolata da normativa come il 105% della velocità di cruise:  $V_{ne} = 129.15\text{m/s}$ . Quest'ultima è rappresentativa del limite propulsivo dell'aeromobile: esso a causa del limite di spinta intrinseco dei propulsori scelti non è in grado di operare a velocità maggiori della  $V_{ne}$ .

#### 5.1.2 Diagramma di raffica

Il diagramma di raffica è ottenuto seguendo la normativa CS25.341. Si è assunto per semplicità che l'aeromobile sia investito da raffica simmetriche verticali o laterali. è necessario innanzitutto modellare la raffica, la cui forma

è ottenuta dalla formula che segue:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \cdot \left( 1 - \cos\left(\pi \cdot \frac{s}{H}\right) \right)$$

i cui termini sono:

- $U_{ds} = U_{ref} \cdot F_g \cdot \left(\frac{H}{350}\right)^{\frac{1}{6}}$  (velocità di raffica di design)
- $U_{ref} = \pm(17.07, 11.84, 8.35)$  (velocità di raffica di riferimento)
- $F_g = 0.5 \cdot (F_{gz} + F_{gm})$  (fattore di attenuazione di raffica: la velocità di raffica non interessa istantaneamente tutti i punti del velivolo ma li coinvolge gradualmente.)

di cui:  $F_{gz} = 1 - \frac{Z_{cruise}}{76200}$  e  $F_{gm} = \sqrt{R_2 \cdot \tan\left(\pi \cdot \frac{R_1}{4}\right)}$ ,

dati  $R_1 = \frac{MLW}{MTOW}$  e  $R_2 = \frac{M_{nofuel} \cdot W}{MTOW}$

e infine si definiscono:

- $H = 40m$  (gradiente di raffica: la distanza parallela alla traiettoria dell'aeromobile in cui la raffica raggiunge la sua velocità massima)
- $s = H$  (parametro geometrico definito dalla normativa per descrivere la forma della raffica. È stato impostato uguale ad H in modo da massimizzare la U in modo da considerare la peggiore condizione di raffica)

Tramite la relazione:  $n = \pm \frac{\rho_0 \cdot C_{L\alpha} \cdot U}{2 \cdot \frac{MTOW}{S}} \cdot V$

è infine possibile plottare le rette relative ai carichi di raffica. Esse vengono successivamente sovrapposte al diagramma di manovra, aggiungendo ai limiti aerodinamici, strutturali e propulsivi, anche i limiti determinati da carico di raffica. Da questa sovrapposizione si ottiene dunque il cosiddetto diagramma di involucro, delimitato in figura (figura 20) da un contorno di colore blu scuro.

## 5.2 Figure di merito e valutazione vantaggi

Lo studio del grado di ottimizzazione e la determinazione degli effettivi vantaggi del nuovo velivolo nello svolgere la propria missione, data la particolare scelta della strategia di ibridazione, è stato condotto in due diversi modi. Normalmente, per compiere questo studio su un velivolo ibrido, vengono sfruttate diverse figure di merito. Ognuna di esse permette di massimizzare un dato aspetto operativo del velivolo in termini energetici, ambientali ed economici. Questi parametri sono solitamente utilizzati durante le fasi di progettazione di un velivolo, ma nel nostro caso di studio, focalizzato sulla riprogettazione solo sistemistica di un aereo già esistente, verranno usati come verifica finale delle prestazioni.

La prima figura di merito presa in considerazione è il SAR (*specific air range*), che rappresenta la distanza che un aereo può percorrere per un dato quantitativo di carburante.

$$SAR = \frac{V \cdot L/D}{TSFC \cdot W}$$

Questo parametro è quindi più sensato se applicato a velivoli convenzionali ma è comunque da tenere in considerazione anche per velivoli ibridi in quanto la sua massimizzazione corrisponde a minimizzare le emissioni inquinanti. Tuttavia, si può generalizzare il SAR sostituendo al TSFC il TSPC (*thrust specific power consumption*), che permette di considerare la potenza erogata da diverse fonti energetiche. Così facendo si ottiene l'ESAR (*energy specific air range*) che quindi rappresenta la distanza percorsa per un dato quantitativo di energia.

$$ESAR = \frac{V \cdot L/D}{TSPC \cdot W}, \quad TSPC = \sum \frac{P_i}{T}$$

A queste considerazioni si può ancora introdurre la variabile commerciale del costo sulle diverse fonti energetiche; viene quindi definito il COSAR (*cost specific air range*):

$$COSAR = \frac{V \cdot L/D}{TSPC_i \cdot c_i \cdot W}, \quad \text{in cui} \quad c_i = \frac{C_i}{\rho \cdot FHV}$$

dove:

- $c_i$ : costo specifico fonte energetica [ $\$$  o  $\text{€}/\text{Kwh}$ ]
- $C_i$ : costo per unità di volume fonte energetica [ $\$$  o  $\text{€}/\text{litro}$ ]
- $\rho$ : densità [ $\text{Kg}/\text{litro}$ ]
- $FHV$ : fuel heating value [ $\text{Kwh}/\text{Kg}$ ]

Con questo parametro è possibile analizzare il profilo di missione individuando il costo per distanza percorsa, ed è quindi un dato molto rappresentativo della competitività commerciale del velivolo sul mercato. Queste figure di merito appena citate sono però nel nostro caso piuttosto limitanti. Questo perché sono rappresentative della sola fase di crociera del velivolo in cui però, per scelta progettuale riguardante la strategia di ibridazione, non avviene sfruttando alcuna potenza elettrica. Di conseguenza è possibile quantificare solo il valore puntuale dei tre parametri nella fase di crociera senza però poter fare un confronto con una condizione ibridata. Nel grafico in figura 21 è rappresentata la mappa dei valori normalizzati di SAR, ESAR e COSAR in funzione del mach di volo e della quota in cui è stato inserito il punto di crociera [29].

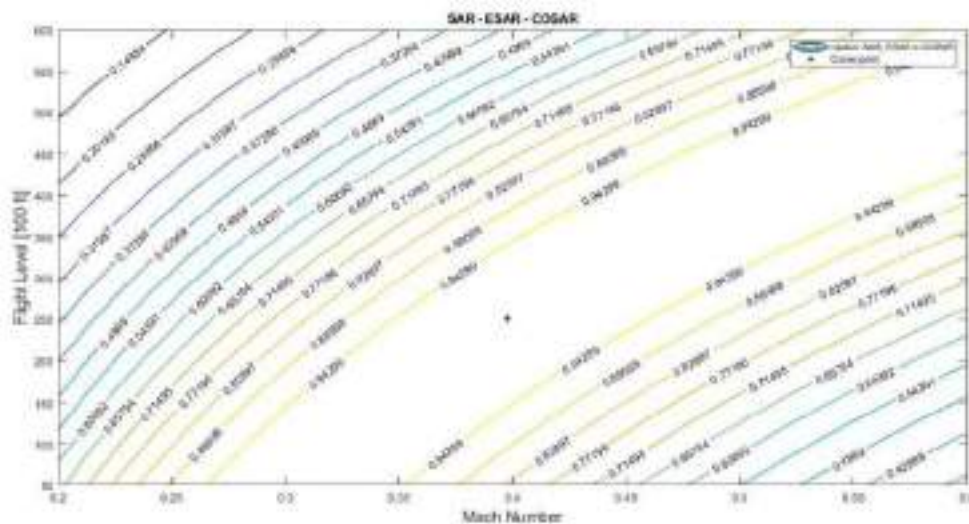


Figura 21: Mappa dei valori normalizzati di SAR, ESAR e COSAR

$$SAR_{cruise} = 1519[m/Kg] \quad ESAR_{cruise} = 0.1182[m/J] \quad COSAR_{cruise} = 0.7252[m/euro]$$

$$SAR_{max} = 1520.6[m/Kg] \quad ESAR_{max} = 0.1183[m/J] \quad COSAR_{max} = 0.7255[m/euro]$$

$$\frac{SAR_{cruise}}{SAR_{max}} = \frac{ESAR_{cruise}}{ESAR_{max}} = \frac{COSAR_{cruise}}{COSAR_{max}} = 0.9995$$

Analizzando i valori di SAR, ESAR e COSAR nel punto di crociera, ed in particolare facendone il rapporto con il valore massimo dei tre parametri, si verifica il fatto che il velivolo si trovi ad operare nelle condizioni di massima ottimizzazione. Questo risultato era comunque atteso per via dell'imposizione dell'assetto a efficienza massima durante la fase di crociera, calcolato nelle valutazioni aerodinamiche successive alla scelta del velivolo di riferimento.

Un'altra strategia utilizzata per analizzare l'efficacia con cui il velivolo svolge la propria missione è stata l'analisi dell'*energy budget*. Questo metodo permette di superare il limite delle figure di merito citato precedentemente potendo di fatto considerare tutte le fasi di missione. Con questa analisi si mettono in evidenza il contributo energetico dato separatamente dalla parte termica e da quella elettrica, potendo quindi quantificare piuttosto precisamente i vantaggi dell'uso di un aereo ibrido, concentrato in questo caso sul risparmio di carburante.

	E engine [J]	E electric [J]	Fuel [Kg]	DOH
Taxi out	0	2.38E+07	0	100.00%
TO & Climb	2.40E+09	9.96E+08	72.58	41.50%
Cruise	9.17E+09	0	687.6	0.00%
Descend & LND	6.46E+08	-4.47E+08	53.8	<0 per via della ricarica
Taxi in	0	2.38E+07	0	100.00%
<b>Total fuel (hybrid)</b>			813.98	22.5% less fuel
<b>Total fuel (conventional)</b>			1087	

Tabella 5: Stima del consumo di carburante

Per ricavare le diverse energie sono stati presi in considerazione ed integrati nel tempo i profili di potenza delle fasi di *TakeOff&Climb*, *Cruise* e *Descend&LND* descritti precedentemente. A questi si è affiancato il valore delle energie per le fasi di taxi (considerate uguali) ricavato dalle considerazioni precedenti sulla strategia di ibridazione delle varie fasi. Successivamente, delle fasi interessate dal funzionamento del propulsore termico, è stato stimato il consumo di carburante per quantificare il complessivo utilizzato durante l'intera missione. In tabella 5 sono riassunti i risultati di questa analisi.

Naturalmente, la quantità di carburante riportata per il Saab 340 originale è stata ricavata dal data sheet dell'aeromobile considerando gli stessi valori di payload e range del caso di studio ibrido. Quindi, come risultato finale, è stato stimato un risparmio del **22.5%** di carburante rispetto alla soluzione convenzionale. A questo dato bisogna poi sommare gli ulteriori benefici dati dal sistema ibrido citati nelle considerazioni iniziali che di conseguenza rendono il velivolo ibrido una valida alternativa come soluzione da applicare al trasporto commerciale a breve raggio.

## Riferimenti normativi ed emissioni

### 6.1 Emissioni di inquinanti

I motori a reazione per uso aeronautico producono anidride carbonica ( $CO_2 \sim 70\%$ ), vapore acqueo ( $H_2O \sim 30\%$ ), ossidi di azoto ( $NO_x < 1\%$ ), monossido di carbonio ( $CO < 1\%$ ), ossidi di zolfo ( $SO_x < 1\%$ ), idrocarburi incombusti o parzialmente combusti (detti anche *composti organici volatili*,  $VOC < 1\%$ ), particolato e altri composti in tracce (figura 22). Il nostro studio si è incentrato sul calcolo delle emissioni di  $CO_2$  e di  $NO_x$ , poiché le quantità emesse sono vincolanti al fine del rispetto delle normative. Tra gli obiettivi della *Vision 2020*, rispetto agli anni 2000, vi era la riduzione del 50% di emissioni di  $CO_2$  per passeggero al chilometro (ovvero una riduzione del 50% del consumo di carburante nei nuovi velivoli del 2020) e la riduzione dell'80% delle emissioni di  $NO_x$ . L'obiettivo per il 2050 è invece la riduzione del 75% della  $CO_2$  e del 90% delle emissioni di  $NO_x$ , più difficili da gestire, la cui riduzione negli anni ha un andamento molto più lento rispetto agli altri inquinanti.

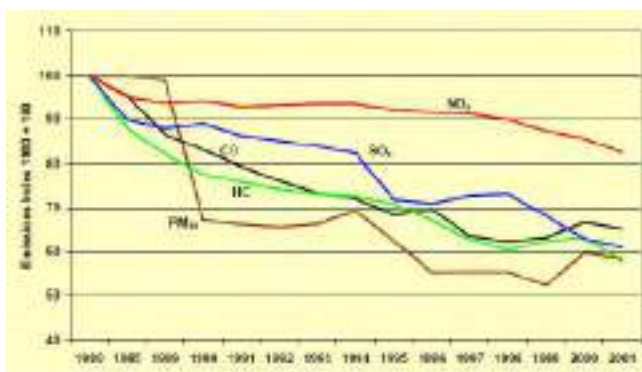


Figura 22: Emissioni di inquinanti (1980-2001) [30]

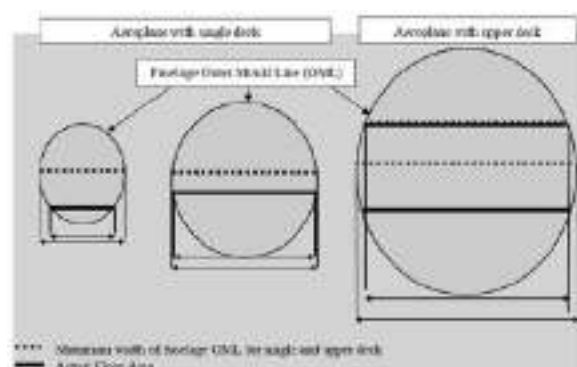


Figura 23: Fuselage Outer Mould Line (OML)

## 6.2 Stima emissioni di $CO_2$

Per il calcolo delle emissioni di  $CO_2$  è stato preso come riferimento il Vol. 3 dell'Annesso 16 dell'ICAO, in cui viene definito:

$$CO_2 \text{ emissions evaluation metric value} = \frac{\left(\frac{1}{SAR}\right)_{avg}}{(RGF)^{0.24}}$$

dove lo *specific air range* (SAR, [km/kg]) è definito come  $SAR = \frac{TAS}{Power} \cdot \frac{1}{SFC}$ , mentre il *reference geometric factor*, RGF, per i velivoli con un solo ponte, equivale all'area della superficie delimitata dalla larghezza massima della linea di formatura esterna della fusoliera (OML), proiettata su un piano parallelo al pavimento del ponte principale (figura 23). I valori delle emissioni sono stati calcolati separatamente per le diverse fasi, a causa delle diverse potenze erogate dal motore. Si faccia riferimento alla tabella 6.

$CO_2$ salita [kg/pax]	$CO_2$ crociera [kg/pax]	$CO_2$ discesa [kg/pax]	$CO_2$ totale [kg/pax]
89.74	211.44	21.10	322.28

Tabella 6: Emissioni  $CO_2$

Per velivoli con MTOM (*maximum take off mass*, [kg]) inferiore o uguale a 60000 kg il valore metrico delle emissioni di  $CO_2$  non deve superare il valore:

$$CO_{2,max} = 10^{-2.7378 + (0.6831 \cdot \log_{10}(MTOM)) + (-0.0277861 \cdot (\log_{10}(MTOM))^2)} = 0.4071 \frac{kg}{km \cdot pax}$$

dove MTOM=13504 kg. Nel nostro caso il valore di emissioni di  $CO_2$  rapportato al range è  $0.2417 \frac{kg}{km \cdot pax}$ , inferiore al valore di riferimento e quindi in linea con il rispetto dei requisiti. La riduzione delle emissioni di  $CO_2$  risulta quindi del 40% circa.

## 6.3 Stima emissioni di $NO_x$

La componente  $NO_x$  è essenzialmente presente alle basse quote; la sigla identifica collettivamente tutti gli ossidi di azoto e le loro miscele che si generano come inevitabili sottoprodotti di una combustione che avviene in aria. La quantità e la qualità della miscela di  $NO_x$  dipendono dalla sostanza combusta e dalle condizioni in cui la combustione avviene. Per limitare tali emissioni è fondamentale che la combustione avvenga nel modo più uniforme possibile, evitando picchi di temperatura. Inoltre, alcuni ossidi di azoto reagiscono con l'ossigeno convertendolo in prodotti nocivi e influiscono sul riscaldamento terrestre. Il triossido ed il pentossido di azoto, invece, possono reagire con l'umidità atmosferica e produrre acido nitrico, presente nelle cosiddette "piogge acide". A questo proposito, si evidenzia che ogni aeromobile deve essere progettato e costruito per proteggere al meglio l'ambiente dalle emissioni gassose prodotte. Per ottenere, in prima approssimazione, una stima dell'indice delle emissioni di  $NO_x$  sono state utilizzate le seguenti formule [31]:

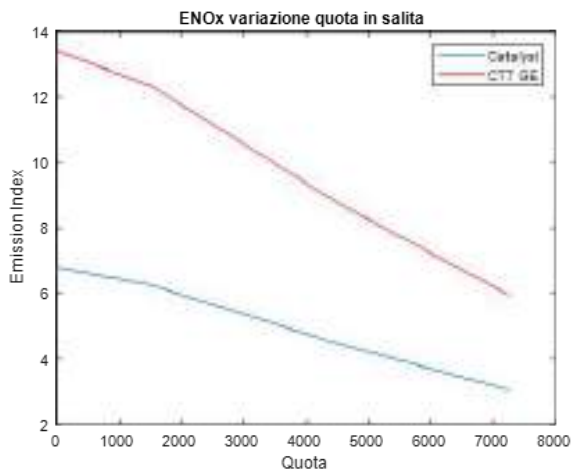
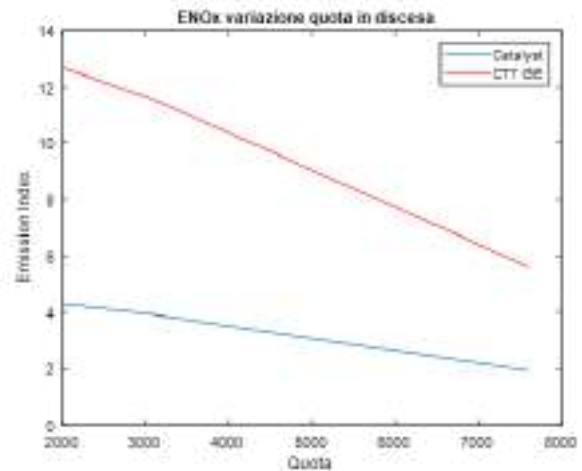
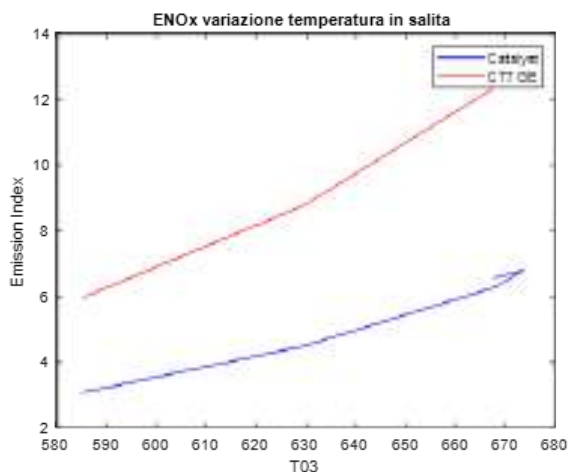
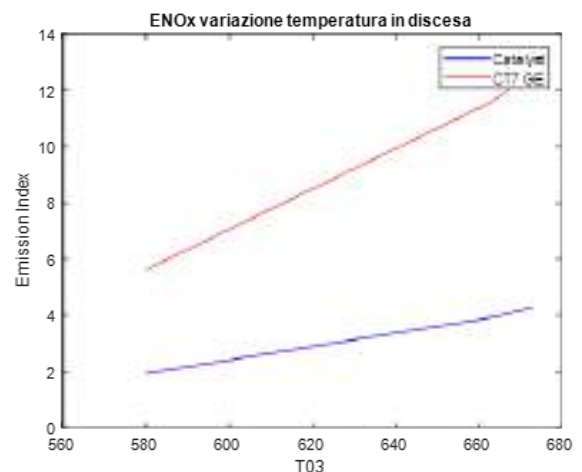
$$S_{NO_x} = \left(\frac{p_4^0}{2965000}\right)^{0.4} \cdot e^{\left(\frac{T_3^0 - 826}{194} + \frac{6.29 - 100war}{53.2}\right)}, \quad EI_{NO_x} = C \cdot S_{NO_x}.$$

L'andamento dei risultati ottenuti al variare della quota e della temperatura di uscita del compressore, nel caso del propulsore attualmente utilizzato sul velivolo di riferimento e del motore termico da noi scelto, sia nella fase di salita che in quella di discesa, è riportato nelle figure 24, 25, 26, 27.

Si noti inoltre che la fase di crociera non rientra nella nostra analisi in quanto è stato ipotizzato un grado di ibridazione dello 0%, che porterebbe dunque a risultati analoghi al motore attualmente in uso. È possibile dunque osservare come con l'aumento della quota l'indice di emissione diminuisca a causa di una diminuzione della pressione statica e della temperatura.

In conclusione, attraverso la tecnologia di ibridazione adottata, si ottiene una riduzione del 55% degli  $NO_x$ , che risulta perfettamente in linea con gli obiettivi fissati dalla Vision 2050.

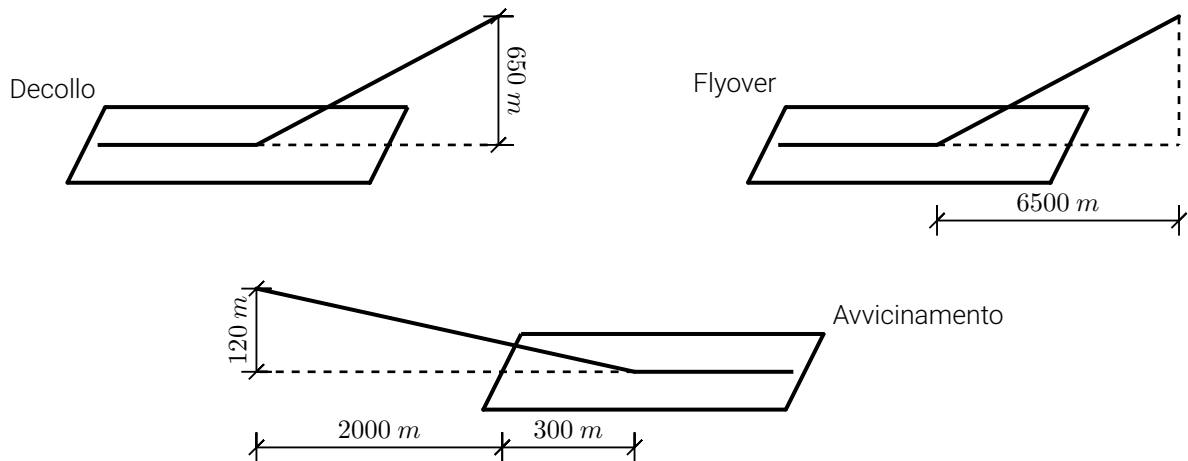


Figura 24: Emissioni in salita:  $\Delta h$ Figura 25: Emissioni in discesa:  $\Delta h$ Figura 26: Emissioni in salita:  $\Delta T$ Figura 27: Emissioni in discesa:  $\Delta T$ 

## 6.4 Inquinamento acustico

Le valutazioni sulle emissioni acustiche non sono oggetto della nostra trattazione poichè queste necessitano di prove di volo; saranno tuttavia descritti i riferimenti alla normativa e le relative limitazioni. All'interno dell'annesso 16 dell'ICAO Vol. 1 sono specificati i seguenti punti di misurazione (capitolo 3.3.1) con i relativi limiti di rumore (capitolo 3.4.1) massimi da non superare:

- in condizioni di *full take-off power* (decollo) il punto di misurazione è situato lungo l'estensione dell'asse pista, in corrispondenza della verticale in cui il velivolo raggiunge i 650 metri di quota. Il limite da non superare è **94 EPNdB**.
- Viene valutato anche un punto di *flyover*, sempre in condizioni di full take-off power, situato a 6500 metri dal punto di rotazione (decollo), lungo l'estensione dell'asse pista, a qualunque quota si trovi il velivolo. Il limite da non superare è **89 EPNdB**.
- In fase di avvicinamento il punto di misurazione è situato a 2000 metri dalla soglia, lungo l'estensione dell'asse pista, oppure in corrispondenza della verticale in cui il velivolo raggiunge i 120 metri di quota. Sono considerazioni (specificate nella normativa) del tutto equivalenti in quanto è espressamente indicato che è da considerare un angolo di discesa pari a 3 gradi con il punto di atterraggio situato a 300 metri oltre la soglia pista. Il limite da non superare è **98 EPNdB**.



Nel caso dell'inquinamento acustico sarebbe necessario svolgere delle prove sperimentali col prototipo del velivolo per verificare il rispetto dei limiti citati precedentemente. Contemporaneamente, delle stime effettuate attraverso dei calcoli non sarebbero affatto rappresentative della realtà. Di conseguenza, essendo questo studio limitato al solo ad una fase preliminare, possiamo solo ipotizzare che il velivolo rispetti i requisiti acustici; ipotesi ragionevole vista la presenza del sistema ibrido.

## Analisi dei costi

### 7.1 Stima dei costi delle batterie e dei motori elettrici

Per la stima dei costi di batterie e motori elettrici, sono state ricavate delle formule empiriche dalla letteratura [32], le quali tengono conto dell'energia richiesta o della potenza erogata e del CPI, ovvero il *Consumer Price Index*: tale parametro viene calcolato per mezzo di una media ponderata dei prezzi relativi ad un insieme di beni e servizi in un determinato periodo di tempo; risulta significativo poiché indice dell'aumento dell'inflazione. Analizzando la curva del CPI [33] in Italia negli ultimi anni, è stato ipotizzato un valore pari a 1.15.

$$\text{Costo batterie} = 200 \cdot E_{bat} \cdot CPI \simeq 77045 \$$$

$$\text{Costo motore elettrico} = 174 \cdot N_{motor} \cdot P_{EM} \cdot CPI \simeq 343473 \$$$

Per stimare il risparmio in termini di litri di carburante, sono stati considerati cicli di vita con DOD dell'80% e circa 4 voli al giorno [32]. Considerando per ogni volo 1.5 cicli di carica/scarica (3 cicli ogni 2 voli), le batterie devono essere sostituite ogni 3333 voli, ovvero ogni 833 giorni. Si considera un numero totale di cicli di carica/scarica totali per l'intera durata della vita delle batterie pari a 5000 [34].

La riduzione, in termini di combustibile utilizzato, è di 325 litri (273 kg) per volo (per mezzo dell'utilizzo della propulsione ibrida) e comporta un risparmio di **516.75 \$**.

Considerando un costo delle batterie per volo pari a 23.11 \$, si ha complessivamente un risparmio di **493.6 \$** a volo: il risparmio sul totale dei cicli di vita (3333 voli) è di **1.64 milioni di \$**. Si stima quindi che per ammortizzare il costo dei motori elettrici e delle batterie siano necessari circa 7 mesi.

Per quanto riguarda il costo dei cavi di alluminio per la connessione elettrica di bassa tensione, si è considerato un prezzo dell'alluminio al chilo di circa 5 \$, ricavando un costo totale di 676 \$ (riferito alla massa totale di cavi di alluminio, pari a 117.6 kg).

### 7.2 Stima dei costi del carrello

In seguito alla scelta di un materiale più performante per la realizzazione del carrello, si è resa necessaria la stima dei costi supplementari dovuti alla produzione dei componenti in lega Ti-10V-2Fe-3Al, rispetto alla attuale produzione in acciaio. Secondo gli studi condotti [35], la maggior parte dei costi dei componenti realizzati in leghe di titanio è dovuta alla produzione e lavorazione del metallo, nonostante sia uno degli elementi più abbondanti sulla Terra. Il costo del minerale (contenente il titanio) impatta solo per il 3-4% sul costo del componente finito, i restanti costi sono dovuti alla produzione della spugna e del lingotto e lavorazione near shape. Il prezzo di

mercato del titanio grezzo è stimato intorno ai 4800 \$/t (uno dei più bassi mai registrati, *all time low*). In proporzione, il prezzo totale del materiale al termine della lavorazione è pari a 120000 \$/t (4800 \$ corrisponde al 4% del prezzo finale di un ipotetico componente di massa 1000 kg).

$$\frac{4800[\$/t]}{4\%} = \mathbf{120000}[\$/t]$$

La massa dei nuovi componenti, realizzati in lega Ti 10-2-3, si stima sia pari a 297.40 kg: il relativo costo è di **35688 \$**. Si precisa che, nonostante il bassissimo prezzo di mercato del ferro, il prezzo dei componenti realizzati con acciai ad uso aerospaziale (con incrementate caratteristiche meccaniche), che richiedono trattamenti e lavorazioni speciali, è di molto superiore a quello dei comuni acciai ad uso edile. Secondo quanto presente in letteratura [35], la stima del prezzo dei medesimi componenti realizzati in acciaio sarebbe di circa il 30% inferiore. Sicuramente la scelta ottimale è dettata da un *trade-off* tra costi e vantaggi che ne conseguono.

### 7.3 Stima dei costi dell'ala in materiale composito

Il costo della realizzazione dell'ala in materiale composito è stato stimato per mezzo delle informazioni presenti in letteratura [36] sul costo di un manufatto in *carbon/epoxy*, partendo dal costo delle bobine di preimpregnato [37], e proporzionando l'impatto di quest'ultimo sul costo totale del prodotto finito al termine di tutte le lavorazioni [38]. I fattori che incidono maggiormente sul prezzo finale del prodotto sono relativi alla lavorazione ed al processamento delle materie prime. Tuttavia, si osserva che con l'aumentare del volume di produzione annuo varia sia il costo del prodotto finale (il quale si riduce in proporzione ai volumi di produzione), sia la percentuale data dal costo dei materiali di partenza (la quale aumenta arrivando sino al 55% del costo dell'unità in composito finito per una produzione di 50000 volumi annui).

Facendo riferimento ai prezzi attuali [37], si è ricavato il costo di una singola bobina *prepreg-Carbon Fiber (Grafil HR40) Epoxy (Newport 321)*, che risulta essere di 94.44 \$/lb (208.2 \$/kg).

Si riportano tre casi che considerano tre diversi volumi di produzione (200, 1000 e 50000 unità annue) per avere una valutazione globale dei costi. Nel primo caso si osserva che il costo dei materiali di partenza impatta per il 14% sul costo finale del materiale (al termine di tutte le lavorazioni), per cui si ricava:

$$\frac{208.2 [\$/kg]}{14\%} = \mathbf{1487.14} [\$/kg]$$

A questo punto si può ricavare il prezzo dell'ala finita considerando che questa ha una massa pari a 1106 Kg:

$$1487.14 [\$/kg] \cdot 1106 [kg] = \mathbf{1\ 644\ 777} \$$$

In tabella 7 vengono riportati i risultati del medesimo procedimento per i tre casi considerati.

Unità/anno	Prezzo materiale[\$/kg]	Prezzo ala[\$]
200	1487.14	1 644 777
1000	694	767 564
50000	378.54	418 665

Tabella 7: Variazione dei prezzi con l'aumento del volume di produzione

Dai risultati ottenuti si deduce che, per avere un prezzo conveniente, la produzione debba essere elevata. Nel nostro caso (ala di un velivolo regionale) appare più realistico considerare i risultati della prima valutazione, corrispondente a 200 volumi e ad un costo di 1 644 777 \$.

Volendo fare un confronto con il prezzo che avrebbe l'ala qualora fosse fatta interamente in lega leggera Al-2024, si è stimato dapprima il prezzo (\$/kg) di una lamiera [39], il quale risulta essere di 62 \$/kg circa. Per tenere in conto della presenza di parti prodotte per forgiatura e colata (stimate pari al 60% della massa totale dell'ala), le quali necessitano di lavorazioni più complesse e costose, è stato introdotto un coefficiente di sovrapprezzo pari a  $k_S=1.4$ . Il prezzo dell'ala finita in alluminio, considerando la sua massa totale di 1383.75 kg, risulta essere quindi:

$$62 [\$/kg] \cdot 1383.75 [kg] \cdot (k_S \cdot 0.6 + 0.4) = \mathbf{106383} \$$$

Rapportando il costo di una produzione in composito rispetto alla lega leggera si riscontra, a seconda dei casi, una maggiorazione da 4 a 16 volte. Una stima più accurata potrebbe essere ottenuta considerando un volume medio di produzione e i miglioramenti delle tecniche di lavorazione.

Si evidenzia, tuttavia, come il costo effettivo totale dell'ala in materiale composito dipenda da diversi fattori, oltre che dal contributo del prezzo del materiale da noi stimato. Il costo totale vedrà dunque un incremento per effetto di altri contributi non calcolabili con precisione in fase preliminare.

## 7.4 Stima dei costi del propulsore

Il motore da noi scelto, per poter essere competitivo sul mercato dovrà avere un costo simile ai propulsori già esistenti e, poiché il prezzo della singola unità varia molto a seconda del numero di ordini fatti, diventa impossibile stimare con esattezza il prezzo della nuova propulsione termica. Trattandosi di una tecnologia ancora in fase di certificazione, non disponiamo infatti di dati precisi relativi ai costi di produzione. Si considera però che la variazione di prezzo tra il nuovo motore termico e il vecchio sistema propulsivo sia lieve e quindi poco influente sul prezzo finale, che possiamo considerare paragonabile.

## Conclusioni

Il nostro progetto ha visto la realizzazione, seppur preliminare, di un velivolo ibrido in grado di soddisfare i requisiti imposti in fase iniziale:

- riduzione delle emissioni di inquinanti, al fine di mitigare l'impatto che il nuovo velivolo avrà sull'ambiente;
- minimizzazione dell'aumento di peso rispetto al velivolo iniziale, nonostante l'ibridazione;
- realizzazione di un aereo di reale utilizzo in tratte regionali, dato il numero di passeggeri imbarcabili.

A sostegno delle scelte fatte e al fine di dimostrare la fattibilità di un velivolo simile a quello da noi ipotizzato, si rimanda al progetto della NASA che, nei prossimi anni, verificherà l'attuabilità di un velivolo ibrido partendo proprio dal SAAB 340B. Alcune delle assunzioni da noi fatte (ad esempio la potenza della propulsione elettrica, circa 1 MW) trovano riscontro in questo progetto [40].

Si riporta infine il modello CAD del velivolo ibrido, nel quale sono visibili le modifiche apportate (figura 28).

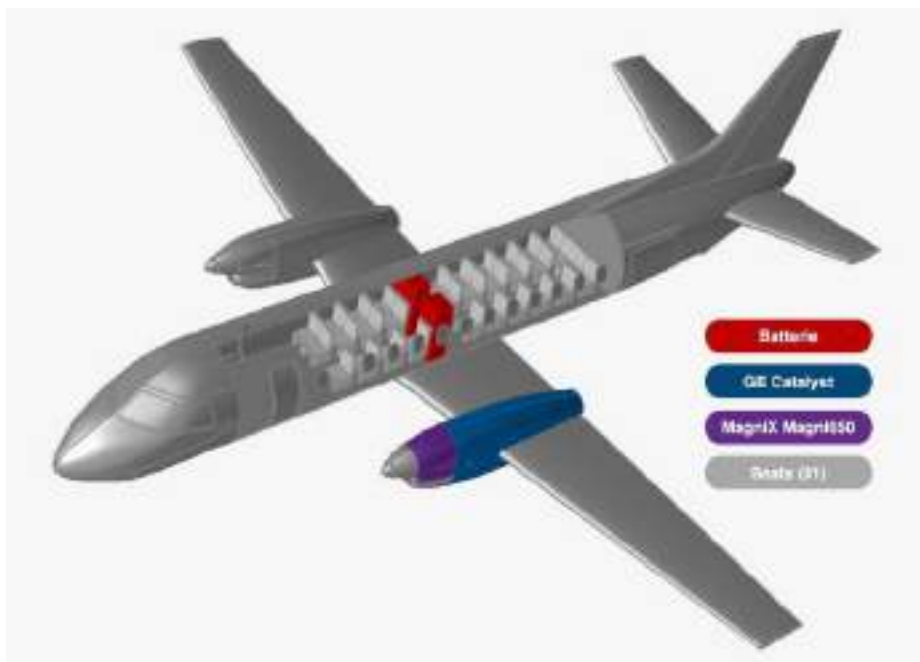


Figura 28: CAD rappresentativo realizzato con il software commerciale *Altair Inspire*

## Riferimenti bibliografici

- [1] 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, Madrid 30* (2012).
- [2] Nieves Lapeña-Rey et al. "First Fuel-Cell Manned Aircraft". In: *Journal of Aircraft* 47 (nov. 2010), pp. 1825–1835. DOI: [10.2514/1.42234](https://doi.org/10.2514/1.42234).
- [3] *Solar Impulse*. Dic. 2020. URL: [https://it.wikipedia.org/wiki/Solar\\_Impulse](https://it.wikipedia.org/wiki/Solar_Impulse).
- [4] *Airbus E-Fan*. Feb. 2021. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_E-Fan](https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan).
- [5] *Electric flight*. URL: <https://www.electricaviationgroup.com/electric-flight/>.
- [6] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2018.
- [7] *Magni650 EPU*. URL: <https://www.magnix.aero/services>.
- [8] *GE Catalyst*. URL: <https://www.geaviation.com/bga/engines/ge-catalyst>.
- [9] Joris Van Bogaert. "Assessment of potential fuel saving benefits of hybrid-electric regional aircraft". In: (2015).
- [10] Xiao-Guang Yang, Teng Liu e Chao-Yang Wang. "Thermally modulated lithium iron phosphate batteries for mass-market electric vehicles". In: *Nature Energy* 6.2 (2021), p. 185.
- [11] Hendrik L bberding et al. "From cell to battery system in BEVs: analysis of system packing efficiency and cell types". In: *World Electric Vehicle Journal* 11.4 (2020), p. 77.
- [12] *Seats map Saab340b*. URL: <https://www.seatmaestro.com/airplanes-seat-maps/polet-airlines-saab-340b/>.
- [13] *340Brochure*. URL: <https://www.saabaircraftleasing.com/prod/dataSheets/340Brochure.pdf>.
- [14] *PreSTo Cabin Documentation Saab340b*. URL: [https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/PreSTo/PreSTo-Cabin\\_Documentation\\_10-11-15.pdf](https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/PreSTo/PreSTo-Cabin_Documentation_10-11-15.pdf).
- [15] Amit Oza Musab Bari Christy Roof e Bernd Chudoba. *The Future of Electric Aircraft*. 10 January 2013.
- [16] Murtaza M. Shabeer K. *Optimization of aircraft wing with composite material*.
- [17] Egbert Torenbeek. *Advanced Aircraft Design*. John Wiley & Sons, Ltd, 2013. ISBN: 9781118568101. DOI: <https://doi.org/10.1002/9781118568101>. URL: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/9781118568101.index>.
- [18] Currey Norman S. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. Maerietta Georgia: Lockheed Aeronautical Systems Company AIAA Education Series, 1988.
- [19] Mary Fairchild Samuels. "Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing". In: *Journal of Aircraft* 19.6 (1982), pp. 485–491. DOI: [10.2514/3.57418](https://doi.org/10.2514/3.57418).
- [20] James E. Lipp et al. *Estimation of Wing Weights*. 10.2514/8.726: Journal of the Aeronautical Sciences, 2012.
- [21] Timoleon Kipouros Odeh Dababneha. *A Review of Aircraft Wing Mass Estimation Methods, Pages 256-266*. 10.1016/j.ast.2017.11.006: ScienceDirect, 2018.
- [22] J. Solvey et al. *The Estimation of Wing Weight: A Method of Predicting Structural Weight by Relating the Design to an Ideal Wing*. ISSN: 0002-2667: Aircraft Engineering e Aerospace Technology.
- [23] David B. Thurston. *Design for Flying*. 1995.
- [24] Prabhat Hajela e Jahau Lewis Chen. "Preliminary weight estimation of conventional and joined wings using equivalent beam models". In: *Journal of Aircraft* 25.6 (1988), pp. 574–576. DOI: [10.2514/3.45625](https://doi.org/10.2514/3.45625).
- [25] J.f. Carreyette. "Aircraft Wing Weight Estimation". In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 22.1 (1950), pp. 8–11. DOI: [10.1108/eb031848](https://doi.org/10.1108/eb031848).

- [26] Marco A. et al. *DESIGN AND ANALYSIS OF A COMPOSITE FUSELAGE*. pp. 95-115. Intech-Open., 2009.
- [27] F. Al-Mahmoud. *Polymer Matrix Composites: Applications*. 2018.
- [28] George Dekoulis. *Aerospace Engineering*. pp. 95-115. Intech-Open., 2019.
- [29] S. Kaiser C. Pernet e C. Gologan. "Cost-based flight technique optimization for hybrid energy aircraft". In: *Visionary Aircraft Concepts, Bauhaus Luftfahrt e.V., Munich, Germany*. 2014.
- [30] U.S. Environmental Protection Agency, *National Air Quality 2001 Status and Trends*. URL: [http://www.epa.gov/air/airtrends/aqtrnd03/fr\\_table.html](http://www.epa.gov/air/airtrends/aqtrnd03/fr_table.html).
- [31] C. C. Gleason e D. W. Bahr. "Experimental Clean Combustor Program: Phase III Final Report". In: *NASA CR-135384* (1979).
- [32] 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, p. 277.
- [33] *Italy Consumer Price Index (CPI)*. URL: <https://tradingeconomics.com/italy/consumer-price-index-cpi#:~:text=Consumer%5C%20Price%5C%20Index%5C%20CPI%5C%20in%5C%20Italy%5C%20averaged%5C%2049.03%5C%20points%5C%20from,points%5C%20in%5C%20February%5C%20of%5C%201957>.
- [34] *Depth of discharge versus cycle life of the lithium-ion battery*. URL: [https://www.researchgate.net/figure/Depth-of-discharge-versus-cycle-life-of-the-lithium-ion-battery\\_fig4\\_318292540](https://www.researchgate.net/figure/Depth-of-discharge-versus-cycle-life-of-the-lithium-ion-battery_fig4_318292540).
- [35] Somi Seong Obaid Younossi Benjamin W Goldsmith With Thomas Lang Michael Neumann. *Titanium: Industrial Base, Price Trends, and Technology Initiatives*. Prepared for the United States Air Force. 1776 Main Street, P.O. Box 2138, Santa Monica, CA 90407-2138: RAND Project Air Force, 2009. ISBN: 978-0-8330-4575-1.
- [36] Srinivas Nunna et al. "Development of a cost model for the production of carbon fibres". In: *Heliyon* 5.10 (2019), e02698. ISSN: 2405-8440. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2019.e02698>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405844019363583>.
- [37] Rock West Composites Inc. *Rock West Composites*. Last accessed 05 December 2021. 2021. URL: <https://www.rockwestcomposites.com>.
- [38] Rao N. Shama et al. "Carbon composites are becoming competitive and cost effective". In: (2018).
- [39] *onlinemetals.com*. *onlinemetals.com*. Last accessed 05 December 2021. 2021. URL: <https://www.onlinemetals.com>.
- [40] *GE Aviation selected by NASA for hybrid electric technology demonstrator*. URL: <https://www.geaviation.com/press-release/other-news-information/ge-aviation-selected-nasa-hybrid-electric-technology>.