

# Politecnico di Torino

Laurea Magistrale

Ingegneria Aerospaziale – Aerogasdinamica

A.A. 2022-2023



**Politecnico  
di Torino**

Analisi di fattibilità tecnico-economica di un velivolo  
da trasporto a lungo raggio alimentato a idrogeno  
liquido

**Relatore:**  
Davide Ferretto  
**Correlatore:**  
Roberta Fusaro

**Studente:**  
Roberto Giusto S282457

## Sommario:

<b>Capitolo 1: Introduzione</b> .....	4
<b>Capitolo 2: Riferimenti preliminari</b> .....	8
2.1: Velivolo di riferimento:.....	8
2.2 Stima preliminare volume cabina: .....	12
2.3 Stima preliminare range massimo:.....	13
2.4 Payload totale:.....	14
2.4.1 Payload passeggeri: .....	14
2.4.1 Payload cargo:.....	14
2.5 Requisiti di alto livello: .....	15
2.6 Analisi statistica:.....	15
<b>Capitolo 3: Missione</b> .....	20
3.1 Fasi missione: .....	20
3.2 Parametri di missione:.....	21
3.2.1 Primo tentativo:.....	21
3.2.2 Secondo tentativo: .....	26
3.3 Grafico Payload-Range: .....	27
3.4 Matching chart:.....	30
3.4.1 Stall Speed Equation:.....	30
3.4.2 Maximum Operating Speed: .....	31
3.4.3 Take off Run: .....	32
3.4.4 Rate of Climb: .....	34
3.4.5 Best Range: .....	37
3.4.6 Absolute Ceiling:.....	38
3.4.7 Assemblaggio e performance richieste: .....	39
3.5: Configurazione interna:.....	41
3.5.1 Ponte principale:.....	41
3.5.2 Stiva di carico: .....	43
3.6 Posizione baricentro: .....	45
<b>Capitolo 4: Costi</b> .....	47
4.1 Costi operativi diretti (DOC):.....	48
4.1.1 Costi operativi diretti di volo: .....	48
4.1.2 Costi operativi diretti di manutenzione:.....	50
4.1.3 Costi operativi diretti di deprezzamento: .....	52
4.1.4 Costi operativi diretti di tasse:.....	53
4.2 Costi operativi indiretti (IOC):.....	57

4.3 Confronto costi velivolo ad idrogeno e velivolo convenzionale:.....	58
4.4 Variazione prezzo biglietto per passeggero:.....	65
4.5 Parametri utilizzati modello di Roskam:.....	67
<b>Capitolo 5: Conclusioni</b> .....	69
<b>Bibliografia</b> .....	70

## Capitolo 1: Introduzione

Nel dicembre 2019 la Commissione Europea ha approvato il Green Deal, il quale ha come obiettivo l'abbattimento delle emissioni inquinanti derivanti dall'industria aeronautica. Entro il 2050 i territori dell'Unione devono raggiungere la condizione *carbon neutral*, ovvero la quantità di gas inquinanti prodotta dalla combustione nei motori degli aeroplani ed emessa in atmosfera, deve essere in equilibrio con la quantità di gas inquinanti che si riesce a sottrarre dall'ambiente [1].

La combustione all'interno dei motori dell'aeroplano produce diverse sostanze chimiche dannose per l'ambiente:

- Biossido di carbonio (CO<sub>2</sub>): non permette la corretta dissipazione di calore verso lo spazio, conseguentemente si verifica l'aumento di calore all'interno dell'atmosfera.
- Ossidi di azoto (NO<sub>x</sub>): questi rimangono in atmosfera poche settimane, ma aumentano la quantità di ozono nell'atmosfera rendendo la sua concentrazione pericolosa;
- Acqua allo stato di vapore: questo provoca una minore capacità di dissipare calore verso lo spazio, il suo effetto è molto meno rilevante rispetto a quello provocato dall'anidride carbonica ma comunque pericoloso per la vita sulla terra.

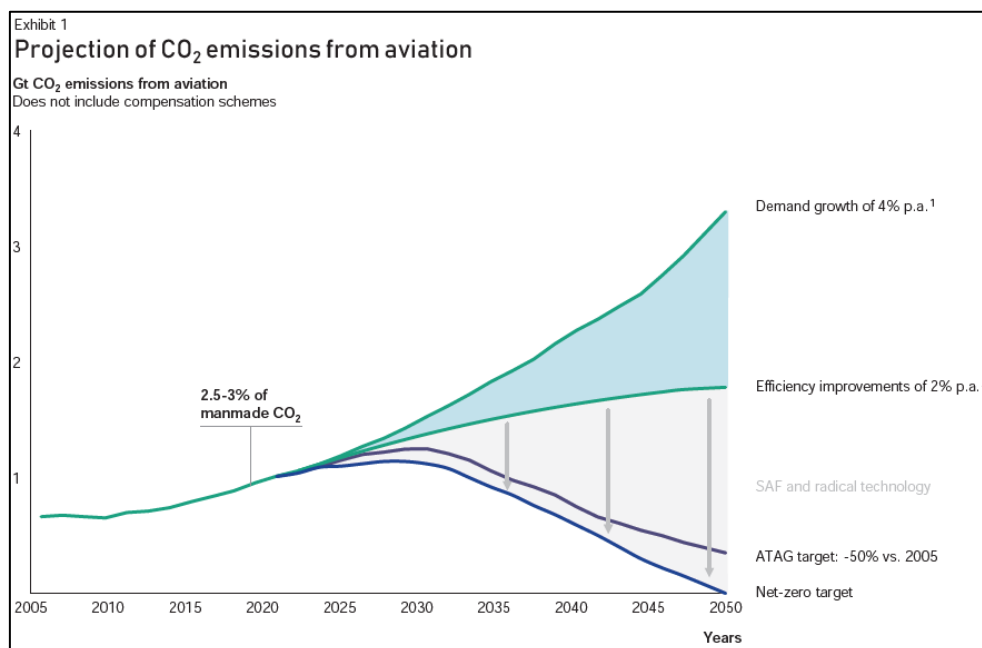


Grafico 1 Trend emissioni CO<sub>2</sub> da oggi al 2050 [1]

Negli ultimi 30 anni la quantità di inquinanti emessi sono diminuiti, questo è stato possibile utilizzando aerei con una maggiore densità di passeggeri, migliori soluzioni tecnologiche per ottenere rendimenti più elevati e l'introduzione di rotte ottimizzate. Queste innovazioni tecnologiche porteranno alla diminuzione delle emissioni del 2% per passeggero ogni anno da oggi al 2050. Al contempo, la popolazione mondiale e l'aspettativa di vita sono aumentate, conseguentemente la richiesta di voli si è ampliata. Questo comporterà un aumento degli

inquinanti emessi in atmosfera del 4% per passeggero ogni anno da oggi al 2050. Complessivamente la somma di questi due aspetti comporterà l'aumento dell'inquinamento atmosferico.

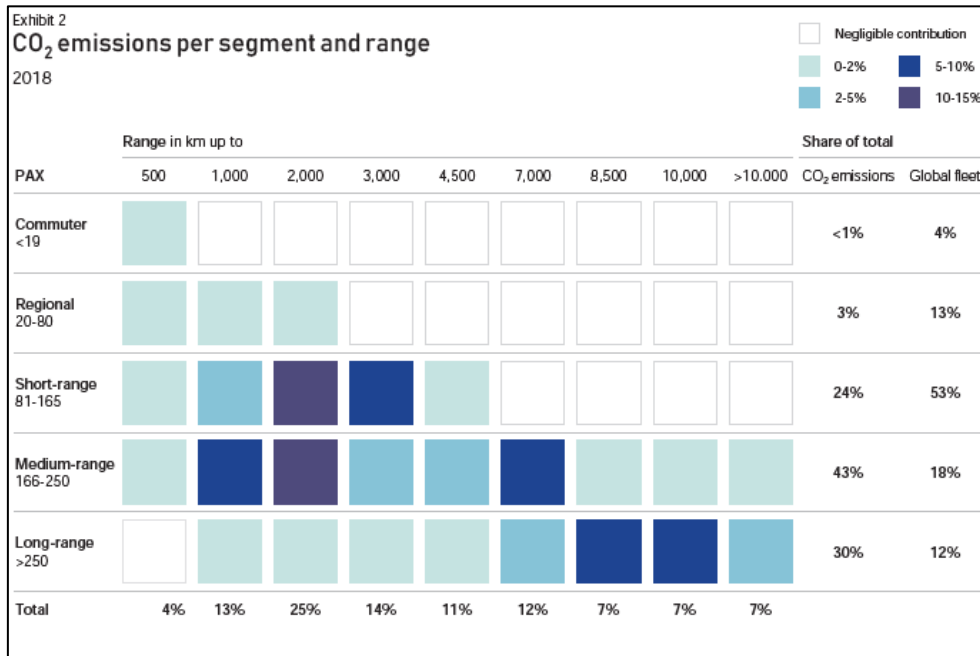


Tabella 1 Emissioni di CO<sub>2</sub> per segmento per distanza percorsa [1]

Le ultime statistiche hanno mostrato che il 67% di CO<sub>2</sub> emesso in atmosfera è prodotto dai velivoli a corto e medio raggio, ovverosia quelli caratterizzati rispettivamente da un numero di passeggeri inferiore a 165 e a 250. Questi velivoli sono quelli più utilizzati, costituiscono il 71% della flotta totale mondiale. Al contempo i velivoli a lungo raggio contribuiscono alle emissioni di CO<sub>2</sub> per il 30% e rappresentano il 12% di tutti gli aerei presenti in questo momento.

Nello specifico si può osservare che i voli con percorrenza inferiore ai 3000 km producono più del 50% delle emissioni totali di CO<sub>2</sub> e costituiscono il 90% dei voli totali. Invece i voli con percorrenza maggiore di 7000 km producono poco più del 20% della CO<sub>2</sub> emessa in atmosfera e interessano circa il 5% dei voli globali [1].

La panoramica fornita giustifica il crescente interesse nel trovare metodi innovativi per diminuire la CO<sub>2</sub> prodotta e quindi soddisfare il Green Deal. Oggigiorno sono in fase di studio diverse alternative tecnologiche al fine di sostituire il cherosene ed essere *carbon neutral*:

- **Biofuels**: si presentano allo stato liquido e derivano dalla rielaborazione delle biomasse come scarti alimentari oppure di origine naturale come i raccolti oppure le alghe. Questa tecnologia non necessita di cambiamenti alle infrastrutture di terra e alla combustione interna al motore [2].

- **Synfuels:** si presentano allo stato liquido e sono il risultato della combinazione di idrogeno e carbonio. In particolare, viene utilizzata l'energia elettrica per produrre l'idrogeno e catturare dall'atmosfera il carbonio. Anche questa soluzione si presenta allo stato liquido e non necessita di cambiamenti alla catena di approvvigionamento aeronautica [2].
- **Idrogeno liquido:** questo elemento chimico può essere prodotto attraverso l'elettrolisi utilizzando energia elettrica rinnovabile. L'idrogeno può essere combusto all'interno dei motori al fine di creare la spinta necessaria al volo. Questo combustibile deve essere stivato all'interno dell'aeroplano in grandi serbatoi. Il potere calorifero inferiore dell'idrogeno è maggiore rispetto a quello del cherosene, ma occupa un volume maggiore anche se conservato allo stato liquido. Questa tecnologia richiede grandi cambiamenti all'industria aeronautica sia a terra che all'interno dei velivoli [2].

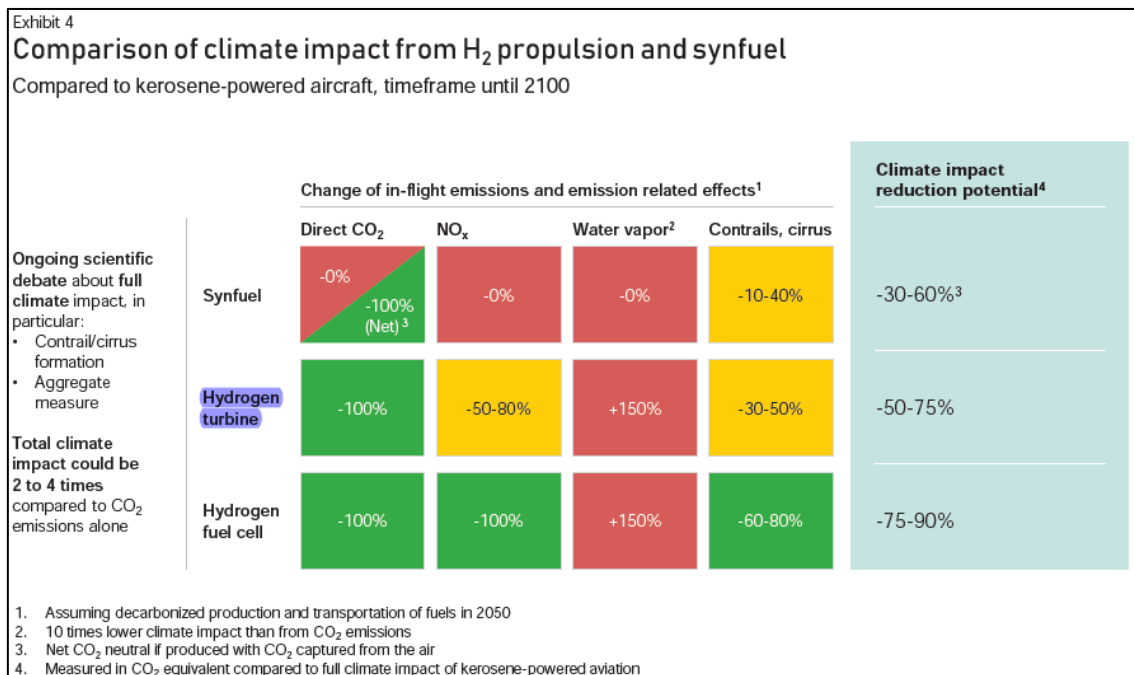


Tabella 2 Inquinanti emessi da tre soluzioni diverse [1]

Si stima che attraverso l'uso dell'idrogeno liquido si possa diminuire fino al 75% l'impatto ambientale dell'industria aeronautica. Il vantaggio principale nell'utilizzare questo tipo di alimentazione è l'assenza di anidride carbonica creata in seguito alla combustione. Per quanto riguarda gli ossidi di azoto, secondo gli ultimi studi, questi possono essere enormemente abbattuti utilizzando un rapporto di idrogeno/aria basso durante la combustione. Inoltre, le scie di condensazione sarebbero costituite da cristalli di ghiaccio più pesanti e più trasparenti, conseguentemente diminuirebbe il loro contributo al surriscaldamento globale. Al contempo però la combustione dell'idrogeno comporta la creazione di vapore acqueo in grande quantità [1].

L'utilizzo di idrogeno per alimentare delle celle a combustibile, sebbene comporti una maggiore riduzione dell'impatto ambientale, non è compatibile con la maggior parte delle rotte odierne. Questo perché tale tecnologia richiederebbe batterie molto pesanti e sarebbe compatibile solamente con tratte aeree molto brevi.

Alla luce della descrizione generale fornita, questa tesi si focalizza sulla realizzazione di un avamprogetto di un velivolo alimentato ad idrogeno liquido. In particolare, il combustibile viene direttamente combusto dai motori al fine di creare la spinta, quindi non viene utilizzato per ricaricare delle celle a combustibile. Il velivolo è subsonico, a lungo raggio e può trasportare più di 200 persone.

## Capitolo 2: Riferimenti preliminari

L'obiettivo di questo lavoro è la creazione dell'avamprogetto di un velivolo a lungo raggio, subsonico e alimentato ad idrogeno liquido.

### 2.1: Velivolo di riferimento:

Il primo passo consiste nella scelta del velivolo commerciale di riferimento, questo deve essere alimentato a cherosene ed è necessario come base di partenza per definire successivamente le caratteristiche del velivolo ad idrogeno. Tale aereo di riferimento deve essere anch'esso subsonico e capace di percorrere rotte di lungo raggio.

La scelta ricade sui velivoli più moderni di fabbricazione europea:

- Airbus A350: è stato sviluppato agli inizi degli anni 2000 come la risposta europea al Boeing 787. L'obiettivo di questo nuovo progetto era quello di creare un velivolo che fosse energeticamente molto efficiente, questo è stato possibile grazie all'utilizzo di nuove soluzioni tecnologiche nell'ambito dei materiali e dell'aerodinamica. Queste combinazioni permettono la riduzione del 25% del combustibile bruciato ad ogni volo e al contempo un numero di ore di manutenzione richieste minore rispetto ai velivoli concorrenti. Il velivolo è capace di compiere rotte molto lunghe, fino a 16000 km di autonomia, è prodotto nelle versioni -900, -1000 e solamente cargo [3].



Figura 1 Airbus A350-1000 [38]



- Airbus A330 neo: è stato sviluppato all'inizio del 2010, questa è l'evoluzione del velivolo A330-200 e A330-300. Airbus promette che tale velivolo sia nettamente più efficiente rispetto ai vecchi modelli, con un risparmio di cherosene del 25%. Tale risultato è possibile ottenerlo grazie all'impegno di nuove tecnologie nell'ambito dell'aerodinamica, dei materiali compositi e della propulsione generata dai nuovi Trent 7000. Come l'A350, è un velivolo a lungo raggio, ma la sua autonomia e le dimensioni sono minori [4].



Figura 2 Airbus A330-900 neo [39]

Vengono riportate due tabelle utili per comparare le caratteristiche dei due velivoli in analisi: il parametro evidenziato di verde indica che il valore è migliore rispetto al medesimo parametro della controparte.

Airbus A350-1000						
MTOW [t]	OEW [t]	Payload max [t]	Pressurized Fuselage Voume [m3]	Passenger Volume [m3]	Cargo Volume Prua [m3]	Cargo Volume Poppa [m3]
308	155	68	1674*	538.3	107.4	89.5

Diametro [m]	Lunghezza [m]	Quota di tan [m]	Mach crociera	Aspect Ratio	Wing Area [m2]	Lunghezza press [m]
6.09	73.79	12637	0.85	9.03	464	56.83

Engine	Rated Thrust [kN]	CO total mass [g]	NOx total mass [g]	TSFC [g/(KN*s)]	Fuel capacity [kg]	Densità cherosene [Kg/m3]
Trent XWB-97	436.7	4016	33540	13.5	124650	810

Range max con payload max [km]	Range max con fuel max [km]	Pista TO [m]
10300	16000	2600

Tabella 3 Caratteristiche A35K

Airbus A330-900 Neo						
MTOW [t]	OEW [t]	Payload max [t]	Pressurized Fuselage Voume [m3]	Passenger Volume [m3]	Cargo Volume Prua [m3]	Cargo Volume Poppa [m3]
242	135	45	1056	372	78	60.7

Diametro [m]	Lunghezza [m]	Quota di tan [m]	Mach crociera	Aspect Ratio	Wing Area [m2]	Lunghezza press [m]
5.64	63.69	12634	0.82	11	465	52.42

Engine	Rated Thrust [kN]	CO total mass [g]	NOx total mass [g]	TSFC [g/(KN*s)]	Fuel capacity [kg]	Densità cherosene [Kg/m3]
RR Trent7000	327.9	2689	21739	14.3	109185	810

Range max con payload max [km]	Range max con fuel max [km]	Pista TO [m]
7800	8900	2770

Tabella 4 Caratteristiche A339 neo

Osservando le due tabelle è possibile notare che l'A350-1000 ha dimensioni maggiori, le quali gli permettono di portare a bordo un payload maggiore. Per la precisione questo modello è caratterizzato da un maggiore diametro e lunghezza della fusoliera, conseguentemente possiede un volume pressurizzato maggiore [5].

L'A350 è alimentato da due motori Rolls Royce Trent XWB-97 i quali forniscono ciascuno 436.7 kN di spinta [3]; al contrario l'Airbus A330 neo è fornito di motori Trent 7000 i quali generano 327.9 kN di spinta ciascuno [4]. Osservando le emissioni inquinanti, il Trent7000 ha un impatto ambientale inferiore, ma al contempo ha un consumo specifico maggiore rispetto al Trent XWB-97.

Per quanto riguarda la distanza massima a payload massimo, l'A350 è capace di percorrere 10300 km a differenza dell'A330 neo limitato ai soli 7800 km [6].

Alla luce di tali differenze si decide di prendere come modello di riferimento il velivolo Airbus A350-1000. Questa scelta viene fatta poiché questo modello permette di portare a bordo un maggiore payload, ma soprattutto, avendo delle maggiori dimensioni, permette l'alloggio di serbatoi più grandi per contenere l'idrogeno liquido [5]. Infatti, è di cruciale importanza ricordare che l'idrogeno, a differenza del cherosene, occupa un volume nettamente maggiore [1].

Si riportano le caratteristiche dell'idrogeno che viene utilizzato come combustibile:

Pressione H <sub>2</sub> [bar]	Temperatura H <sub>2</sub> [K]	(Vol H <sub>2</sub> )/(Vol k)	(TSFC H <sub>2</sub> )/(TSFC k)	Densità [kg/m <sup>3</sup> ]
2	20	4	1/3	70

*Tabella 5 Caratteristiche idrogeno liquido*

## 2.2 Stima preliminare volume cabina:

Per valutare il valore del volume riservato alla cabina passeggeri e quello allocato ai serbatoi di idrogeno si fa riferimento allo studio svolto da Airbus denominato ZEROe [7].

L'obiettivo del produttore europeo è quello di andare a progettare e produrre dei velivoli alimentati esclusivamente ad idrogeno, il programma è stato lanciato nel 2022 e si prevede il primo volo commerciale nel 2035. Sono in fase di sviluppo tre modelli di velivolo: due a geometria convenzionale destinati al corto e medio raggio, in cui i serbatoi di idrogeno sono allocati nella zona posteriore al bulkhead di coda; un velivolo a lungo raggio con geometria innovativa in cui i serbatoi sono presenti al di sotto delle due grandi semiali. Nei primi due casi, i serbatoi di idrogeno occupano parte dello spazio originariamente destinato ai passeggeri.



Figura 3 Programma Airbus ZEROe [7]

Al fine di ricavare i valori dei volumi incogniti, si prende come riferimento il velivolo turbofan ZEROe destinato al mercato del medio raggio. Si prevede che il numero di passeggeri che sarà possibile trasportare sarà circa 120, questo modello di velivolo è l'evoluzione dell'Airbus A320, anch'esso un velivolo commerciale di medio raggio alimentato col cherosene. Tipicamente un classico A320 è caratterizzato da numero di posti pari a 180, tutti quanti in classe economica [8].

Creando una correlazione tra il numero di passeggeri e il volume riservato a loro, è possibile dedurre che il volume pressurizzato destinato ad accogliere i passeggeri a bordo del velivolo ad idrogeno (ZEROe) sarà circa due terzi del volume originale.

Modello	Passeggeri
A320	180
ZEROe medium range	120

Tabella 6 Programma ZEROe

Queste informazioni vengono ora utilizzate per stimare il volume riservato ai passeggeri del velivolo ad idrogeno a lungo raggio in progettazione in questa tesi. Si esegue una semplice proporzione, viene moltiplicato per 2/3 il volume della cabina passeggeri del velivolo A350-1000 alimentato a cherosene. La differenza tra il volume originale e quello calcolato è destinato come spazio ai serbatoi di idrogeno.

<b>Modello</b>	<b>Passenger Volume</b>	<b>H2 Volume Tank [m<sup>3</sup>]</b>
A350 1000	538.3	x
A350 1000 H <sub>2</sub>	358.9	179.4

*Tabella 7 Stima volume passeggeri*

### 2.3 Stima preliminare range massimo:

Affinché il velivolo ad idrogeno venga adottato dalle diverse compagnie aeree deve essere in grado di volare le rotte aeree a lungo raggio più trafficate e quindi remunerative. Il velivolo ad idrogeno è caratterizzato da un'autonomia chilometrica inferiore rispetto al medesimo aereo ma alimentato a cherosene. Questa limitazione è causata dallo spazio disponibile a bordo per lo stivaggio dell'idrogeno liquido, le rotte oltre i 7000 km non possono essere soddisfatte con la configurazione prescelta poiché richiederebbero uno spazio maggiore di quello disponibile.

Si riportano le rotte potenzialmente servibili con l'A350 ad idrogeno:

<b>Partenza</b>	<b>Arrivo</b>	<b>Distanza [km]</b>	<b>Note</b>
Vancouver	Toronto	3355	
Sydney	Singapore	6299	
Hong Kong	Londra	9615	Troppo distante
Londra	Doha	5213	
Los Angeles	New York	3955	
San Francisco	New York	4132	
Londra	Singapore	10858	Troppo distante
Londra	Dubai	5480	
Melbourne	Sydney	715	
Londra	New York	5540	

*Tabella 8 Stima rotte disponibili*

## 2.4 Payload totale:

A differenza di ciò che è stato fatto precedentemente, per quanto riguarda il payload non viene fatta una stima della sua entità a priori. Si fa questa scelta perché si vuole ottenere il massimo payload possibile, tenendo in considerazione gli spazi limitati dell'aeroplano e le conseguenze derivanti dall'alimentazione ad idrogeno. Già a questo livello di progettazione è possibile dedurre che le merci e i passeggeri sono minori rispetto al caso convenzionale.

Il payload totale è la somma del payload derivante dai passeggeri, compresi i loro bagagli, e le merci contenute nelle stive dell'aeroplano.

### 2.4.1 Payload passeggeri:

Ogni passeggero porta con sé dei bagagli da riporre in capelliera e in stiva, il peso complessivo è la somma del peso del passeggero vero e proprio più quello dei bagagli. Statisticamente si stima che il peso totale da dover trasportare per ogni passeggero sia di circa 120 kg.

### 2.4.1 Payload cargo:

Il payload cargo viene valutato tenendo in considerazione sia il volume occupato dai containers presenti in stiva, ma anche non trascurando il volume occupato dai bagagli stivati.

L'A350-1000 possiede due spazi riservati alle merci, presenti nel piano sottostante la cabina passeggeri, una a poppa e una a prua, le due zone sono separate dai serbatoi presenti all'interno della fusoliera. Complessivamente il volume disponibile è pari a 206.02 m<sup>3</sup>, il quale può essere potenzialmente occupato da 39 containers di tipo LD3 con peso massimo attorno ai 1587 kg ciascuno [5].

Il volume non occupato dalle merci o dai bagagli è utilizzato come spazio aggiuntivo per i serbatoi di idrogeno.

## 2.5 Requisiti di alto livello:

Alla luce delle caratteristiche presentate nei paragrafi precedenti, si riportano i requisiti di alto livello che il velivolo ad idrogeno in progettazione deve rispettare.

Requisiti di alto livello	
N° motori	$r1=2$
Range [Km]	$r2>6300$
Quota di tang [m]	$r4>11000$
Mach crociera	$r5>=0.85$
Pista TO [m]	$r6<=2400$
Aspect Ratio	$r7>9$

Tabella 9 Requisiti di alto livello

I requisiti di alto livello sono dei valori indicativi che il velivolo completo e ultimato deve rispettare. Al livello di progettazione in cui ci si trova in questo momento i valori presenti in tabella sono rappresentati da delle disuguaglianze, non sono ancora quelli definitivi, durante la progettazione il loro valore diventerà sempre più preciso e accurato.

## 2.6 Analisi statistica:

L'analisi statistica è un particolare modo di studio utile per ricavare le informazioni ignote del velivolo in progetto sfruttando una popolazione statistica di aerei. Poiché il velivolo in analisi è alimentato da idrogeno, allora la popolazione statistica è costituita esclusivamente da aerei ad idrogeno. Questo approccio di analisi è molto utile perché sfruttando le conoscenze riguardo i velivoli noti, è possibile ricostruire la tendenza statistica e quindi successivamente ricavare le informazioni incognite del velivolo in progettazione.

La popolazione statistica utilizzata è costituita da sette modelli di velivolo, questi sono stati teorizzati nei decenni passati da università, studenti o enti pubblici come la Nasa. I particolari di ciascun prototipo sono stati recuperati dai documenti riportati in bibliografia [9] [10] [11] [12] [13] [14].

Le caratteristiche prese in analisi sono:

- Operating empty weight: cioè peso operativo a vuoto, rappresenta il peso del velivolo al netto del carburante e dei passeggeri, tiene in considerazione tutti i liquidi o lubrificanti necessari per il corretto funzionamento delle parti meccaniche di tutto il velivolo;
- Maximum take off weight: cioè peso massimo al decollo, questo è il peso massimo consentito per il velivolo al decollo, questo valore è strettamente collegato ai limiti strutturali del velivolo stesso;
- Range massimo con payload massimo: questo è un parametro importante, rappresenta qual è la distanza massima percorribile dal velivolo quando è caricato dal massimo payload strutturalmente possibile;
- Payload massimo: questo rappresenta il peso pagante massimo, è costituito dai passeggeri, i loro bagagli e le merci contenute nelle stive;

- Fuel capacity: rappresenta il peso massimo di idrogeno che è possibile stivare nei serbatoi;
- Wing area: rappresenta la superficie in pianta delle due semiali.



Figura 5 CryoPlane [9]



Figura 4 Prototipo aerospace technology institute (uk) [11]

Analisi Statistica velivoli ad idrogeno						
	OEW [t]	MTOW [t]	Range max payload max [km]	Payload max [t]	Fuel capacity [t]	Wing Area [m2]
CryoPlane	61.4	87.6	7408	16.8	9.4	170
NASA CR-132558 modello 1	96.5	152	5556	36.3	15.6	283
NASA CR-132558 modello 2	110	177.8	10190	36.3	27.9	313
Aerospace Technology Institute (UK)	104.8	150.8	5750	29.25	16.7	244.7
MRT7-3 Meridian H2	108.9	133.6	9000	x	17.7	x
Sydney University	113.2	184.3	7408	58	30.8	284
Cranfield University	141.6	224.5	9000	x	50.4	285

Tabella 10 Popolazione statistica

I grafici presenti nel seguito permettono di ricavare le informazioni statistiche per A350 ad idrogeno.



In questo primo grafico si entra col valore dell'OEW dell'A350 proveniente dalla bibliografia [15] e si ricava il valore del maximum take off weight.

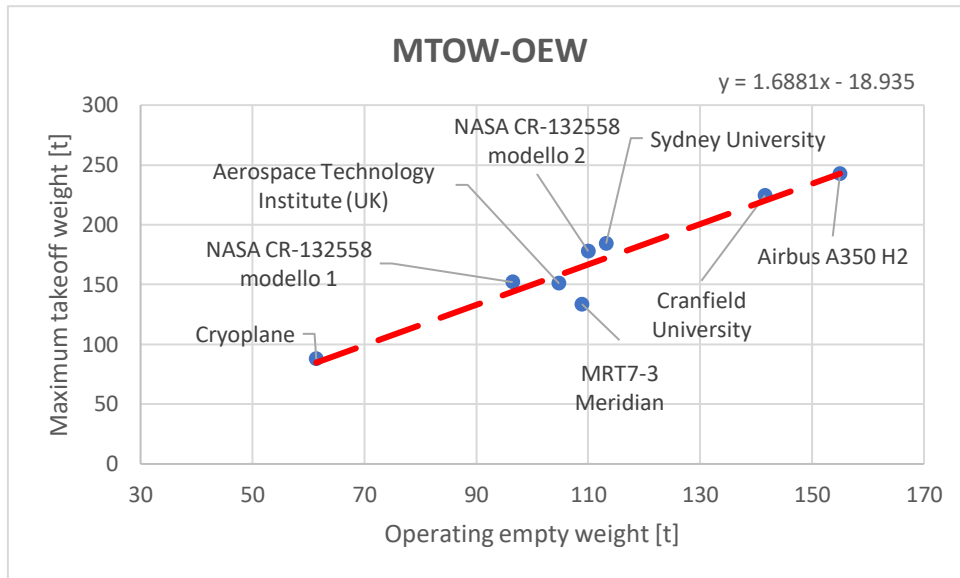


Grafico 2 Trend statistico MTOW-OEW

In tutti i grafici successivi si entra col valore del maximum take off weight (appena ricavato) e si ricava il valore del parametro incognito.

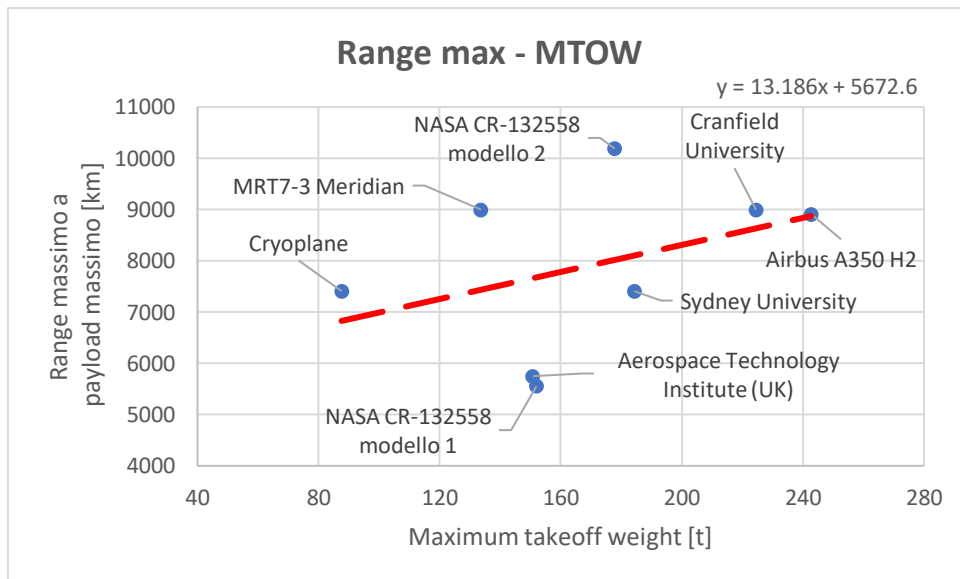


Grafico 3 Range max-MTOW

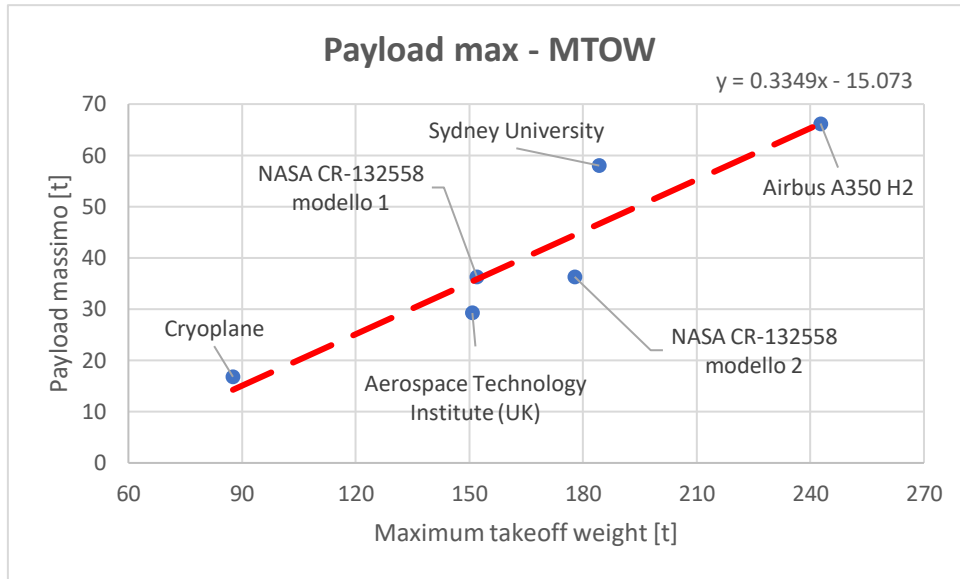


Grafico 4 Payload max-MTOW

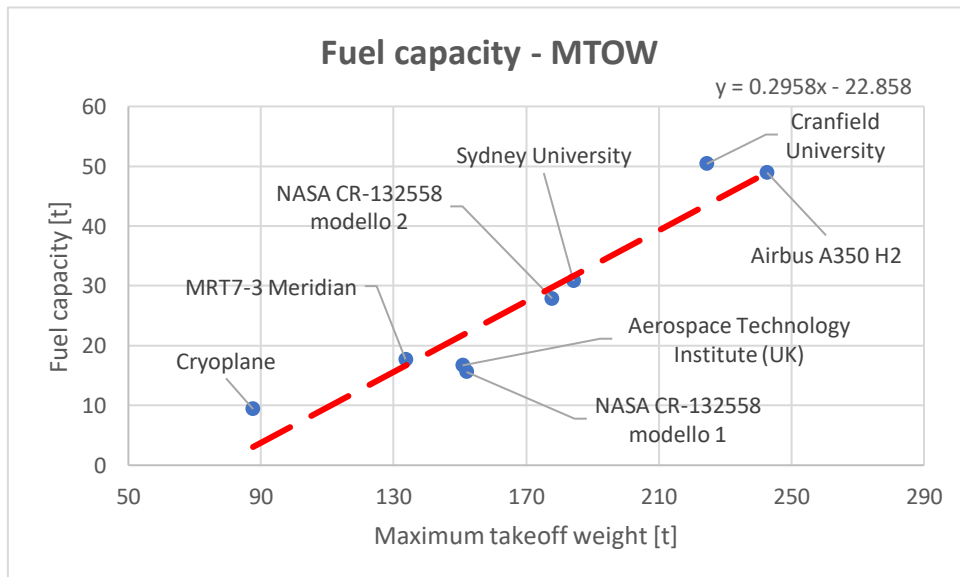


Grafico 5 Fuel capacity-MTOW

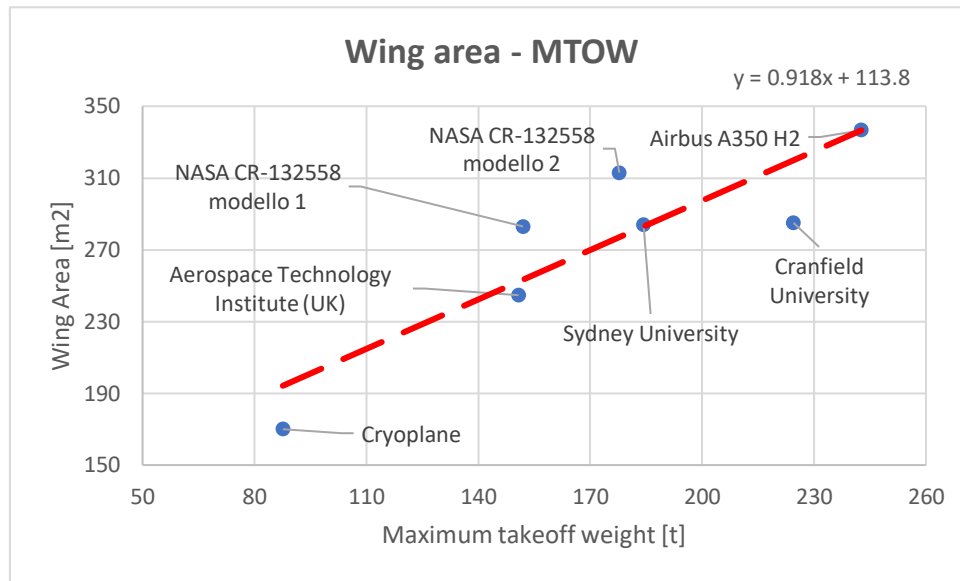


Grafico 6 Area alare-MTOW

Si riporta ora la popolazione statistica includendo le caratteristiche ricavate per il velivolo ad idrogeno in progettazione:

Analisi Statistica velivoli ad idrogeno						
	OEW [t]	MTOW [t]	Range max payload max [km]	Payload max [t]	Fuel capacity [t]	Wing Area [m2]
Airbus A350-1000 H2	155	242.7	8913	66.21	48.93	336.6
Cryoplane	61.4	87.6	7408	16.8	9.4	170
NASA CR-132558 modello 1	96.5	152	5556	36.3	15.6	283
NASA CR-132558 modello 2	110	177.8	10190	36.3	27.9	313
Aerospace Technology Institute (UK)	104.8	150.8	5750	29.25	16.7	244.7
MRT7-3 Meridian H2	108.9	133.6	9000	x	17.7	x
Sydney University	113.2	184.3	7408	58	30.8	284
Cranfield University	141.6	224.5	9000	x	50.4	285

Tabella 11 Popolazione statistica completa

## Capitolo 3: Missione

In questo capitolo si descrivono le caratteristiche della missione che il velivolo deve realizzare e utilizzando queste informazioni si calcola la massa al decollo e le prestazioni richieste.

### 3.1 Fasi missione:

La missione è costituita da nove fasi:

1. Decollo dall'aeroporto di partenza;
2. Salita alla quota di missione;
3. Crociera + discesa;
4. Volo in un circuito di attesa;
5. Primo tentativo di approccio;
6. Salita;
7. Deviazione verso l'aeroporto secondario + discesa;
8. Attesa;
9. Tentativo di approccio e atterraggio.

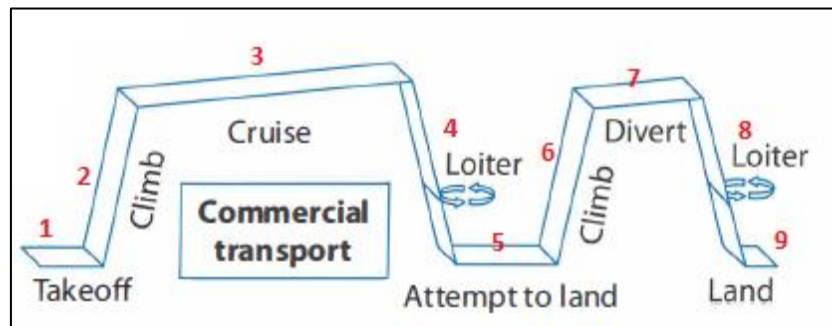


Figura 6 Fasi missione [16]

Si ipotizza che la prima attesa duri 15 minuti, la seconda 5 minuti e che la distanza tra il primo aeroporto e il secondo sia di 100 km.

### 3.2 Parametri di missione:

I parametri di missione sono le caratteristiche fondamentali del piano di volo, questi devono essere scelti accuratamente in modo tale che siano rispettati i requisiti di alto livello. Inoltre, bisogna garantire che il volume richiesto dal combustibile sia compatibile con lo spazio disponibile a bordo.

#### 3.2.1 Primo tentativo:

Come primo tentativo di analisi si sono scelti i seguenti parametri di missione:

Parametri di missione		
Input	N° passeggeri	240
	N° piloti	3
	N° flight attendant	5
	Quota crociera [m]	11000
	Mach crociera	0.85
	Range [km]	7000
	Payload cargo [t]	15.8
Output	Payload pax [t]	28.8
	Payload totale [t]	44.6
	Volume cabina pax	358.9
	N° containers	10
	Volume cargo + bagagli usato [m <sup>3</sup> ]	60.16
	Volume disponibile per H <sub>2</sub> [m <sup>3</sup> ]	316.2

Tabella 12 Missione

Come è possibile osservare, i parametri di missione si dividono in: input ed output. La scelta dei parametri di input determina la conoscenza dei parametri di output.

- Passeggeri: valore scelto a priori, compatibilmente con le dimensioni dell'aeroplano di riferimento;
- Piloti: tre è il numero tipico per i voli a lungo raggio, due in servizio e uno di riserva;
- Flight attendant: il numero di assistenti di volo è scelto in funzione del numero di passeggeri presenti in cabina. La normativa 14 CFR (121.391) redatta dall'FAA richiede 5 flight attendant per i voli con un numero di passeggeri compreso tra 201 e 250;
- Quota di crociera: 11000 metri (FL360) è la quota media tipica di voli a lungo raggio;
- Mach di crociera: questo valore è rappresentativo della velocità alla quale il velivolo sta volando. Il valore scelto pari a 0.85 è compatibile con le capacità strutturali e propulsive del velivolo di riferimento;

$$Ma = \frac{\text{Velocità}}{\text{Velocità del suono}}$$

- Range: la scelta del range è particolarmente importante poiché va a determinare la bontà del progetto. Un range eccessivamente basso non sarebbe compatibile con le richieste del mercato aeronautico odierno; al contempo, un valore eccessivamente

elevato non è possibile realizzarlo per motivi legati ai volumi richiesti per il combustibile;

- Payload cargo: tale carico pagante è riferito alle merci contenute all'interno dei containers nelle stive. Per questo parametro è possibile applicare il medesimo ragionamento fatto per il range, l'obiettivo è garantire un valore più alto possibile compatibilmente con lo spazio disponibile a bordo.
- Payload passeggeri: questo parametro è determinato dal numero di passeggeri che si è deciso di ospitare a bordo. Ogni passeggero può portare con sé un bagaglio a mano e un bagaglio da stivare. Statisticamente il peso associato a ciascun passeggero è di circa 120 kg.
- Payload totale: il carico pagante complessivo è la somma del payload associato ai passeggeri e le merci trasportate all'interno delle stive;
- Volume cabina passeggeri: questo valore è ottenuto valutando il numero di passeggeri presenti a bordo. Questi sono due terzi di quelli trasportabili in un A35K convenzionale, conseguentemente il volume riservato ai passeggeri è anch'esso 2/3 di quello originale.
- Containers: il numero di containers è funzione delle merci che si vogliono trasportare in stiva. I containers sono di tipo LD3, capaci di trasportare 1587 kg, in un volume di circa 5 m<sup>3</sup> ciascuno;
- Volume occupato: questo parametro tiene in considerazione lo spazio occupato dai containers e quello occupato dai bagagli stivati;
- Volume H<sub>2</sub>: questo è lo spazio occupato dai serbatoi di idrogeno, presenti sia nel ponte principale (al posto dei sedili passeggeri) che nella zona della stiva.

$$Volume_{H_2} = (V_{Ponte\ principale} - V_{cabina\ pax}) + (V_{stiva} - V_{containers} - V_{bagagli})$$

Noti i parametri di missione si procede al calcolo della massa al decollo. Questa è pari alla somma della massa dell'equipaggio di cabina, il payload, l'OEW e la massa di combustibile [16].

$$m_{TO} = m_{crew} + m_{payload} + m_{empty} + m_{fuel}$$

I termini a destra dell'uguale sono tutti noti fuorché la massa di combustibile.

Si può riscrivere nel seguente modo:

$$m_{TO} = m_{crew} + m_{payload} + m_{empty} + m_{fuel} \frac{m_{TO}}{m_{TO}}$$

$$m_{TO} - m_{fuel} \frac{m_{TO}}{m_{TO}} = m_{crew} + m_{payload} + m_{empty}$$

$$m_{TO} \left( 1 - \frac{m_{fuel}}{m_{TO}} \right) = m_{crew} + m_{payload} + m_{empty}$$

$$m_{TO} = \frac{m_{crew} + m_{payload} + m_{empty}}{1 - \frac{m_{fuel}}{m_{TO}}}$$

Per calcolare la massa al decollo è necessario quindi valutare il rapporto tra la massa di combustibile e la massa al decollo. Per fare questo è necessario dividere la missione in segmenti numerati come mostrato nella figura sottostante.

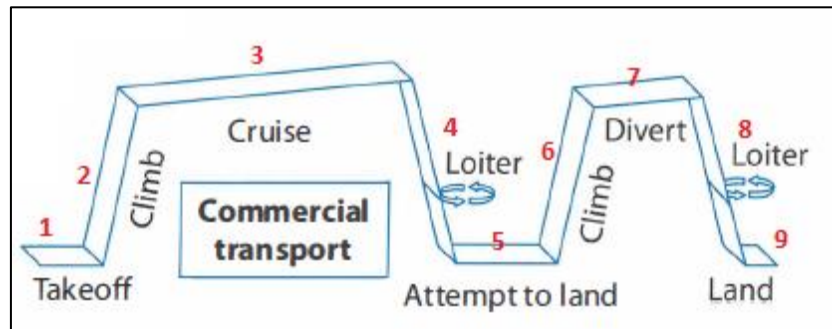


Figura 7 Profilo di missione [16]

Il velivolo decolla con un certo quantitativo di carburante, durante le fasi della missione consuma il combustibile, conseguentemente all'atterraggio ha un peso inferiore rispetto alla partenza.

Per stimare la massa al decollo bisogna innanzitutto calcolare la massa ( $m_i$ ) del velivolo al termine di ciascuna fase  $i$ -esima. Per esempio,  $m_1$  rappresenta la massa al termine del take off. La massa del velivolo alla fine del segmento  $i$ -esimo diviso il corrispondente valore all'inizio del medesimo segmento di missione si chiama *mission segment weight fraction*, è essenziale per valutare la massa incognita. Queste frazioni possono essere stimate in diversi modi utilizzando valori bibliografici oppure formule sperimentali, moltiplicandole tra di loro si ottiene il rapporto tra la massa alla fine della missione e il valore al take off [16]. Quindi la frazione di combustibile la si calcola con la seguente formula:

$$\frac{m_{fuel}}{m_{TO}} = K_{allow} \left( 1 - \frac{m_{end}}{m_{TO}} \right)$$

Il parametro  $K_{allow}$  rappresenta una riserva di circa il 6% di combustibile.

Come scritto precedentemente, si utilizzano i seguenti valori bibliografici:

- $\frac{m_1}{m_{TO}} = 0.97$ ;
- $\frac{m_2}{m_1} = 0.985$ ;
- $\frac{m_5}{m_4} = 0.995$ ;
- $\frac{m_6}{m_5} = 0.985$ ;
- $\frac{m_9}{m_8} = 0.995$

I restanti rapporti devono essere determinati esplicitamente.

I segmenti di croise vengono calcolati utilizzando la formula di Breguet [16]:

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = e^{\frac{-R \cdot C}{v \frac{L}{D}}}$$

- R: rappresenta il range della missione al netto della distanza percorsa durante il take off e la salita;
- C: rappresenta il consumo specifico di combustibile;
- V: rappresenta la velocità di crociera;
- $\frac{L}{D}$ : rappresenta il rapporto tra portanza e resistenza aerodinamica.

I segmenti di attesa vengono calcolati utilizzando la seguente formula [16]:

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = e^{\frac{-E \cdot C}{\frac{L}{D}}}$$

- E: rappresenta il tempo di attesa.

I parametri incogniti presenti nelle formule precedenti vengono calcolati nel seguente modo:

$$\frac{L}{D} = K_{LD} \cdot \sqrt{\frac{A}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}}} = 18.71$$

- $K_{LD}$ : è un parametro che dipende dal tipo di velivolo in studio, in questo caso è pari a 15.5;
- A: rappresenta l'aspect ratio delle due semiali del velivolo;
- $\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$ : è il rapporto tra la superficie alare bagnata e quella di riferimento, il suo valore è pari a 6.2; viene determinato utilizzando il grafico sottostante;
- $\frac{A}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}}$ : si chiama aspect ratio bagnato.



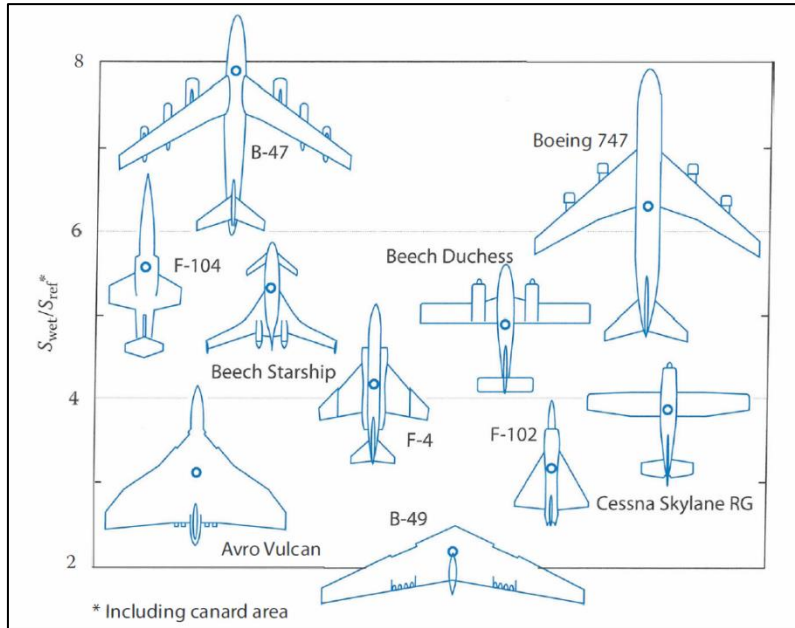


Figura 8 Sw/Sr per diversi velivoli [16]

Il consumo specifico dell'idrogeno è pari a  $4.5 \cdot 10^{-6} \frac{Kg}{N \cdot s}$ , esattamente un terzo di quello del cherosene.

Ricapitolando, i parametri necessari per i calcoli sono i seguenti:

Velocità [m/s]	TSFC H2	Aspect Ratio	Swet/Sref	KLD	Wetted AR	L/D
250.8	4.50E-06	9.03	6.2	15.5	1.46	18.71

m payload [kg]	m crew [kg]	Kallow	m_empty [kg]	Densità [kg/m3]
44600	800	1.06	155000	70

R cruise [m]	R divert [m]	Loiter 1 [s]	Loiter 2 [s]
6800000	100000	900	300

Dalle formule precedenti si ottiene:

m1/mto	m2/m1	m3/m2	m4/m3	m5/m4
0.97	0.985	0.9380	0.9979	0.995

m6/m5	m7/m6	m8/m7	m9/m8
0.985	0.9991	0.9993	0.995

mend/mto	mfuel/mto
0.8707	0.1371

mTO [kg]	mfuel [kg]	Volume [m3]
232232	31832	454.7

La massa al decollo è pari a 232t minore rispetto al peso massimo al decollo pari a 308t. La massa di idrogeno è pari a 31.8t, nota la densità del combustibile, è possibile calcolare il volume richiesto, pari a 454.7 m<sup>3</sup>. Confrontando l'ultimo dato con lo spazio riservato a bordo per il combustibile, si nota che il volume richiesto è maggiore del volume disponibile.

I dati ottenuti mostrano che i parametri di missione non sono sufficientemente corretti; infatti, questo comporta un volume di combustibile eccessivo non contenibile nei serbatoi a bordo.

Alla luce dei risultati ottenuti è necessario modificare i parametri di missione.

### 3.2.2 Secondo tentativo:

Parametri di missione		
Input	N° passeggeri	205
	N° piloti	3
	N° flight attendant	5
	Quota crociera [m]	11000
	Mach crociera	0.85
	Range [km]	6480
	Payload cargo [t]	4.5
Output	Payload pax [t]	24.6
	Payload totale [t]	29.1
	Volume cabina pax [m3]	306.5
	N° containers	3
	Volume cargo + bagagli usato [m3]	34.19
	Volume disponibile per H2 [m3]	403.6

Tabella 13 Missione

In questo secondo tentativo il payload è minore: i passeggeri sono 205 e le merci contenute nella stiva hanno una massa pari a 4.5 tonnellate. Inoltre, il range è minore, pari a 6480km.

I valori riportati sono il risultato di più iterazioni necessarie affinché i dati ottenuti siano coerenti con gli spazi disponibili a bordo.

Come nel paragrafo precedente, si calcolano le frazioni  $\frac{m_i}{m_{i-1}}$ , la massa al decollo e infine il volume richiesto di combustibile.

Velocità [m/s]	TSFC H2	Aspect Ratio	Swet/Sref	KLD	Wetted AR	L/D
250.8	4.50E-06	9.03	6.2	15.5	1.46	18.71

m payload [kg]	m crew [kg]	Kallow	m_empty [kg]	Densità [kg/m3]
29100	800	1.06	155000	70

R cruise [m]	R divert [m]	Loiter 1 [s]	Loiter 2 [s]
6280000	100000	900	300

m1/mto	m2/m1	m3/m2	m4/m3	m5/m4
0.97	0.985	0.9426	0.9979	0.995

m6/m5	m7/m6	m8/m7	m9/m8
0.985	0.9991	0.9993	0.995

mend/mto	mfuel/mto
0.8750	0.1325

mTO [kg]	mfuel [kg]	Volume [m3]
213152	28252	403.6

Come è possibile notare, il peso al decollo è pari a 213 tonnellate, minore del MTOW. La massa d'idrogeno è pari a 28 tonnellate, le quali sono contenute in 403.6 m<sup>3</sup>.

A differenza del caso precedente, il volume di idrogeno richiesto per la missione è esattamente uguale al volume disponibile nei serbatoi a bordo.

### 3.3 Grafico Payload-Range:

Il grafico payload-range è uno strumento molto utile per conoscere il valore del payload trasportabile al variare del range della missione.

Il grafico payload-range per l'A35K convenzionale è il seguente:

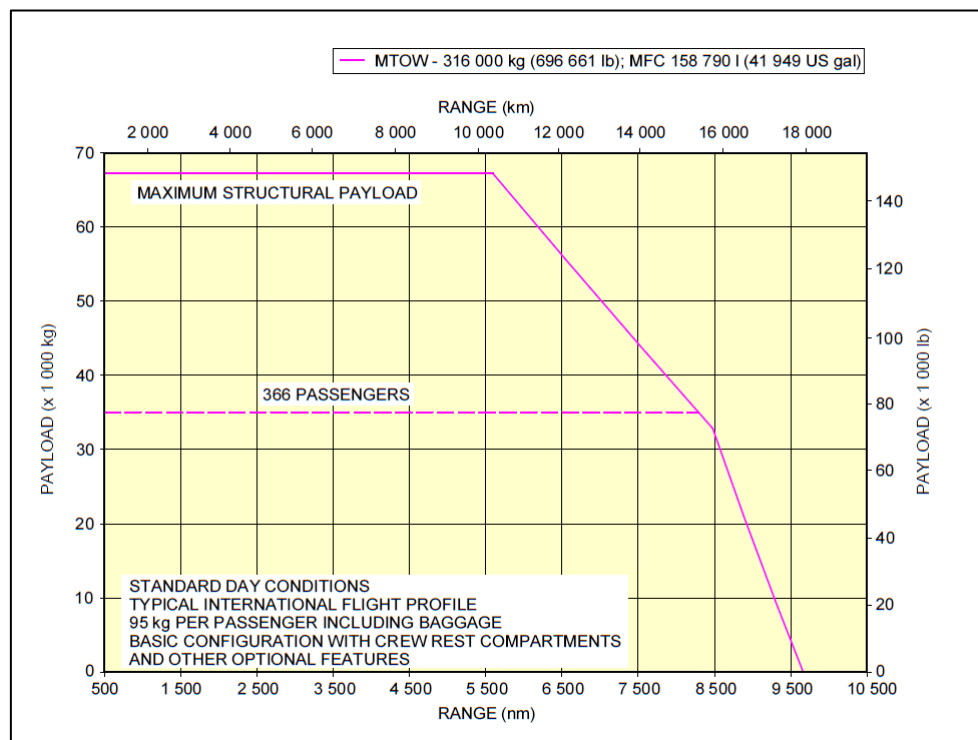


Grafico 7 Diagramma Payload-Range A35K [5]

Al suo interno possiamo identificare quattro punti degni di nota:

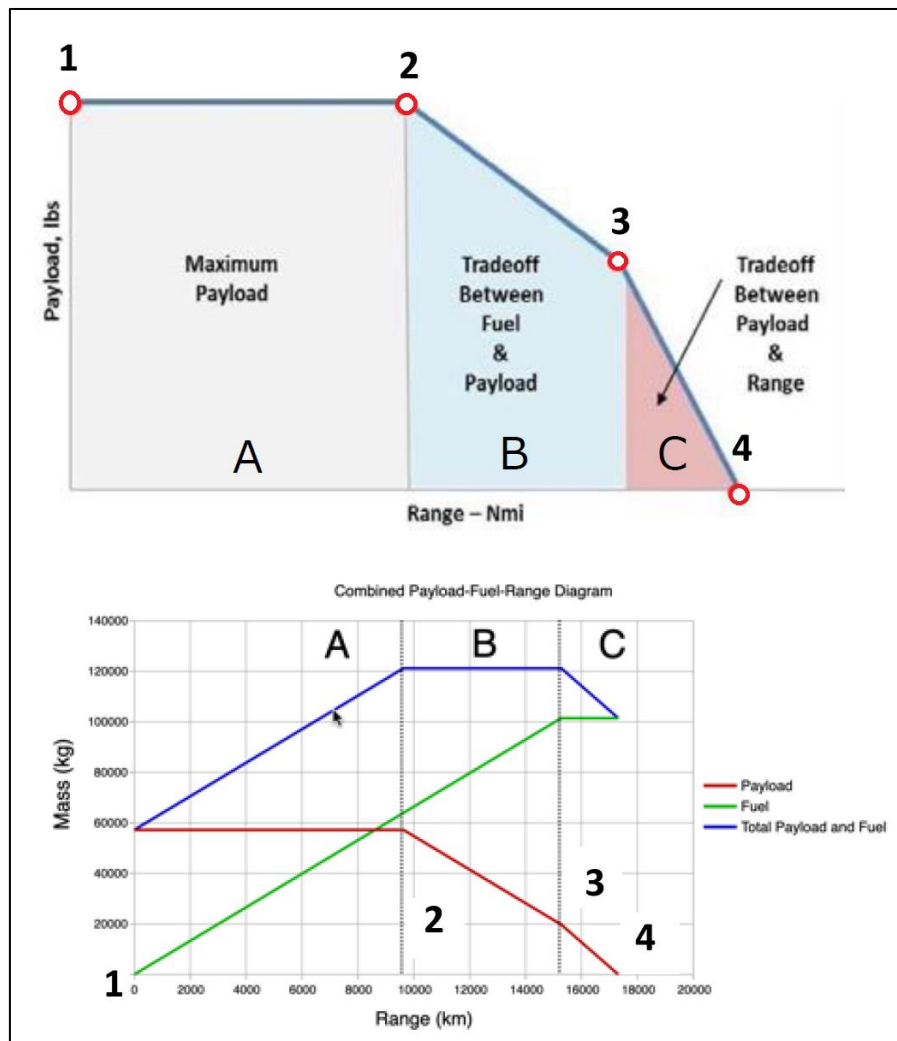


Grafico 8 Spiegazione payload-range [18]

- 1) Range nullo con payload massimo: in questa configurazione i serbatoi di fuel sono vuoti;
- 2) Range massimo con payload massimo: in questa configurazione i serbatoi contengono del combustibile ma non sono completamente pieni. Questa è la distanza massima percorribile con il payload massimo trasportabile, il peso del velivolo coincide con il MTOW;
- 3) Range con payload non massimo: questa è una configurazione intermedia in cui il peso del velivolo coincide con il MTOW, i serbatoi sono completamente pieni di combustibile ma il payload non è massimo. Se il payload fosse massimo allora si supererebbe il MTOW;
- 4) Range massimo con payload nullo: questa è una configurazione estrema, i serbatoi sono completamente riempiti di combustibile e il carico pagante è nullo. Per realizzare tale configurazione il peso del velivolo deve essere minore del MTOW.

Ora si procede nel creare il grafico payload-range per il velivolo alimentato ad idrogeno.

	Payload [t]	Range [km]
<b>Punto 1</b>	29.1	0
<b>Punto 2-3</b>	29.1	6480
<b>Punto 4</b>	0	8910

Tabella 14 Punti caratteristici grafico Payload-Range

Il punto 1 è noto, il payload coincide con quello massimo presentato nei parametri di missione ma il range è nullo.

Il punto 2 viene calcolato utilizzando i parametri di missione e le formule presentate nel precedente paragrafo. A differenza di quel che succede per il velivolo convenzionale, sebbene vengano riempiti completamente i serbatoi di idrogeno, non c'è il pericolo che il peso al decollo sia maggiore del MTOW, questo è causato dalla minore densità dell'idrogeno. Conseguentemente il punto 2 coincide con il punto 3.

Il punto 4 viene calcolato imponendo che il payload sia nullo, questo vuol dire passeggeri assenti e merci non imbarcate. La cabina passeggeri pressurizzata non viene modificata, il volume dei serbatoi rimane il medesimo, semplicemente i sedili sono vuoti.

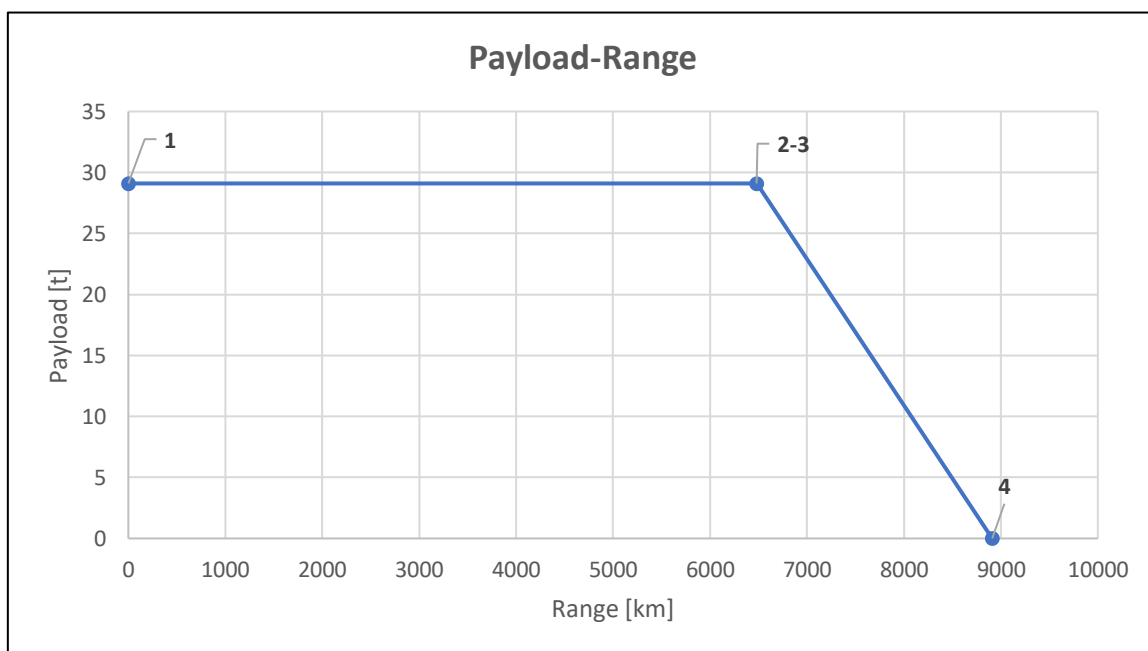


Grafico 9 Diagramma Payload-Range velivolo ad idrogeno liquido

### 3.4 Matching chart:

In questo paragrafo viene creato il Matching Chart, ovverosia un grafico in cui nelle ascisse è presente il carico alare ( $W/S$ ) e nelle ordinate il rapporto spinta peso ( $T/W$ ) [17]. All'interno di esso vengono tracciate diverse curve rappresentanti i diversi requisiti che l'aeromobile deve rispettare nelle diverse fasi di volo. Tali requisiti vengono espressi attraverso l'utilizzo di equazioni matematiche, derivanti da nozioni di meccanica del volo oppure da informazioni provenienti dall'analisi statistica. Dalla sovrapposizione delle curve all'interno del matching chart si ottiene lo spazio di fattibilità del progetto, ovvero una regione del diagramma in cui sono rispettanti tutti i requisiti imposti contemporaneamente. Nota la massa al decollo e la superficie alare, è possibile ricavare il valore del rapporto  $T/W$ , conseguentemente saranno note le prestazioni propulsive caratteristiche del progetto.

Come scritto precedentemente la scrittura delle equazioni deriva da nozioni di meccanica del volo oppure da semplici equilibri statici.

L'obiettivo è quello di esprimere le equazioni nella forma:

$$\frac{T}{W} = f\left(\frac{W}{S}\right)$$

Così facendo è possibile rappresentarle all'interno del matching chart.

I requisiti che vengono rappresentati sono:

- Stall Speed Equation ( $V_s$ );
- Maximum Operating Speed ( $V_{m0}$ );
- Take off run ( $l_{TO}$ );
- Rate of Climb ( $ROC_{max}$ );
- Best Range;
- Absolute Ceiling ( $h_c$ ).

#### 3.4.1 Stall Speed Equation:

La Stall Speed ( $V_s$ ) rappresenta la velocità minima di volo di un aeromobile. Questa è la velocità minima con la quale è possibile garantire l'equilibrio verticale tra la forza peso e la portanza. Al di sotto di tale valore, la differenza di pressione che si genera nelle ali non è sufficiente per controbilanciare il peso del velivolo.

L'equazione, rappresentante il requisito, è:

$$\frac{W_{kg}}{S} \leq \frac{1}{2g} \rho_0 V_s^2 C_{L_{max}}$$

Come è possibile osservare, non è presente il rapporto spinta/peso, quindi nel matching chart l'equazione è rappresentata da una retta. Quando l'aereo si trova in prossimità della velocità di stallo, il valore del coefficiente di portanza aumenta fino a un valore prossimo a quello massimo. La  $\rho_0$  rappresenta la densità al livello del mare, invece  $V_s$  è la velocità di stallo (pari alla velocità di approccio moltiplicata per un safety factor).

$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$V_{appr}$ [m/s]	$V_s$ [m/s]	$Cl_{max}$
1.225	75	57.7	2.9

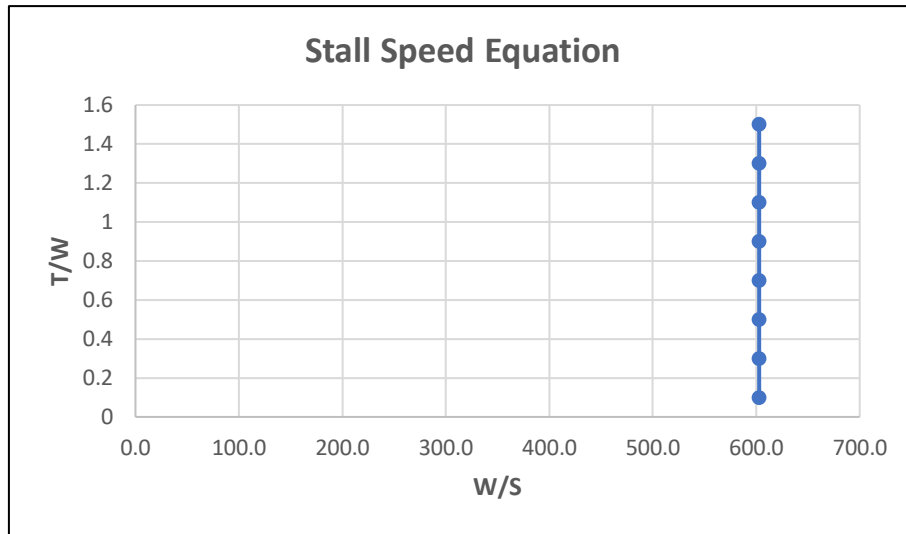


Grafico 10 Requisito velocità di stallo

### 3.4.2 Maximum Operating Speed:

La Maximum Operating Speed ( $V_{m0}$ ) è la velocità massima raggiungibile dall'aereo durante la fase di crociera. Per ottenere l'equazione, da rappresentare nel grafico, viene fatto l'equilibrio delle forze nella direzione verticale e orizzontale durante la fase di volo livellato in crociera.

$$\frac{T}{W} = \left[ \frac{\rho V_{m0}^2 C_{D0}}{2 \left(\frac{W_{kg}}{S}\right) g} + \frac{2K}{\rho V_{m0}^2} \left(\frac{W_{kg}}{S}\right) g \right] \cdot \frac{1}{\sigma}$$

$\rho$  rappresenta la densità dell'aria alla quota desiderata, al contrario  $\rho_0$  rappresenta la densità al livello del mare, il loro rapporto è uguale a  $\sigma$ ,  $C_{D0}$  è il coefficiente di resistenza a portanza nulla.  $K$  è un coefficiente pari al reciproco del coefficiente di Oswald moltiplicato per  $\pi$  greco e per l'aspect ratio.

Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	$V_{m0}$ [m/s]	$C_{D0}$	Aspect Ratio	$e$	$K$
11000	0.363	1.225	0.2963	250.8	0.018	9.03	0.85	0.04147

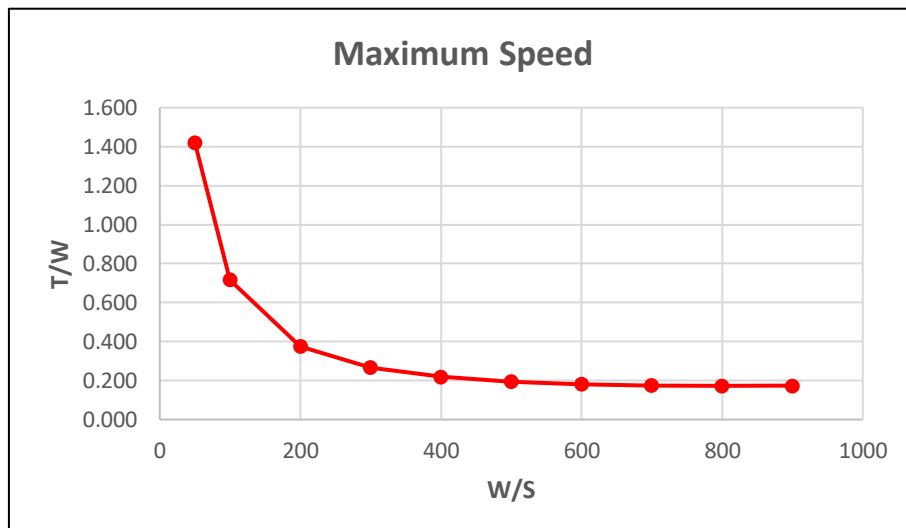


Grafico 11 Requisito massima velocità

### 3.4.3 Take off Run:

La take off run ( $l_{TO}$ ) è la lunghezza della pista necessaria per il decollo del velivolo. Tale lunghezza pari a 2400m è un requisito di alto livello.

Il requisito viene espresso matematicamente nel seguente modo:

$$\frac{T}{W} = \frac{W_{kg}/S}{l_{TO} C_{L_{TO}} \rho \sigma}$$

$C_{L_{TO}}$  rappresenta il coefficiente di portanza al decollo, ed è numericamente uguale al coefficiente di portanza massimo diviso 1.21. Come scritto prima, la  $\sigma$  rappresenta il rapporto delle densità.

Questo requisito viene valutato in tre aeroporti posizionati a tre quote diverse:

- Madrid:  $z=600\text{m}$ ;
- Città del Messico:  $z=2238\text{m}$ ;
- Bogotà:  $z=2548\text{m}$

Località	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CLTO	V [m/s]	l <sub>TO</sub> [m]
Madrid	500	1.168	1.225	0.9535	2.6	75.00	2400

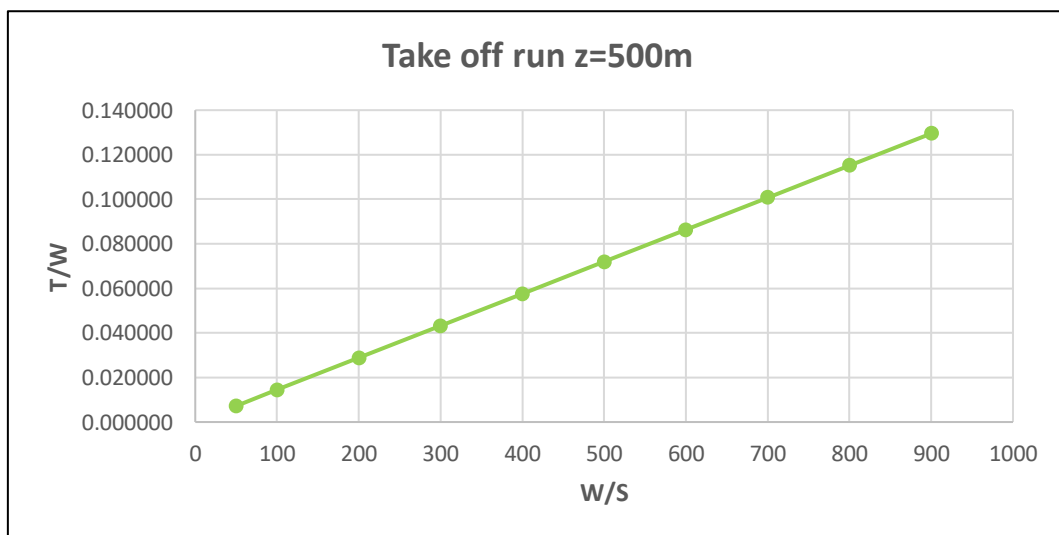


Grafico 12 Requisito take off run Madrid



Località	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CLTO	V [m/s]	ITO [m]
Città del Messico	2238	1.007	1.225	0.8220	2.6	75.00	2400

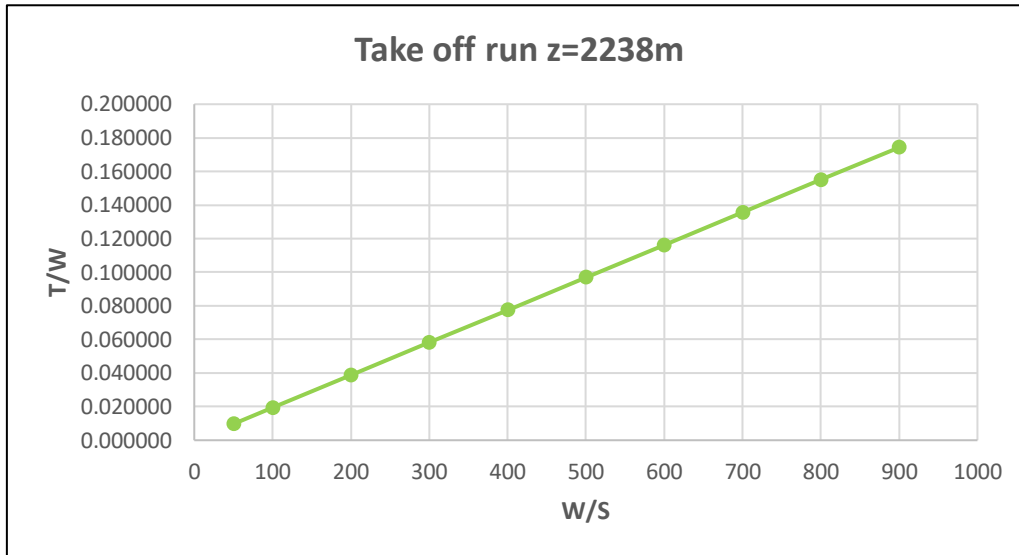


Grafico 13 Requisito take off run Città del Messico

Località	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CLTO	V [m/s]	ITO [m]
Bogotà	2548	0.957	1.225	0.7812	2.6	75.00	2400



Grafico 14 Requisito take off run Bogotà

### 3.4.4 Rate of Climb:

Il Rate of Climb (ROC) è la velocità verticale di salita, l'equazione del requisito è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \left( \frac{ROC_{max}}{\sqrt{\frac{2g}{\rho \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}} \cdot \left(\frac{W_{kg}}{S}\right)} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right) \cdot \frac{1}{\sigma}$$

Questa condizione viene valutata per le diverse fasi della salita:

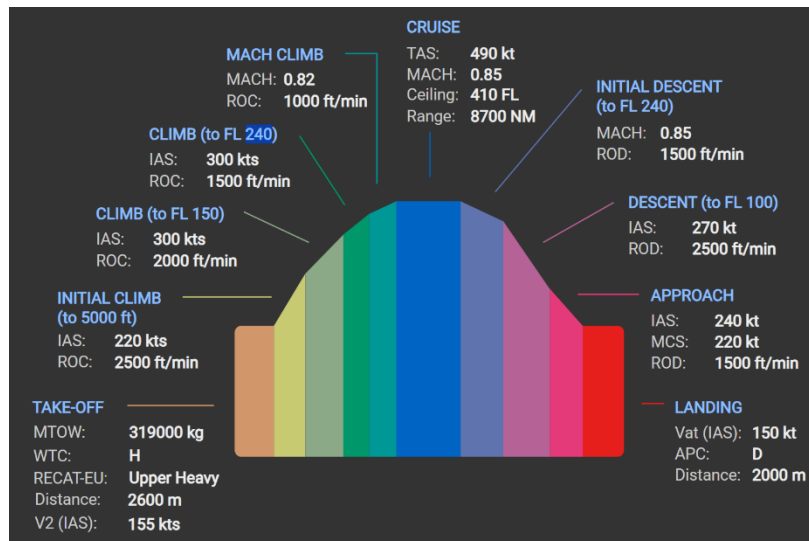


Figura 9 Profilo di missione A35K [37]

	Quota [m]	Rate of Climb [m/s]
<b>Initial Climb</b>	1524	12.7
<b>Climb 1</b>	4572	10.16
<b>Climb 2</b>	7315	7.62
<b>Mach Climb</b>	12500	5.08

Tabella 15 Profilo di climb A35K

ROC [m/s]	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CD0	K	(L/D)
12.7	1524	1.058	1.225	0.8637	0.018	0.04147	18.71

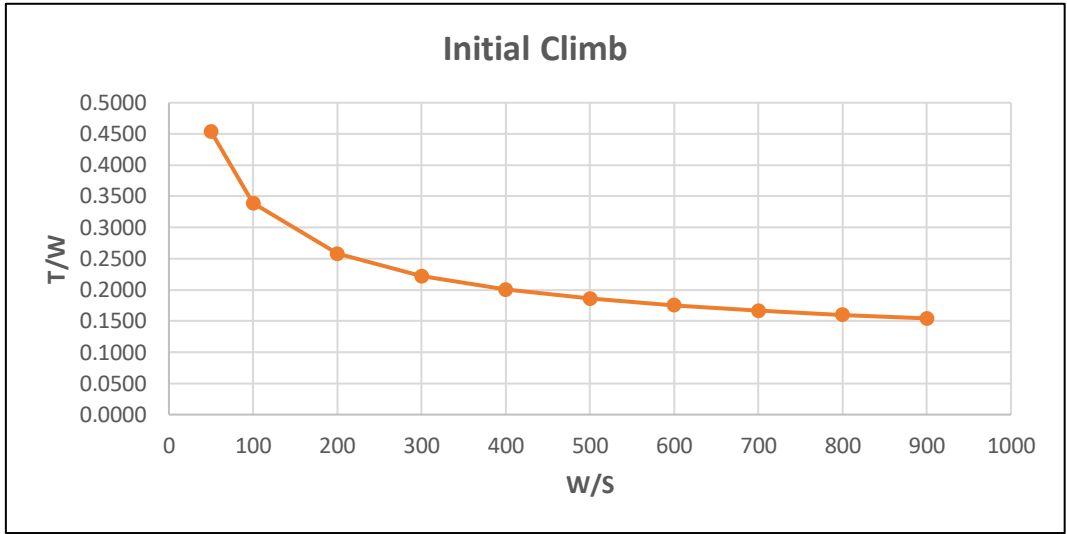


Grafico 15 Requisito di salita iniziale

ROC [m/s]	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CD0	K	(L/D)
10.16	4572	0.777	1.225	0.6343	0.018	0.04147	18.71

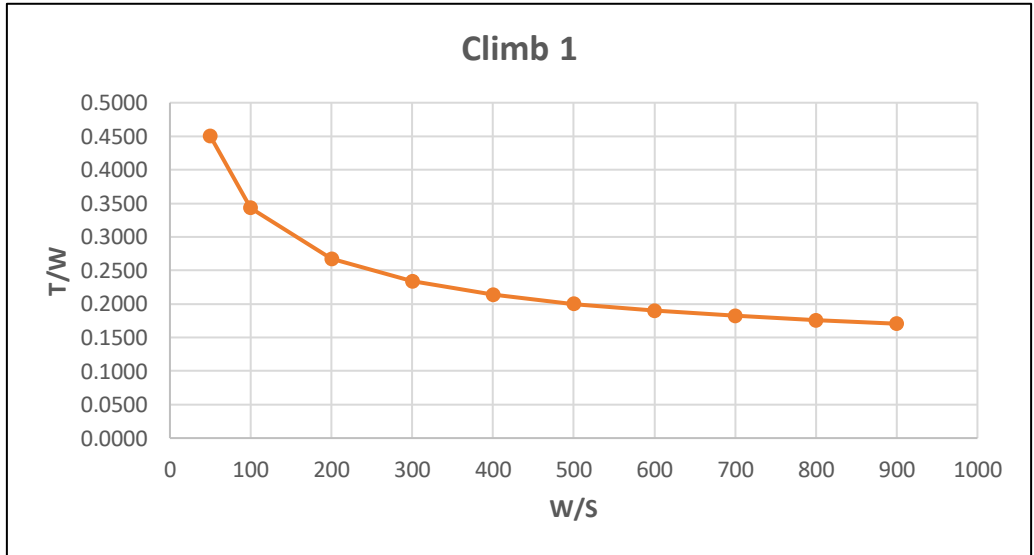


Grafico 16 Requisito di salita 1

ROC [m/s]	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CD0	K	(L/D)
7.62	7315	0.556	1.225	0.4539	0.018	0.04147	18.71

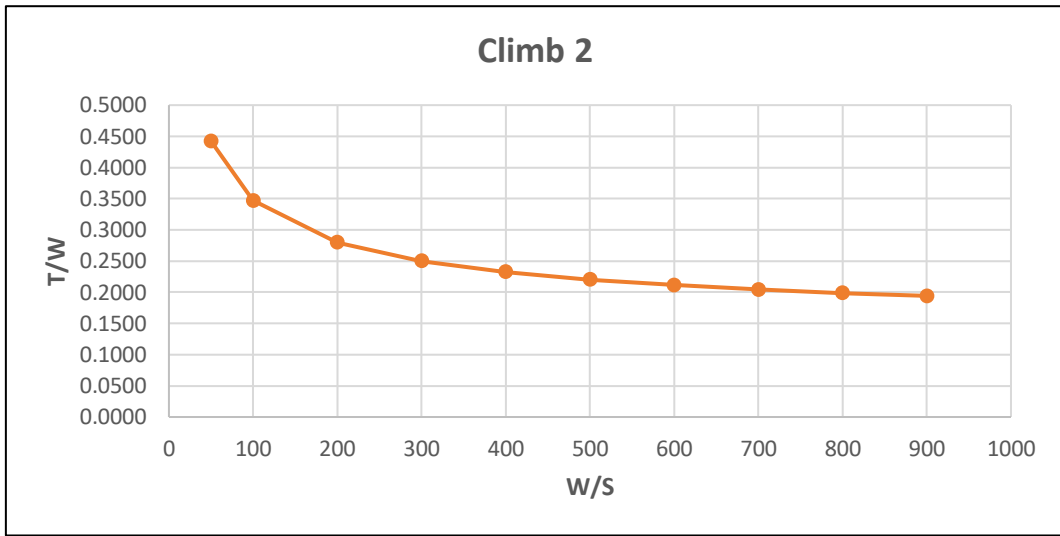


Grafico 17 Requisito di salita 2

ROC [m/s]	Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	CD0	K	(L/D)
5.08	12500	0.287	1.225	0.2343	0.018	0.04147	18.71

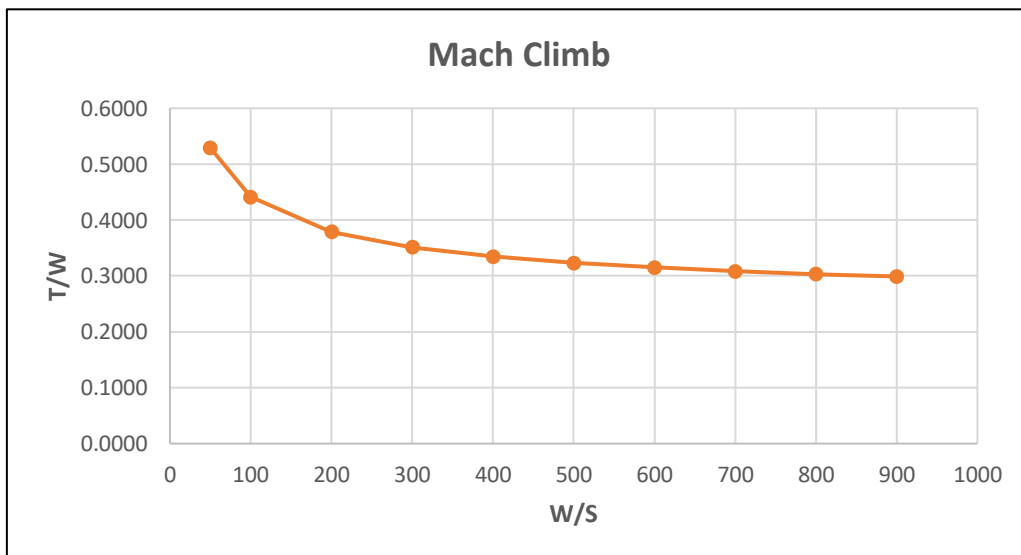


Grafico 18 Requisito di salita Mach

### 3.4.5 Best Range:

La condizione di Best Range viene valutata nella condizione di crociera [18].

Il requisito viene espresso matematicamente nel seguente modo:

$$\left(\frac{T_{cruise}}{W_{ref}}\right)_{selected} = \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot V_{cruise}^2 \cdot C_D}{\Pi \cdot g \cdot \frac{W}{S}} \cdot \frac{1}{\sigma}$$

$\rho$  rappresenta la densità dell'aria alla quota desiderata, al contrario  $\rho_0$  rappresenta la densità al livello del mare, il loro rapporto è uguale a  $\sigma$ .  $C_D$  è un multiplo di  $C_{D0}$  cioè il coefficiente di resistenza a portanza nulla.  $\Pi$  rappresenta la manetta, tipicamente il suo valore è pari a 0.8.

Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	V [m/s]	$C_D$	$\pi$
11000	0.363	1.225	0.2963	250.8	0.024	0.8

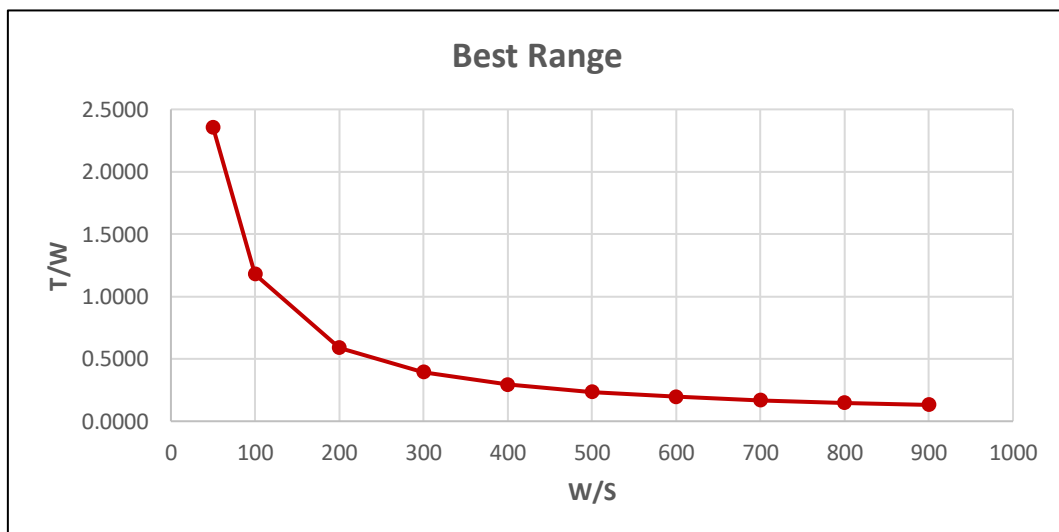


Grafico 19 Requisito di Best Range

### 3.4.6 Absolute Ceiling:

La Ceiling Altitude rappresenta la quota di tangenza, cioè l'altitudine massima raggiungibile dall'aeroplano. A questa quota il rate of climb è necessariamente nullo poiché l'aereo non ha la capacità aerodinamica e propulsiva di aumentare ulteriormente la propria quota.

Il requisito viene espresso matematicamente dalla relazione:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{\sigma \left(\frac{L}{D}\right)_{max}}$$

Quota [m]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma$	(L/D)
13000	0.265	1.225	0.2163	18.71

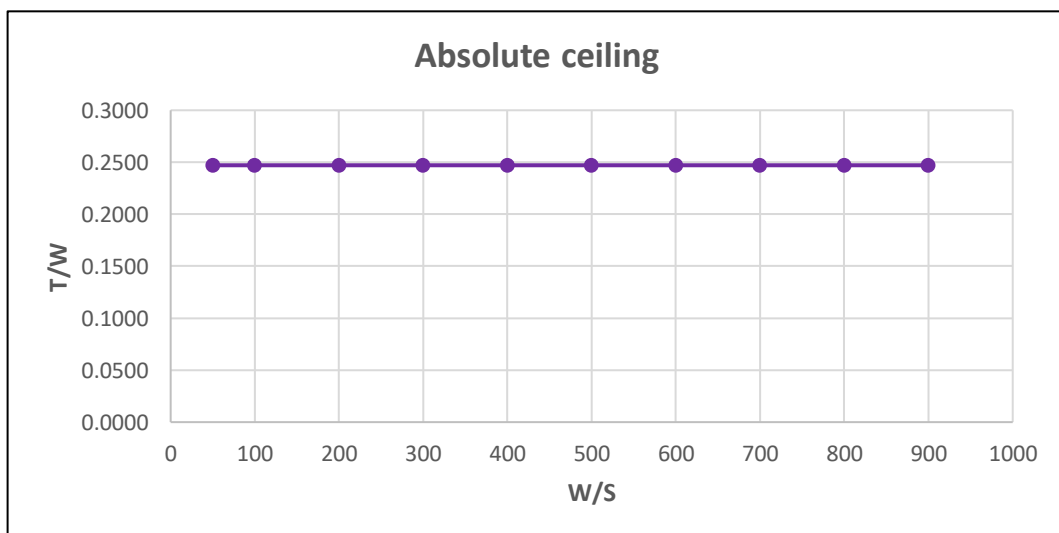


Grafico 20 Requisito di tangenza

3.4.7 Assemblaggio e performance richieste:

Per l'assemblaggio del matching chart è necessario mettere insieme tutte le curve precedentemente definite.

Si ottiene il seguente grafico:

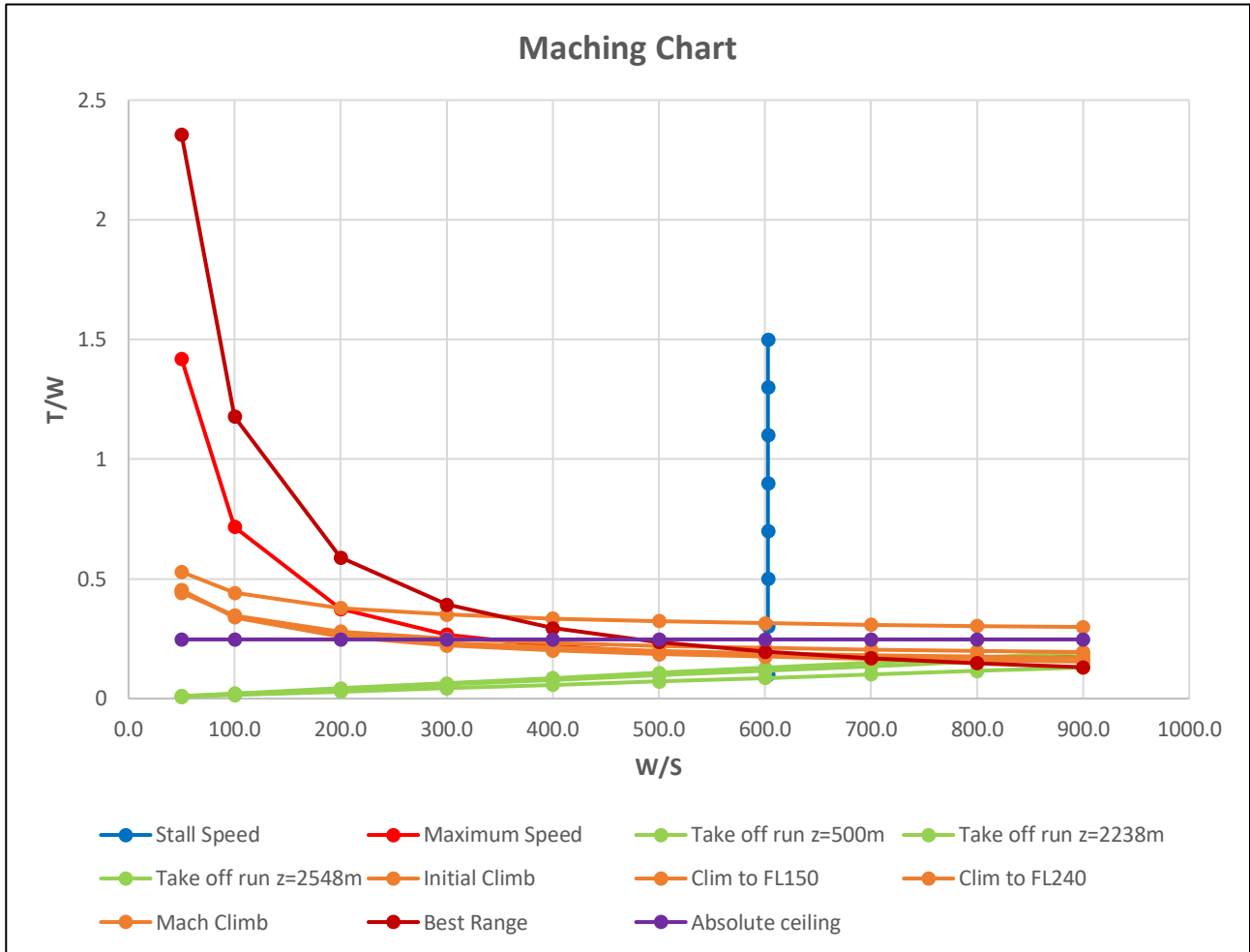


Grafico 21 Matching chart finale

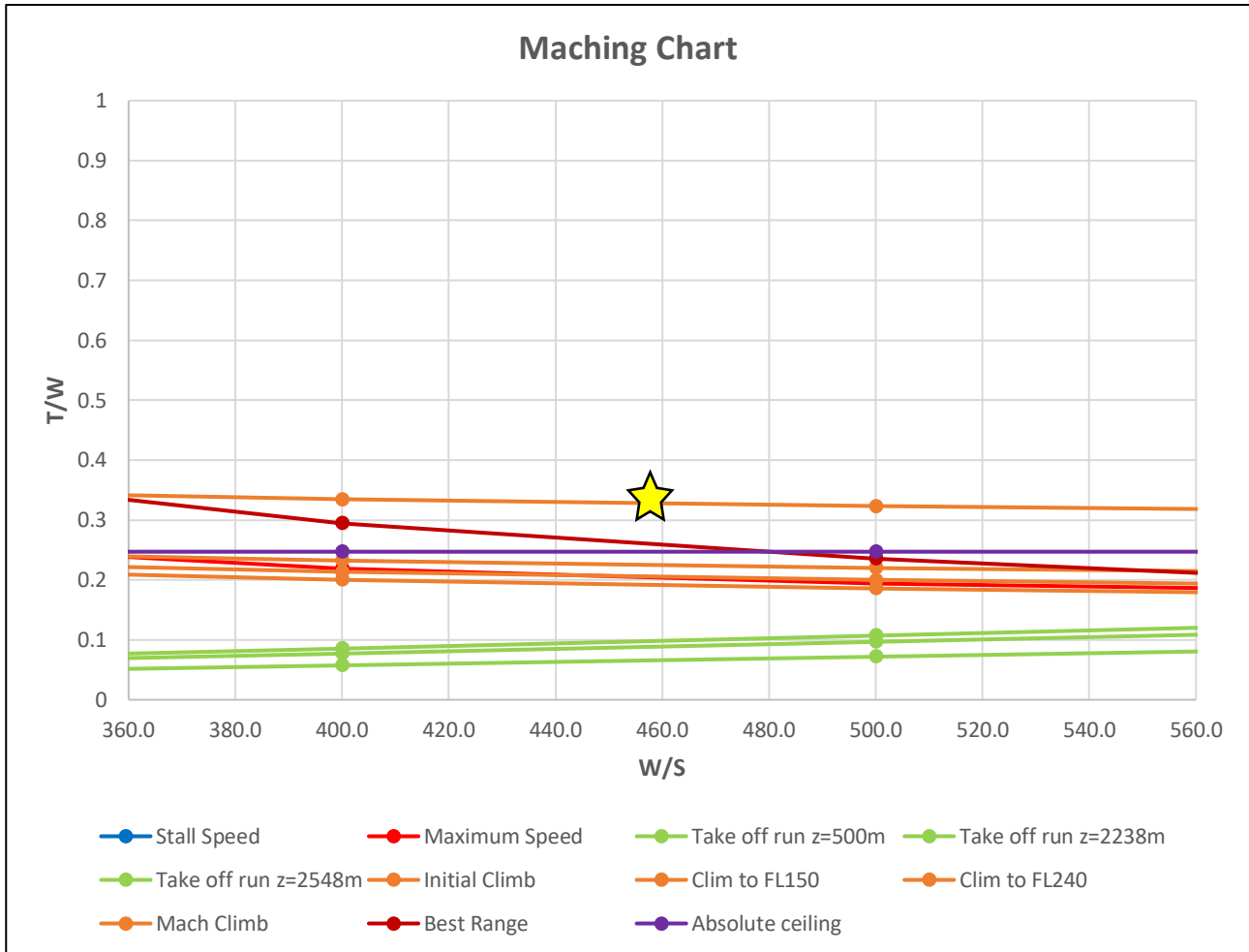
Nota la massa del velivolo al decollo e nota la superficie delle due semiali è possibile calcolare il rapporto  $\frac{W}{S}$ . Facendo attenzione al requisito più vincolante, in corrispondenza del rapporto  $\frac{W}{S}$  appena calcolato, è possibile ricavare il valore della frazione  $\frac{T}{W}$ .

Successivamente con le informazioni ottenute, si calcola il valore della spinta T richiesta per la missione.

mto [kg]		S [m2]	
213152		464	

W/S	T/W	T [KN]
459.4	0.3334	697



*Grafico 22 Zoom matching chart*

Ingrandendo il grafico nell'intorno del punto di design si nota la sovrapposizione delle curve, questa caratteristica è indicativa della bontà del progetto.

Il carico alare del punto di design è inferiore rispetto a quello associato alla condizione di stallo. Questo è la conseguenza dell'aver scelto un velivolo con dimensioni bloccate coincidenti con quelle del velivolo convenzionale. Il progetto in sviluppo prevede l'utilizzo dell'idrogeno, il velivolo al decollo è più leggero; quindi, la superficie alare è maggiore di quella realmente necessaria per la missione in sviluppo. Conseguentemente il punto di progetto si trova a W/S inferiore rispetto alla condizione di stallo.



### 3.5: Configurazione interna:

In questo paragrafo si analizza la configurazione interna del velivolo, per il ponte principale (passeggeri e serbatoi) e per la stiva.

#### 3.5.1 Ponte principale:

Il ponte principale ospita al suo interno i passeggeri e i serbatoi di idrogeno aggiuntivi.

La configurazione interna della cabina passeggeri è determinata dalle esigenze della compagnia aerea, non da normative regolanti.

I parametri di progetto fissati prevedono la presenza di 205 passeggeri, divisi in business class ed economy class. La prima ha una configurazione 1-2-1, la seconda una configurazione 3-3-3.

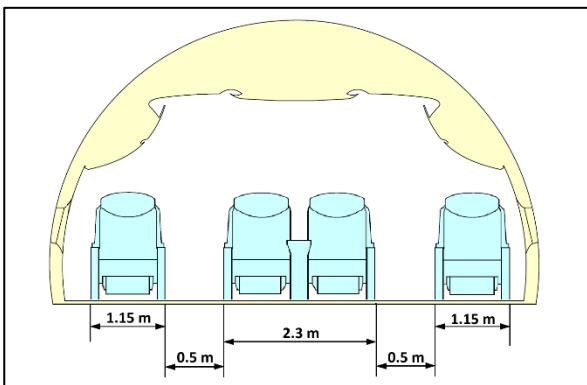


Figura 11 Configurazione interna Business class [16]

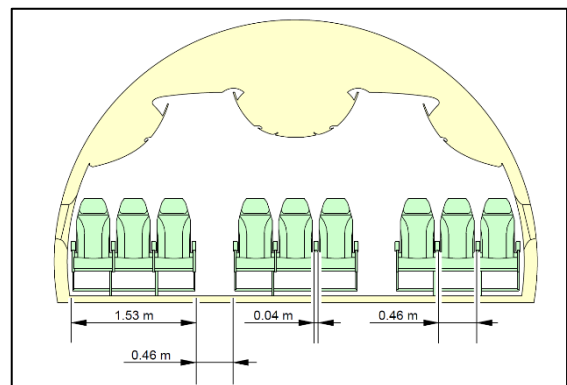


Figura 10 Configurazione interna Economy class [16]

Si riporta una tabella riassuntiva delle dimensioni principali delle due classi di viaggio:

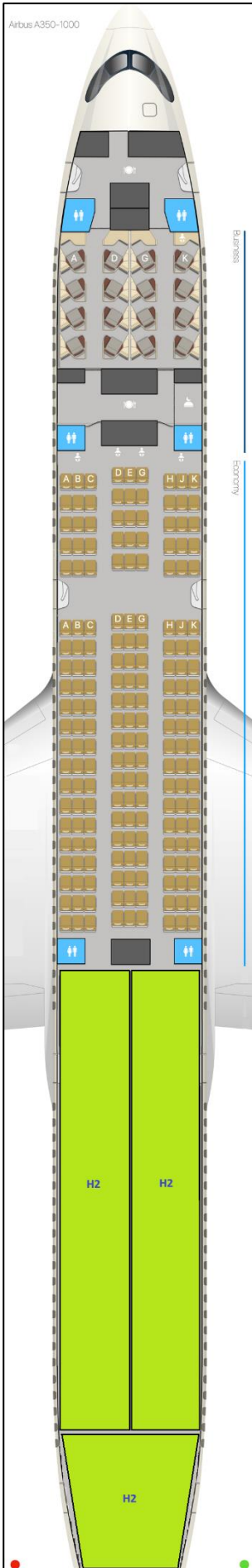
x	Business (J)	Economy (Y)
<b>Aisle Height [m]</b>	1.93	1.93
<b>Aisle Width [m]</b>	0.5	0.46
<b>Seat Pitch [m]</b>	1.4	0.87
<b>Seat Width [m]</b>	1.15	0.46

Tabella 16 Caratteristiche layout interno

Ciascuna classe di viaggio prevede la presenza di bagni, oltre ad aree destinate alle cucine e al catering (galley). Lo spazio riservato a ciascuno di questi servizi dipende dalla classe di viaggio e dal numero di passeggeri presenti [16].

x	Business (J)	Economy (Y)
<b>Passengers per lavatory {1x1 m}</b>	10\20	40\60
<b>Galley volume per passenger [m3]</b>	5\8	1\2

Tabella 17 Caratteristiche layout interno



Business Galley	
Volume [m3]	
3.04	

Bagno Business		
N° bagni	Lunghezza [m]	Volume [m3]
2	1.5	16.21

Business Class					
N° Passeggeri	Posti per fila	N° File	Pitch seat [cm]	Lunghezza [m]	Volume [m3]
16	4	4	140	5.6	60.52

Economy Galley	
Volume [m3]	
7.56	

Bagno Economy		
N° bagni	Lunghezza [m]	Volume [m3]
2	1	10.81

Economy Class					
N° Passeggeri	Posti per fila	N° file	Pitch seat [cm]	Lunghezza [m]	Volume [m3]
189	9	21	87	18.27	197.46

Bagno Economy		
N° bagni	Lunghezza [m]	Volume [m3]
2	1	10.81

Idrogeno	
Volume Idrogeno [m3]	Massa Idrogeno [t]
231.9	16

Come è possibile notare, lo spazio a poppa viene utilizzato per l'installazione di serbatoi aggiuntivi di idrogeno. Questi sono in totale 3, la loro forma è scelta in modo da massimizzare lo spazio occupabile e quindi avere serbatoi più capienti.

Il layout del velivolo rispetta le condizioni richieste dalla normativa in merito al numero di uscite necessarie per un'eventuale evacuazione di emergenza [19]. Tutti i passeggeri devono poter evacuare il velivolo entro i 90 secondi dal momento dell'apertura delle uscite di emergenza. Nonostante ciò, è consigliabile l'implementazione di ulteriori due uscite di emergenza da posizionare in corrispondenza delle due semiali. Questo è conveniente poiché la classe economy ha un'alta densità, i passeggeri delle ultime file dovrebbero, in caso di emergenza, percorrere un lungo corridoio prima di trovare l'uscita posta tra la fila 5 e la 6 della medesima classe.

### 3.5.2 Stiva di carico:

Nel ponte di carico sono presenti i containers (contenenti le merci), le valigie imbarcate dai passeggeri e i serbatoi d'idrogeno.

Rispetto alla configurazione convenzionale, viene caricato a bordo un payload minore, conseguentemente il numero di containers e il numero di valigie è inferiore. L'idrogeno ha una densità minore rispetto al cherosene, quindi è necessario maggiore spazio per l'immagazzinamento. Lo spazio non occupato dalle merci o dai bagagli viene impiegato per l'installazione dei serbatoi d'idrogeno.

Si ipotizza l'impiego di serbatoi innovativi in materiale polimerico, questa soluzione è vantaggiosa al fine di massimizzare il volume disponibile per il carburante. I containers sono posizionati a prua, i bagagli a poppa e nella parte centrale i serbatoi. Si utilizza questa configurazione al fine di evitare uno spostamento importante del baricentro durante il volo.

Si riporta la configurazione interna progettata:

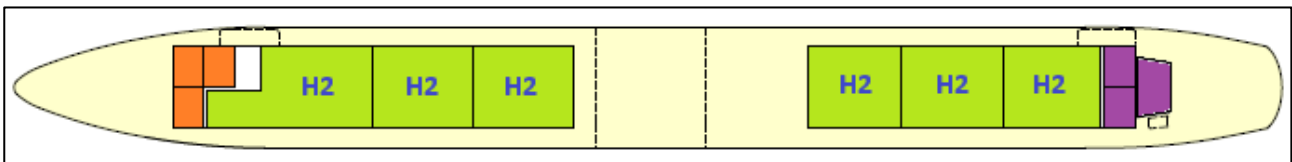


Figura 12 Configurazione interna zona cargo [5]

Containers		
N° Containers	Volume Container [m3]	Massa Containers [t]
3	15.04	4.5

Tabella 18 Caratteristiche containers cargo

<b>Bagagli in stiva</b>	
<b>Volume luggage [m3]</b>	<b>Massa luggage [t]</b>
19.15	6.15

*Tabella 19 Caratteristiche bagagli cargo*

<b>Idrogeno</b>	
<b>Volume Idrogeno [m3]</b>	<b>Massa Idrogeno [t]</b>
171.84	12.03

*Tabella 20 Caratteristiche serbatoi idrogeno*

Come è possibile osservare, sono presenti delle zone vuote, queste sono necessarie per la corretta movimentazione delle merci all'interno delle stive.

Numero Passeggeri	205
Volume stiva bagagli [m3]	19
Volume medio bagaglio [m3]	0.08118
Numero bagagli stivabili	234

*Tabella 21 Caratteristiche cargo*

### 3.6 Posizione baricentro:

In questo paragrafo si determina la posizione del baricentro in due fasi diverse del volo: il decollo e l'atterraggio. Nel primo caso i serbatoi d'idrogeno sono completamente pieni, invece all'atterraggio sono vuoti.

La formula che si utilizza per conoscere la posizione longitudinale del baricentro è la seguente:

$$x_G = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^N m_i}$$

- $m_i$ : è la massa i-esima contenuta all'interno del velivolo;
- $x_i$ : è la posizione longitudinale della massa i-esima.

Pertanto, per calcolare la posizione del baricentro bisogna conoscere la distribuzione delle diverse masse all'interno dell'aeroplano, questo va fatto per il ponte principale e per quello cargo.

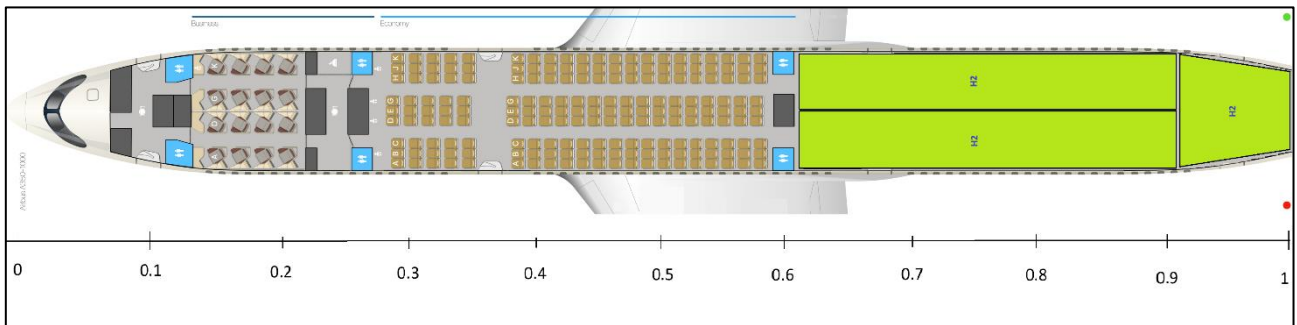


Figura 13 Configurazione interna ponte principale [autoprodotta]

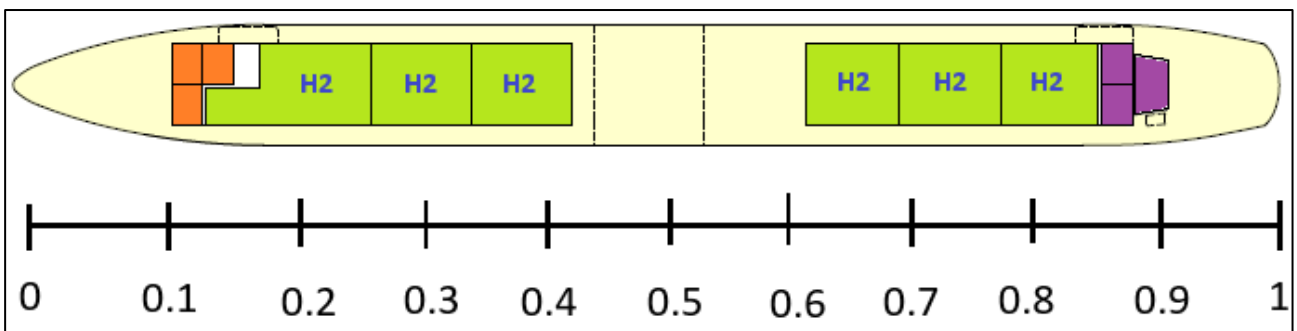


Figura 14 Configurazione interna ponte cargo [5]

<b>Take off</b>		
<b>x</b>	<b>Posizione x</b>	<b>Massa [kg]</b>
<b>OEW</b>	0.5	155000
<b>Piloti</b>	0.05	300
<b>Flight Attendant</b>	0.35	500
<b>Business Pax</b>	0.19	1600
<b>Economy Pax</b>	0.435	18900
<b>H<sub>2</sub> upper deck</b>	0.81	16000
<b>Containers</b>	0.125	4500
<b>Luggage</b>	0.87	4100
<b>H<sub>2</sub> lower deck FWD</b>	0.29	6015
<b>H<sub>2</sub> lower deck AFT</b>	0.73	6015

*Tabella 22 Distribuzione masse al take-off*

Posizione longitudinale <b>baricentro</b>	0.514
---	-------

*Tabella 23 Posizione baricentro al TO*

<b>Landing</b>		
<b>x</b>	<b>Posizione x</b>	<b>Massa [kg]</b>
<b>OEW</b>	0.5	155000
<b>Piloti</b>	0.05	300
<b>Flight Attendant</b>	0.35	500
<b>Business Pax</b>	0.19	1600
<b>Economy Pax</b>	0.435	18900
<b>H<sub>2</sub> upper deck</b>	0.81	0
<b>Containers</b>	0.125	4500
<b>Luggage</b>	0.87	4100
<b>H<sub>2</sub> lower deck FWD</b>	0.29	0
<b>H<sub>2</sub> lower deck AFT</b>	0.73	0

*Tabella 24 Distribuzione masse al landing*

Posizione longitudinale <b>baricentro</b>	0.489
---	-------

*Tabella 25 Posizione baricentro al landing*

Confrontando i risultati ottenuti, si nota che il baricentro si sposta durante il volo: la sua posizione è al 51% della lunghezza longitudinale al decollo e al 49% all'atterraggio. Questa variazione non è particolarmente grande, conseguentemente la stabilità longitudinale del velivolo è sempre garantita.

## Capitolo 4: Costi

L'obiettivo di questo capitolo è la valutazione dei costi operativi del velivolo ad idrogeno. La stima viene valutata per il 2035, anno in cui si ritiene di introdurre nel mercato il velivolo in progettazione.

Valutare i costi è di particolare importanza, è cruciale comprendere se i velivoli ad idrogeno possano ritagliarsi una parte di mercato e quindi essere economicamente vantaggiosi anche rispetto ai velivoli convenzionali.

Per eseguire tale valutazione sono disponibili in letteratura diversi modelli più o meno complessi, per esempio quello di Roskam o quello di Torenbeek. L'analisi che segue è effettuata utilizzando il modello di Roskam, il quale esprime i costi operativi nella somma dei costi operativi diretti e quelli indiretti [20].

$$\text{costo operativo totale} = \text{costo operativo diretto (DOC)} + \text{costo operativo indiretto (IOC)}$$

Ciascun valore calcolato è espresso secondo il rapporto dollari americani su miglia nautiche.

Il primo passo necessario è definire il profilo di missione, questo è più semplice rispetto a quello descritto nel capitolo precedente, infatti è composto solamente da: rullaggio, decollo, salita, crociera, discesa, atterraggio e rullaggio verso il gate. Come è possibile notare è assente il circuito d'attesa e la diversione verso l'aeroporto alternativo. Conseguentemente il flight path è quello nominale in cui si atterra nell'aeroporto di destinazione previsto. La figura che segue mostra le diverse fasi del volo:

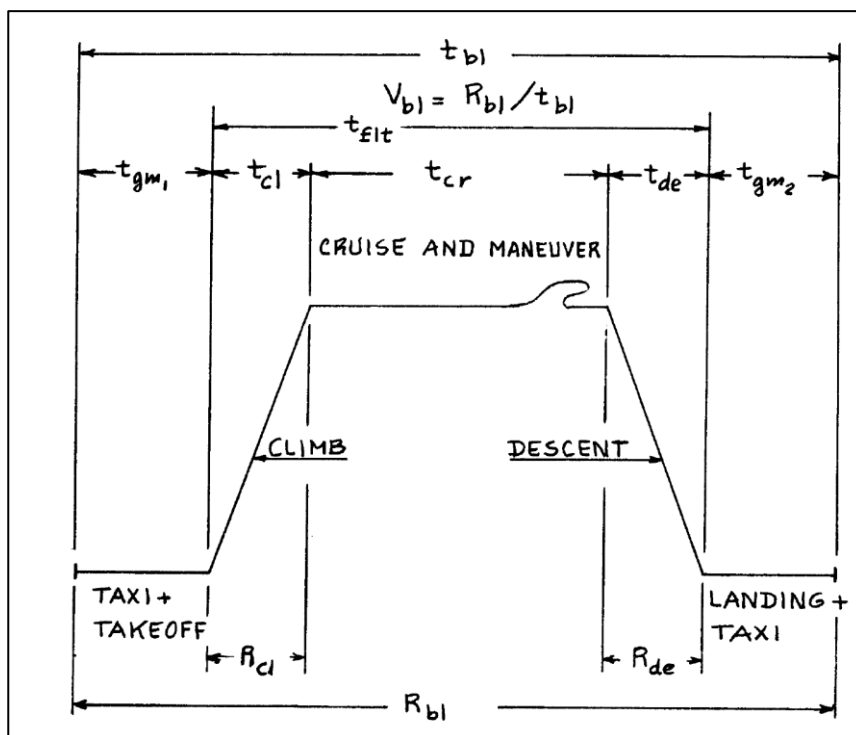


Figura 15 Profilo di missione [20]

#### 4.1 Costi operativi diretti (DOC):

I costi operativi diretti sono i costi proporzionali alle ore di volo del velivolo operativo [21], possono essere espressi nel seguente modo [20]:

$$DOC = DOC_{flt} + DOC_{maint} + DOC_{depr} + DOC_{lnr}$$

Con:

- $DOC_{flt}$ : sono i costi operativi diretti di volo;
- $DOC_{maint}$ : sono i costi operativi diretti di manutenzione;
- $DOC_{depr}$ : sono i costi operativi diretti di deprezzamento del velivolo;
- $DOC_{lnr}$ : sono i costi operativi diretti associati alle tasse di atterraggio, di navigazione, di terminal e di emissioni di inquinanti in atmosfera.

Per ciascun termine viene scritta la formula ad esso associata, a fine capitolo verranno riportati i valori numerici principali utilizzati. Qualora il lettore desiderasse avere una descrizione più accurata si consiglia di leggere il libro [20] oppure lo script Matlab eseguito per questa tesi.

##### 4.1.1 Costi operativi diretti di volo:

I costi operativi diretti di volo possono essere ulteriormente scomposti in [20]:

$$DOC_{flt} = C_{crew} + C_{pol} + C_{ins}$$

Con:

- $C_{crew}$ : sono i costi relativi all'equipaggio;
- $C_{pol}$ : sono i costi relativi al combustibile e ai lubrificanti;
- $C_{ins}$ : sono i costi relativi all'assicurazione.

$$C_{crew} = \sum_{j=1}^2 \left[ n_{c_j} \cdot \frac{1 + K_j}{V_{bl}} \cdot \frac{SAL_j}{AH_j} \right] + \frac{TEF_j}{V_{bl}}$$

- J: indice indicante il tipo di crew member, ovverosia il capitano o il primo ufficiale;
- $N_c$ : numero del crew member, un capitano più due primo ufficiale;
- $K_j$ : parametro che raccoglie alcuni aspetti come i costi di addestramento, di vacanze, assicurazione dei dipendenti e tasse sul lavoro;
- $V_{bl}$ : rappresenta l'airplane block speed espressa in nm/hr;
- SAL: il salario del crew member aggiornato al 2035;
- AH: numero di ore di volo per ciascun crew member;
- TEF: travel expece factor, tiene in considerazione i costi di pernottamento della crew.



Per calcolare il salario dei piloti nel 2035 è necessario conoscere il cost escalation factor (CEF) nel 2035 e nel 1989. Quest'ultimo parametro descrive come il costo della vita cambi al passare degli anni.

$$SAL_{2035} = SAL_{1989} \cdot \frac{CEF_{2035}}{CEF_{1989}}$$

Questa formula viene utilizzata anche per valutare i costi della manodopera per la manutenzione nel 2035.

$$C_{pol} = 1.05 \cdot \frac{W_{F_{bl}}}{R_{bl}} \cdot \frac{FP}{FD}$$

- $W_{F_{bl}}$ : Block fuel used, ovvero la massa di combustibile necessaria per la missione;
- $R_{bl}$ : la distanza da percorrere durante la missione;
- FP: prezzo del combustibile nel 2035 espresso in [USD/gallone];
- FD: densità del combustibile espresso in [libbre/gallone].

$$C_{ins} = \frac{f_{ins_{hull}} \cdot AMP}{U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $f_{ins_{hull}}$ : costo dell'assicurazione annua per l'aeroplano;
- AMP: costo dell'aeroplano;
- $U_{ann_{bl}}$ : ore di utilizzo annuo del velivolo;
- $V_{bl}$ : block speed.

C crew [USD/nm]	C pol [USD/nm]	C ins [USD/nm]	DOC flt [USD/nm]
1.12	22.22	3.535	26.87

Tabella 26 Riassunto costi operativi di volo

#### 4.1.2 Costi operativi diretti di manutenzione:

I costi operativi diretti di manutenzione possono essere ulteriormente scomposti in [20]:

$$DOC_{maint} = C_{lab_{ap}} + C_{lab_{eng}} + C_{mat_{ap}} + C_{mat_{eng}} + C_{amb}$$

Con:

- $C_{lab_{ap}}$ : costo del lavoro per la manutenzione dell'airframe e dei sistemi;
- $C_{lab_{eng}}$ : costo del lavoro per la manutenzione dei motori;
- $C_{mat_{ap}}$ : costo dei materiali per la manutenzione dell'airframe e dei sistemi;
- $C_{mat_{eng}}$ : costo dei materiali per la manutenzione dei motori;
- $C_{amb}$ : costo per l'onere di manutenzione.

$$C_{lab_{ap}} = 1.03 \cdot \left( MHR_{map_{bl}} \cdot \frac{R_{lap}}{V_{bl}} \right)$$

- $MHR_{map_{bl}}$ : rappresenta il numero di ore di manutenzione necessarie per ogni block hour per riparare l'airframe e i sistemi. Può essere espressa anche esplicitando il numero di ore di manutenzione necessarie per ogni ora di crociera, nel seguente modo:

$$MHR_{map_{bl}} = \left( MHR_{map_{flt}} \cdot \frac{t_{flt}}{t_{bl}} \right)$$

- $R_{lap}$ : rappresenta la tariffa della manodopera di manutenzione per ora uomo nel 2035.

$$C_{lab_{eng}} = 1.03 \cdot 1.3 \cdot N_e \cdot MHR_{meng_{bl}} \cdot \frac{R_{leng}}{V_{bl}}$$

- $N_e$ : numero di motori a bordo;
- $MHR_{meng_{bl}}$ : rappresenta il numero di ore di manutenzione necessarie per ogni block hour per riparare i motori;
- $R_{leng}$ : rappresenta la tariffa della manodopera di manutenzione per ora uomo nel 2035.

$$C_{mat_{ap}} = 1.03 \cdot \frac{C_{mat_{apblhr}}}{V_{bl}}$$

- $C_{mat_{apblhr}}$ : rappresenta il costo dei materiali per la manutenzione dell'airframe e dei sistemi per ciascuna block hour.

$$C_{mat_{eng}} = 1.03 \cdot 1.3 \cdot N_e \cdot \frac{C_{mat_{engblhr}}}{V_{bl}}$$

- $C_{mat_{engblhr}}$ : rappresenta il costo dei materiali per la manutenzione dei motori per ciascuna block hour.

$$C_{amb} = 1.03 \cdot \frac{f_{amb_{lab}} \cdot (MHR_{map_{bl}} \cdot R_{lap} + N_e \cdot MHR_{eng_{bl}} \cdot R_{l_{eng}}) + f_{amb_{mat}} (C_{mat_{apblhr}} + N_e \cdot C_{mat_{engblhr}})}{V_{bl}}$$

- $f_{amb_{lab}}$ : fattore di distribuzione generale per il costo del lavoro;
- $f_{amb_{mat}}$ : fattore di distribuzione generale per il costo dei materiali.

C lab ap [USD/nm]	C lab eng [USD/nm]	C mat ap [USD/nm]	C mat eng [USD/nm]	C amb [USD/nm]	DOC maint [USD/nm]
0.42	0.56	2.57	16.9	9.59	30.1

Tabella 27 Riassunto costi operativi di manutenzione

#### 4.1.3 Costi operativi diretti di deprezzamento:

I costi operativi diretti di deprezzamento possono essere ulteriormente scomposti nei seguenti termini [20]:

$$DOC_{depr} = C_{dap} + C_{deng} + C_{dav} + C_{dapsp} + C_{dengsp}$$

Con:

- $C_{dap}$ : deprezzamento economico dell'airframe;
- $C_{deng}$ : deprezzamento economico dei motori;
- $C_{dav}$ : deprezzamento economico dell'avionica e dei sistemi;
- $C_{dapsp}$ : deprezzamento economico delle parti di ricambio dell'airframe;
- $C_{dengsp}$ : deprezzamento economico delle parti di ricambio per i motori.

$$C_{dap} = \frac{F_{dap} \cdot [AEP - (N_e \cdot EP) - ASP]}{DP_{ap} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $F_{dap}$ : fattore di deprezzamento dell'airframe;
- $AEP$ : costo stimato dell'aeroplano;
- $EP$ : costo di ciascun motore;
- $ASP$ : costo stimato dei sistemi avionici;
- $DP_{ap}$ : periodo di deprezzamento del velivolo;
- $U_{ann_{bl}}$ : utilizzo annuale del velivolo in block hours.

$$C_{deng} = \frac{F_{deng} \cdot N_e \cdot EP}{DP_{eng} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $F_{deng}$ : fattore di deprezzamento del motore;
- $DP_{eng}$ : periodo di deprezzamento del motore.

$$C_{dav} = \frac{F_{dav} \cdot ASP}{DP_{av} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $F_{dav}$ : fattore di deprezzamento dei sistemi avionici;
- $DP_{av}$ : periodo di deprezzamento dei sistemi avionici.

$$C_{dapsp} = \frac{F_{dapsp} \cdot F_{apsp} \cdot [AEP - (N_e \cdot EP)]}{DP_{apsp} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $F_{dapsp}$ : fattore di deprezzamento delle parti di ricambio per l'airframe;
- $F_{apsp}$ : fattore delle parti di ricambio dell'airframe;
- $DP_{apsp}$ : periodo di deprezzamento delle parti di ricambio per l'airframe.

$$C_{dengsp} = \frac{F_{dengsp} \cdot F_{engsp} \cdot N_e \cdot EP \cdot ESPPF}{DP_{engsp} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot V_{bl}}$$

- $F_{dengsp}$ : fattore di deprezzamento delle parti di ricambio per i motori;
- $F_{engsp}$ : fattore delle parti di ricambio per i motori;
- $ESPPF$ : fattore di costo delle parti di ricambio per i motori;
- $DP_{engsp}$ : periodo di deprezzamento delle parti di ricambio per i motori.

C dap [USD/nm]	C deng [USD/nm]	C dav [USD/nm]	C dapsp [USD/nm]	C dengsp [USD/nm]	DOC depr [USD/nm]
14.03	3.59	15.13	2.04	2.69	37.49

Tabella 28 Riassunto costi operativi di deprezzamento

#### 4.1.4 Costi operativi diretti di tasse:

I costi operativi diretti associati alle tasse possono essere scomposti nei seguenti termini [20] [22]:

$$DOC_{tnr} = C_{lf} + C_{nf} + C_{tf} + C_{ef}$$

Con:

- $C_{lf}$ : Costi di atterraggio;
- $C_{nf}$ : Costi di navigazione;
- $C_{tf}$ : Costi di terminal;
- $C_{ef}$ : Costi di emissioni inquinanti.

Questi costi dipendono molto dall'aeroporto di partenza e di destinazione, è impossibile eseguire una stima generale valida per tutti gli aeroporti operanti nel mondo. Per questo motivo si è scelta la rotta Francoforte (EDDF) - Washington DC (KIAD) con range pari a quello definito nei parametri di missione, ovverosia circa 6480km.

I costi derivanti dall'atterraggio  $C_{lf}$  devono essere valutati nell'aeroporto di destinazione, cioè il Washington Dulles. La Federal Aviation Administration americana prevede che qualunque aeroplano che atterra nel suolo statunitense deve pagare una tassa pari a 5\$ per ciascun passeggero trasportato [23].

Le compagnie aeree devono tenere in considerazione i Paesi che vengono sorvolati durante la missione, ciascuna nazione richiede il pagamento di tasse di navigazione, le quali variano da Stato in Stato. In Europa, Eurocontrol si occupa della riscossione delle tasse da parte delle compagnie aeree e della gestione dello spazio aereo.

In Europa il costo di navigazione è funzione dei chilometri percorsi nello spazio aereo nazionale, dal peso massimo al decollo del velivolo e dal costo unitario della tassa [22] [24] [25]:

$$C_{nf_{EU}} = \text{Distance Factor} \cdot \text{Weight Factor} \cdot \text{Unit rate of charge}$$

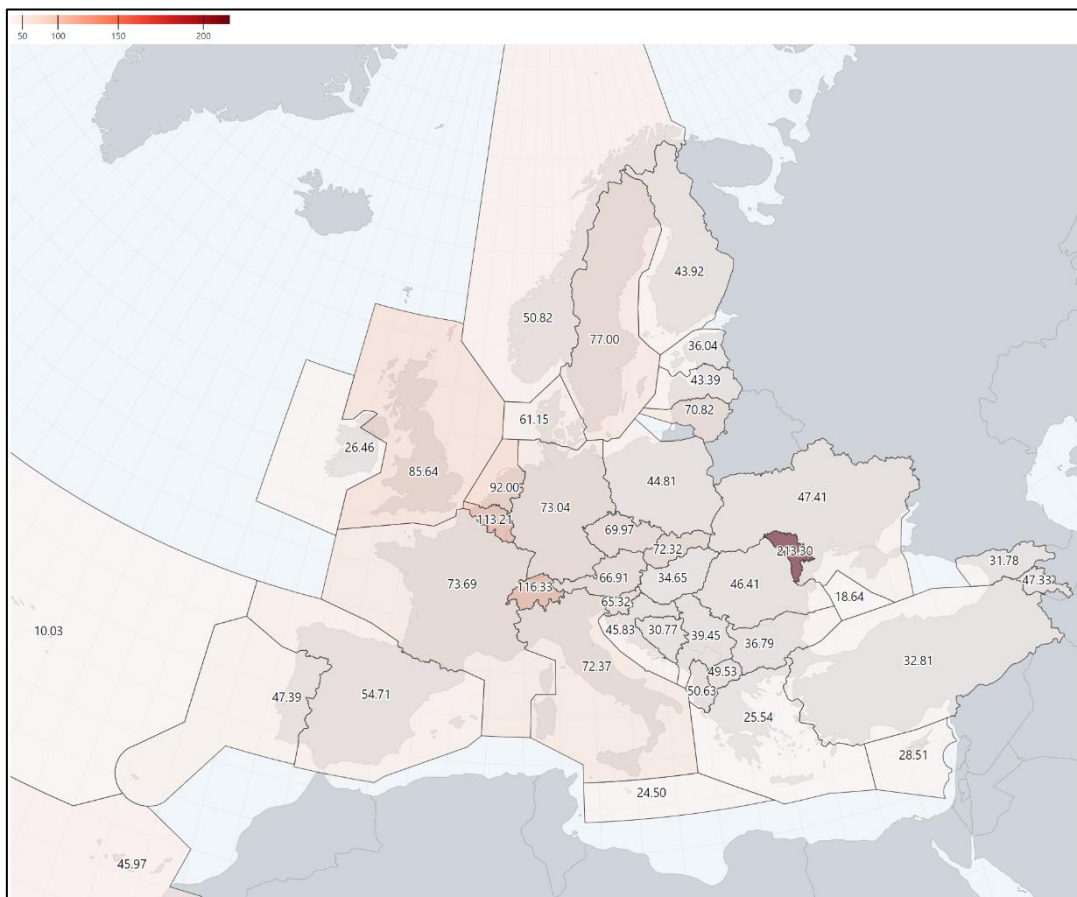


Figura 16 Unit rate of charge in Europa nel Febbraio 2023 [24]

Per il sorvolo sicuro dell'oceano Atlantico è necessario il pagamento di una tassa forfettaria di navigazione all'ente di controllo canadese [26] [27].

Inoltre, per il sorvolo dello spazio aereo nazionale Canadese, analogamente a come avviene in Europa, è richiesto il pagamento di una tassa di navigazione, la quale viene calcolata nel seguente modo [26] [27]:

$$C_{nf_{Canada}} = Distance \cdot Weight\ factor \cdot Unit\ rate\ of\ charge$$

Per quanto riguarda il sorvolo dello spazio aereo statunitense non è richiesto il pagamento di alcuna tassa di navigazione [28].

Il terminal fee è una tassa aeroportuale che la compagnia aerea deve pagare per ciascun volo in partenza o in arrivo in un determinato aeroporto. Questo contributo tiene in considerazione tutte le operazioni di terra che coinvolgono il velivolo dal momento in cui atterra al momento in cui decolla. Come scritto precedentemente, è impossibile fare un'analisi generale, ogni aeroporto possiede regole diverse per valutare il costo di tale tassa. L'aeroporto di Francoforte tiene in considerazione il peso massimo al decollo del velivolo, il numero di passeggeri, il peso delle merci, il rumore acustico dei motori e l'inquinamento prodotto dal velivolo durante la sua permanenza a terra [29].

Per quanto riguarda la tassazione relativa agli inquinanti emessi in atmosfera bisogna considerare il tipo di combustibile utilizzato e conseguentemente che tipologia di inquinanti vengono generati dalla combustione.

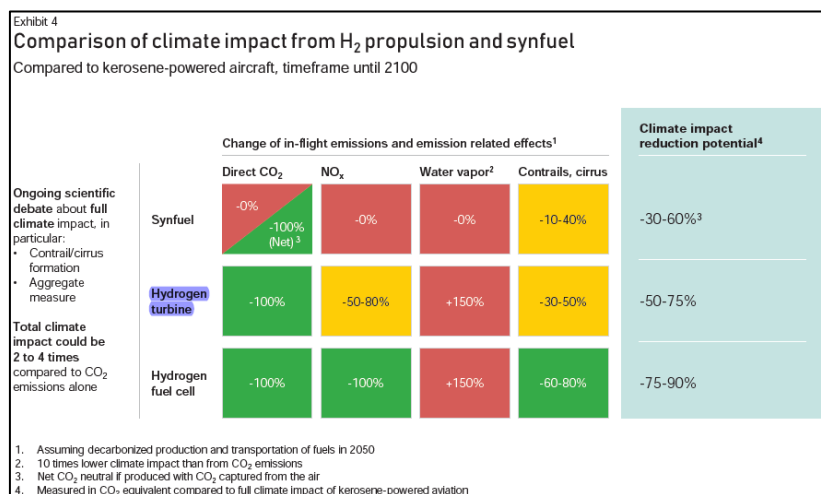


Figura 17 Inquinanti emessi dalla combustione dell'idrogeno [1]

Come scritto nel primo capitolo, il vantaggio principale dell'implementazione dell'idrogeno è l'assenza di produzione di anidride carbonica (CO<sub>2</sub>) e la netta diminuzione degli NOx [1].

La tassa sull'inquinamento è proporzionale ai grammi di inquinanti prodotti durante il ciclo landing – take off (LTO) [30].

Per gli NOx [30] [22]:

$$C_p = 7.12 \cdot 10^{-4} \cdot e_{NOx_{LTO}} \cdot n_e$$

- $e_{NOx_{LTO}}$ : grammi di NOx prodotti durante il LTO;
- $n_e$ : numero di motori a bordo.

Per quanto riguarda la CO<sub>2</sub> prodotta esclusivamente dai motori a cherosene, il costo da pagare è proporzionale alla quantità rilasciata in atmosfera durante il ciclo LTO, dalla percentuale di certificati di emissione europei (EC) emessi gratuitamente nell'anno di riferimento e dal costo di tali certificati se comprati nel mercato libero. Per maggiori informazioni riferirsi ai testi [30] [22].

<b>C landing [USD/nm]</b>	<b>C navigation [USD/nm]</b>	<b>C terminal [USD/nm]</b>	<b>C NOx [USD/nm]</b>	<b>DOC Inr [USD/nm]</b>
0.2929	0.7623	0.1748	0.0041	1.2342

Tabella 29 Riassunto costi operativi di tasse



#### 4.2 Costi operativi indiretti (IOC):

I costi operativi indiretti sono i costi che la compagnia aerea deve sostenere indipendentemente dalle ore di volo dei velivoli che compongono la flotta. Questi costi sono difficili da valutare poiché variano molto di caso in caso.

I costi indiretti coinvolgono diverse aree della compagnia aerea, tra cui:

- Cibo passeggeri;
- Servizi di terra per passeggeri e bagagli;
- Servizi di sicurezza e controllo a terra per il velivolo;
- Costo lavoro flight attendant;
- Materiale presente nelle facilities di terra;
- Pubblicità, commissioni di agenzia, intrattenimento a bordo;
- Salario amministratori e staff di terra.

Per valutare i costi operativi indiretti si utilizza la seguente relazione:

$$IOC = f_{IOC} \cdot DOC$$

$f_{IOC}$ : è una frazione dei costi operativi diretti, pari circa a 0.5.

DOC [USD/nm]	IOC [USD/nm]
95.66	47.83

Tabella 30 Costi operativi diretti e indiretti

Complessivamente si ottiene:

Costo tot [USD/nm]	Costo tot [USD/hr]
143.5	55 963

Tabella 31 Costi operativi totali

Il costo stimato per l'intera missione è pari a **467 130 \$**.

### 4.3 Confronto costi velivolo ad idrogeno e velivolo convenzionale:

L'obiettivo di questo paragrafo è confrontare come variano i costi operativi tra un velivolo ad idrogeno ed uno a cherosene. Per fare ciò, viene applicato il modello di Roskam ai velivoli convenzionali, ricordando di adattare di volta in volta i parametri alle caratteristiche del velivolo in analisi.

Il velivolo ad idrogeno è un velivolo a lungo raggio, subsonico, conseguentemente deve essere confrontato con dei velivoli del medesimo segmento. I diretti competitors sono:

- Airbus A350-1000;
- Airbus A330-900 neo;
- Boeing B787-9;
- Boeing B777-300 ER.

Questa analisi viene effettuata per due casi di studio:

- Numero di passeggeri uguale a quello implementato nel velivolo ad idrogeno, pari a 205;
- Numero di passeggeri tipico per un velivolo alimentato a cherosene. Questo valore è necessariamente maggiore rispetto a quello del velivolo ad idrogeno ed è pari a 380 passeggeri.

Si riportano le caratteristiche principali dei velivoli convenzionali:

	<b>A350-1000</b>	<b>A330-900 neo</b>	<b>B787-900</b>	<b>B777-300ER</b>
<b>MTOW [t]</b>	311	242	254	351.5
<b>OEW [t]</b>	155	135	128.8	167.8
<b>Payload max [t]</b>	68	45	54	70
<b>Range max [km]</b>	10300	7800	10000	10500
<b>Thrust max [kN]</b>	873.4	655.8	536	1028
<b>Fuel max [Kg]</b>	65779	54746	49456	68083
<b>Anno produzione</b>	2014	2015	2007	1993

Tabella 32 Caratteristiche velivoli convenzionali



Figura 19 Airbus A350-1000 [40]



Figura 18 Airbus A330-900 neo [41]



Figura 21 Boeing 787-9 [42]



Figura 20 Boeing 777-300ER [43]

Si riportano i risultati ottenuti utilizzando il modello di Roskam:

	Costo flying [USD/hr]	Costo manutenzione [USD/hr]	Costo deprezzamento [USD/hr]	Costo tasse [USD/hr]	Costi operativi Diretti [USD/hr]	Costi operativi indiretti [USD/hr]	Costo totale [USD/hr]
Velivolo ad idrogeno	10479	11723	14617	481	37307	18654	55965
A35k (205 pax)	7991	11915	14754	541	35201	17601	52806
A35k (380 pax)	8709	12000	14871	644	36223	18112	54327
A339 (205 pax)	<b>6618</b>	11700	12102	494	30919	15460	46379
A339 (380 pax)	7274	11786	12195	597	31855	15928	47775
B789 (205 pax)	6692	<b>11622</b>	<b>11934</b>	500	<b>30759</b>	<b>15378</b>	<b>46141</b>
B789 (380 pax)	7387	11704	12035	604	31738	15869	47580
B77W (205 pax)	8295	12047	15163	561	36071	18038	54093
B77W (380 pax)	8993	12133	15284	663	37077	18537	55618

Tabella 33 Costi operativi velivoli convenzionali e ad idrogeno

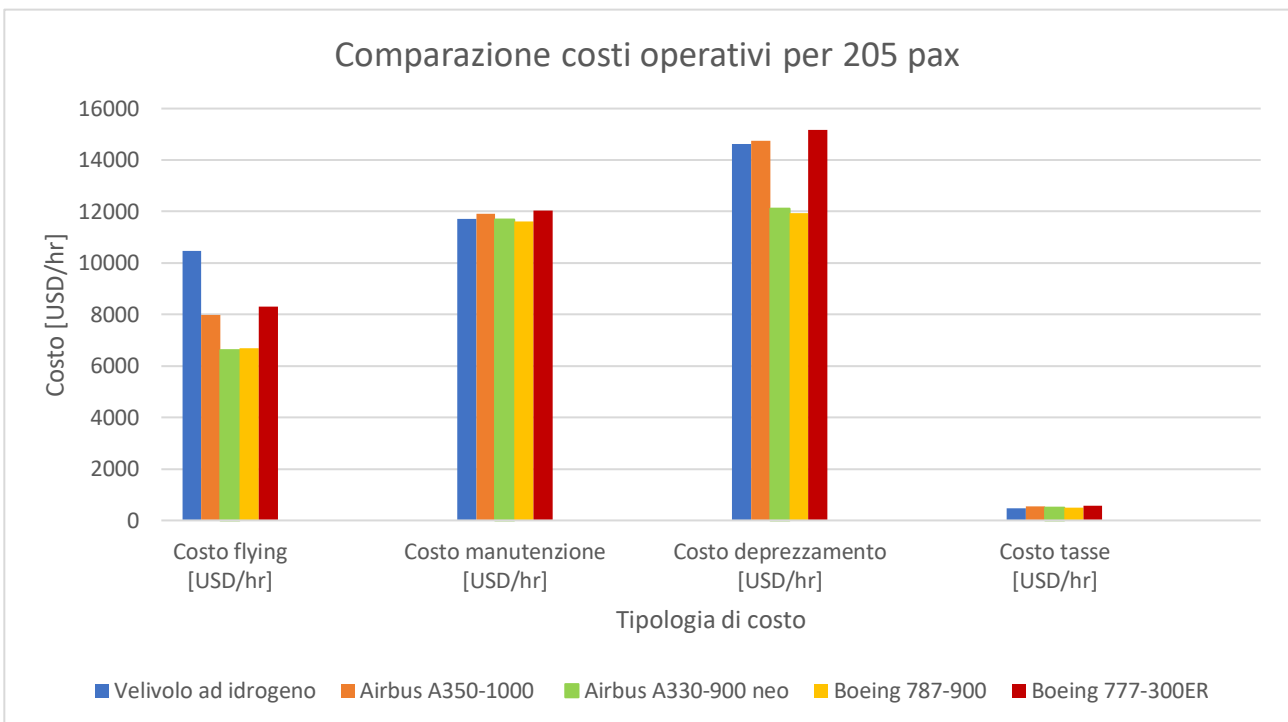
I costi operativi diretti di volo più elevati sono quelli associati al velivolo ad idrogeno, questa è la diretta conseguenza dell'utilizzo di un combustibile caratterizzato da un minor costo ma, allo stesso tempo, una minore densità. Il rapporto tra il costo e la densità del combustibile è pari a 1.18 per il velivolo ad idrogeno e pari a 0.404 per l'Airbus A35k. Conseguentemente il termine rappresentante i costi strettamente legati al combustibile e ai lubrificanti ( $C_{pol}$ ) è maggiore per il velivolo alimentato ad idrogeno. Osservando la tabella, si denota che il costo di volo più basso è associato all'Airbus A339 neo con al suo interno 205 passeggeri.

Per quanto riguarda il costo per la manutenzione, a parità di passeggeri, si osserva che il Boeing 787 richiede una spesa inferiore rispetto al velivolo ad idrogeno. Questo risultato è intrinseco nelle caratteristiche tecniche del B787, infatti è caratterizzato da un peso a vuoto inferiore rispetto alla controparte ad idrogeno, conseguentemente è necessaria una spinta

inferiore per permettere il volo. Questo comporta un minore numero di ore necessarie per la manutenzione e quindi un costo inferiore.

Per quanto riguarda le tasse è facilmente deducibile che il velivolo ad idrogeno, poiché inquina nettamente meno, debba pagare meno tasse. Infatti, si stima che la combustione dell'idrogeno generi circa l'80% in meno di NO<sub>x</sub> e il 100% in meno di CO<sub>2</sub>.

Dalle ultime tre colonne si può notare che il costo operativo diretto, indiretto e totale sia minore per il Boeing 787 con 205 passeggeri. Nonostante ciò, il costo operativo totale del velivolo ad idrogeno è dello stesso ordine di grandezza di quello associato ai competitors, ciò evidenzia la bontà del progetto fin qui sviluppato.



*Grafico 23 Comparazione costi operativi diretti*

Per valutare il costo operativo diretto per il velivolo ad idrogeno, all'interno del modello di Roskam è necessario stimare il parametro Hem, ovverosia il numero di ore di volo tra una manutenzione e la successiva. In bibliografia il valore consigliato per questa grandezza è variabile, dipende da numerosi fattori, tra cui i tipi di materiali utilizzati, le caratteristiche termodinamiche che si sviluppano all'interno dei motori e quindi la maturità del progetto ad idrogeno. Il modello di Roskam stima questa grandezza pari a 4000 ore per i velivoli convenzionali. La bibliografia ipotizza, per i velivoli ad idrogeno, un valore oscillante con un massimo di 10000 ore di volo. Poiché tutt'oggi non è presente nessun valore particolarmente accurato, per questa tipologia di velivoli innovativi si sceglie di utilizzare il valore consigliato dal Roskam pari a 4000 ore. Questa assunzione può essere giustificata ipotizzando che nel 2035 la tecnologia del progetto ad idrogeno sia sufficientemente matura, tale che il numero di ore di volo tra una manutenzione e la successiva sia pari a quella dei velivoli convenzionali.

Dalla tabella e dal grafico riportati, si nota come l'evoluzione tecnologica in materia di propulsione, aerodinamica e materiali abbia portato a una riduzione dei costi operativi. Il Boeing 777 è stato prodotto dagli anni 90 in poi, la percentuale di materiali compositi è ridotta, le due semiali non prevedono winglets e i motori (GE90) non sono di ultima generazione. Conseguentemente questo velivolo è quello caratterizzato da costi operativi maggiori tra quelli alimentati con cherosene.

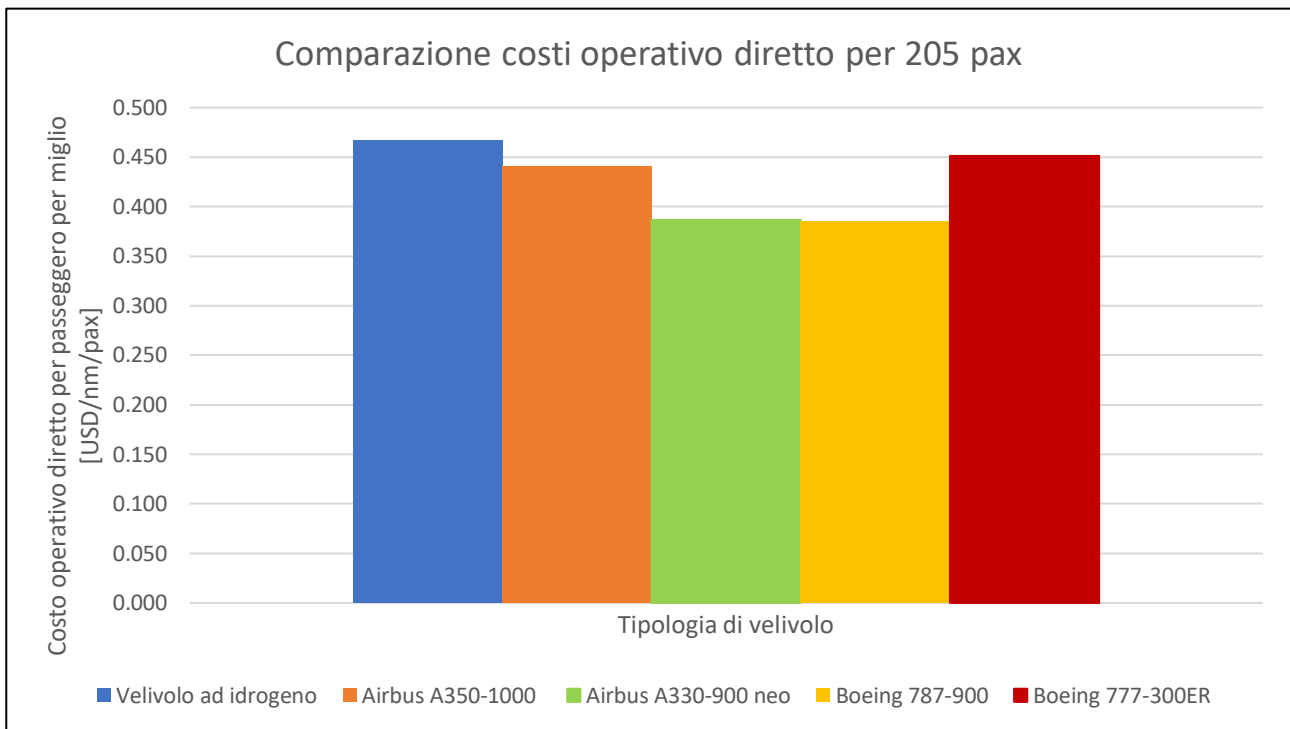
	Costo tot per pax [USD/hr/pax]	Costo diretto per pax [USD/nm/pax]
<b>Velivolo ad idrogeno</b>	273.0	0.467
<b>A35k (205 pax)</b>	257.6	0.440
<b>A35k (380 pax)</b>	143.0	0.244
<b>A339 (205 pax)</b>	226.2	0.387
<b>A339 (380 pax)</b>	140.5	0.240
<b>B789 (205 pax)</b>	225.1	0.385
<b>B789 (380 pax)</b>	<b>125.2</b>	<b>0.214</b>
<b>B77W (205 pax)</b>	263.9	0.451
<b>B77W (380 pax)</b>	146.4	0.250

*Tabella 34 Costo per passeggero*

La tabella sopra riportata mostra il costo totale per passeggero per ora di volo e il costo operativo diretto per passeggero per miglio percorso. In entrambi i casi, si nota che il Boeing 787 con 380 passeggeri ha un costo per passeggero inferiore rispetto ai competitors, questo perché, sebbene abbia dei costi totali maggiori rispetto alla versione con 205 passeggeri, vengono divisi su un numero di passeggeri più grande.

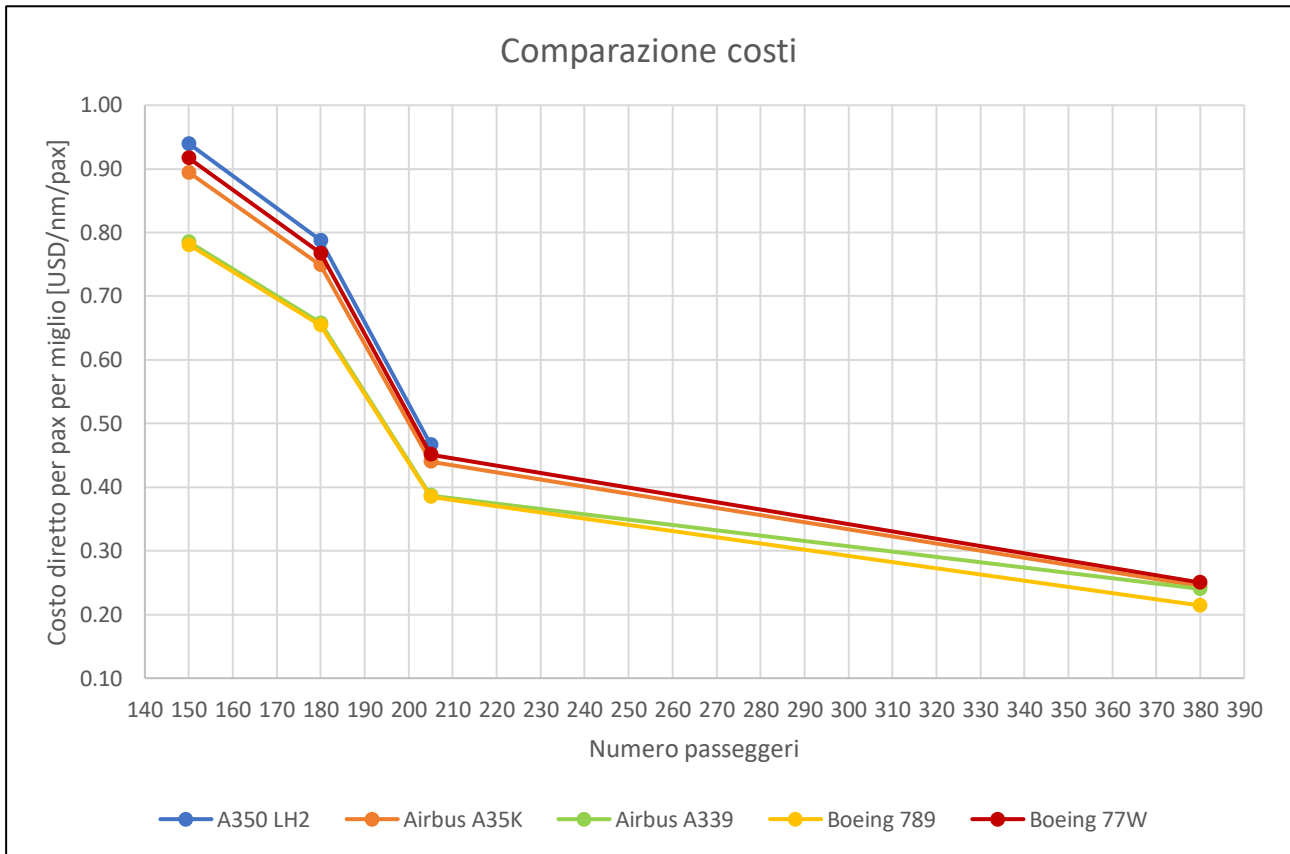
I risultati ottenuti sono realistici, infatti le compagnie aeree cercano di avere un coefficiente di riempimento dell'aeroplano il più alto possibile al fine di risparmiare denaro.

I valori ottenuti sono fortemente influenzati dal peso a vuoto del velivolo: in particolare, maggiore è l'OEW, maggiore è il costo per passeggero per miglio che la compagnia aerea deve sostenere, indipendentemente dal numero di passeggeri. Il Boeing 777, caratterizzato da una grande quantità di alluminio, è più pesante, conseguentemente il costo per passeggero è maggiore. Al contrario, i velivoli più moderni come l'A35k, l'A339 e il B789, caratterizzati dall'uso estensivo di materiali compositi, hanno un costo per passeggero inferiore.



*Grafico 24 Costo operativo diretto per velivoli con 205 passeggeri*

In questo grafico viene messa in evidenza la differenza di costo operativo diretto per miglio per passeggero per i diversi modelli di velivolo tutti con 205 passeggeri a bordo. Il costo associato al velivolo ad idrogeno è più elevato, in particolare tale costo è maggiore anche di quello associato al velivolo di riferimento cioè l'Airbus A35k. Come è possibile notare dai grafici precedenti, il velivolo ad idrogeno comporta dei costi di manutenzione, deprezzamento e tasse minori rispetto al velivolo di riferimento, ma l'elevato costo di volo comporta complessivamente un costo operativo maggiore. Nonostante ciò, il costo associato al velivolo ad idrogeno è prossimo a quello dei velivoli a cherosene se ospitassero a bordo solo 205 persone, ciò evidenzia la competitività di tale soluzione tecnologica.



*Grafico 25 Costo operativo per passeggero per miglio al variare del numero di passeggeri*

Questa analisi viene effettuata per comprendere come varia il costo diretto per passeggero per miglio percorso al variare del numero di passeggeri a bordo. Non sono presenti valori di costo per il velivolo ad idrogeno con più di 205 passeggeri poiché con tale payload non sarebbe possibile realizzare il range della missione desiderata.

La condizione di design del velivolo ad idrogeno è caratterizzata dalla presenza di 205 passeggeri a bordo, ovverosia una configurazione in cui tutti i sedili sono occupati. Al contrario, per la configurazione con 150 e 180 passeggeri, il coefficiente di riempimento del velivolo è minore di 1, conseguentemente sono presenti dei posti non occupati. È possibile osservare che il costo cambia abbondantemente tra la configurazione con 150 e 205 passeggeri: nella condizione di design il costo associato è pari a 0.467 \$/nm/pax, al contrario con 150 passeggeri il costo lievita fino a 0.94 \$/mn/pax.

Analogamente per i velivoli convenzionali si ha un andamento decrescente all'aumentare del numero di passeggeri. In particolare, i costi sono contenuti per un numero di passeggeri compreso tra 205 e 380, ma al contrario, sono molto elevati per un numero inferiore di persone a bordo. In particolare, se il numero di passeggeri è molto basso non è conveniente utilizzare un velivolo wide body per compiere una tratta pari a 6480 km. Essendoci meno passeggeri, il payload è minore, conseguentemente tale missione può essere realizzata da un velivolo narrow body come il Boeing 737 MAX 9 [31]. Come evidenziato anche precedentemente, il costo operativo diretto per passeggero è inferiore per il Boeing 787 e l'Airbus A330 neo, tale comportamento è sempre verificato per qualunque numero di passeggeri ospitato a bordo. Il velivolo ad idrogeno ha dei costi molto simili al Boeing 777 o l'Airbus A350 se questi avessero a bordo tra 150 e 205 passeggeri.

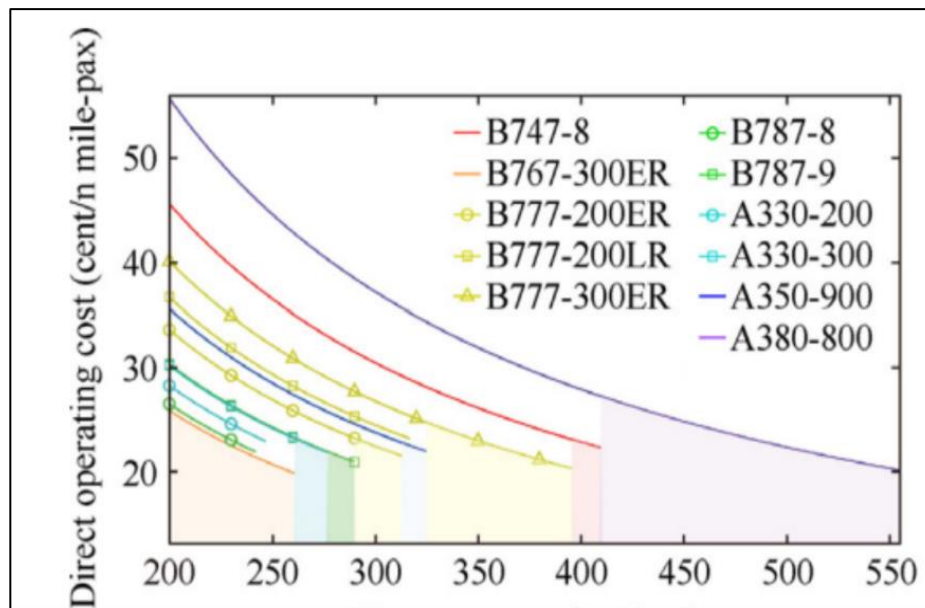


Grafico 26 Costo operativo per miglio per passeggero [32]

I risultati ottenuti per i velivoli convenzionali sono confermati dai valori riportati in bibliografia [32]. Osservando il grafico, il Boeing 777-300ER ha un costo operativo maggiore rispetto ai velivoli più moderni; inoltre, l'Airbus A350-900 risulta più costo rispetto al Boeing 787-9, esattamente come si è ottenuto precedentemente utilizzando il modello di Roskam. Nonostante ciò, sono presenti delle differenze tra i costi calcolati e quelli riportati in bibliografia: con 205 passeggeri i costi ottenuti applicando il modello di Roskam sono leggermente sovrastimati di circa 0.08 \$/pax/nm; al contrario questa differenza è meno importante per un numero di passeggeri superiore. Questa discrepanza può essere giustificata poiché i risultati calcolati sono la proiezione dei costi per un volo che avverrà nel 2035, al contrario i risultati di bibliografia sono riferiti al 2018. Nonostante ciò, in entrambe le analisi, si verifica esattamente il medesimo trend statistico, ovverosia costi maggiori per il B77W e costi inferiori per il B789.

Alla luce di tutto ciò, è possibile affermare che i calcoli eseguiti seguendo il modello di Roskam sono abbastanza corretti, infatti i valori ottenuti sono stati confermati dai dati bibliografici [32]. Conseguentemente la stima dei costi per il velivolo ad idrogeno è accurata, i valori calcolati possono essere realizzati in un futuro prossimo. I costi associati al velivolo ad idrogeno sono simili a quelli dei velivoli a cherosene, specialmente il B77W e l'A35k se caratterizzati da un coefficiente di riempimento medio-basso.

Costo diretto per passeggero per miglio				
	Passeggeri			
	150	180	205	380
<b>A350 LH2</b>	0.940	0.787	0.467	x
<b>A35K</b>	0.894	0.749	0.440	0.244
<b>A339</b>	0.785	0.658	0.387	0.240
<b>B789</b>	0.781	0.654	0.385	0.214
<b>B77W</b>	0.917	0.768	0.451	0.250

Tabella 35 Costo diretto per passeggero per miglio volato usando il modello di Roskam



#### 4.4 Variazione prezzo biglietto per passeggero:

L'obiettivo di questo paragrafo è valutare il costo del biglietto aereo, si confrontano i prezzi nel caso in cui la tratta venga operata dal velivolo ad idrogeno oppure dall'Airbus A35k convenzionale e si valuta la differenza di costo.

Quest'analisi viene effettuata prendendo in considerazione il costo operativo totale, ovverosia la somma del contributo operativo diretto e di quello indiretto. Per valutare il costo del biglietto per ciascun passeggero viene utilizzata la seguente formula:

$$\text{Ticket Price} = \frac{\text{DOC} + \text{IOC}}{N^{\circ}\text{Pax}} \cdot (1 + \text{Margine})$$

Ciascuna compagnia aerea sceglie il margine operativo, ovverosia l'entità del guadagno che si vuole incassare per ciascun biglietto emesso. Tipicamente le compagnie aeree low cost attuano una politica aziendale caratterizzata da un margine operativo basso. Al contrario le compagnie aeree Major hanno un guadagno maggiore, questo è un valore variabile, tipicamente si attesta circa al 10%.

	Numero Pax	Costo totale [USD]	Margine compagnia aerea	Ticket price [USD/pax]	Variazione prezzo [USD]
<b>A350-1000</b>	205	444420	10%	2385	x
<b>A350 LH2</b>	205	467130	10%	2507	122

Tabella 36 Confronto prezzo biglietto

Si prende in considerazione la condizione di design, cioè il velivolo ad idrogeno con 205 passeggeri e coefficiente di riempimento unitario. Per permettere il confronto, anche il velivolo convenzionale di riferimento ha a bordo 205 passeggeri. Come detto precedentemente, il velivolo ad idrogeno è caratterizzato da un costo operativo maggiore, conseguentemente il prezzo del biglietto è maggiore rispetto al velivolo convenzionale. Confrontando i risultati ottenuti, si ha un incremento di prezzo pari a 122\$, ovverosia il 5.11% in più. Il prezzo del biglietto è elevato per entrambi i velivoli, questo perché tiene in considerazione l'aumento dei prezzi causato dall'inflazione da oggi al 2035.

Il risultato ottenuto può essere confrontato con le proiezioni di costo recuperabili in bibliografia [33].

Flight Distance Illustrative Origin & Destination	Incremental Cost* per Flight (Incremental Cost** per Seat**)	
	in 2030	in 2050
<b>Short Haul Flight</b> 630 km (~10 <sup>th</sup> percentile of int. aviation flights) Zurich → Amsterdam Switzerland → Netherlands (ZRH/AMS)	\$130 (\$0.8)	\$780 (\$4.4)
	\$520 (\$3.3)	\$1600 (\$9.2)
	\$660 (\$4.3)	\$2200 (\$13)
<b>Average Haul Flight</b> 2700 km (average for international aviation) Montreal → Denver Canada → U.S. (YUL/DEN)	\$650 (\$3)	\$3500 (\$15)
	\$2600 (\$12)	\$7200 (\$33)
	\$3300 (\$15)	\$10,000 (\$43)
<b>Long Haul Flight</b> 5800 km (~90 <sup>th</sup> percentile of int. aviation flights) Singapore → Dubai Singapore → UAE (SIN/DXB)	\$1600 (\$5)	\$8000 (\$25)
	\$6600 (\$20)	\$17,000 (\$53)
	\$8300 (\$26)	\$23,000 (\$73)

\* Costs in \$ 2020 (adjusted for inflation).  
\*\* Seat equivalent including available seats for passengers, equivalent seats for freighters and 13 seats (deduct) for business jets.

Figura 22 Incremento di costo operativo per volo e per poltrona [33]

Average Passenger Trip Length	Potential impact on ticket price*	
	in 2030	in 2050
2900 km	\$3	\$13
	\$11	\$28
	\$14	\$38

\* Proxy based on revenue per passenger, assuming an average 3% profit margin and 75% revenue from passenger (based on historical global averages from 2010-2019).

Figura 23 Impatto potenziale sul prezzo del biglietto [33]

La figura 23 riporta la variazione di prezzo tra la tratta compiuta col velivolo ad idrogeno e quello convenzionale, sono presenti due valori uno riferito al 2030 e uno riferito al 2050. È possibile notare un incremento di prezzo, questo è dovuto all'aumento dell'inflazione tra il 2030 e il 2050.

Il prezzo del biglietto stimato utilizzando il modello di Roskam, si riferisce ad un velivolo ad idrogeno che entrerà nel mercato nel 2035. Come scritto precedentemente, la differenza di prezzo per la tratta prescelta, se compiuta con un velivolo ad idrogeno o uno convenzionale, è pari a 122\$. Al contrario, secondo il documento riportato in bibliografia [33] tale differenza di prezzo è pari a 14\$ per il 2030. Questo valore è nettamente inferiore rispetto a quello calcolato, questa differenza è attribuibile a dei differenti parametri di missione. Nello specifico, nel paper viene percorsa una tratta più breve pari a 2900 km, invece dei 6480 km previsti dalla missione analizzata in questa tesi. Inoltre, il prezzo totale viene distribuito su un numero di passeggeri maggiore pari a 320, si ipotizza un coefficiente di riempimento pari a 0.75 e ad un margine di guadagno del 3%. Oltre a ciò, non viene specificato il velivolo di riferimento, il suo peso a vuoto e la stima del costo del combustibile.

Nonostante ciò, dalla tabella 36, è possibile evidenziare un incremento di costo non particolarmente elevato, pari al 5%, il quale giustifica l'implementazione di tale velivolo.

#### 4.5 Parametri utilizzati modello di Roskam:

Si riportano i valori dei parametri del modello di Roskam utilizzati per valutare i costi del velivolo ad idrogeno.

Parametro	Unità di misura	Valore	Fonte valore utilizzato
t_gm1	hr	0.359	[20]
t_cl	hr	0.432	[20]
t_cruise	hr	6.75	[20]
t_de	hr	0.432	[20]
t_gm2	hr	0.359	[20]
t_bl	hr	8.337	[20]
Numero capitano	x	1	[20]
Numero first officer	x	2	[20]
K	x	0.26	[20]
V_bl	nm/hr	419.65	[20]
Salario capitano	USD/YY	9.16E+04	[20]
AH	hr	750	[20]
TEF	USD/blhr	26.158	[20]
WF_bl	lb	5.94E+04	[16]
R_bl	nm	3.50E+03	[20]
FP	USD/gall	0.6942	[34]
FD	lb/gall	0.5841	[35]
Fins_hull	USD/USD/airplane/YY	0.005	[20]
AMP	USD	366000000	[15]
Uann_bl	hr	3.23E+03	[20]
MHRmap_bl	hr	6.6251	[20]
RI_ap	USD/hr	26.158	[20]
Ne	x	2	[15]
MHRmeng_bl	hr	3.3355	[20]
RI_eng	USD/hr	26.158	[20]
fambl_lab	x	1.2	[20]
famb_mat	x	0.55	[20]
F_dap	x	0.85	[20]
AEP	USD	366000000	[15]
H_em	hr	4000	[20]
EP	USD	20000000	[15]
ASP	USD	1.02E+08	[20]
DP_ap	YY	10	[20]
F_deng	x	0.85	[20]
DP_eng	YY	7	[20]
F_dav	x	1	[20]
DP_av	YY	5	[20]
F_dapsp	x	0.85	[20]
F_apsp	x	0.1	[20]
DP_apsp	YY	10	[20]

F_dengsp	x	0.85	[20]
F_engsp	x	0.5	[20]
ESPPF	x	1.5	[20]
DP_engsp	YY	7	[20]
e_NOx_LTO	g	10062	[36]
f_IOC	x	0.5	[20]
Distance DE	km	196	[24]
Unite rate DE	Euro	76.95	[24]
Distance BE	km	238	[24]
Unite rate BE	Euro	113.21	[24]
Distance UK	km	587	[24]
Unite rate UK	Euro	90.22	[24]
Distance IR	km	352	[24]
Unite rate IR	Euro	27.88	[24]
Distance CAN	km	1127	[26]
Unite rate CAN	USD	0.03263	[26]

*Tabella 37 Valori parametri modello di Roskam*

## Capitolo 5: Conclusioni

Secondo gli accordi descritti nel Green Deal, la comunità Europea entro il 2035 deve garantire la condizione *Carbon Neutral*. Questo obiettivo ha creato la possibilità per la nascita di nuove soluzioni tecnologiche atte alla diminuzione delle emissioni inquinanti in atmosfera. Tra queste soluzioni si posiziona il velivolo sviluppato in questa tesi, la combustione dell'idrogeno rende possibile la riduzione delle emissioni di NO<sub>x</sub> e l'abbattimento delle emissioni di CO<sub>2</sub>. Tra le tante possibilità, l'utilizzo dell'idrogeno come combustibile è la soluzione più promettente, la quale garantisce una riduzione degli inquinanti in atmosfera nel minor tempo possibile. Ma questa tecnologia richiede dei cambiamenti importanti nella catena di approvvigionamento dell'idrogeno nell'industria aeronautica.

I velivoli ad idrogeno sviluppati in passato prevedevano grandi cambiamenti alla geometria del velivolo di riferimento. Al contrario, il velivolo sviluppato in questa tesi è a geometria fissa, non sono presenti variazioni nell'airframe rispetto al velivolo di riferimento. Inoltre, sfrutta da esso tutte le innovazioni tecnologiche, come l'efficienza aerodinamica, strutturale e dei materiali al fine di ottenere un velivolo avanzato che abbia un peso a vuoto ridotto e quindi permetta il trasporto di più passeggeri possibile.

Osservando i parametri di missione, è possibile confermare il soddisfacimento dei requisiti di alto livello. In particolare, il velivolo è capace di trasportare 205 passeggeri per 6480 km, a una quota di 11000 metri e ad un Mach di 0.85. Il velivolo inoltre presenta un'eccellente stabilità longitudinale durante il volo, lo spostamento del baricentro è trascurabile, passando dal 51% dell'asse longitudinale al decollo al 49% all'atterraggio.

Oggigiorno sempre più numerosi sono gli aeroporti particolarmente attenti all'ambiente, avere un velivolo meno inquinante vuol dire incorrere in una minore tassazione. Il costo associato alla manutenzione del velivolo ad idrogeno è inferiore rispetto al velivolo di riferimento, poiché essendo caratterizzato da un minor peso al decollo, è richiesta una minore spinta e quindi meno ore di manutenzione. Il costo operativo è maggiore rispetto all'A35k, nonostante ciò, il costo dell'idrogeno diventerà sempre meno importante, e il costo del cherosene sarà sempre più elevato, conseguentemente il velivolo ad idrogeno diventerà cruciale ed essenziale per le compagnie aeree del prossimo futuro.

I valori di costo ottenuti sono stati confermati dai valori trovati in bibliografia, l'analisi effettuata è corretta. Con la tecnologia attuale e le innovazioni del futuro, la realizzazione di un velivolo ad idrogeno sarà possibile e probabilmente la migliore soluzione a noi disponibile.

## Bibliografia

- [1] CleanSky, «Hydrogen-powered aviation: a fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050,» McKinsey, Luxembourg, EU, 2020.
- [2] ICAO, «Summary of Fuels information from LTAG analyses,» ICAO Environment, 2022.
- [3] Airbus, «A350 family, Shaping the future of air travel,» Airbus, 2023. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a350-family>. [Consultato il giorno 16 10 2023].
- [4] Airbus, «A330-900 Powering into the future,» Airbus, 2023. [Online]. Available: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a330-advanced-to-boost-profitability/a330-900>. [Consultato il giorno 16 10 2023].
- [5] Airbus, A350 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING, Blagnac Cedex, France: AIRBUS S.A.S., 2022.
- [6] Airbus, A330 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING, Blagnac Cedex, France: AIRBUS S.A.S., 2021.
- [7] Airbus, «ZEROe, Towards the world's first hydrogen-powered commercial aircraft,» Airbus, 2023. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>. [Consultato il giorno 16 10 2023].
- [8] Wikimedia, «Utilizzatori della famiglia Airbus A320,» 2023. [Online]. Available: [https://it.wikipedia.org/wiki/Utilizzatori\\_della\\_famiglia\\_Airbus\\_A320](https://it.wikipedia.org/wiki/Utilizzatori_della_famiglia_Airbus_A320). [Consultato il giorno 16 10 2023].
- [9] F. Svensson, «Potential of reducing the environmental impact of civil subsonic aviation by using liquid hydrogen,» Swedish Defence Research Agency, Stockholm, 2005.
- [10] Lockheed aircraft corporation for NASA, «Study of the application of hydrogen fuel to long-range subsonic transport aircraft,» California, 1975.
- [11] Aerospace Technology Institute , «Zero-carbon emission aircraft concepts,» England, 2022.
- [12] H. S. Arturo Gomez, «Liquid hydrogen fuel tanks for commercial aviation: Structural sizing and stress analysis,» *Aerospace Science and Technology*, p. 12, 2019.
- [13] D. Verstraete, «Long range transport aircraft using hydrogen fuel,» *International journal of hydrogen energy*, 2013.
- [14] D. Verstraete, «The Potential of Liquid Hydrogen for long range aircraft propulsion,» Cranfield University, Canfield, 2008-2009.
- [15] Wikimedia, «Airbus A350 XWB,» 2023. [Online]. Available: [https://it.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_A350\\_XWB](https://it.wikipedia.org/wiki/Airbus_A350_XWB). [Consultato il giorno 04 11 2023].
- [16] D. P. Raymer, Aircraft Design: a conceptual approach, Playa del Rey, California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.

- [17] M. H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN: a systems engineering approach, New Hampshire, USA: Wiley & Sons, Ltd, 2013.
- [18] D. F. & R. Fusaro, «Progetto dei sistemi aerospaziali integrati - Polito,» Torino, 2022-2023.
- [19] European Aviation Safety Agency, «Certification Specifications for large Aeroplanes,» 2007.
- [20] Roskam, Airplane Design, Lawrence, Kansas, USA: The University of Kansas, 1990.
- [21] Camilleri, Aircraft operating costs and profitability, Edinburgh: Switzerland: Springer Nature, 2018.
- [22] V. Vercella, «Development and implementation of a cost model for aircraft's operating costs evaluation,» Politecnico di Torino, Torino, 2017.
- [23] Federal Aviation Administration, «CHARGES FOR AERODROMES/HELIPORTS AND AIR NAVIGATION SERVICES,» 2023. [Online]. Available: [https://www.faa.gov/air\\_traffic/publications/atpubs/aip\\_html/part1\\_gen\\_section\\_4.1.html](https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aip_html/part1_gen_section_4.1.html). [Consultato il giorno 18 10 2023].
- [24] ansperformance.eu, «En-route Charging Zone,» 2023. [Online]. Available: <https://ansperformance.eu/definition/en-route-charging-zone/#:~:text=A%20route%20charge%20is%20levied,defined%20by%20the%20Member%20States..>. [Consultato il giorno 18 10 2023].
- [25] Eurocontrol, «Central route charge office: customer guide to charges,» Eurocontrol, EU, 2022.
- [26] Nav Canada, «ANNOUNCEMENT OF NEW AND REVISED SERVICE CHARGES,» Canada, 1998.
- [27] Nav Canada, «NOTICE OF NEW AND REVISED SERVICE CHARGES,» Canada, 1998.
- [28] Federal Aviation Administration, «Air Navigation Facility Charges,» FAA, USA, 2023.
- [29] Fraport, Fraport, 2023. [Online]. Available: [https://sslapps.fraport.de/airportcharges/m101\\_001.jsp?lang=en](https://sslapps.fraport.de/airportcharges/m101_001.jsp?lang=en). [Consultato il giorno 18 10 2023].
- [30] S. Johanning, «Evaluation of worldwide noise and pollutant emission costs for integration into direct operating cost methods,» Hamburg, Germany, 2012.
- [31] Boeing, 737 MAX Airplane Characteristics for Airport Planning, Boeing Commercial Airplanes, 2023.
- [32] M. LEE, «Analysis of direct operating cost of wide-body passenger aircraft: A parametric study based on Hong Kong,» *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019.
- [33] ICAO, «Long-Term Aspirational Goal,» ICAO, 2022.
- [34] D. Ferretto, «Economic and environmental sustainability of liquid hydrogen fuel for hypersonic transportation systems,» *CEAS Space Journal*, 2019.
- [35] Wikimedia, «Hydrogen storage,» 2023. [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen\\_storage](https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen_storage). [Consultato il giorno 04 11 2023].
- [36] «Emission Databank,» 2022.

- [37] Aircraft Performance Database, «A35K database,» 2023. [Online]. Available: <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=A35K&ICAOFilter=A35K>. [Consultato il giorno 16 10 2023].
- [38] N. Rebbelmund, Artist, *F-WMIL Airbus Industrie Airbus A350-1041*. [Art]. Planespotters.net, 2020.
- [39] N. Sousa, Artist, *F-WTTN Airbus Industrie Airbus A330-941*. [Art]. Planespotters.net, 2019.
- [40] M. Pearce, Artist, *G-XWBC British Airways Airbus A350-1041*. [Art]. Planespotters.net, 2023.
- [41] M. Rudolf, Artist, *EI-HJP ITA Airways Airbus A330-941*. [Art]. Planespotters.net, 2023.
- [42] N. D. Giorgi, Artist, *EI-NEO Neos Boeing 787-9 Dreamliner*. [Art]. Planespotters, 2018.
- [43] A. Makowski, Artist, *A7-BAN Qatar Airways Boeing 777-3DZER*. [Art]. Planespotters.net, 2022.