



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

Laurea magistrale in Ingegneria Aerospaziale

A.a. 2024/2025

Sessione di Laurea Ottobre 2025

Progettazione flessibile di un velivolo subsonico a idrogeno da trasporto passeggeri

Relatori

Prof. DAVIDE FERRETTO

Prof.ssa NICOLE VIOLA

Prof. OSCAR GORI

Candidato

ALBERTO TOMATIS

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Progettazione flessibile di un
velivolo subsonico a idrogeno da
trasporto passeggeri**



**Politecnico
di Torino**

Relatori

Prof. Davide Ferretto

Prof.ssa Nicole Viola

Prof. Oscar Gori

Candidato

ALBERTO TOMATIS

Ottobre 2025

*A mia fratello Alessio,
la cui tenacia è per me
costante fonte
d'ispirazione.*

Indice

Elenco delle tabelle	V
Elenco delle figure	VI
1 Introduzione	1
1.1 Obiettivo della tesi	1
1.2 L'idrogeno liquido come possibile combustibile aeronautico	3
1.3 Fondamenti della progettazione preliminare di un velivolo	7
2 Sviluppo della metodologia e gestione dei dati di input	9
2.1 Struttura dell'algoritmo	9
2.2 Acquisizione dei dati forniti in input	12
2.2.1 Inserimento manuale dei dati	14
2.2.2 Acquisizione dei dati tramite database	17
2.3 Tracciamento del profilo di missione	22
3 Dimensionamento del velivolo	26
3.1 Stima delle masse - metodo iniziale proposto dal Raymer	26
3.2 Dimensionamento dei serbatoi	32
3.3 Valutazione del punto di progetto	45
3.3.1 Identificazione del punto di progetto sul <i>Matching Chart</i>	53
3.4 Stima delle masse: equazione parametrica in funzione del punto di progetto	54
4 Elaborazione dei risultati e analisi di sensibilità	56
4.1 Calcolo del margine di stabilità statica	56

4.2 Risultati a confronto in funzione delle scelte progettuali	58
5 Conclusioni	75
A Elenco delle assunzioni del codice MATLAB	84
B Dati da assumere nel caso di acquisizione tramite database	89
C Modello per la valutazione dell'efficienza aerodinamica	92
D Relazione di Breguet	98
D.1 Valutazione dell'autonomia oraria	98
D.2 Valutazione dell'autonomia chilometrica	99
Bibliografia	101

Elenco delle tabelle

2.1	Elenco di dati inseriti manualmente dall'utente	14
2.2	Facsimile del database	19
2.3	Dati che descrivono le fasi del profilo di missione	25
4.1	Elenco di dati di input relativi all'A320neo	58
4.2	Dati che descrivono le fasi del profilo di missione di riferimento, valido per un A320neo	62
4.4	Confronto tra A320neo e la sua corrispondente versione a idrogeno .	67
4.5	Risultati ottenuti variando il numero di Mach di crociera	68
4.6	Risultati ottenuti variando il <i>Range</i>	71
4.7	Risultati ottenuti variando l'altezza del serbatoio di prua	72
4.8	Risultati ottenuti variando l'altezza del primo serbatoio di poppa .	73
4.9	Risultati ottenuti variando l'estensione del secondo serbatoio di poppa	74
5.1	Risultati dei fit polinomiali per i vari dataset relativi al peso massimo al decollo. In grassetto, i gradi polinomiali selezionati ¹	78
5.2	Risultati dei fit polinomiali per i vari dataset relativi alla varia- zione dell'efficienza aerodinamica di crociera. In grassetto, i gradi polinomiali selezionati	80
A.1	Specifiche tecniche dei container AKH - LD3-45	86
A.2	Specifiche tecniche dei container AKE LD3	87
C.1	Valori del fattore di resistenza per interferenza	96

Elenco delle figure

1.1	Proiezione delle emissioni future di anidride carbonica da parte dell'aviazione civile (fonte: [3])	4
1.2	Possibile riduzione dell'impatto climatico rispetto all'utilizzo di cherosene (fonte: [3])	5
1.3	Analisi degli effetti associati all'eventuale utilizzo della tecnologia a idrogeno liquido (fonte: [3])	6
1.4	Schema relativo al processo di progettazione preliminare di un aeromobile (fonte: [5])	8
2.1	Diagramma di flusso complessivo	11
2.2	Diagramma di flusso che descrive la logica di funzionamento delle due modalità di acquisizione dei dati	13
2.3	Rappresentazione della relazione statistica tra l'efficienza aerodinamica massima e " <i>l'allungamento alare bagnato</i> " (fonte: [6])	21
2.4	Figura tratta dalla fonte: [6]	22
2.5	Figura tratta dalla fonte: [5]	23
3.1	Figura tratta dalla fonte: [5]	29
3.2	Esempio di una vista laterale della fusoliera	34
3.3	Esempio di una vista in sezione della fusoliera, in corrispondenza di una posizione longitudinale anteriore rispetto alla <i>wing-box</i>	34
3.4	Esempio di una vista in sezione della fusoliera, in corrispondenza di una posizione longitudinale posteriore rispetto alla <i>wing-box</i>	35
3.5	Esempio di una vista laterale della fusoliera della configurazione <i>wide-body</i>	36

3.6	Esempio di una vista in sezione della fusoliera della configurazione <i>wide-body</i>	37
3.7	Esempio di una vista in sezione della fusoliera della configurazione <i>wide-body</i>	37
3.8	Disegno tratto dalla fonte [8]	38
3.9	Rappresentazione tratta dalla fonte [9]	39
3.10	Diagramma di flusso associato al dimensionamento dei serbatoi . . .	40
3.11	Rappresentazione tratta dalla fonte [6].	45
3.12	Tabella tratta dalle fonti [6] e [10]	46
3.13	Rappresentazione tratta dalla fonte [6]	47
3.14	Rappresentazione tratta dalla fonte [11]	47
3.15	Rappresentazione tratta dalla fonte [6]	49
3.16	Rappresentazione tratta dalla fonte [12]	49
3.17	Ipotetico "Matching Chart" tratto dalla fonte [6]	53
4.1	Profilo di missione	64
4.2	<i>Matching Chart</i> : $TW_{\text{design}} = 0.32$, $WS_{\text{design}} = 5450,55 \text{ N/m}^2$	65
4.3	Vista laterale della fusoliera	65
4.4	Sezione trasversale in corrispondenza del serbatoio di prua	66
4.5	Sezione trasversale in corrispondenza del primo serbatoio di poppa .	66
4.6	Andamento dei pesi, al variare del numero di Mach di crociera . . .	69
4.7	Spostamento del punto di progetto, al variare del Mach di crociera .	69
4.8	Andamento dei pesi, al variare del <i>Range</i> . W_{TO} : curva arancione, W_{fuel} : curva verde, W_{empty} : curva azzurra	71
5.1	Variazione di W_{TO} al variare dei requisiti e dei parametri di progetto	79
5.2	Variazione di ΔLD al variare dei requisiti e dei parametri di progetto	81
5.3	Variazione di W_{TO} e di ΔLD al variare dei requisiti e dei parametri di progetto	82
A.1	Rappresentazione tratta dalla fonte [27]	87
C.1	Grafici tratti da [5]	94
D.1	Figura tratta dalla fonte: [12]	98

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Obiettivo della tesi

L'obiettivo della tesi risiede nello sviluppo di una metodologia parametrica e flessibile per la progettazione preliminare di un velivolo subsonico a idrogeno a combustione diretta, secondo la configurazione tradizionale degli aeromobili da trasporto passeggeri.

L'algoritmo sviluppato è **parametrico**, nella misura in cui gli *output* sono funzione delle caratteristiche specifiche fornite dall'utente. Questa proprietà consente di analizzare come le scelte progettuali influenzino grandezze macroscopiche, come l'efficienza aerodinamica, la massa massima al decollo, il volume necessario per lo stoccaggio di combustibile e il margine di stabilità statica.

La **flessibilità**, invece, permette di dimensionare la configurazione ottimale tra le due classiche possibilità: *narrow-body* o *wide-body*¹.

¹Nel lavoro sviluppato per la presente tesi, si è scelto di non considerare la configurazione a doppio ponte, a causa della sua probabile scarsa competitività sul mercato. Infatti, gli unici due scenari in cui potrebbe risultare vantaggiosa per il dimensionamento di un velivolo alimentato a idrogeno sarebbero i seguenti:

- quando le caratteristiche prestazionali richieste, come il *range* e il numero di passeggeri da trasportare, siano tipiche per un *wide-body* con alimentazione tradizionale, ma incompatibili con un *wide-body* a idrogeno. Quindi, in questa circostanza il velivolo a idrogeno a doppio

Infatti, a partire dal velivolo di riferimento (o da un database di velivoli di riferimento) fornito dall'utente e in funzione dei requisiti di alto livello, le dimensioni della fusoliera (lunghezza e diametro) vengono modificate, al fine di consentire la necessaria allocazione di combustibile al suo interno e in modo tale da ottenere il più alto valore di efficienza aerodinamica di crociera.²

L'algoritmo prevede, inoltre, l'impiego di un **codice MATLAB modulare**, pensato per agevolare eventuali future modifiche o sostituzioni dei modelli matematici implementati.

Infine, essendo una metodologia da collocarsi nel contesto di una **progettazione preliminare**, vengono stimate le seguenti caratteristiche principali del velivolo subsonico alimentato a idrogeno:

- la sua distinta delle masse: la massa massima al decollo, la massa di combustibile allocato in ciascun serbatoio e la massa operativa a vuoto;
- la distribuzione dei volumi: l'estensione della cabina dei passeggeri, lo spazio dedicato alle baie dei sistemi, il volume disponibile per il trasporto cargo e le dimensioni dei serbatoi;
- il suo dimensionamento: la lunghezza e il diametro della fusoliera, e la superficie alare;
- le prestazioni di base rispetto al suo profilo di missione: l'autonomia chilometrica, il numero di passeggeri da trasportare, il numero di Mach in fase di crociera, l'efficienza aerodinamica e il margine di stabilità statica.

ponente risulterebbe ben più svantaggioso rispetto al corrispettivo a cherosene, a causa dei maggiori costi operativi diretti.

- nel confronto diretto tra due velivoli a doppio ponte, uno alimentato con un combustibile tradizionale, l'altro a idrogeno. In questo caso, le dimensioni maggiori del velivolo alimentato a idrogeno non gli consentirebbero di garantire le stesse prestazioni della configurazione concorrente.

²Nei velivoli alimentati a idrogeno i serbatoi non vengono allocati nell'ala, poichè, dovendo conservare il combustibile allo stato liquido criogenico, sono caratterizzati da una struttura spessa e pesante (fonte: [1]).

Queste proprietà consentono un **confronto** diretto tra il velivolo alimentato a idrogeno e l'aeromobile convenzionale di riferimento fornito come input dall'utente, permettendo così di valutare vantaggi, penalizzazioni e *trade-off* associati all'impiego dell'idrogeno come combustibile alternativo nel settore dell'aviazione civile.

1.2 L'idrogeno liquido come possibile combustibile aeronautico

Negli ultimi decenni e più che mai oggi, il settore aeronautico è chiamato a confrontarsi non solo con sfide ingegneristiche ed economiche, ma anche ambientali. Secondo la Commissione Europea, le emissioni dirette, di cui l'aviazione civile è responsabile, rappresentano circa il 3% delle emissioni complessive di gas serra dell'Unione Europea, e oltre il 2% a livello mondiale.

In occasione del "Green Deal" europeo del dicembre del 2019, la Commissione Europea ha fissato l'obiettivo di ridurre del 90% le emissioni dei trasporti entro il 2050, rispetto ai livelli del 1990.

In linea con tale finalità, nel 2009 le principali associazioni del trasporto aereo, tra cui IATA ("International Air Transport Association"), ACI ("Airports Council International"), CANSO ("Civil Air Navigation Services Organization") e IBAC ("International Business Aviation Council"), hanno dichiarato il proprio impegno a dimezzare, entro il 2050, le emissioni di carbonio rispetto ai livelli del 2005.

Considerando gli obiettivi sopra esposti e alla luce della proiezione delle emissioni future di anidride carbonica rappresentata in fig. 1.1, emerge la necessità di individuare soluzioni alternative ai combustibili tradizionali, attualmente a base di cherosene.

In tale scenario l'idrogeno liquido rappresenta un'opzione interessante.

Nel dettaglio, l'idrogeno liquido, considerato come possibile combustibile aeronautico, presenta le seguenti proprietà:

- **caratteristiche vantaggiose:**

1. **alta densità gravimetrica:** l'idrogeno liquido è caratterizzato da una densità energetica circa tre volte superiore a quella del cherosene. In altre

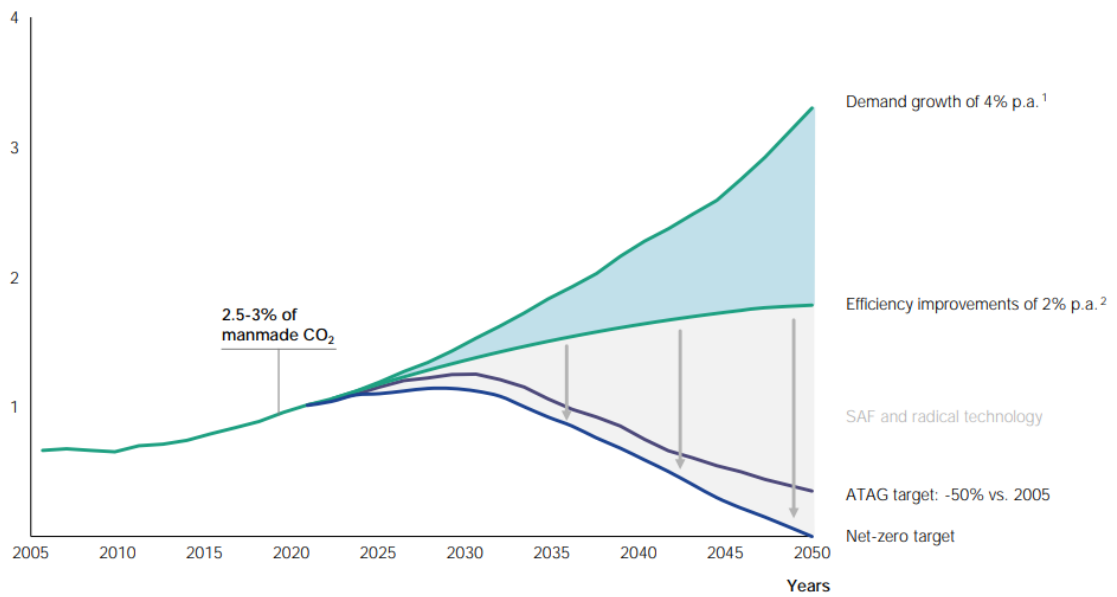


Figura 1.1: Proiezione delle emissioni future di anidride carbonica da parte dell'aviazione civile (fonte: [3])

parole, a parità di energia richiesta, la massa di idrogeno liquido risulta essere inferiore a quella di cherosene.

2. **possibile riduzione dell'impatto climatico:** come illustrato in fig. 1.2, l'impiego di idrogeno liquido consentirebbe di ridurre in maniera significativa sia le emissioni di anidride carbonica sia quelle di ossidi di azoto (grazie alla sua elevata temperatura di fiamma).
3. **basso consumo specifico:** si stima che, a parità di prestazioni, i motori a combustione diretta alimentati a idrogeno liquido siano caratterizzati da un consumo specifico pari a circa un terzo rispetto a quello dei motori a cherosene.

- **caratteristiche svantaggiose:**

1. **basse temperature:** affinché l'idrogeno possa essere conservato allo stato liquido, occorre applicare ai serbatoi un opportuno isolamento termico, tale da consentire il mantenimento delle temperature nell'intorno dei 20 K.

La gestione termica dei serbatoi diventa, quindi, un aspetto critico per i velivoli alimentati a idrogeno.

2. **bassa densità rispetto al cherosene:** sebbene per le applicazioni aeronautiche si consideri l'impiego di idrogeno, esclusivamente allo stato liquido, la sua densità resta comunque inferiore a quella del cherosene. In altre parole, a parità di massa di combustibile, i velivoli a idrogeno necessitano serbatoi di dimensioni maggiori.

Pertanto, congiuntamente alla necessità di mantenere le temperature molto basse, a parità di caratteristiche prestazionali (velocità di crociera, numero di passeggeri trasportabile e autonomia chilometrica), i velivoli a idrogeno richiedono dei serbatoi più voluminosi e pesanti.

3. **alta infiammabilità:** l'elevata infiammabilità dell'idrogeno richiede di adottare delle opportune precauzioni in fase di progettazione dei serbatoi e del sistema di alimentazione.

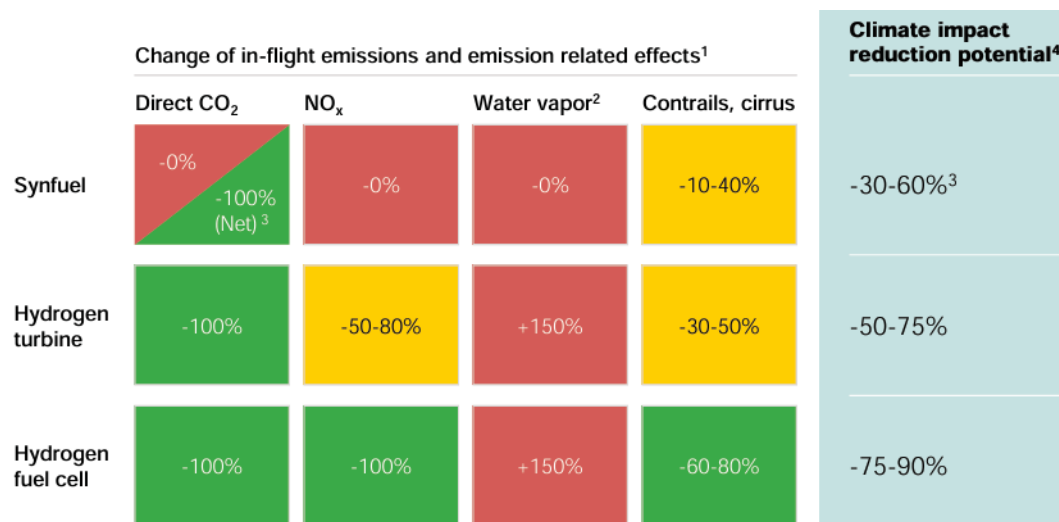


Figura 1.2: Possibile riduzione dell'impatto climatico rispetto all'utilizzo di cherosene (fonte: [3])

In conclusione, l'impiego di idrogeno liquido come combustibile per velivoli da trasporto passeggeri consente di abbattere le emissioni di anidride carbonica e di ridurre complessivamente l'impatto ambientale fino al 30% (considerando, non

solo il profilo di missione compiuto dall'aeromobile, ma l'intero ciclo di vita del combustibile: dalla sua produzione, che richiede energia elettrica, alle emissioni durante il volo).

Tuttavia, un suo impiego comporta complesse sfide ingegneristiche ed economiche, che richiedono:

- la ricerca e lo sviluppo di materiali in grado di garantire l'opportuno isolamento termico dei serbatoi, minimizzandone il peso;
- lo sviluppo di nuove configurazioni di velivoli o l'adeguamento di esistenti, al fine di trovare il giusto compromesso tra la necessaria allocazione di combustibile nei serbatoi e le caratteristiche prestazionali del velivolo;
- la realizzazione di nuove infrastrutture atte alla produzione, allo stoccaggio e al rifornimento, nell'ambito delle aree aeroportuali.

Exhibit 18

Comparison of hydrogen technology and synfuel

	 H ₂ fuel cell	 H ₂ turbine	 Synfuel
 Climate impact	75-90% reduction	50-75% reduction	30-60% reduction ¹
 Aircraft design	Only feasible for commuter to short-range segment	Feasible for all segments except for flights >10,000km	Only minor changes
 Aircraft operations	1-2x longer refueling times for up to short-range	2-3x longer refueling times for medium- and long-range	Same turnaround times
 Airport infrastructure	LH ₂ distribution and storage required		Existing infrastructure can be used
 Fuel supply chain	1.7x energy ² required for fuel production		4.6x energy ³ required for fuel production
 Cost comparison between H ₂ and synfuel	Lower for commuter to short-range aircraft	Lower for medium-, higher for short-range aircraft	Higher than H ₂ aircraft for commuter - medium-range

1. CO₂ from direct air capture assumed

2. Assuming PEM electrolysis, compression, pipeline transport, liquefaction, storage and distribution

3. Assuming PEM electrolysis, CO₂ direct air capture, synthesis, pipeline transport, and distribution

Figura 1.3: Analisi degli effetti associati all'eventuale utilizzo della tecnologia a idrogeno liquido (fonte: [3])

1.3 Fondamenti della progettazione preliminare di un velivolo

In linea con quanto riportato alla fonte [5], per progettazione preliminare (in inglese: *conceptual design*) si intende quel processo iterativo che, a partire dai requisiti, come il *range*, il carico pagante e il numero di Mach di crociera, consente di definire una configurazione preliminare, ma non dettagliata, del velivolo.

In particolare, come viene illustrato alla fig. 1.4, a partire da un nuovo concetto di velivolo da sviluppare, il *conceptual design* prevede:

- la definizione dei requisiti, vale a dire quelle caratteristiche dimensionanti e/o prestazionali, che l'aeromobile da progettare deve essere in grado di soddisfare;
- la definizione di quale tipologia di tecnologia il velivolo sarà dotato.

Questa informazione è funzione degli obiettivi temporali e prestazionali dell'intero processo di progettazione. In altre parole, la tipologia di tecnologia da considerare deve essere in linea con le risposte che vengono date alle seguenti domande: quali caratteristiche prestazionali deve avere il velivolo? Quale tipologia di tecnologia potrebbe essere maggiormente adeguata? Quali tipologie di tecnologia saranno a disposizione quando il velivolo dovrà essere prodotto?

- un primo dimensionamento della configurazione del velivolo, che considera le stime del peso complessivo dell'aeromobile, e delle sue caratteristiche aerodinamiche e propulsive.

Qualora il nuovo concetto di aeromobile si discosti in maniera significativa da quelli precedenti, prima di effettuare il dimensionamento, occorre definire uno schizzo del velivolo, in cui vengono inclusi le geometrie di ala e coda, la forma della fusoliera e il posizionamento dei principali componenti, come il motore, il *cockpit*, il compartimento del carico pagante, il carrello d'atterraggio e i serbatoi.

In conclusione, l'iteratività del processo, riassunta nella fig. 1.4 con l'etichetta "*Sizing & performance optimization*", consiste nel ricercare la configurazione migliore, in termini di peso e costi, che permetta di soddisfare i requisiti definiti a monte del processo.

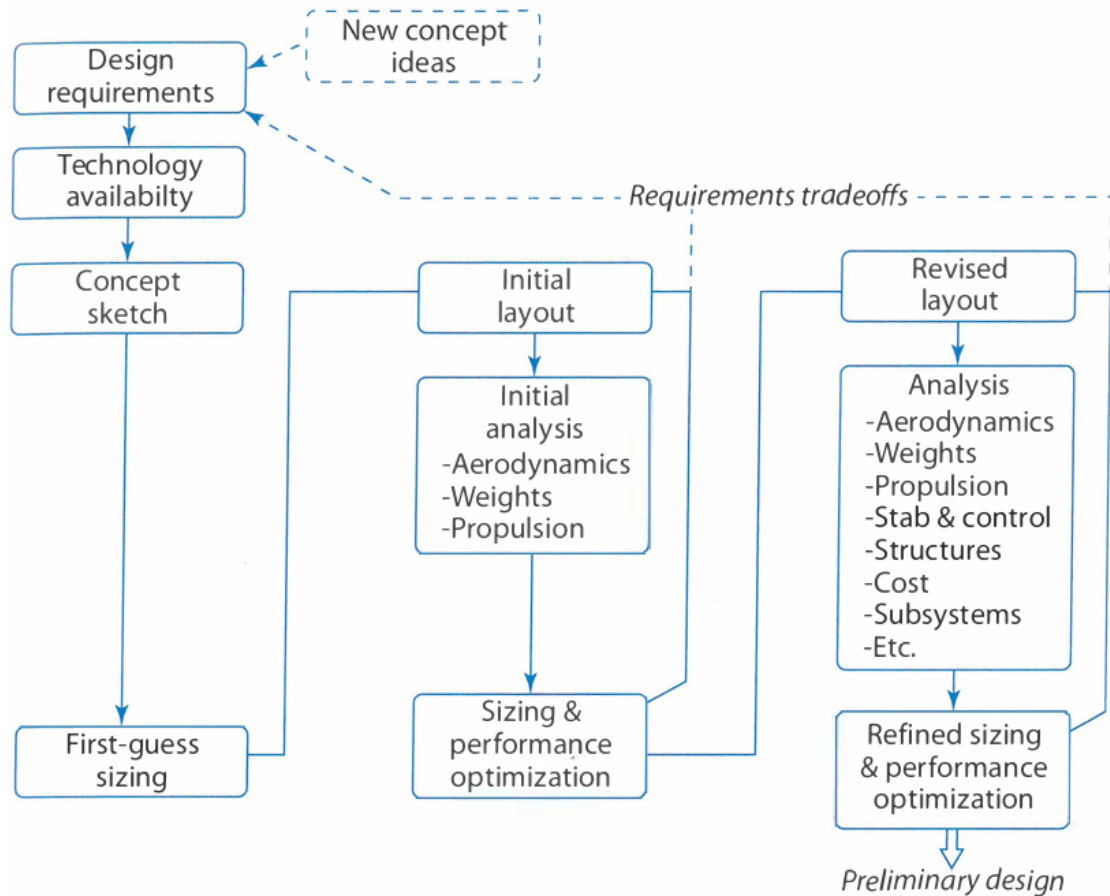


Figura 1.4: Schema relativo al processo di progettazione preliminare di un aeromobile (fonte: [5])

Capitolo 2

Sviluppo della metodologia e gestione dei dati di input

2.1 Struttura dell'algoritmo

Nella fig. 2.1 vengono illustrati i passaggi principali attraverso i quali la metodologia sviluppata si articola. Si sottolinea che, a partire da questo algoritmo, è stato sviluppato un codice MATLAB, che riportasse la medesima impostazione, al fine di poter valutare i risultati, e quindi l'affidabilità, della metodologia stessa.

Di seguito gli *step* riportati in fig. 2.1.

Elaborazione preliminare dei dati

1. **Acquisizione dei dati:** requisiti di alto livello, dati associati al profilo di missione di riferimento, dati prestazionali e geometrici.
2. **Tracciamento del profilo di missione di riferimento.**

Dimensionamento del velivolo

3. **Stima delle masse:** effettuata tramite il metodo semplificato proposto al capitolo 3 della fonte [5]. Tale valutazione consente di stimare il volume interno dei serbatoi necessario per completare il profilo di missione di riferimento.

4. **Dimensionamento dei serbatoi:** si tratta di un ciclo che, ad ogni iterazione, aggiorna le dimensioni della fusoliera e, di conseguenza, il volume a disposizione nei serbatoi. L'obiettivo è che quest'ultimo sia almeno in grado di uguagliare il volume interno necessario stimato in precedenza.

5. **Avvio del ciclo iterativo di dimensionamento del velivolo:** il ciclo termina quando la differenza, in valore assoluto, tra le stime del peso massimo al decollo di due iterazioni consecutive risulta essere inferiore a una determinata tolleranza.

Durante l'esecuzione del ciclo iterativo vengono modificate le seguenti caratteristiche geometriche del velivolo:

- il diametro e la lunghezza della fusoliera;
- l'apertura alare (b) e la superficie alare (S).

Si sottolinea, inoltre, che si assume che l'ala sia trapezoidale e che l'allungamento alare rimanga costante, pari al valore definito in funzione dei dati forniti dall'utente:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad \text{allungamento alare} \quad (2.1)$$

5A. **Ricerca del punto di progetto:** si tratta di uno dei due punti che delimitano l'area di fattibilità sul *Matching Chart*.

5B. **Stima delle masse:** a differenza del metodo utilizzato al punto 3, non si applica una metodologia iterativa e la massa operativa a vuoto viene stimata in funzione del punto di progetto.

5C. **Dimensionamento dei serbatoi:** si tratta del medesimo ciclo iterativo descritto in precedenza (punto 4 dell'algoritmo).

Elaborazione dei risultati

6. **Tracciamento del *Matching Chart* finale.**

7. **Rappresentazione delle viste in sezione, frontale e laterale.**

8. **Calcolo del margine di stabilità statica.**

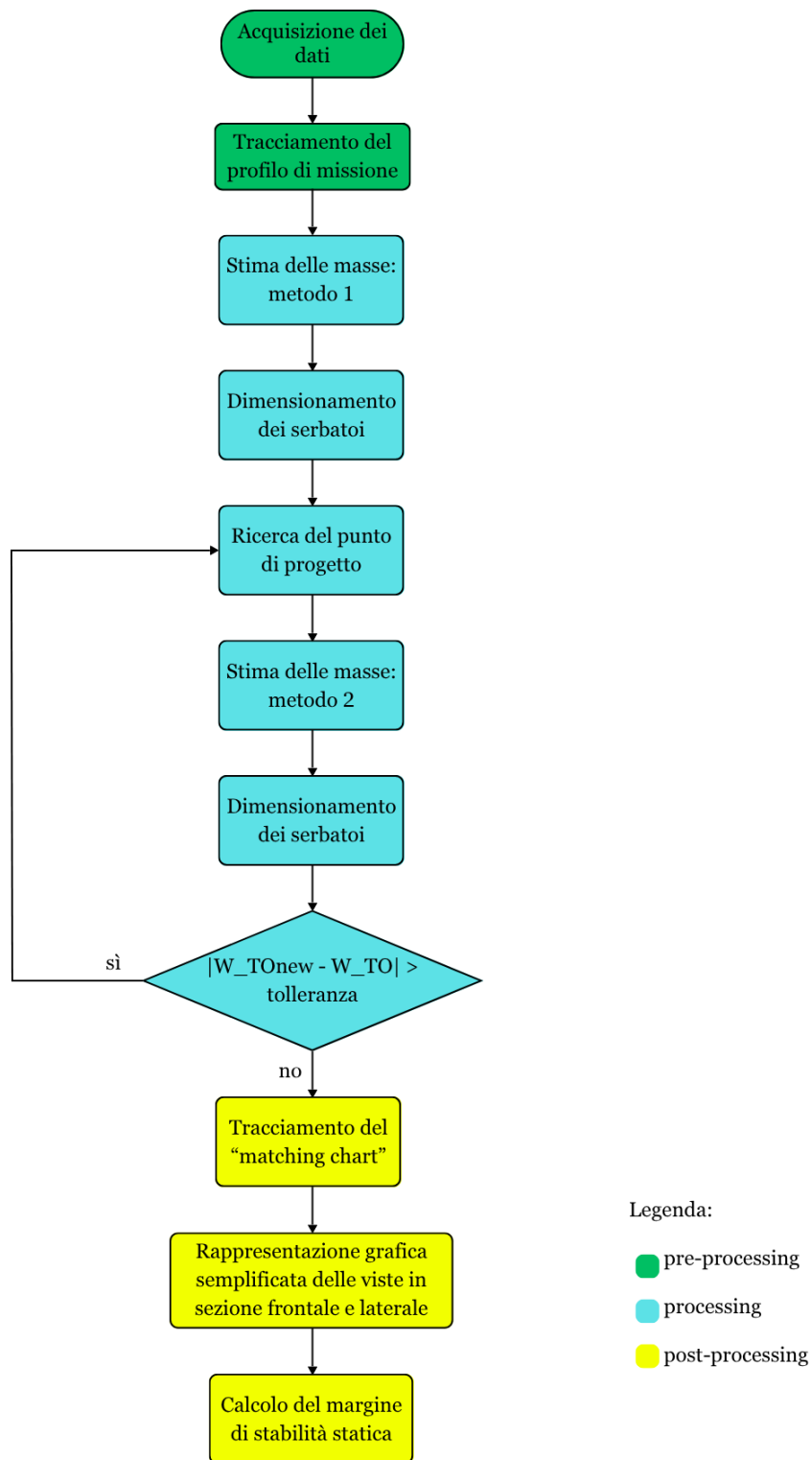


Figura 2.1: Diagramma di flusso complessivo

Nei paragrafi e nei capitoli che seguono si analizza il codice MATLAB, implementato a partire dall'algoritmo illustrato in fig. 2.1.

2.2 Acquisizione dei dati forniti in input

Il codice MATLAB prevede due possibili metodologie di acquisizione dei dati. L'utente può, quindi, fornirli manualmente oppure tramite database.

I dati forniti dall'utente rappresentano, infatti, sia il punto iniziale da cui far partire la prima iterazione del metodo sia un termine di confronto per i risultati ottenuti dall'algoritmo. In particolare, grazie alle due diverse metodologie di acquisizione dei dati, è possibile effettuare confronti puntuali oppure riferiti a un'intera classe di velivoli.

Qualora i dati siano forniti manualmente, è plausibile che si riferiscano ad uno specifico velivolo alimentato con combustibile tradizionale. Una volta che il metodo ha raggiunto la convergenza, è quindi possibile confrontare i risultati ottenuti dal metodo parametrico, associati al velivolo a idrogeno, con i dati iniziali del velivolo convenzionale.

Qualora, invece, il codice effettui la regressione lineare sui dati forniti tramite database, i risultati ottenuti dall'algoritmo rappresentano un'indicazione di dove si collocherebbe il velivolo a idrogeno all'interno di quella specifica fascia di mercato.

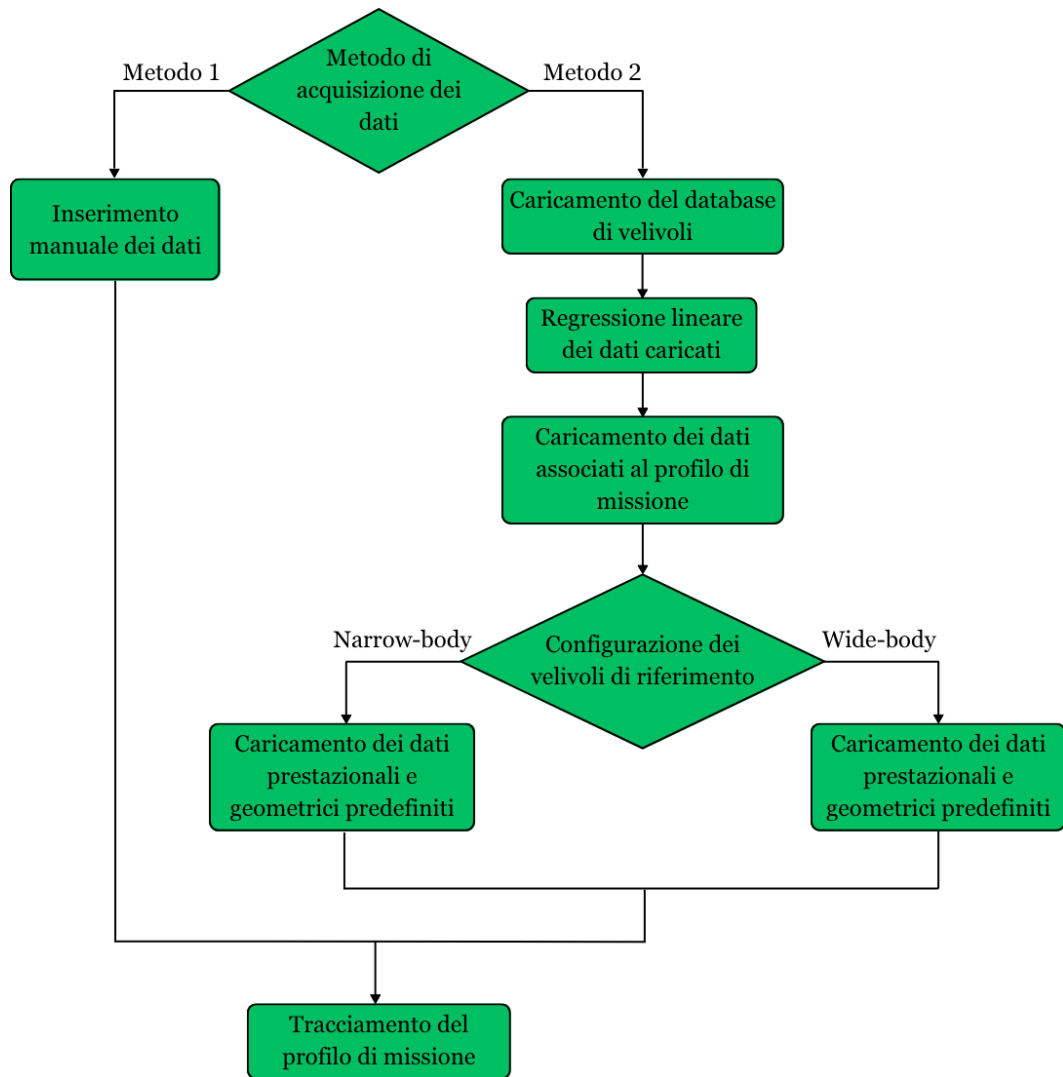


Figura 2.2: Diagramma di flusso che descrive la logica di funzionamento delle due modalità di acquisizione dei dati

2.2.1 Inserimento manuale dei dati

Occorre caricare nella cartella in cui si trova il codice un file di estensione *.m*, contenente i dati riportati nelle tabelle 2.1 e 2.3.

Si sottolinea che alla fine di tale file, il comando *saveas* deve consentire il salvataggio dei dati in un formato con estensione *.mat*.

Tabella 2.1: Elenco di dati inseriti manualmente dall'utente

Classificazione	Descrizione
Requisiti di Alto Livello	<i>Range</i> [m]
	Numero di passeggeri [-]
	Numero di passeggeri appartenenti alla categoria <i>business</i> [-]
	Numero di passeggeri appartenenti alla categoria <i>economy</i> [-]
	Numero dei membri dell'equipaggio [-]
	Peso medio (incluso il bagaglio), associato a ciascuna persona a bordo [N]
	Numero dei motori (2 o 4) ¹ [-]
	Numero di Mach in crociera [-]
	Quota in crociera [m]
	Angolo di incidenza dell'ala in crociera [°]
Dati Prestazionali	Massimo coefficiente di portanza (clean configuration, senza ipersostentatori) [-]
	Coefficiente di portanza in crociera [-]
	Efficienza aerodinamica massima [-]

¹Vedere appendice A

Classificazione	Descrizione
Dati Prestazionali	Efficienza aerodinamica in crociera [-]
	Superficie alare [m^2]
	Apertura alare [m]
	Lunghezza della fusoliera [m]
	Diametro esterno della fusoliera [m]
	Spinta di un motore [N]
	Massa massima al decollo [kg]
	Rapporto di by-pass del motore [-]
Dati Geometrici e di Dettaglio	Coefficiente d'attrito [-]
	Lunghezza del motore [m]
	Diametro esterno della gondola del motore [m]
	Corda alla radice dell'ala [m]
	Corda all'estremità alare [m]
	Rapporto massimo spessore/corda del profilo alare: $(\frac{t}{c})_{max}$
	Posizione del punto di massimo spessore del profilo alare, espressa in percentuale della corda [%]
	Angolo di freccia [°]
	Fattore di Oswald [-]
	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di atterraggio, grazie all'uso degli ipersostentatori [-]

Classificazione	Descrizione
Dati Geometrici e di Dettaglio	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di decollo, grazie all'uso degli ipersostentatori [-]
	Corda alla radice dell'impennaggio orizzontale [m]
	Corda alla radice dell'impennaggio verticale [m]
	Corda all'estremità dell'impennaggio orizzontale [m]
	Corda all'estremità dell'impennaggio verticale [m]
	Estensione dell'impennaggio orizzontale [m]
	Posizione, lungo la corda, del punto di massimo spessore dell'impennaggio orizzontale
	Altezza dell'impennaggio verticale [m]
	Rapporto massimo spessore/corda dell'impennaggio orizzontale: $(\frac{t}{c})_{max}$
	Angolo di freccia dell'impennaggio orizzontale [°]
	Percentuale di superficie bagnata dell'ala [%]
	Percentuale di superficie bagnata della coda [%]
	Percentuale di superficie bagnata della fusoliera [%]

Classificazione	Descrizione
Dati Geometrici e di Dettaglio	Percentuale di superficie bagnata dei motori [%]
	Contributo di resistenza miscellanea, espresso come frazione del coefficiente di resistenza parassita [%]
	Percentuale di resistenza aerodinamica dovuta a perdite e sporgenze, espressa come percentuale del coefficiente di resistenza parassita [%]

2.2.2 Acquisizione dei dati tramite database

L'utilizzo di un database implica la ricerca di un insieme di dati che riassume adeguatamente le caratteristiche di una flotta di riferimento selezionata dall'utente. Per raggiungere tale scopo, gli *input* necessari per la corretta esecuzione dell'algoritmo sono suddivisi in tre categorie.

Si sottolinea che ogni file fornito dall'utente deve includere, al termine, il comando *saveas*, in modo tale da salvare le informazioni in un formato con estensione *.mat*.

CATEGORIA DI DATI: 1

Innanzitutto, il codice richiede all'utente di specificare a display la categoria di appartenenza dei velivoli di riferimento riportati nel database. In base a quest'ultima, viene considerato un opportuno set di dati aggiuntivi², definiti a priori.

CATEGORIA DI DATI: 2

²Vedere appendice B

In seguito, l'utente carica nella cartella in cui si trova il codice un file con estensione *.m*, che descrive le fasi del profilo di missione di riferimento (vedere tabella 2.3).

Si sottolinea che, rispetto a quanto riportato in tabella 2.3, occorre che vengano inserite nel file anche le seguenti informazioni:

- il numero di Mach in crociera;
- la quota in crociera [m];
- il numero di membri dell'equipaggio;
- il numero di motori (si assume che il velivolo possa presentare una configurazione che preveda o 2 o 4 motori);
- l'angolo di incidenza dell'ala in crociera, espresso in gradi [deg];

CATEGORIA DI DATI: 3

Infine, occorre fornire un file *.m*, contenente una selezione ridotta di dati (riportata in tabella 2.2), relativa alla flotta di velivoli di riferimento, e specificare a display alcune caratteristiche prestazionali che il velivolo subsonico a idrogeno deve essere in grado di soddisfare. In particolare:

- il numero di passeggeri, appartenenti alla categoria *business*;
- il numero di passeggeri, appartenenti alla categoria *economy*;
- il peso medio per persona (incluso il bagaglio), espresso in [N];
- il *range* [m].

Note queste prestazioni, l'algoritmo procede eseguendo due regressioni lineari.

La prima ha l'obiettivo di stimare il peso massimo al decollo. Nello specifico, sulla base dei dati della tabella 2.2, si considera la relazione lineare 2.2 applicando il metodo dei minimi quadrati per ricavare i coefficienti *a* e *b*.

$$\frac{W_{\text{MTO}}}{\text{Range}} = a + b \cdot \left(\frac{\text{Payload}}{\text{Range}} \right) \quad (2.2)$$

Una volta calcolati i coefficienti a e b , si valuta il peso massimo al decollo ($[N]$), sostituendo nella relazione i valori di *Payload* e di *Range* richiesti al velivolo a idrogeno.

In seguito, per ottenere una valutazione delle restanti caratteristiche riportate nella tabella 2.2, si esegue una seconda regressione lineare, in funzione del peso massimo al decollo dei velivoli presenti nel database.

In particolare, considerando la relazione lineare 2.3 e applicando nuovamente il metodo dei minimi quadrati, si ricavano i coefficienti p_1 e p_2 . Successivamente, sostituendo nella medesima relazione lineare il peso massimo al decollo stimato, si ottengono le corrispondenti stime di: apertura alare, superficie alare, diametro esterno e lunghezza della fusoliera, del velivolo di riferimento, che costituisce il termine di confronto per il velivolo a idrogeno che l'algoritmo dimensionerà.

$$Variable = p_1 + p_2 \cdot W_{MTO} \quad (2.3)$$

Tabella 2.2: Facsimile del database

Velivoli	Dati
Primo modello	Apertura alare [m]
	Superficie alare [m^2]
	Diametro esterno della fusoliera [m]
	Lunghezza della fusoliera [m]
	Massa massima al decollo [kg]
	Spinta di un motore [N]
	<i>Range</i> [m]
	Carico utile [N]
Secondo modello	Apertura alare [m]
	Superficie alare [m^2]
	Diametro esterno della fusoliera [m]

Velivoli	Dati
Secondo modello	Lunghezza della fusoliera [m]
	Massa massima al decollo [kg]
	Spinta di un motore [N]
	<i>Range</i> [m]
	Carico utile [N]
Terzo modello	Apertura alare [m]
	Superficie alare [m^2]
	Diametro esterno della fusoliera [m]
	Lunghezza della fusoliera [m]
	Massa massima al decollo [kg]
	Spinta di un motore [N]
	<i>Range</i> [m]
	Carico utile [N]

Assunzione

A causa della possibile difficoltà nel reperire i valori di efficienza aerodinamica massima e di crociera, nel caso i dati vengano acquisiti tramite database si considera l'approccio riportato alla fonte [5]. In particolare, per quanto riguarda l'efficienza aerodinamica massima viene utilizzata la seguente formulazione:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = K_E \cdot \sqrt{\frac{AR}{S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}}}} \quad (2.4)$$

dove:

- K_E : è un coefficiente definito in funzione della categoria dei velivoli considerati (vedi fig. 2.3);
- AR : allungamento alare (vedere relazione 2.1);

- S_{wet} : superficie bagnata;
- S_{ref} : superficie alare di riferimento.
- S_{wet}/S_{ref} : è un rapporto che l'utente può definire in base alla categoria di velivolo, seguendo le indicazioni della fig. 2.4.

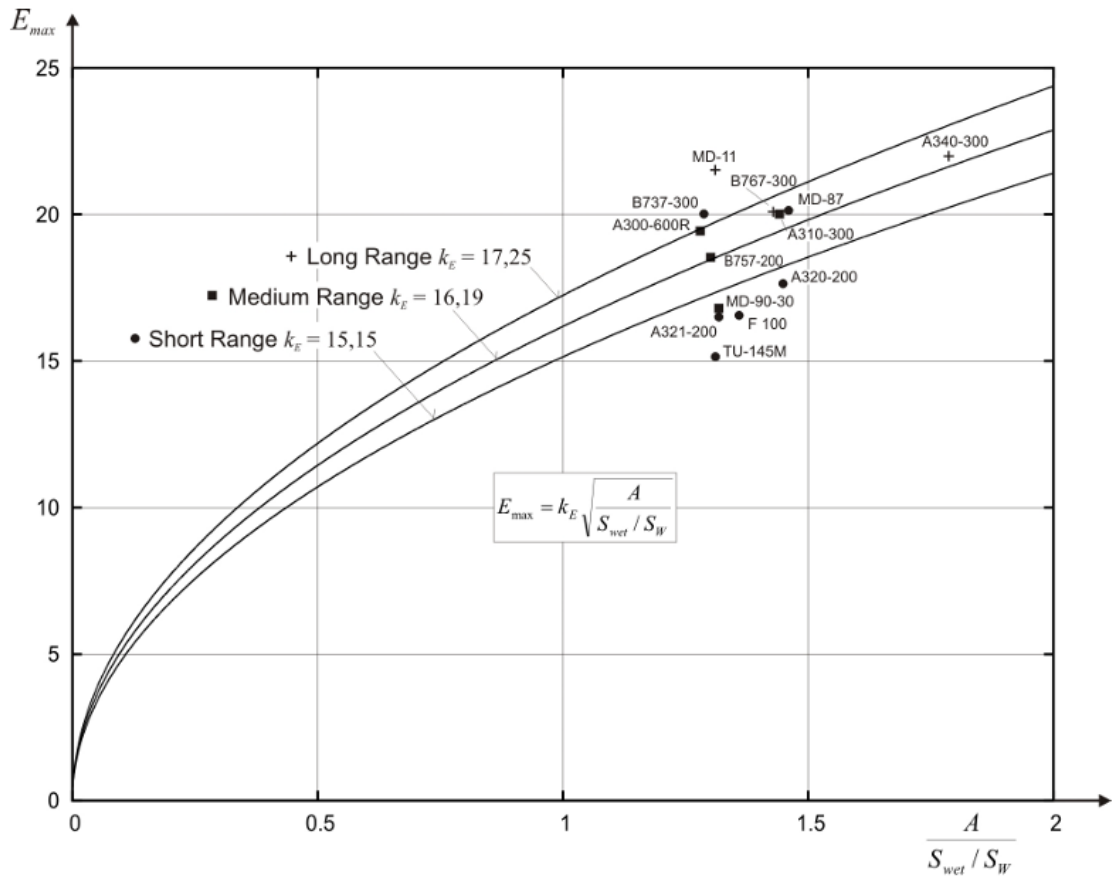


Figura 2.3: Rappresentazione della relazione statistica tra l'efficienza aerodinamica massima e "l'allungamento alare bagnato" (fonte: [6])

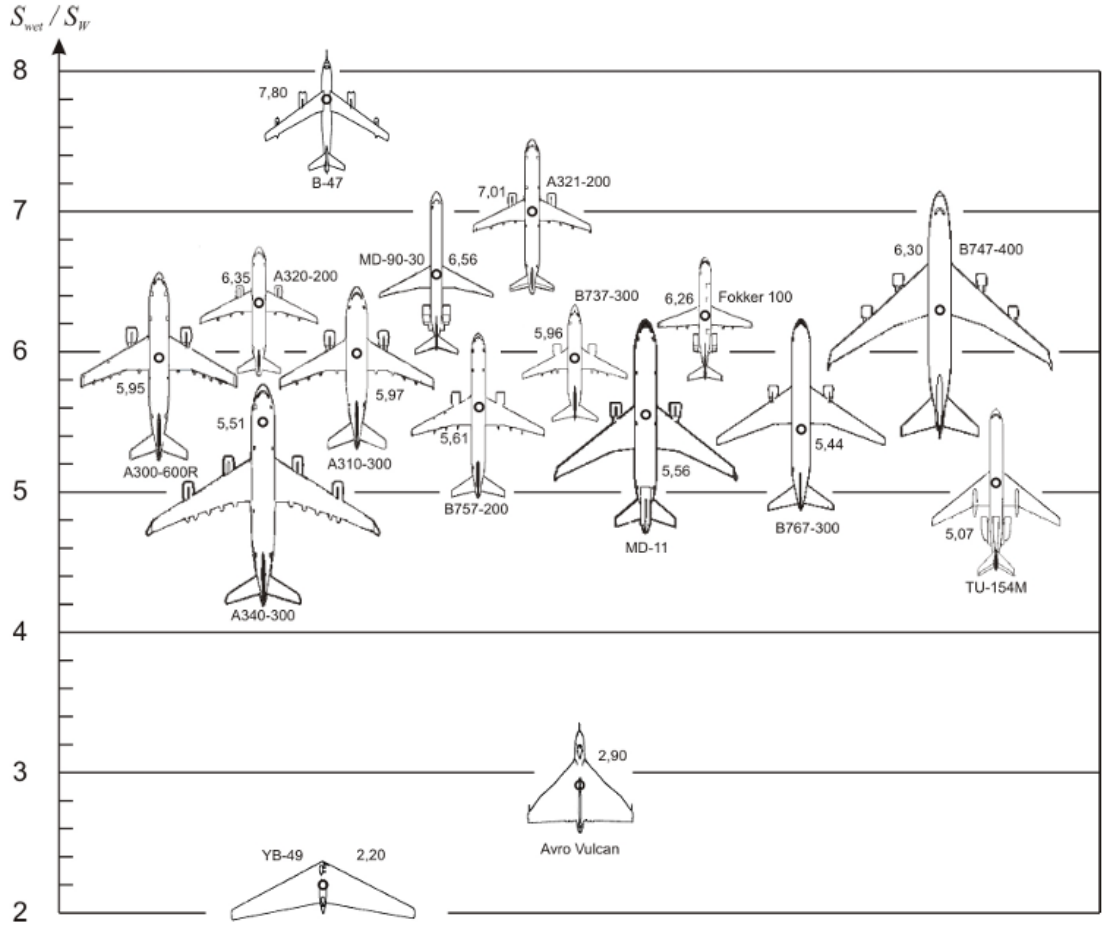


Figura 2.4: Figura tratta dalla fonte: [6]

L'efficienza aerodinamica in crociera viene infine stimata come frazione di quella massima:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cr} = 0.866 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \quad (2.5)$$

2.3 Tracciamento del profilo di missione

L'utente può caratterizzare a proprio piacimento il profilo di missione di *riferimento*, vale a dire il profilo che il velivolo subsonico alimentato a idrogeno deve essere in grado di completare.

In particolare, è possibile includere anche le fasi di attesa, mancato atterraggio

e diversione: questo consente di adottare un approccio conservativo, utile nell'analisi dei risultati, e di garantire la conformità alle normative aeronautiche. La figura 2.5, tratta dalla fonte [5], mostra una rappresentazione schematica.

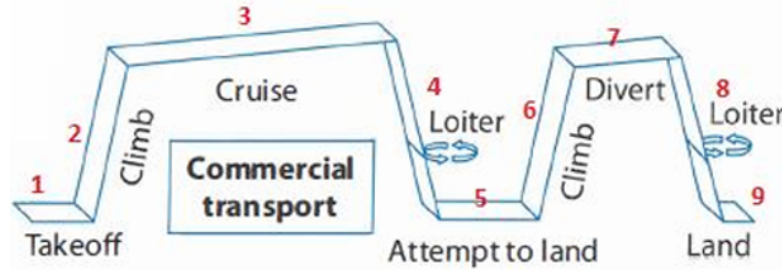


Figura 2.5: Figura tratta dalla fonte: [5]

Si sottolinea che il codice implementa il modello dell'atmosfera ISA, adottando le seguenti relazioni:

$$p(z) = p_{SL} \cdot \left(1 - \frac{0.0065 \cdot z_{ISA}}{T_0}\right)^{5.2561} \quad (2.6)$$

$$T(z) = T_0 - 0.0065 \cdot z_{ISA} \quad (2.7)$$

dove $p_{SL} = 101325$ Pa e $T_0 = 288.15$ K.

Inoltre, si assume che l'aria si comporti come un gas perfetto.

$$\rho(z) = \frac{p}{R \cdot T} \quad (2.8)$$

dove $R = 287$ J/(kg · K).

Alla luce di quanto esposto, i dati necessari per descrivere ciascuna fase del profilo di missione di riferimento sono riportati nella tabella 2.3.

Fasi del profilo di missione	Dati
Decollo	Quota dell'aeroporto [m]
	Lunghezza della pista di decollo [m]
Salita pre-crociera	Numero delle fasi di salita [-]

Fasi del profilo di missione	Dati
Salita pre-crociera	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]
	Vettore dei ratei di salita corrispondenti [ft/s]
	Vettore dei valori di IAS ³ corrispondenti [m/s]
Discesa post-crociera	Numero delle fasi di discesa [-]
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]
	Vettore dei ratei di discesa corrispondenti [ft/s]
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]
Prima fase di attesa	Durata [s]
Primo tentativo di atterraggio	Rateo di discesa [ft/s]
	IAS [m/s]
Salita pre-diversione	Numero delle fasi di salita [-]
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]
	Vettore dei ratei di salita corrispondenti [ft/s]
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]
Diversione	IAS [m/s]

³Indicated Air Speed

Fasi del profilo di missione	Dati
Diversione	Durata [s]
Discesa post-diversione	Numero delle fasi di discesa [-]
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]
	Vettore dei ratei di discesa corrispondenti [ft/s]
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]
Atterraggio	Quota dell'aeroporto [m]
	Lunghezza della pista di atterraggio [m]

Tabella 2.3: Dati che descrivono le fasi del profilo di missione

Capitolo 3

Dimensionamento del velivolo

3.1 Stima delle masse - metodo iniziale proposto dal Raymer

Come illustrato nella fig. 2.1, una volta acquisiti i dati necessari dall'utente e tracciato il profilo di missione di riferimento, la fase di *processing* inizia stimando la distinta delle masse¹ tramite l'approccio presentato al capitolo 3 di [5].

In particolare, la metodologia in questione consente di stimare le seguenti grandezze:

- il quantitativo di combustibile necessario da imbarcare, al fine di garantire il completamento del profilo di missione;
- il peso operativo a vuoto;
- il peso massimo al decollo.

¹Si sottolinea che, nel presente lavoro di tesi, i termini *massa* e *peso* potrebbero essere utilizzati in maniera interscambiabile. Tuttavia, per garantire chiarezza, nelle formule la lettera W indica esclusivamente il peso espresso in [N], mentre la lettera m indica la massa in [kg].

Queste valutazioni sono il risultato di un processo iterativo, che viene riportato nel dettaglio a fine sezione.

Si sottolinea che l'algoritmo è suddiviso in due parti: la prima riguarda l'inizializzazione delle variabili e il calcolo della frazione di combustibile; la seconda consiste nell'aggiornamento iterativo del valore di peso massimo al decollo fino al raggiungimento della convergenza, entro la tolleranza prefissata.

Nel seguito, quindi, viene riportata un'analisi accurata dei termini necessari per l'implementazione del processo iterativo. Si tratta di:

- frazione di combustibile (anche detta *fuel fraction*): $\frac{W_{fuel}}{W_{TO}}$
- frazione relativa al peso operativo a vuoto: $\frac{W_{EO}}{W_{TO}}$

In linea con quanto riportato nello pseudo-codice di fine sezione, invece di esprimere matematicamente la massa di combustibile, conviene definire la *fuel fraction*. A tale scopo, l'intera missione viene suddivisa nelle varie fasi e si stimano le corrispondenti frazioni.

$$\frac{W_f}{W_{TO}} \Big|_{\text{mission profile}} = 1 - \prod_{i=1}^n \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (3.1)$$

Nello specifico:

- la prima frazione $\frac{W_1}{W_{TO}}$ riguarda le fasi di rullaggio e di decollo.
In linea con quanto riportato in [5], si assume che valga 0.97.
- per tutti i termini intermedi, il rapporto dei pesi è ottenuto dalla rielaborazione della formula di Breguet. Nelle fasi in cui è nota la durata (salita, discesa, attesa, diversione e approccio) si utilizza la seguente espressione:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \left(- \left(\frac{1}{L/D} + \tan(c) \right) \cdot \cos(c) \cdot \Delta t \cdot SFC \right) \quad (3.2)$$

dove:

- D : durata della fase [s];

- SFC^2 : consumo specifico $[N/(N \cdot s)]$.

Nella prima fase di salita dopo il decollo e nelle fasi di avvicinamento si considera il consumo specifico di decollo; negli altri casi, quello di crociera.

- L/D : efficienza aerodinamica.

In linea con quanto assunto per il consumo specifico, nella prima fase di salita che segue il decollo e nelle fasi di avvicinamento si considera un'efficienza aerodinamica pari a quella massima; negli altri casi si assume sia pari all'efficienza aerodinamica di crociera.

- γ : angolo di rampa.

Nel caso della crociera, invece, potendo ricavare la distanza percorsa come differenza tra il *range* fornito dall'utente e la lunghezza delle altre fasi, si adotta la seguente relazione:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{R \cdot SFC}{V \cdot (L/D)}\right) \quad (3.4)$$

dove:

- R : distanza percorsa, espressa in metri;
- SFC : consumo specifico in crociera $[N/(N \cdot s)]$;
- V : velocità $[m/s]$
- L/D : efficienza aerodinamica di crociera.

- l'ultima frazione $\frac{W_{\text{end}}}{W_{\text{end}-1}}$ è relativa all'atterraggio.

In linea con quanto riportato in [5], si assume che valga 0.995.

²Per stimare il consumo specifico di crociera viene utilizzato il modello lineare, espresso in funzione della velocità e riportato in [7].

$$SFC = c_a \cdot V + c_b \quad [\text{kg N}^{-1} \text{s}^{-1}] \quad (3.3)$$

dove $c_a = 3.38 \cdot 10^{-8}$ e $c_b = 1.04 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T(z)}}$ ($T_0 = 288.15$ K).

La relazione 3.3, che viene ulteriormente moltiplicata per la costante di gravità al fine di ottenere l'unità di misura $[N/(N \cdot s)]$, consente di adottare un approccio conservativo, visto che non considera l'effetto benefico dovuto ad un possibile elevato rapporto di *by-pass*.

In accordo con i grafici riportati in appendice in [5], il consumo specifico a decollo viene stimato a partire da quello di crociera, tramite un fattore moltiplicativo assunto pari a 1.3

In base al regolamento 965/2012, oltre alla massa di combustibile stimata con i calcoli riportati in precedenza, occorre considerare anche un'ulteriore quantità di combustibile, che prende il nome di *contingency fuel*. Si tratta del 5% del *fuel* necessario per definire esclusivamente la tratta compresa tra l'aeroporto di partenza e quello della destinazione desiderata, trascurando eventuali fasi di attesa e il mancato atterraggio.

In conclusione, la *fuel fraction* è definita come:

$$\left. \frac{W_f}{W_{TO}} \right|_{\text{tot}} = \left. \frac{W_f}{W_{TO}} \right|_{\text{mission profile}} + \text{contingency fuel} \quad (3.5)$$

Per determinare la frazione relativa al peso operativo a vuoto, si considera l'equazione 3.6 riportata in [5]:

$$\frac{W_{OE}}{W_{TO}} = k_{vs} \cdot k_{material} \cdot A \cdot W_{TO}^C \quad (3.6)$$

dove $k_{material}$ è assunto pari a 1, considerando l'utilizzo di materiale metallico.

$W_e/W_0 = A W_0^C K_{is}$	A	C
Sailplane—unpowered	0.86	-0.05
Sailplane—powered	0.91	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt—composite	0.99	-0.09
General aviation—single engine	2.36	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	-0.03
Twin turboprop	0.96	-0.05
Flying boat	1.09	-0.05
Jet trainer	1.59	-0.10
Jet fighter	2.34	-0.13
Military cargo/ bomber	0.93	-0.07
Jet transport	1.02	-0.06

K_{is} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep
= 1.00 if fixed sweep

Figura 3.1: Figura tratta dalla fonte: [5]

Calcolo iterativo di W_{TO} – parte 1

1: **Input:**

- W_{TO} : valore fornito dall'utente o stimato tramite regressione lineare (vedere cap. 2)
- W_{crew} : valore ricavabile, grazie ai dati forniti dall'utente (vedere cap. 2).
- $W_{payload}$: valore ricavabile, grazie ai dati forniti dall'utente (vedere cap. 2).
- $A = 1.02$ (vedere fig. 3.1)
- $C = -0.06$ (vedere fig. 3.1)
- $k_{vs} = 1.04$ (vedere fig. 3.1)
- $k_{material} = 1$
- SFC_{cr}
- SFC_{TO}
- L/D_{cr}
- L/D_{TO}

2: Calcola la frazione di combustibile:

$$\frac{W_f}{W_{TO}} \leftarrow \left(1 - \prod_{i=1}^n \frac{W_i}{W_{i-1}} \right) + \text{contingency fuel}$$

3: Inizializza: $diff \leftarrow$ valore a piacere $> \text{toll}$

Calcolo iterativo di W_{TO} – parte 2

1: **while** $diff > toll$ **do**

2: Calcola il peso operativo vuoto:

$$\frac{W_{EO}}{W_{TO}} \leftarrow k_{vs} \cdot k_{material} \cdot A \cdot a^C$$

3: Aggiorna il nuovo peso al decollo:

$$W_{TO_new} \leftarrow \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - W_f/W_{TO} - W_{OE}/W_{TO}}$$

4: $diff \leftarrow |W_{TO_new} - W_{TO}|$

5: Aggiorna il valore di peso al decollo che nell'iterazione successiva sarà il termine di confronto con il nuovo valore di stima:

$$W_{TO} \leftarrow \frac{W_{TO} + W_{TO_new}}{2}$$

6: **end while**

7: **return** W_{TO_new}

Si sottolinea che la stima delle masse fin qui presentata consente di valutare anche il volume di combustibile necessario e il volume interno dei serbatoi.

$$\text{Volume}_{LH2-required} = \frac{W_{fuel}/g}{\text{density}} \quad (3.7)$$

dove W_{fuel} è il peso di combustibile stimato, g è l'accelerazione di gravità e *density* è la densità dell'idrogeno liquido criogenico ($= 71.28 \text{ kg/m}^3$).

$$\text{Volume}_{inner-tank-required} = \frac{\text{Volume}_{LH2-required}}{\text{Volumetric efficiency}} \quad (3.8)$$

3.2 Dimensionamento dei serbatoi

Noti la distinta delle masse e il volume interno dei serbatoi, occorre dimensionare opportunamente la fusoliera al fine di consentire l'adeguata collocazione del combustibile (si ricorda che, in un velivolo a idrogeno, i serbatoi devono essere posizionati all'interno della fusoliera).

A tale scopo, risulta necessario specificare la geometria dei serbatoi considerata e le configurazioni associate alle due categorie di velivoli: *narrow-body* e *wide-body*.

Gli schemi delle due tipologie di configurazioni di velivolo

Per il velivolo *narrow-body* si assume che lo sviluppo longitudinale della fusoliera sia così suddiviso:

- un muso (comprensivo di *nose*, *cockpit* e di eventuale spazio occupato dal carrello anteriore) pari al 10% della lunghezza complessiva della fusoliera. In aggiunta, oltre a questo 10%, si considera anche un ulteriore metro per il possibile ingombro dovuto al carrello anteriore;
- una cabina passeggeri caratterizzata da:
 - una *business class*, con 4 posti a sedere per fila; ciascun sedile occupa una profondità di 1.27 metri;
 - una *economy class*, con 6 posti a sedere per fila; ciascun sedile occupa una profondità di 0.75 metri;
 - uno spazio complessivo tra le file di sedili, approssimato al 3% della lunghezza delle file stesse.

Per maggior chiarezza si riporta in pseudo-codice quanto implementato a tal riguardo.

$$l_{\text{seating}} = (\text{ceil}(n_{\text{pax-business}})) \cdot 1.27 + (\text{ceil}(n_{\text{pax-economy}})) \cdot 0.75$$

$$l_{\text{interfile}} = 0.03 \cdot l_{\text{seating}}$$

- un ulteriore ingombro longitudinale pari a 0.3 metri, che consente di dividere le due classi di posti a sedere (*business* ed *economy*).

Si sottolinea che, se l'utente definisce un numero di passeggeri appartenenti alla *business class* pari a zero, il velivolo viene configurato esclusivamente con posti in *economy*;

- cucine e bagni, la cui lunghezza totale è stimata pari a 4.5 metri;
- sedili per gli assistenti di volo, con una profondità di 0.8 m, ed uscite d'emergenza (anch'esse con un ingombro di 0.8 m).

In particolare, in base alla normativa ORO.CC.100³ si considera un assistente di volo ogni 50 passeggeri; mentre si stima un'uscita d'emergenza ogni 60 passeggeri. Inoltre, vista la possibilità che i sedili degli assistenti di volo siano posizionati in prossimità delle uscite d'emergenza, si considera un fattore di sovrapposizione pari a 0.75.

Si riporta nel seguito il corrispondente pseudo-codice:

$$\text{doors}_{\text{per-exit-row}} = 2$$

$$n_{\text{exits}} = \text{ceil}\left(\frac{n_{\text{pax}}}{60}\right)$$

$$n_{\text{exit-rows}} = \text{round}\left(\frac{n_{\text{exits}}}{\text{doors per exit row}}\right)$$

$$l_{\text{exit-pitch}} = n_{\text{exit-rows}} \cdot 0.8$$

$$n_{\text{fa-seats}} = \text{ceil}\left(\frac{n_{\text{pax}}}{50}\right)$$

$$l_{\text{fa}} = n_{\text{fa-seats}} \cdot 0.8$$

$$\text{fa}_{\text{exit-overlap-factor}} = 0.5$$

$$l_{\text{fa-overlap-reduction}} = l_{\text{exit-pitch}} \cdot \text{fa}_{\text{exit-overlap-factor}}$$

$$l_{\text{fa}} = \max(0, l_{\text{fa}} - l_{\text{fa-overlap-reduction}})$$

- uno scompartimento sotto la cabina passeggeri, che ospita:

³ORO.CC.100 – Number and composition of cabin crew, Regulation (EU) No. 965/2012, Annex III (Part-ORO)

- in posizione longitudinale anteriore rispetto alla *wing-box*, il serbatoio di prua e alcune delle baie dei sistemi;
 - posteriormente alla *wing-box*, i container per il trasporto dei bagagli e ulteriori baie dei sistemi.
- un serbatoio di poppa;
 - un tratto finale pari al 10% della lunghezza complessiva della fusoliera, dedicato alla coda e ad eventuali altre baie per i sistemi.

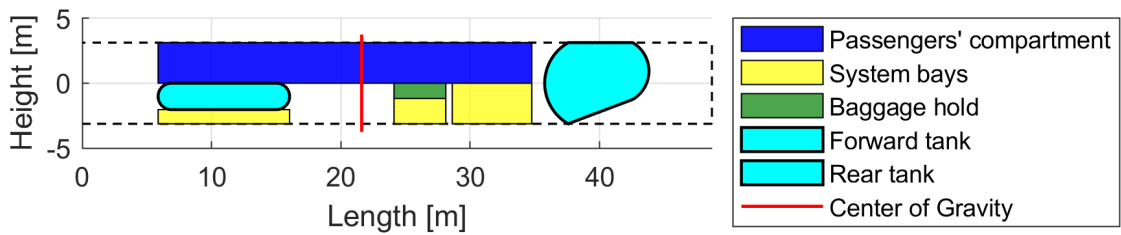


Figura 3.2: Esempio di una vista laterale della fusoliera

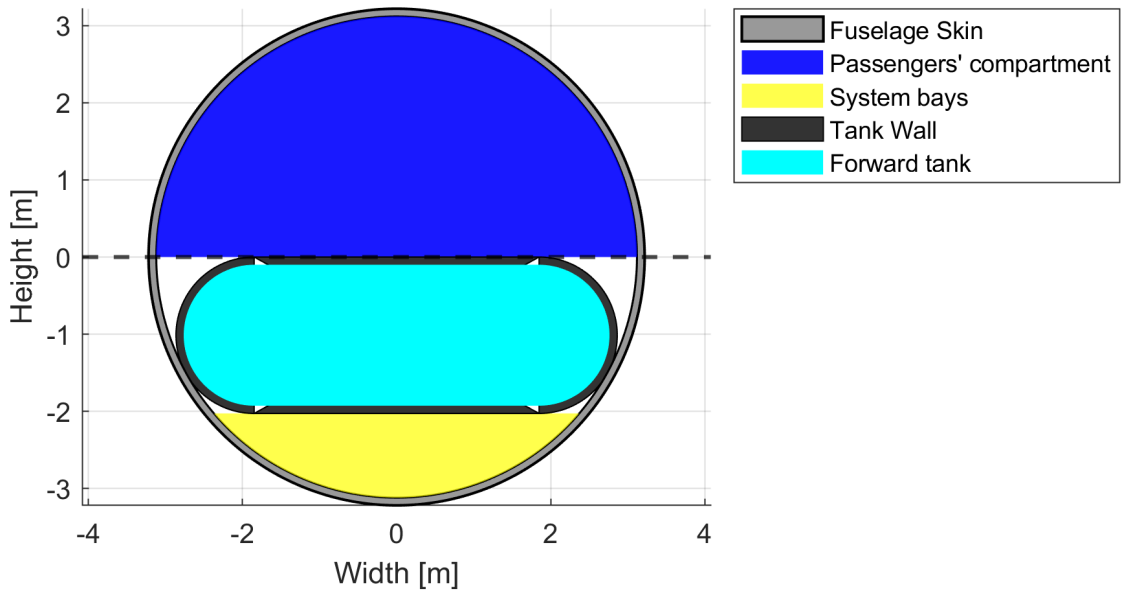


Figura 3.3: Esempio di una vista in sezione della fusoliera, in corrispondenza di una posizione longitudinale anteriore rispetto alla *wing-box*

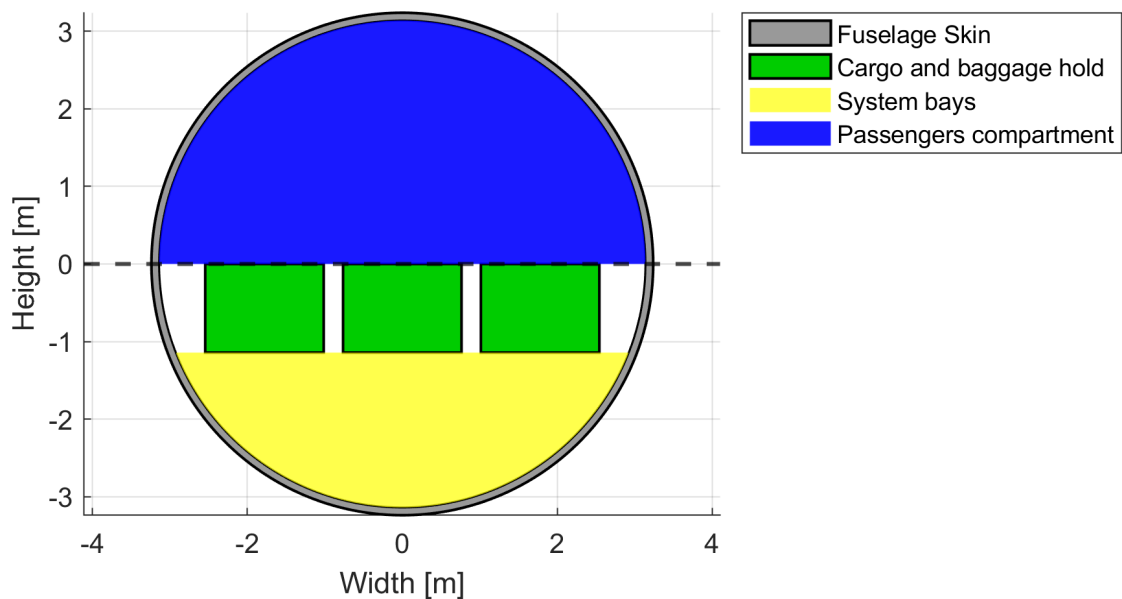


Figura 3.4: Esempio di una vista in sezione della fusoliera, in corrispondenza di una posizione longitudinale posteriore rispetto alla *wing-box*

Per quanto riguarda il velivolo *wide-body* si assume, invece, che lo sviluppo longitudinale della fusoliera sia così suddiviso:

- un muso (comprensivo di *nose*, *cockpit* e di eventuale spazio occupato dal carrello anteriore) pari al 10% della lunghezza complessiva della fusoliera;
- una cabina passeggeri caratterizzata da:
 - una *business class*, con 4 posti a sedere per fila; ciascun sedile occupa una profondità di 1.40 metri;
 - una *economy class*, con 6 posti a sedere per fila; ciascun sedile occupa una profondità di 0.87 metri;
 - uno spazio complessivo tra le file di sedili, approssimato al 3% della lunghezza delle file stesse.
 - un ulteriore ingombro longitudinale pari a 0.3 metri, che consente di dividere le due classi di posti a sedere (*business* ed *economy*);
 - cucine e bagni, la cui lunghezza totale è stimata pari a 6 metri;
 - sedili per gli assistenti di volo, con una profondità di 0.9 m, ed uscite d'emergenza (anch'esse con un ingombro di 0.9 m).

La logica di implementazione di questi spazi è la stessa che è riportata per la configurazione *narrow-body*.

- uno scompartimento sotto la cabina passeggeri, che ospita:
 - in posizione longitudinale anteriore rispetto alla *wing-box*, il serbatoio di prua e alcune delle baie dei sistemi, come riportato in fig. 3.6; ma anche parte dei container per il trasporto cargo e ulteriori baie per i sistemi (fig. 3.7);
 - posteriormente alla *wing-box*, i restanti container e altre baie dei sistemi.
- un primo serbatoio di poppa, posizionato oltre la cabina passeggeri e caratterizzato dalla stessa geometria del serbatoio di prua;
- un secondo serbatoio di poppa, analogo a quello della configurazione *narrow-body*;
- un tratto finale pari al 5% della lunghezza complessiva della fusoliera, dedicato alla coda e ad eventuali altre baie per i sistemi.

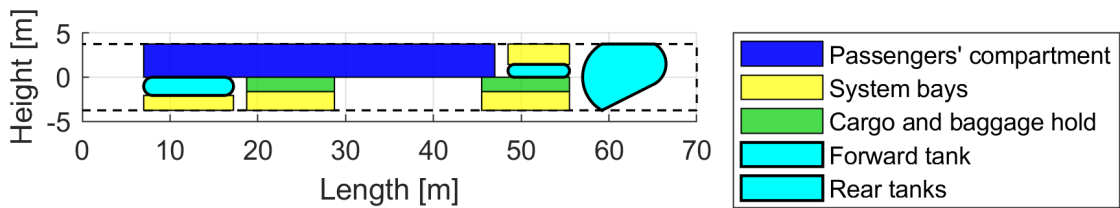


Figura 3.5: Esempio di una vista laterale della fusoliera della configurazione *wide-body*

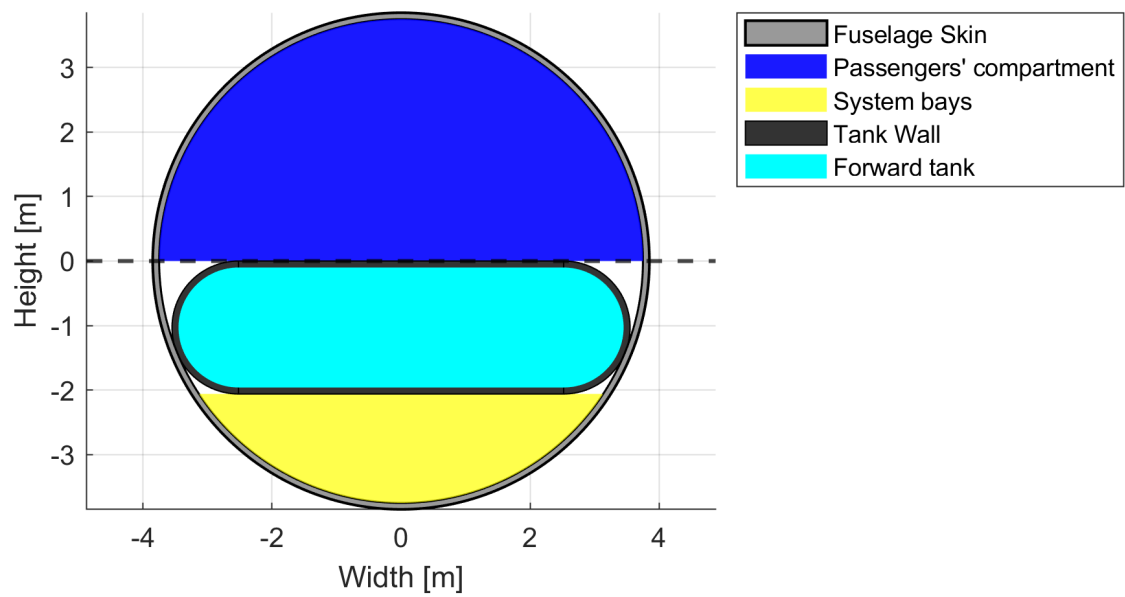


Figura 3.6: Esempio di una vista in sezione della fusoliera della configurazione *wide-body*

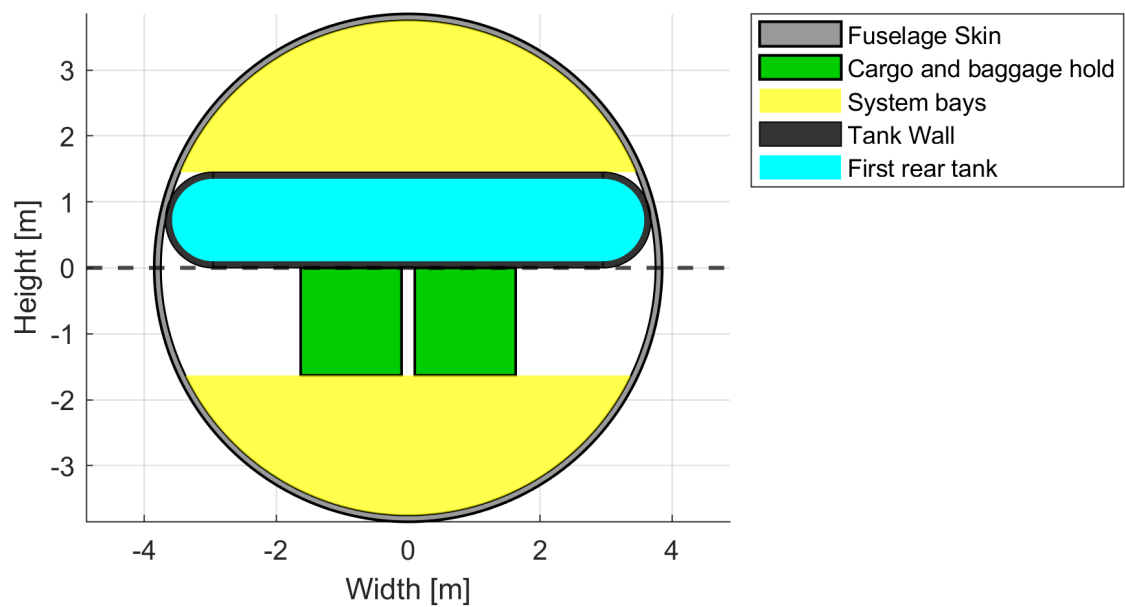


Figura 3.7: Esempio di una vista in sezione della fusoliera della configurazione *wide-body*

La geometria dei serbatoi

In entrambe le configurazioni i serbatoi assumono delle geometrie arrotondate. Infatti, queste forme sono preferite perché:

- consentono di limitare le dispersioni termiche, grazie ad un miglior rapporto superficie/volume;
- offrono maggior resistenza strutturale alle variazioni di pressione e temperatura.

Infatti, essendo il serbatoio tipicamente collocato al di fuori della zona pressurizzata del velivolo, e considerando che durante un'intera giornata un aeromobile può essere soggetto a variazioni cicliche di pressione esterna comprese tra 1 bar e 0,2 bar, e di temperatura tra 20–30 °C e –65 °C, la struttura del serbatoio deve essere in grado di sopportare carichi a fatica.

In particolare, per quanto riguarda il serbatoio di prua e il primo serbatoio di poppa dell'aeromobile *wide-body*, la geometria corrisponde a quella illustrata nella fig 3.8. Il serbatoio di poppa comune ad entrambe le configurazioni, invece, è definito da

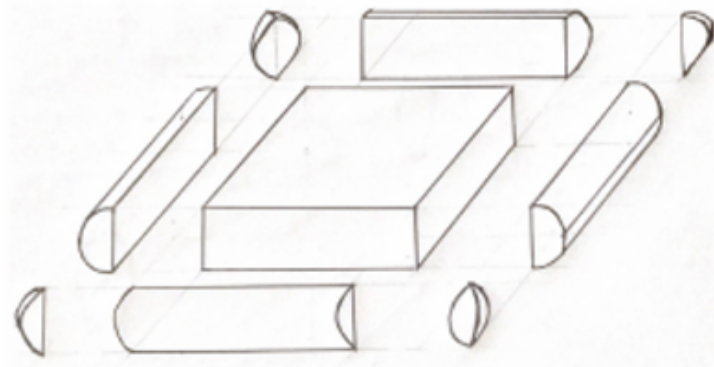


Figura 3.8: Disegno tratto dalla fonte [8]

un tronco di cono con due calotte sferiche alle sue estremità, come rappresentato in fig. 3.9.



Figura 3.9: Rappresentazione tratta dalla fonte [9]

I quattro parametri di progetto

Alla luce delle considerazioni relative alle due tipologie di configurazione (*narrow-body* e *wide-body*) e alla geometria dei serbatoi, risulta che quattro parametri, che dipendono dalla tipologia di velivolo e di missione che l'utente desidera ottenere, influenzano in maniera significativa la progettazione preliminare. Si tratta dei parametri di progetto (*design factors*) che, durante l'esecuzione del codice, viene richiesto all'utente di definire. Nello specifico, essi sono:

- l'altezza del serbatoio di prua, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera;
- l'altezza del primo serbatoio di poppa, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera.

Questo parametro viene definito anche se la configurazione del velivolo di riferimento di partenza è *narrow-body*, nell'eventualità che l'algoritmo dimensiona un aeromobile *wide-body* a causa delle prestazioni richieste;

- il rapporto tra le corde delle calotte sferiche di estremità del serbatoio di poppa;
- lo spessore del rivestimento della fusoliera.

Logica implementata per il dimensionamento dei serbatoi

In fig. 3.10 è illustrato il procedimento logico dell'algoritmo che consente di dimensionare la fusoliera e, quindi, anche i serbatoi in essa contenuti.

In particolare, le funzioni denominate `narrow_body_config.m` e `wide_body_config.m` permettono l'aggiornamento delle dimensioni del velivolo, considerando gli schemi descritti in precedenza e associati alle due corrispondenti possibili configurazioni dell'aeromobile.

**Aggiornamento configurazione narrow-body: narrow_body_config.m
(parte 1)**

1: Input:

- dati prestazionali: lunghezza della fusoliera, diametro esterno, ecc. Vedere tab. 2.1
- dati aggiuntivi: rapporto tra i raggi delle estremità del tronco di cono del serbatoio posteriore, ecc. Vedere tab. 2.1
- dati geometrici associato allo schema della configurazione *narrow-body*
- margin_{ft} : altezza del serbatoio di prua, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera
- t_{skin} : spessore della parete della fusoliera [m]
- t_{tank} : spessore della parete del serbatoio [m] (per assunzione: 0.1 m)
- h_{caps} : rapporto tra l'altezza effettiva della calotta considerata e del corrispondente raggio interno. Per assunzione si impone che valga 0.6 per entrambe le calotte

2: Calcola la geometria del serbatoio anteriore:

- Determina la lunghezza utile del serbatoio:

$$l_{forward} \leftarrow x_{wingbox} - 0.1l_{fus} - l_{fwd_lg} - l_{buffer}$$

- Se $l_{forward} \leq 0 \Rightarrow l_{forward} = 0, V_{forward} = 0$.
- Altrimenti, calcola l'altezza serbatoio h_{tank} in modo tale che la parete esterna del serbatoio sia pressoché tangente alla fusoliera.
- Determina il volume del serbatoio: $V_{forward}$

Continua →

**Aggiornamento configurazione narrow-body: narrow_body_config.m
(parte 2)**

← *Continua*

3: Calcola la geometria del serbatoio posteriore:

- $R_1 \leftarrow d_{\text{int}}/2$, $R_2 \leftarrow f(R_1)$, dove R_1 e R_2 rappresentano i raggi delle estremità del tronco di cono del serbatoio
- Calcola i raggi interni R_{1i} , R_{2i} e le altezze delle corrispettive calotte h_1 , h_2
- Determina la lunghezza del tronco di cono:

$$l_{\text{cone}} \leftarrow l_{\text{rear_tank}} - (h_1 + h_2) - 2t_{\text{tank}}$$

- Calcola i volumi parziali:

$$V_{\text{cone}}, \quad V_{\text{dome1}}, \quad V_{\text{dome2}}$$

- Somma:

$$V_{\text{rear}} \leftarrow V_{\text{cone}} + V_{\text{dome1}} + V_{\text{dome2}}$$

4: Calcola il volume totale dei serbatoi:

$$V_{\text{total_eff}} \leftarrow V_{\text{forward}} + V_{\text{rear}}$$

5: Aggiorna la lunghezza della fusoliera:

$$l_{\text{fus}} \leftarrow 0.1l_{\text{fus}} + l_{\text{fwd_lg}} + l_{\text{cabin}} + l_{\text{buffer}} + l_{\text{rear_tank}} + 0.1l_{\text{fus}}$$

6: **Output:**

$$\begin{aligned} & l_{\text{cabin}}, \quad l_{\text{cargo}}, \quad l_{\text{fus}}, \quad d_{\text{int}} \\ & l_{\text{forward}}, \quad h_{\text{forward}}, \quad l_{\text{rear_tank}} \\ & V_{\text{forward}}, \quad V_{\text{rear}}, \quad V_{\text{total_eff}} \end{aligned}$$

Aggiornamento della configurazione wide-body: `wide_body_config.m` (parte 1)

1: Input:

- dati prestazionali: lunghezza della fusoliera, diametro esterno, ecc. Vedere tab. 2.1
- dati aggiuntivi: rapporto tra i raggi delle estremità del tronco di cono del serbatoio posteriore, posizione della *wing-box*, ecc. Vedere tab. 2.1
- dati geometrici associati allo schema della configurazione *wide-body*
- $\text{margin}_{\text{ft}}$: altezza del serbatoio anteriore, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera
- $\text{margin}_{\text{rt}}$: altezza dei serbatoi posteriori, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera
- t_{skin} : spessore della parete della fusoliera [m]
- t_{tank} : spessore della parete dei serbatoi [m]
- h_{caps} : rapporto tra l'altezza effettiva della calotta considerata e del corrispondente raggio interno. Per assunzione si impone che valga 0.6 per entrambe le calotte

2: Calcola la geometria del serbatoio anteriore:

- Determina la lunghezza utile:

$$l_{\text{forward}} \leftarrow x_{\text{end_fwd_tank}} - 0.1l_{\text{fus}}$$

- Se $l_{\text{forward}} \leq 0 \Rightarrow l_{\text{forward}} = 0, V_{\text{forward}} = 0$.
- Altrimenti, calcola l'altezza disponibile h_{forward} in modo tale che la parete esterna del serbatoio sia pressochè tangente alla fusoliera:

$$h_{\text{forward}} = \text{margin}_{\text{ft}} \cdot (d_{\text{int}}/2)$$

- Determina il volume del serbatoio: V_{forward}

Continua →

**Aggiornamento della configurazione wide-body: `wide_body_config.m`
(parte 2)**

← *Continua*

3: Calcola la geometria dei serbatoi posteriori:

- 1° serbatoio posteriore:
 - Determina la lunghezza l_{1st_rt} e l'altezza $h_{1st_rear_tank}$
 - Calcola il volume V_{1st_rt}
- 2° serbatoio posteriore:
 - Determina la lunghezza l_{2nd_rt} tramite i raggi R1, R2 e le altezze delle calotte h1, h2
 - Calcola il volume V_{2nd_rt} come somma di tronco di cono e calotte

4: Calcola il volume totale dei serbatoi:

$$V_{total_eff} \leftarrow V_{forward} + V_{1st_rt} + V_{2nd_rt}$$

5: Aggiorna la lunghezza della fusoliera:

$$l_{fus} \leftarrow 0.1l_{fus} + l_{cabin} + l_{buffer} + l_{1st_rt} + l_{buffer} + l_{2nd_rt} + 0.05l_{fus}$$

6: **Output:**

$$\begin{aligned} & l_{cabin}, l_{cargo}, l_{fus}, d_{int} \\ & l_{forward_tank}, h_{forward_tank} \\ & l_{1st_rt}, l_{2nd_rt}, h_{1st_rear_tank} \\ & V_{forward}, V_{1st_rt}, V_{2nd_rt}, V_{total_eff} \end{aligned}$$

Inoltre, indipendentemente dalla tipologia di configurazione considerata nella generica iterazione del ciclo riportato in fig. 3.10, tra un'iterazione e la successiva, le dimensioni della fusoliera vengono modificate. Nello specifico, all'interno di una stessa iterazione, il codice valuta due possibili configurazioni: una con il diametro della fusoliera incrementato di 0.01 metri e una con la lunghezza aumentata di 0.25 metri. Viene dunque selezionata la configurazione che garantisce la maggiore efficienza aerodinamica di crociera.

3.3 Valutazione del punto di progetto

Nell'ambito della progettazione preliminare, il punto di progetto identifica la coppia di valori relativi al rapporto spinta-peso e al carico alare, tale da soddisfare le condizioni di volo dimensionanti. Per un velivolo subsonico da trasporto passeggeri si tratta delle seguenti fasi:

- atterraggio;
- decollo;
- salita nel *secondo segmento* della fase di decollo;
- crociera;
- virata sostenuta.

Atterraggio

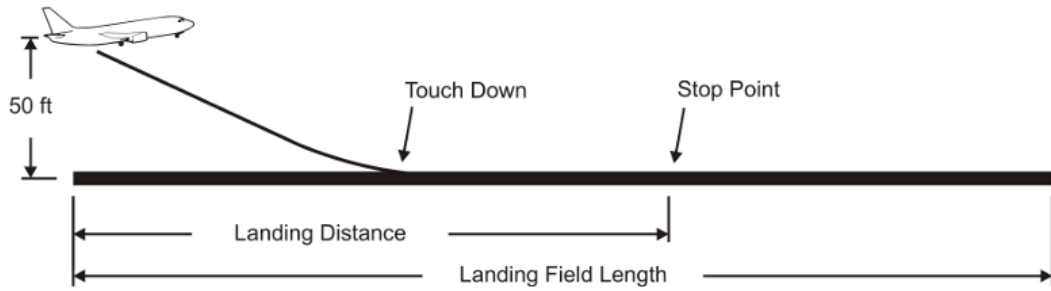


Figura 3.11: Rappresentazione tratta dalla fonte [6].

Come illustrato in [6], la fonte [10] presenta un'analisi statistica che mette in luce la seguente relazione tra la *landing field length* e la velocità di approccio.

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{s_{LFL}} \quad \text{dove } k_{APP} = 1.70\sqrt{m/s^2} \quad (3.9)$$

Considerando, quindi, l'equazione 3.9 e volendo riferire le condizioni ambiente a quelle al livello del mare, il carico alare è così definito:

$$\frac{W_{ML}}{S} = \frac{\rho \cdot V_{SL}^2}{2} \cdot C_{L,max,L} \quad (3.10)$$

$$\frac{W_{ML}}{S} = K_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL} \quad (3.11)$$

dove:

- V_{SL} è la velocità di stallo.
Secondo la CS 25.125⁴, $V_{APP} \geq 1.3 \cdot V_{SL}$
- $C_{L,max,L}$ è il coefficiente di portanza massima, in configurazione di atterraggio.
- $k_L = \frac{\rho_{SL} \cdot k_{APP}^2}{2 \cdot 1.3^2}$
- $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$
- s_{LFL} rappresenta la *landing field length*.

Infine, considerando la fig. 3.12 tratta dalle fonti [6] e [10], si determina il carico alare riferito al peso massimo al decollo:

$$\frac{W_{TO}}{S} = \frac{W_{ML}/S}{W_{ML}/W_{TO}} = (K_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}) \cdot \frac{1}{W_{ML}/W_{TO}} \quad (3.12)$$

design range classification	design range (NM)	design range (km)	m_{ML} / m_{MTO}
short range	up to 1000	up to 2000	0.93
medium range	1000 – 3000	2000 – 5500	0.89
long range	3000 – 8000	5500 – 15000	0.78
ultra long range	more than 8000	more than 15000	0.71

Figura 3.12: Tabella tratta dalle fonti [6] e [10]

CS 25.125 Landing

The horizontal distance necessary to land and to come to a complete stop from a point 50 ft above the landing surface must be determined:

1. The aeroplane must be in the landing configuration.
2. A stabilised approach, with a calibrated airspeed of not less than $1.3 V_S$, must be maintained down to the 50 ft height.

Decollo

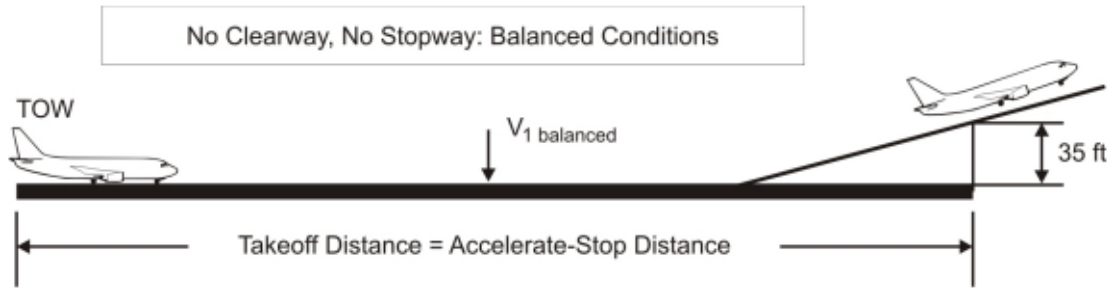


Figura 3.13: Rappresentazione tratta dalla fonte [6]

La fase di decollo consente di esprimere il rapporto spinta-peso in funzione del carico alare, attraverso una relazione matematica che deriva dalla definizione della lunghezza della pista di decollo (*take-off field length*).

Secondo la normativa CS 25.113, tale distanza deve essere almeno pari al valore maggiore che risulta dal confronto tra la lunghezza bilanciata (*balanced field length*) e la distanza di decollo identificata dalla regolamentazione con la sigla AEO (*All Engines Operatives*).

In prima approssimazione (approccio valido nell'ambito della progettazione preliminare di un velivolo), la *take-off field length* può essere stimata tramite una relazione di diretta proporzionalità con la lunghezza che l'aeromobile percorre prima di staccarsi dal suolo. Tale porzione di pista di decollo prende il nome di *take-off ground roll*.

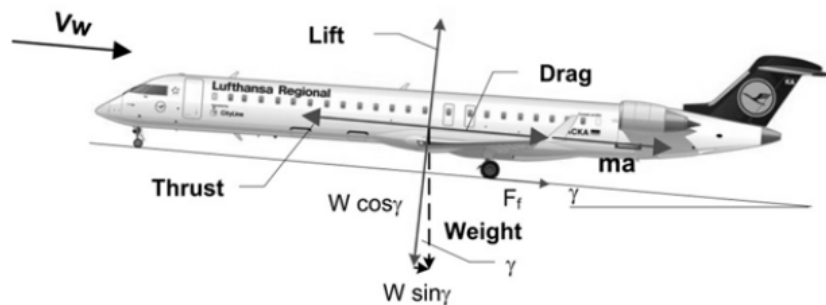


Figura 3.14: Rappresentazione tratta dalla fonte [11]

Per valutare la *take-off ground roll*, si considera il diagramma di corpo libero di fig. 3.14 e si applica il secondo principio della dinamica nella direzione del moto.

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - F_{\text{friction}} - mg \cdot \sin(\gamma) \quad (3.13)$$

dove:

- $F_{\text{friction}} = \mu \cdot (mg \cdot \cos(\gamma) - L)$
- si assume che $\gamma \approx 0$, essendo la pendenza della pista tipicamente trascurabile.

Inoltre, sapendo che $V = \frac{ds}{dt}$, si procede moltiplicando e dividendo il primo membro dell'equazione 3.13 per ds :

$$m \frac{dV}{ds} \frac{ds}{dt} = m \frac{dV}{ds} V = T - D - \mu \cdot (mg - L) \quad (3.14)$$

Isolando ds e integrando dall'istante iniziale a quello di *liftoff*, si ricava che:

$$s_{\text{TOG}} = \int_0^{s_{\text{TOG}}} ds = \int_0^{V_{\text{LOF}}} \frac{mV}{T - D - \mu \cdot (mg - L)} dV \quad (3.15)$$

Per procedere con l'integrazione del secondo membro dell'equazione 3.15, si considera che:

- V_{LOF} può essere ricavata dall'equazione di equilibrio della direzione perpendicolare a quella del moto:

$$m_{\text{TO}} \cdot g = L = \frac{1}{2} \rho V_{\text{LOF}}^2 \cdot C_{L,\text{max,TO}} \cdot S \quad (3.16)$$

$$V_{\text{LOF}} = \sqrt{\frac{m_{\text{TO}} \cdot g}{S} \cdot \frac{2}{\rho \cdot C_{L,\text{max,TO}}}} \quad (3.17)$$

- la spinta T è molto maggiore della resistenza aerodinamica D e della forza di attrito con il suolo F_{friction}

L'equazione 3.15 diventa quindi:

$$s_{\text{TOG}} = \frac{m}{T - D - \mu \cdot (mg - L)} \int_0^{V_{\text{LOF}}} V dV = \frac{1}{T - D - \mu \cdot (mg - L)} \cdot \frac{V_{\text{LOF}}^2}{2} \quad (3.18)$$

$$s_{\text{TOG}} = \frac{1}{\rho \cdot C_{L,\text{max,TO}}} \cdot \frac{m_{\text{TO}}/S}{T_{\text{TO}}/(m_{\text{TO}} \cdot g)} \quad (3.19)$$

Pertanto, analogamente a quanto illustrato in [6], la fase di decollo richiede un rapporto spinta-peso che sia almeno in grado di soddisfare la seguente relazione:

$$\frac{T_{\text{TO}}}{W_{\text{TO}}} = \frac{W_{\text{TO}}}{S} \cdot \frac{k_{\text{TO}}}{s_{\text{TOFL}} \cdot \sigma \cdot C_{L,\text{max,TO}} \cdot g} \quad \text{dove} \quad k_{\text{TO}} = 2.34 \text{ m}^3/\text{kg} \quad (3.20)$$

Salita nel *secondo segmento* del decollo

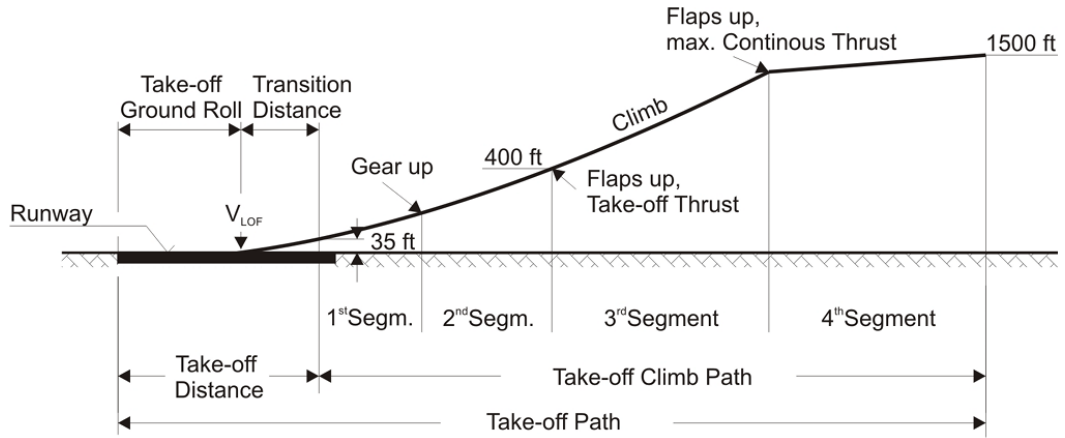


Figura 3.15: Rappresentazione tratta dalla fonte [6]

Durante il secondo segmento del decollo, il velivolo mantiene costante la configurazione degli ipersostentatori e raggiunge una quota pari a 400 ft, partendo da un ostacolo virtuale di 35 ft.

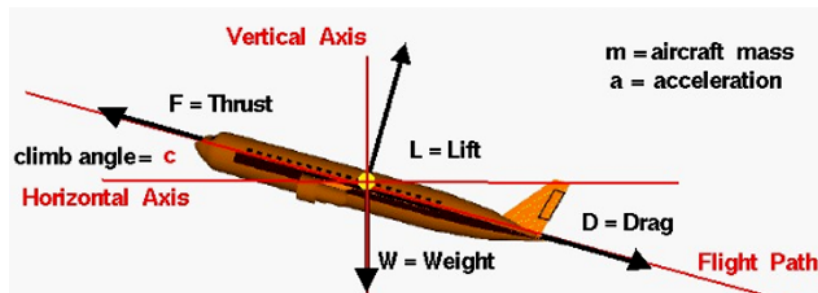


Figura 3.16: Rappresentazione tratta dalla fonte [12]

Considerando il diagramma di corpo libero riportato in fig. 3.16, le equazioni di equilibrio rispetto agli assi vento sono le seguenti:

$$\begin{cases} T_{TO} = D + m_{TO} \cdot g \cdot \sin(c) \\ L = m_{TO} \cdot g \cdot \cos(c) \end{cases} \quad (3.21)$$

Dividendo le equazioni membro a membro, si ottiene che:

$$\frac{T}{m_{TO} \cdot g \cdot \cos(c)} = \frac{D}{L} + \frac{m_{TO} \cdot g \cdot \sin(c)}{L} \quad (3.22)$$

$$\frac{T}{m_{TO} \cdot g \cdot \cos(c)} = \frac{D}{L} + \tan(c) \quad (3.23)$$

Inoltre, sapendo che la normativa CS 25 prevede che il velivolo sia in grado di completare il secondo segmento anche in caso di avaria ad uno dei motori, l'equazione 3.23 diventa:

$$\frac{T}{m_{TO} \cdot g \cdot \cos(c)} = \left(\frac{N_{eng}}{N_{eng} - 1} \right) \cdot \left(\frac{D}{L} + \tan(c) \right) \quad (3.24)$$

dove N_{eng} rappresenta il numero di motori che il velivolo possiede.

Infine, si approssima $\cos \gamma \simeq 1$ e si sostituisce la tangente del suo valore con quanto riportato nella normativa CS 25.121⁵

$$\frac{T}{m_{TO} \cdot g} = \left(\frac{N_{eng}}{N_{eng} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \frac{\text{climb gradient}}{100} \right) \quad (3.25)$$

5

CS 25.121 Climb: one-engine-inoperative

Take-off; landing gear retracted.

In the take-off configuration existing at the point of the flight path at which the landing gear is fully retracted, the steady gradient of climb may not be less than:

- 2.4% for two-engined aeroplanes,
- 2.7% for three-engined aeroplanes,
- 3.0% for four-engined aeroplanes

at V_2 ...

Crociera

Nella condizione di crociera è plausibile supporre una traiettoria orizzontale o sub-orizzontale. Ne consegue che la condizione di equilibrio lungo la direzione del moto è così definita:

$$T_{cr} = D_{cr} = \frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 C_D S \quad (3.26)$$

Moltiplicando entrambi i membri dell'equazione 3.26 per il rapporto T_{TO}/W_{TO} , si ottiene che :

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \cdot T_{cr} = \left(\frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 C_D \cdot \frac{1}{W_{TO}/S} \right) \cdot T_{TO} \quad (3.27)$$

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \left(\frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 C_D \cdot \frac{1}{W_{TO}/S} \right) \cdot \frac{T_{TO}}{T_{cr}} \quad (3.28)$$

Il rapporto tra la spinta in fase di crociera e a decollo può essere scritto in funzione del rapporto di *by-pass* del motore e della quota di crociera (espressa in chilometri), secondo quanto riportato in [6]:

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = (0.0013 \cdot BPR - 0.0397) \cdot z_{cr} - 0.0248 \cdot BPR + 0.7125 \quad (3.29)$$

Pertanto, la funzione $T_{TO}/W_{TO} = f(W_{TO}/S)$ associata alla fase di crociera diventa:

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \left(\frac{\frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 C_D}{W_{TO}/S} \right) \cdot \left[\frac{1}{(0.0013 \cdot BPR - 0.0397) z_{cr} - 0.0248 \cdot BPR + 0.7125} \right] \quad (3.30)$$

Virata sostenuta

La virata sostenuta è una manovra in cui l'aeromobile mantiene velocità e quota costanti. Ne consegue che la spinta disponibile deve uguagliare quella richiesta, vale a dire la resistenza aerodinamica.

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S + \frac{n^2 W^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot (\pi e \cdot AR)} \quad (3.31)$$

dove il primo termine $\frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S$ rappresenta la resistenza parassita, mentre il secondo quella indotta.

In linea con quanto riportato in [5], per resistenza parassita si intende la somma dei seguenti contributi resistenti:

- la frizione viscosa sulla superficie bagnata;
- gli effetti dovuti alla forma dei componenti del velivolo, alle loro interazioni e alle giunzioni;
- contributi dovuti a perdite, protuberanze e ad altri elementi.⁶

La resistenza indotta, invece, nasce come conseguenza della generazione di portanza.

Infatti, quando un'ala è portante, a causa della regione di alta pressione presente sull'intradosso, il flusso d'aria tende a muoversi verso il dorso dell'ala, formando vortici di estremità. Questi vortici inducono una deviazione verso il basso del flusso in scia (*effetto downwash*), che riduce l'angolo d'attacco effettivo dell'ala e aumenta l'inclinazione all'indietro della forza aerodinamica totale rispetto alla verticale: l'incremento della componente opposta alla direzione del moto rappresenta la resistenza indotta.

In conclusione, la condizione di volo di virata sostenuta prevede la seguente relazione di $T/W = f(W/S)$:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{2}\rho V^2 C_{D0} \cdot \frac{1}{W/S} + \frac{n^2 W/S}{\frac{1}{2}\rho V^2 \cdot (\pi e \cdot AR)} \quad (3.32)$$

⁶Questi contributi alla resistenza aerodinamica vengono classificati in: **resistenza miscellanea** e **resistenza da perdite e protuberanze**.

La resistenza miscellanea riguarda tutti quegli elementi che non rientrano tra le principali superfici portanti o di fusoliera, e che non sono profilati.

Nella seconda categoria, invece, rientrano le resistenze dovute a dettagli costruttivi e funzionali, come sporgenze e antenne, e a "perdite", vale a dire a flussi d'aria che penetrano in zone ad alta pressione attraverso fessure (connessioni strutturali, guarnizioni non perfette, ...) e che vengono espulsi in regioni a bassa pressione.

3.3.1 Identificazione del punto di progetto sul *Matching Chart*

Come è illustrato nella fig. 3.17, l'area di fattibilità è la porzione di grafico corrispondente al risultato del sistema di disequazioni, che garantisce che il velivolo soddisfi le condizioni di volo fin qui trattate.

$$\begin{cases} \frac{W}{S} \leq \left(\frac{W}{S}\right)_{\text{landing}} \\ \frac{T}{W} \geq \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{take-off}} \\ \frac{T}{W} \geq \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{2nd-segment}} \\ \frac{T}{W} \geq \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{cruise}} \\ \frac{T}{W} \geq \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{sust-turn}} \end{cases} \quad (3.33)$$

In conclusione, per selezionare il punto di progetto appartenente all'area di fattibilità, si ricerca sul grafico la soluzione che consente di minimizzare il rapporto spinta-peso. Questo approccio è finalizzato a limitare le dimensioni e le prestazioni del motore, e conseguentemente il consumo di combustibile.

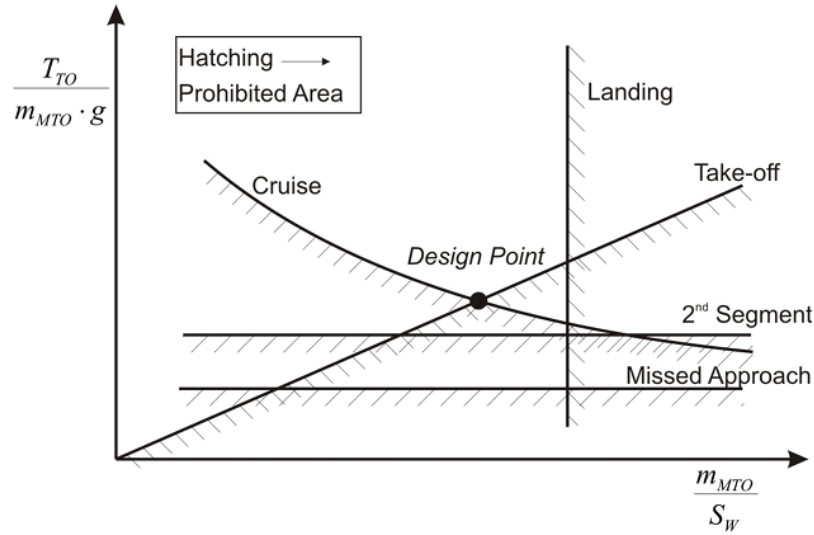


Figura 3.17: Ipotetico "Matching Chart" tratto dalla fonte [6]. Si sottolinea che, diversamente da quanto rappresentato in questo grafico, il presente lavoro di tesi considera la curva associata alla *virata sostenuta*, al posto del mancato approccio di avvicinamento.

3.4 Stima delle masse: equazione parametrica in funzione del punto di progetto

Il secondo metodo di stima della distinta delle masse prevede l'utilizzo di un algoritmo analogo a quello presentato nella sezione 3.1, consentendo di definire il volume di combustibile e il volume interno dei serbatoi.

Tuttavia, diversamente dall'approccio proposto in [5], in questo caso la frazione relativa alla massa operativa a vuoto viene valutata basandosi sull'equazione parametrica illustrata in [13]. Si tratta di una formulazione, espressa in funzione del *range* e del punto di progetto identificato sul *Matching Chart*, ma non della massa massima al decollo. Di conseguenza, questa metodologia della stima delle masse non richiede di eseguire delle iterazioni.

$$\frac{W_{OE}}{W_{TO}} = 3.298 \cdot \left(\frac{T}{W}\right)^{0.2412} \cdot \left(\frac{W/g}{S}\right)^{-0.1863} \cdot \text{Range}_{\text{tot}}^{-0.04105} \quad (3.34)$$

A questo stadio della metodologia di dimensionamento dell'aeromobile, occorre, però, tenere conto anche degli aspetti caratteristici del velivolo a idrogeno. Nello specifico, bisogna considerare che:

- l'ala presenta una struttura più pesante.
Infatti, allocando i serbatoi nella fusoliera, non si ha il carico alleviante e la struttura alare necessita un opportuno rinforzo.
- i serbatoi sono maggiormente massivi, dovendo garantire l'adeguato isolamento termico dell'idrogeno allo stato liquido criogenico.

Pertanto, per considerare il contributo aggiuntivo dovuto alla struttura alare, l'equazione parametrica viene moltiplicata per un fattore k , imposto arbitrariamente pari a 1.025.

Invece, per quanto riguarda i serbatoi, il valore della frazione operativa a vuoto viene aumentato, sommando il seguente termine:

$$\frac{W_{\text{fuel}}}{W_{TO}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{\text{grav}}} - 1\right) \quad \text{dove} \quad \eta_{\text{grav}} = \frac{m_{\text{LH}_2}}{m_{\text{LH}_2} + m_{\text{tank-struct}}} \quad (3.35)$$

Come riportato nell'appendice A, si assume un'efficienza gravimetrica pari a 0.7, che rappresenta il valore massimo stimato in letteratura (fonte: [14]) per serbatoi di idrogeno liquido criogenico. L'adozione di un valore così elevato è giustificata dal fatto che, sommando le equazioni 3.34 e 3.35, il contributo della struttura dei serbatoi viene considerato due volte. L'utilizzo di un'efficienza ottimistica consente quindi di compensare questa sovrastima e ottenere una valutazione comunque coerente.

In conclusione, risulta che:

$$\left. \frac{W_{OE}}{W_{TO}} \right|_{\text{step1}} = \left(3.298 \cdot \left(\frac{T}{W} \right)^{0.2412} \cdot \left(\frac{W/g}{S} \right)^{-0.1863} \cdot \text{Range}_{\text{tot}}^{-0.04105} \right) \cdot k \quad (3.36)$$

$$\left. \frac{W_{OE}}{W_{TO}} \right|_{\text{step2}} = \left. \frac{W_{OE}}{W_{TO}} \right|_{\text{step1}} + \frac{W_{\text{fuel}}}{W_{TO}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{\text{grav}}} - 1 \right) \quad (3.37)$$

Capitolo 4

Elaborazione dei risultati e analisi di sensibilità

4.1 Calcolo del margine di stabilità statica

Il margine statico di stabilità è una misura della stabilità statica, vale a dire della tendenza del velivolo a tornare nella sua condizione di equilibrio longitudinale di partenza, in seguito ad un disturbo che lo ha allontanato da quest'ultima.

Tipicamente per velivoli da trasporto passeggeri il margine statico di stabilità occorre che rimanga positivo e compreso tra il 7% e il 25%.

A livello matematico, il margine statico di stabilità è definito come la distanza, espressa in percentuale di corda media aerodinamica, tra il punto neutro e il baricentro:

$$\text{margin}_{ss} = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{MAC} \quad (4.1)$$

Pertanto, considerando il margine statico di stabilità a comandi bloccati (si assume, dunque, che i comandi - in particolare l'equilibratore - siano fissi, cioè non possano ruotare liberamente in risposta alle variazioni di momento aerodinamico. In questo caso, la variazione del momento rispetto all'angolo d'attacco dipende solo dall'aerodinamica globale dell'aereo, vale a dire dall'ala e dal piano di coda con incidenza fissa), di seguito viene illustrato come ciascuno dei tre termini è stimato.

Stima della corda media aerodinamica

Considerando un'ala trapezia, in linea con quanto riportato alla fonte [5]:

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot \text{root_chord}_w \cdot \left(1 + \frac{\text{tip_chord}_w}{\text{root_chord}_w} + \frac{\left(\frac{\text{tip_chord}_w}{\text{root_chord}_w} \right)^2}{1 + \frac{\text{tip_chord}_w}{\text{root_chord}_w}} \right) \quad (4.2)$$

Stima della posizione longitudinale del punto neutro

$$x_{NP} = x_{MAC} + V_{ht} \cdot \eta_{ht} \cdot \frac{a_{ht}}{a_w} \quad (4.3)$$

dove:

•

$$x_{MAC} = x_{LEMAC} + \frac{x_{MAC}}{4}$$

dove, a sua volta, in linea con quanto riportato per un'ala trapezia alla fonte [15]:

$$x_{LEMAC} = \text{wingbox_position} + \left(\frac{\text{root_chord}_w + 2 \cdot \text{tip_chord}_w}{\text{root_chord}_w + \text{tip_chord}_w} \cdot \tan(\Lambda_{\text{wing}}) \right)$$

- V_{ht} è il rapporto volumetrico di coda;
- η_{ht} è il rendimento di coda;
- a_{ht} e a_w sono i coefficienti angolari delle curve associate ai coefficienti di portanza, rispettivamente di coda e ala, in funzione dell'angolo di incidenza.

Stima della posizione longitudinale del baricentro

Considerando i termini relativi al peso della struttura a vuoto, del combustibile allocato nei vari serbatoi e del carico pagante, si applica la seguente formulazione:

$$x_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i \cdot W_i)}{\sum_{i=1}^n W_i} \quad (4.4)$$

4.2 Risultati a confronto in funzione delle scelte progettuali

Alla luce della metodologia presentata in questo elaborato, di seguito vengono riportati alcuni risultati ottenuti tramite l'utilizzo del codice MATLAB, sviluppato per implementare l'algoritmo di dimensionamento.

Configurazione di riferimento

In questa sezione viene presentato il caso di riferimento, basato sul velivolo A320neo. In altre parole, a partire dai dati di input, che riguardano l'A320neo, viene dimensionata la corrispondente versione di velivolo a idrogeno.

Tabella 4.1: Elenco di dati di input relativi all'A320neo

1

Classificazione	Descrizione	Valore
Requisiti di Alto Livello	<i>Range</i> [km] (fonte [16])	5790
	Numero di passeggeri [-] (fonte [17])	150
	Numero di passeggeri appartenenti alla categoria <i>business</i> [-] (fonte [17])	12
	Numero di passeggeri appartenenti alla categoria <i>economy</i> [-] (fonte [17])	138
	Numero dei membri dell'equipaggio [-] (fonte [18])	5
	Peso medio (incluso il bagaglio), associato a ciascuna persona a bordo [N] (assunto)	980

¹Le corrispettive fonti dei valori numerici riportati sono indicate nella tabella. Se un valore non è disponibile, viene riportata la dicitura *assunto*.

Classificazione	Descrizione	Valore
Requisiti di Alto Livello	Numero dei motori [-] (fonte [19])	2
	Numero di Mach in crociera [-] (fonte [20])	0.78
	Quota in crociera [m] (fonte [20])	11887
	Angolo di incidenza dell'ala in crociera [°] (assunto)	3.5
Dati Prestazionali	Massimo coefficiente di portanza (clean configuration, senza iperstentatori) [-] (assunto)	1.5
	Coefficiente di portanza in crociera [-] (assunto)	0.5
	Efficienza aerodinamica massima [-] (fonte [5])	17.32
	Efficienza aerodinamica in crociera [-] (assunto)	15
	Superficie alare [m^2] (fonte [19])	122.6
	Apertura alare [m] (fonte [19])	35.8
	Lunghezza della fusoliera [m] (fonte [19])	37.57
	Diametro esterno della fusoliera [m] (fonte [19])	4.14
	Spinta di un motore [N] (fonte [21])	120000
	Massa massima al decollo [kg] (fonte [19])	78000
	Rapporto di by-pass del motore [-] (fonte [22])	12.5

Classificazione	Descrizione	Valore
Dati Geometrici e di Dettaglio	Coefficiente d'attrito [-] (assunto)	0.003
	Lunghezza del motore [m] (fonte [19])	5.09
	Diametro esterno della gondola del motore [m] (fonte [19])	2.67
	Corda alla radice dell'ala [m] (fonte [19])	6.07
	Corda all'estremità alare [m] (fonte [19])	1.50
	Rapporto massimo spessore/corda del profilo alare: $(\frac{t}{c})_{max}$ (assunto)	0.12
	Posizione del punto di massimo spessore del profilo alare, espressa in percentuale della corda [%] (assunto)	0.4
	Angolo di freccia [°] (fonte [23])	25
	Fattore di Oswald [-] (assunto)	0.80
	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di atterraggio, grazie all'uso degli ipersostentatori [-] (assunto)	1.2
	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di decollo, grazie all'uso degli ipersostentatori [-] (assunto)	0.9
	Corda alla radice dell'impennaggio orizzontale [m] (fonte [19])	3.31
	Corda alla radice dell'impennaggio verticale [m] (assunto)	4

Classificazione	Descrizione	Valore
Dati Geometrici e di Dettaglio	Corda all'estremità dell'impennaggio orizzontale [m] (fonte [19])	1.24
	Corda all'estremità dell'impennaggio verticale [m] (assunto)	1.50
	Estensione dell'impennaggio orizzontale [m] (fonte [19])	12.45
	Posizione, lungo la corda, del punto di massimo spessore dell'impennaggio orizzontale (assunto)	0.4
	Altezza dell'impennaggio verticale [m] (fonte [19])	5.87
	Rapporto massimo spessore/corda dell'impennaggio orizzontale: $(\frac{t}{c})_{max}$ (assunto)	0.1
	Angolo di freccia dell'impennaggio orizzontale [°] (assunto)	20
	Percentuale di superficie bagnata dell'ala [%] (assunto)	85
	Percentuale di superficie bagnata della coda [%] (assunto)	85
	Percentuale di superficie bagnata della fusoliera [%] (assunto)	65
	Percentuale di superficie bagnata dei motori [%] (assunto)	65
	Contributo di resistenza miscelanea, espresso come frazione del coefficiente di resistenza parassita [%] (assunto)	2

Classificazione	Descrizione	Valore
Dati Geometrici e di Dettaglio	Percentuale di resistenza aerodinamica dovuta a perdite e sporgenze, espressa come percentuale del coefficiente di resistenza parassita [%] (assunto)	2

Tabella 4.2: Dati che descrivono le fasi del profilo di missione di riferimento, valido per un A320neo

Fasi	Dati	Valori
Decollo	Quota dell'aeroporto [m]	0
	Lunghezza della pista di decollo [m]	2000
Salita pre-crociera	Numero delle fasi di salita [-]	4
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]	[0, 5000, 15000, 24000, 39000]
	Vettore dei ratei di salita corrispondenti [ft/s]	[36.67, 33.33, 25, 16.67]
	Vettore dei valori di IAS ² corrispondenti [m/s]	[90.02, 149.18, 149.18, 149.18]
Discesa post-crociera	Numero delle fasi di discesa [-]	2
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]	[39000, 24000, 10000]
	Vettore dei ratei di discesa corrispondenti [ft/s]	[16.67, 50]

²Indicated Air Speed

Fasi	Dati	Valori
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]	[149.18, 149.18]
Prima fase di attesa	Durata [s]	1800
Primo tentativo di atterraggio	Rateo di discesa [ft/s]	25
	IAS [m/s]	128.6
Salita pre-diversione	Numero delle fasi di salita [-]	2
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]	[0, 5000, 15000]
	Vettore dei ratei di salita corrispondenti [ft/s]	[36.67, 33.33]
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]	[90.02, 149.18]
Diversione	IAS [m/s]	149.18
	Durata [s]	1800
Discesa post-diversione	Numero delle fasi di discesa [-]	1
	Vettore dei livelli di volo corrispondenti [ft]	[15000, 10000]
	Vettore dei ratei di discesa corrispondenti [ft/s]	25
	Vettore dei valori di IAS corrispondenti [m/s]	128.6
Seconda fase di attesa	Durata [s]	1200
Atterraggio	Quota dell'aeroporto [m]	0
	Lunghezza della pista di atterraggio [m]	1500

Si sottolinea che la maggior parte dei dati riportati in tab. 4.2 sono tratti dalla fonte [20]; le fasi di attesa, diversione, decollo e atterraggio sono invece assunte.

Inoltre, i parametri di progetto considerati sono:

- $\text{margine}_{ft} = 0.65$, che rappresenta l'altezza del serbatoio di prua, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera;
- $\text{margine}_{rt} = 0.45$, che indica l'altezza del serbatoio di prua, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera;
- $\text{rapporto} = 0.7$, vale a dire il risultato della divisione tra le corde delle calotte sferiche di estremità del serbatoio di poppa;
- $t_{skin} = 0.1$ m, che rappresenta lo spessore del rivestimento della fusoliera.

Di seguito, vengono quindi illustrati i risultati ricavati.

Nelle fig. 4.1 e 4.2 sono rappresentati rispettivamente il profilo di missione e il punto di progetto associato alla corrispondente versione del velivolo a idrogeno.

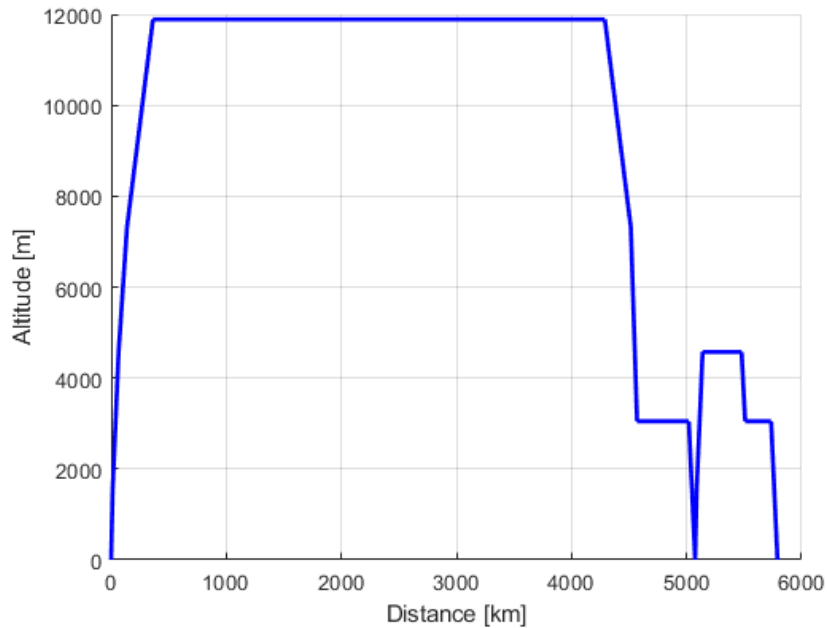


Figura 4.1: Profilo di missione

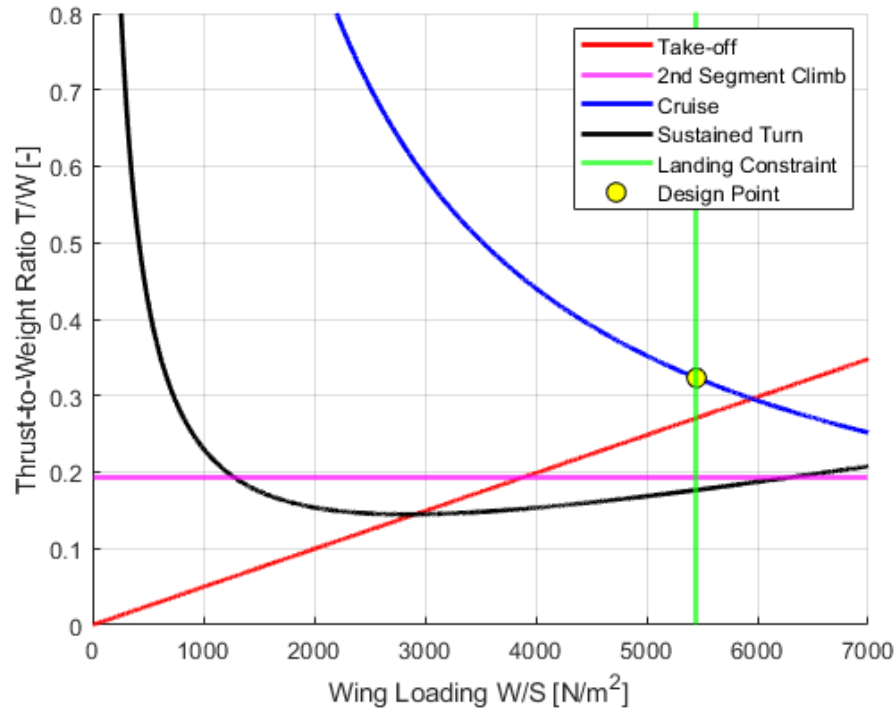


Figura 4.2: Matching Chart: $TW_{design} = 0.32$, $WS_{design} = 5450,55$ N/m^2

Il dimensionamento finale della configurazione a idrogeno è raffigurato nelle seguenti figure, che riportano una vista laterale e due sezioni trasversali della fusoliera.

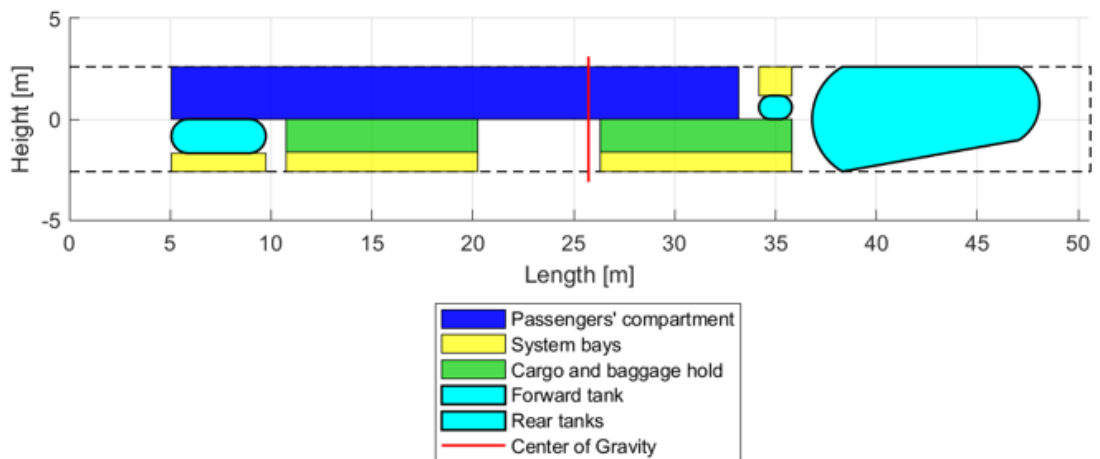


Figura 4.3: Vista laterale della fusoliera

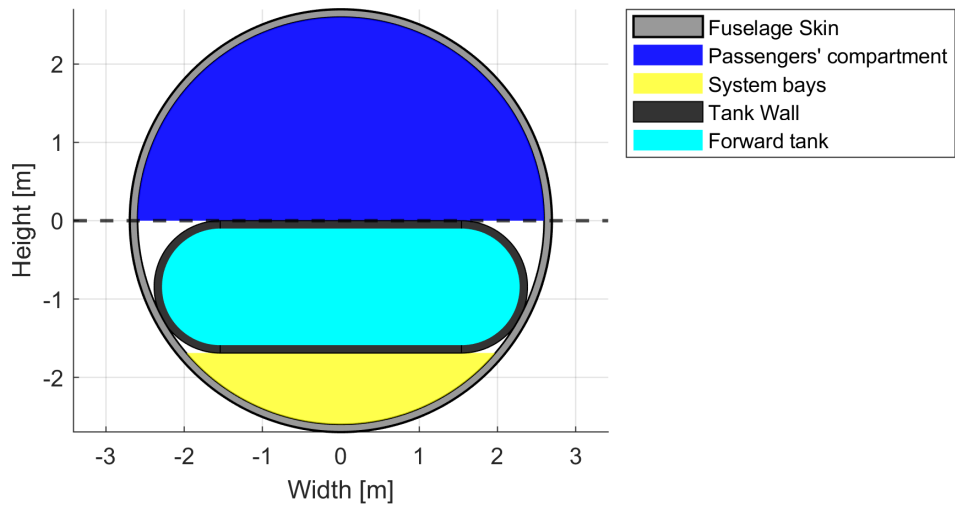


Figura 4.4: Sezione trasversale in corrispondenza del serbatoio di prua

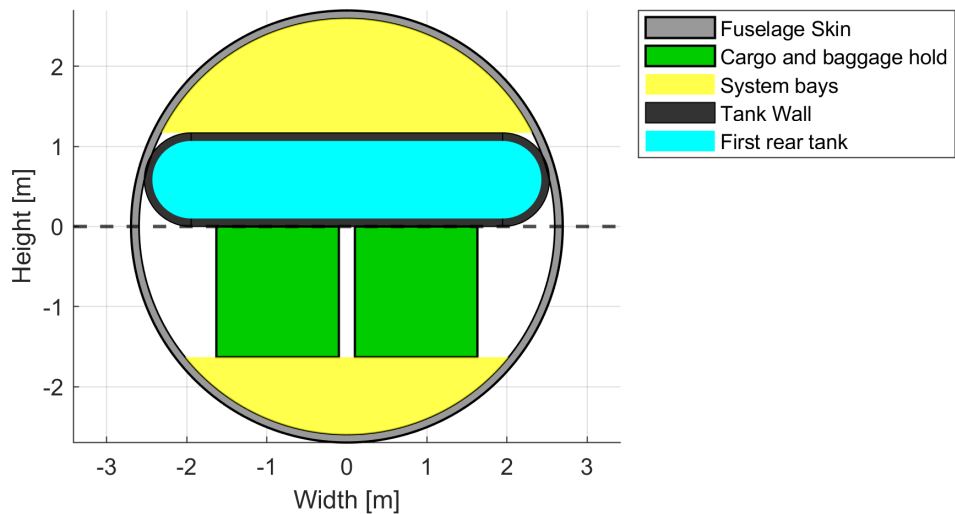


Figura 4.5: Sezione trasversale in corrispondenza del primo serbatoio di poppa

Come illustrato in tab. 4.4, la versione del velivolo a idrogeno presenta delle dimensioni maggiori rispetto all'A320neo a cherosene. In particolare, la lunghezza della fusoliera aumenta in maniera significativa.

Al contrario, il peso massimo al decollo risulta essere leggermente inferiore.

Si osserva anche una diminuzione dell'efficienza aerodinamica di crociera, che però rimane al di sotto del 10%.

Caratteristica	A320neo	Versione a LH ₂
Lunghezza della fusoliera [m]	37.57	50.60
Diametro esterno della fusoliera [m]	4.14	5.39
Variazione dell'eff. aerodinamica [%]	-	- 8.12
Peso massimo al decollo [N]	764400	733609.8
Peso di combustibile necessario [N]	-	114410.3
Peso operativo a vuoto [N]	-	467144.5

Tabella 4.4: Confronto tra A320neo e la sua corrispondente versione a idrogeno

Variazione del numero di Mach di crociera

Modificando il numero di Mach di crociera da 0.81 a 0.65, il codice evidenzia che il peso massimo al decollo presenta un andamento pressoché quadratico (vedere fig. 5.1) con il cambio del segno della derivata prima in corrispondenza di $M_{cr} = 0.72$. Infatti, l'andamento del peso massimo al decollo è determinato principalmente da quello del peso operativo a vuoto, che, a sua volta, dipende dalle coordinate del punto di progetto sul *Matching Chart*³. Come si può osservare nella fig.4.7, in corrispondenza di $M_{cr} = 0.72$ cambia il vincolo che determina la posizione del punto di progetto sul *Matching Chart*, modificando così il verso degli andamenti del peso operativo a vuoto e di quello massimo al decollo.

In fig. 4.6, dove la curva arancione è associata al combustibile, mentre quella verde al peso operativo a vuoto, si può apprezzare la variazione di quest'ultimo e il suo contributo maggiore al peso massimo al decollo.

Infine, visto che il peso del combustibile aumenta al diminuire della velocità, le dimensioni dei serbatoi, e quindi anche il diametro della fusoliera aumentano. Di conseguenza, in corrispondenza di numeri di Mach di crociera inferiori, si osserva una maggior variazione dell'efficienza aerodinamica rispetto al velivolo

³In fig. 4.7, dove si mette in evidenza lo spostamento del punto di progetto sul *Matching Chart*, in seguito alla variazione del numero di Mach di crociera, le curve fanno riferimento al caso studio in cui si considera che il Mach di crociera è pari a 0.81.

A320neo a cherosene.

Tabella 4.5: Risultati ottenuti variando il numero di Mach di crociera

M_{cr}	ΔLD	Volume	WS	TW	W_{TO}	W_{fuel}	W_{empty}
0.65	-12.0	180.127	4815.482	0.239	705 021	119 371	433 596
0.66	-12.1	180.881	4907.491	0.244	703 554	118 622	432 877
0.67	-12.1	179.473	4998.500	0.248	701 577	117 721	431 801
0.68	-12.0	177.410	5087.509	0.253	699 180	116 695	430 430
0.69	-11.9	176.115	5179.518	0.257	697 220	115 810	429 354
0.70	-11.9	174.700	5272.527	0.262	695 297	114 938	428 304
0.71	-11.8	173.414	5365.537	0.267	693 360	114 067	427 237
0.72	-11.7	172.661	5450.545	0.272	692 604	113 397	427 152
0.73	-11.2	173.414	5450.545	0.280	699 320	113 594	433 671
0.74	-10.5	171.356	5450.545	0.288	704 923	113 500	439 368
0.75	-9.9	171.977	5450.545	0.296	711 962	113 734	446 174
0.76	-9.3	171.977	5450.545	0.305	718 597	113 847	452 695
0.77	-8.7	172.722	5450.545	0.314	726 003	114 119	459 829
0.78	-8.1	173.370	5450.550	0.320	733 610	114 410	467 145
0.79	-7.5	173.993	5450.545	0.333	741 432	114 722	474 655
0.80	-6.8	173.993	5450.545	0.342	748 869	114 916	481 897
0.81	-6.1	174.642	5450.545	0.352	757 157	115 272	489 830

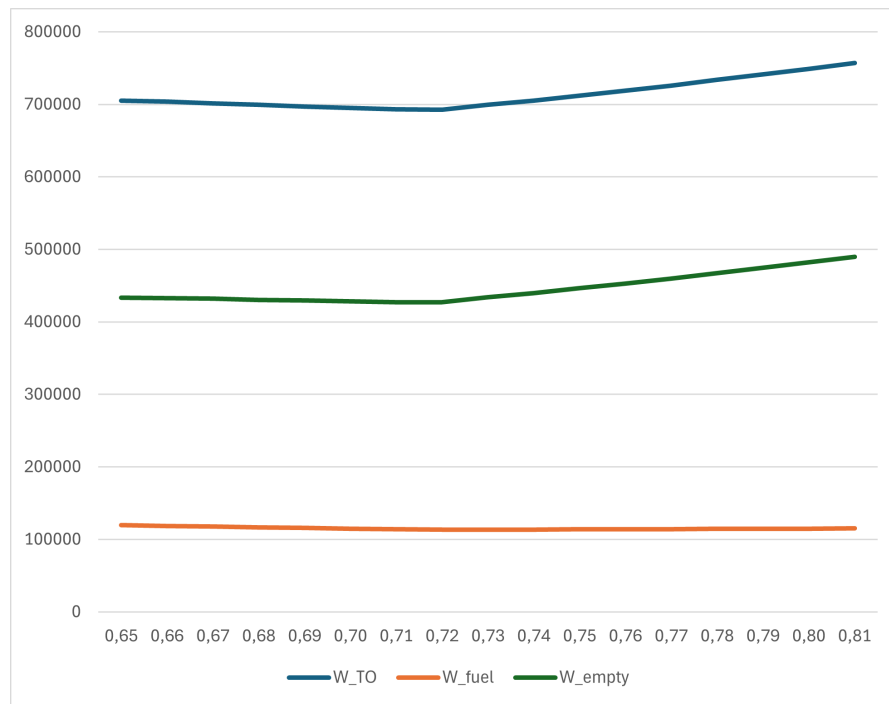


Figura 4.6: Andamento dei pesi, al variare del numero di Mach di crociera

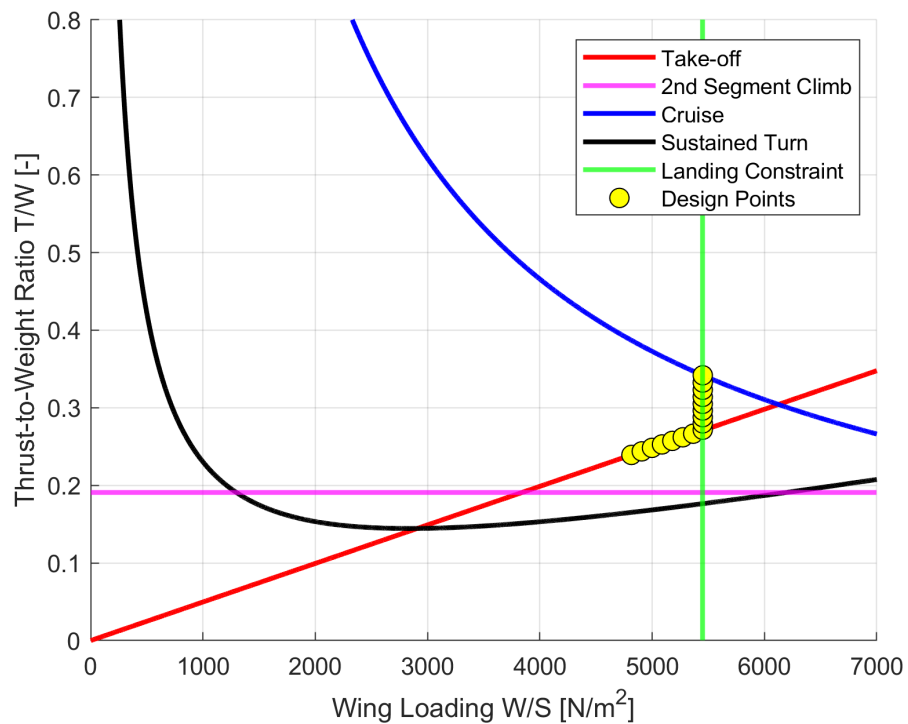


Figura 4.7: Spostamento del punto di progetto, al variare del Mach di crociera

Variazione del *Range*

Variando il *range* da 5590 km a 6990 km, risulta che:

- il peso del combustibile aumenta.

Pertanto, analogamente a quanto osservato per il Mach di crociera, aumentando il peso di combustibile aumentano le dimensioni dei serbatoi; e quindi anche il diametro della fusoliera. Di conseguenza, in tab. 4.6 risulta che, all'aumentare del *range*, la variazione di efficienza aerodinamica di crociera rispetto all'A320neo a cherosene si acutizza, raggiungendo il -10.7%⁴.

- il peso operativo a vuoto aumenta.

Infatti, si ricorda che quest'ultimo dipende dall'equazione parametrica 3.36, che è funzione del punto di progetto e del *range*. Pertanto, considerando che:

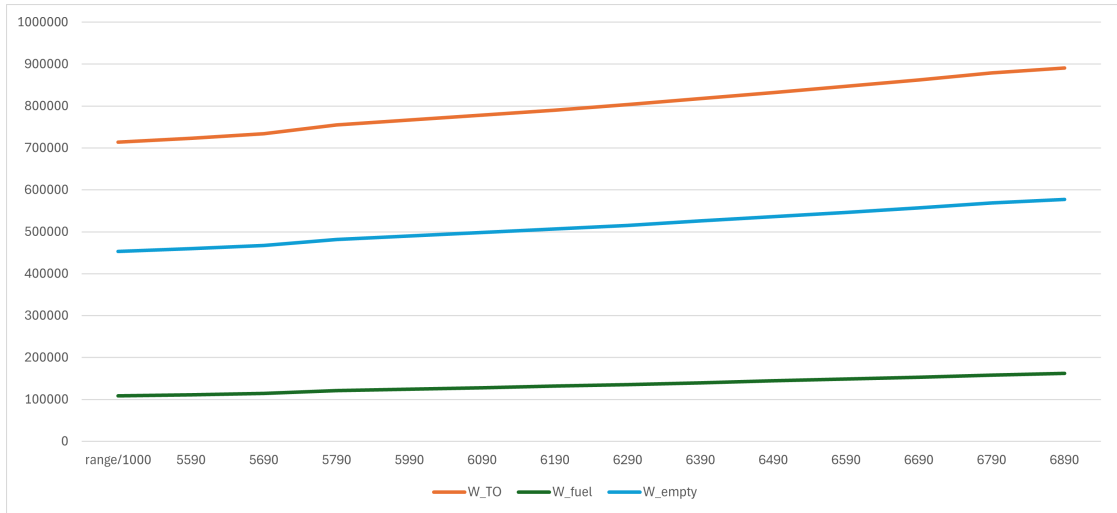
- il range aumenta;
- per i valori di range considerati, le coordinate del punto di progetto presentano un carico alare costante (poichè vincolato dal limite verticale dell'atterraggio. Vedere fig. 4.2) e un rapporto spinta-peso che diminuisce leggermente;

si ricava un aumento del peso operativo a vuoto.

⁴Si sottolinea che la lunghezza della fusoliera non subisce variazioni significative, poichè, a fronte della necessità di modificare il dimensionamento della fusoliera, ad ogni iterazione, l'algoritmo decide se incrementare il diametro o la lunghezza, selezionando la variazione di dimensione che consente di ottenere un valore maggiore di efficienza aerodinamica di crociera. Pertanto, una volta che il codice raggiunge un valore di lunghezza pari all'incirca a 50.6 - 50.8 metri, risulta conveniente incrementare il diametro.

Tabella 4.6: Risultati ottenuti variando il *Range*

range (km)	W_{TO}	W_{fuel}	W_{empty}	WS	TW	ΔLD
5590	713457	108245	453156	5450.545	0,322	-7,7
5690	723399	111286	460057	5450.545	0,322	-7,9
5790	733610	114410	467145	5450.545	0,323	-8,1
5990	754870	120916	481899	5450.545	0,324	-8,3
6090	766592	124459	490077	5450.545	0,325	-8,5
6190	777982	127947	497979	5450.545	0,325	-8,8
6290	790380	131699	506626	5450.545	0,326	-8,9
6390	803145	135563	515527	5450.545	0,327	-9,2
6490	817971	139954	525962	5450.545	0,328	-9,4
6590	832333	144261	536017	5450.545	0,329	-9,7
6690	847154	148709	546390	5450.545	0,330	-10,0
6790	862449	153303	557091	5450.545	0,331	-10,2
6890	879091	158262	568774	5450.545	0,332	-10,5
6990	891035	162078	576902	5450.545	0,333	-10,7

**Figura 4.8:** Andamento dei pesi, al variare del *Range*. W_{TO} : curva arancione, W_{fuel} : curva verde, W_{empty} : curva azzurra

Variazione dei parametri di progetto

Altezza del serbatoio di prua

Aumentando il parametro di progetto $\text{margin}_{\text{ft}}$, e quindi l'altezza del serbatoio di prua, si osserva che:

- il diametro interno della fusoliera diminuisce, mentre la sua lunghezza rimane costante (per le stesse ragioni riportate nell'analisi associata alla variazione del *range*). Di conseguenza, migliora l'efficienza aerodinamica di crociera. Infatti, nella tabella 4.9 la variazione percentuale dell'efficienza aerodinamica di crociera, rispetto al caso dell'A320neo a cherosene, diminuisce;
- il margine statico di stabilità aumenta. Infatti, aumentando il $\text{margin}_{\text{ft}}$, è possibile allocare maggior combustibile nel serbatoio di prua, provocando così lo spostamento della posizione del baricentro del velivolo verso il *cockpit*.

Si sottolinea che l'importanza dei risultati riportati in tabella 4.9, a maggior ragione per quanto riguarda il margine statico di stabilità, non risiede nei valori associati ai vari parametri, ma, principalmente, nei loro andamenti, che, come viene riportato nel capitolo 5, possono essere considerati come un punto di partenza nella definizione di una metodologia ottimizzata per la progettazione di un aeromobile ad idrogeno.

Tabella 4.7: Risultati ottenuti variando l'altezza del serbatoio di prua

$\text{margin}_{\text{ft}}^5$	l_{fus} [m]	d_{int} [m]	ΔLD [%]	$\text{margin}_{\text{ss}}$ [%]
0.5	50.603	5.30	-8.71	2.53
0.55	50.603	5.26	-8.5	3.73
0.6	50.603	5.22	-8.28	4.96
0.65	50.603	5.19	-8.12	5.84
0.7	50.603	5.16	-7.96	6.77

⁵Si ricorda che l'espressione $\text{margin}_{\text{ft}}$ fa riferimento all'altezza del serbatoio di prua, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera. In altre parole, $\text{margin}_{\text{ft}} = \frac{h}{r}$

Altezza del primo serbatoio di poppa

Per quanto riguarda il parametro di progetto $margin_{rt}$, essendo il primo serbatoio di poppa di dimensioni contenute (vedere fig. 4.3), la sua variazione ha un impatto ridotto sulla configurazione dell'intero velivolo.

Infatti, dalla tabella 4.8 si osservano degli andamenti, le cui cause sono analoghe a quelle illustrate per il $margin_{ft}$, ma le cui entità sono più contenute. In particolare, aumentando il l'altezza del primo serbatoio di poppa si ottiene che:

- il diametro della fusoliera diminuisce, mentre la sua lunghezza rimane costante. Conseguentemente l'efficienza aerodinamica di crociera migliora;
- il margine statico di stabilità diminuisce, poichè il baricentro viene spostato verso poppa.

Tabella 4.8: Risultati ottenuti variando l'altezza del primo serbatoio di poppa

$margin_{rt}^6$	l_{fus} [m]	d_{int} [m]	ΔLD [%]	$margin_{ss}$ [%]
0.3	50.603	5.22	-8.28	6.06
0.35	50.603	5.21	-8.23	5.96
0.4	50.603	5.20	-8.17	5.87
0.45	50.603	5.19	-8.12	5.84

Estensione del serbatoio di poppa

Modificando il rapporto tra le corde delle calotte sferiche che definiscono le estremità dell'ultimo serbatoio di poppa, la sua estensione e la sua capacità volumetrica variano. Di conseguenza, aumentando il corrispondente parametro di progetto $ratio_{radius_rt}$ si ottiene che:

- il diametro della fusoliera diminuisce, mentre la sua lunghezza rimane costante. Pertanto, visto che il loro rapporto $\frac{l}{d}$ aumenta, la variazione percentuale

⁶Si ricorda che, analogamente al $margin_{ft}$, l'espressione $margin_{rt}$ fa riferimento all'altezza del primo serbatoio di poppa, espressa come frazione del raggio interno della fusoliera. In altre parole, $margin_{rt} = \frac{h}{r}$

dell'efficienza aerodinamica di crociera, calcolata rispetto al caso dell'A320neo a cherosene, diminuisce;

- il baricentro si sposta verso poppa, causando la diminuzione del margine statico di stabilità;
- aumenta la capacità volumetrica del serbatoio. Conseguentemente il codice MATLAB raggiunge prima la convergenza e definisce una stima del peso massimo al decollo più contenuta.

Tabella 4.9: Risultati ottenuti variando l'estensione del secondo serbatoio di poppa

$\text{ratio}_{\text{radius_rt}}^7$	l_{fus} [m]	d_{int} [m]	ΔLD [%]	$\text{margin}_{\text{ss}}$ [%]	W_{TO} [N]
0.55	50.603	5.64	-10.60	7.24	762901.56
0.6	50.603	5.49	-9.71	7.83	751971.24
0.65	50.603	5.34	-8.92	6.79	742693.96
0.7	50.603	5.19	-8.12	5.84	733609.80
0.75	50.603	5.04	-7.30	5.11	724713.05
0.8	50.603	4.90	-6.52	4.15	716573.59
0.85	50.603	4.77	-5.79	2.99	709153.63

⁷Si ricorda che l'espressione $\text{ratio}_{\text{radius_rt}}$ fa riferimento al rapporto tra le corde delle calotte sferiche di estremità del serbatoio di poppa

Capitolo 5

Conclusioni

Nel presente elaborato è stata esposta una metodologia parametrica e flessibile per la progettazione preliminare di un velivolo subsonico a idrogeno a combustione diretta. La sua implementazione ha permesso di mettere in evidenza come le scelte progettuali influenzino grandezze macroscopiche, quali il dimensionamento della fusoliera, l'efficienza aerodinamica e il peso massimo al decollo, nell'ambito della progettazione di un velivolo a idrogeno.

Pertanto, in base ai risultati riportati al capitolo 4, si è osservato che:

- rispetto ad una configurazione di velivolo alimentato a cherosene (come quella dell'A320neo), la lunghezza della fusoliera subisce un significativo aumento, indipendentemente dai valori considerati per i requisiti prestazionali e i parametri di progetto.

Si sottolinea che il codice implementato, secondo la metodologia sviluppata e presentata nell'elaborato, modifica le dimensioni della fusoliera, in modo tale da consentire l'allocazione del volume di combustibile necessario, e garantendo la configurazione con efficienza aerodinamica di crociera più elevata (stimata secondo il metodo proposto nella fonte [5]).

- il peso massimo al decollo della configurazione a idrogeno non differisce in maniera importante rispetto a quella alimentata a cherosene, caratterizzata da analoghe prestazioni (numero di passeggeri da trasportare, numero di Mach di crociera e *range*).

Per quanto riguarda, invece, l'impatto che i requisiti prestazionali e i parametri di progetto hanno su questa grandezza macroscopica, i risultati sono riportati nella fig. 5.1. In particolare, nell'ambito dei requisiti prestazionali, la variazione del range definisce un andamento lineare e crescente, che interessa un ampio intervallo di valori. Al variare del numero di Mach di crociera, invece, l'andamento quadratico non supera mai il peso massimo al decollo dell'A320neo alimentato a cherosene.

Per quanto riguarda i parametri di progetto, la variazione del dimensionamento dell'ultimo serbatoio di poppa sembra essere l'unico parametro influente in maniera non trascurabile. Nello specifico, all'aumentare della corda della calotta sferica di poppa, aumenta il quantitativo di combustibile allocabile, e quindi il diametro della fusoliera e il peso massimo al decollo diminuiscono.

- rispetto ad una configurazione di velivolo alimentato a cherosene, l'efficienza aerodinamica di crociera risulta essere inferiore, indipendentemente dai valori considerati per i requisiti prestazionali e i parametri di progetto.

Per quanto riguarda, invece, come questi requisiti prestazionali e questi parametri di progetto influenzano l'efficienza aerodinamica, i risultati sono riassunti nella figura 5.2. In particolare, la fig. 5.2 mostra l'andamento della variazione percentuale dell'efficienza aerodinamica del velivolo a idrogeno, calcolata rispetto alla configurazione dell'A320neo alimentato a cherosene, e in funzione dei parametri considerati.

Pertanto, se da un lato l'effetto del *range* risulta intuitivo, poichè, limitando il requisito prestazionale, si ottiene una configurazione aerodinamicamente più competitiva con quella alimentata a cherosene; dall'altro, il contributo del numero di Mach di crociera risulta essere opposto. Nello specifico, quest'ultimo requisito prestazionale determina un andamento pressoché quadratico e crescente. Secondo questi risultati, dunque, i requisiti prestazionali migliori corrisponderebbero con quelli dell'A320neo, prevedendo un range inferiore a 6000 km e un Mach di crociera nell'intorno di 0.8.

Per quanto riguarda i parametri di progetto:

- la variazione dell'altezza del primo serbatoio di poppa non sembra influire sull'efficienza aerodinamica;

- il margine associato all'altezza del serbatoio di prua e il dimensionamento dell'ultimo serbatoio di poppa determinano, nella fig. 5.2, due curve caratterizzate da un andamento crescente. In particolare, al loro aumentare, l'efficienza aerodinamica di crociera dell'aeromobile a idrogeno tende verso quella dell'A320neo.

Si evidenzia, inoltre, che la curva associata al dimensionamento dell'ultimo serbatoio di poppa presenta una derivata prima costante e di valore superiore. Quindi, a parità di variazione dei due parametri di progetto qui analizzati, il dimensionamento dell'ultimo serbatoio di poppa determina una maggior variazione dell'efficienza aerodinamica di crociera.

$^1R^2$, o coefficiente di determinazione, è una misura statistica che indica quanto bene un modello matematico riesca a spiegare la variabilità dei dati osservati. In particolare, R^2 si basa sul confronto tra:

- lo scarto quadratico medio (o residuo), che misura quanto i dati differiscono dai valori previsti dal modello:
 $SSE = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2$, dove y_i è il valore osservato e $\hat{y}_i$ è il valore previsto dal modello;
- la varianza totale dei dati (o scarto totale), che misura quanto i punti osservati differiscono dalla loro media:
 $SST = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2$, dove $\bar{y}$ è la media dei valori osservati.

Pertanto, il coefficiente di determinazione si calcola come:

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST}.$$

RMSE (*Root Mean Square Error*) rappresenta, invece, l'errore quadratico medio:

$$RMSE = \sqrt{\frac{SSE}{n}},$$

dove n è il numero di dati del dataset.

Infine, R_{adj}^2 rappresenta la qualità del fit, tenendo conto del numero di dati:

$$R_{adj}^2 = 1 - (1 - R^2) \cdot \frac{n - 1}{n - deg - 1}.$$

Tabella 5.1: Risultati dei fit polinomiali per i vari dataset relativi al peso massimo al decollo. In grassetto, i gradi polinomiali selezionati¹

Dataset	Grado	RMSE	R^2	R^2_{adj}
M_{cr}	1	11085.20	0.6909	0.6703
	2	2515.71	0.9841	0.9818
	3	2301.63	0.9867	0.9836
	4	1302.22	0.9957	0.9943
	5	997.69	0.9975	0.9964
Range	1	4431.16	0.9937	0.9932
	2	939.23	0.9997	0.9997
	3	874.26	0.9998	0.9997
	4	551.71	0.9999	0.9999
	5	411.11	0.9999	0.9999
margin _{ft}	1	233.87	0.9939	0.9919
	2	64.42	0.9995	0.9991
	3	64.41	0.9995	0.9981
	4	0.00	1.0000	NaN
margin _{rt}	1	0.27	1.0000	1.0000
	2	0.11	1.0000	1.0000
	3	0.00	1.0000	NaN
ratio _{radius_rt}	1	993.07	0.9969	0.9963
	2	194.21	0.9999	0.9998
	3	185.66	0.9999	0.9998
	4	85.11	1.0000	0.9999
	5	3.79	1.0000	1.0000

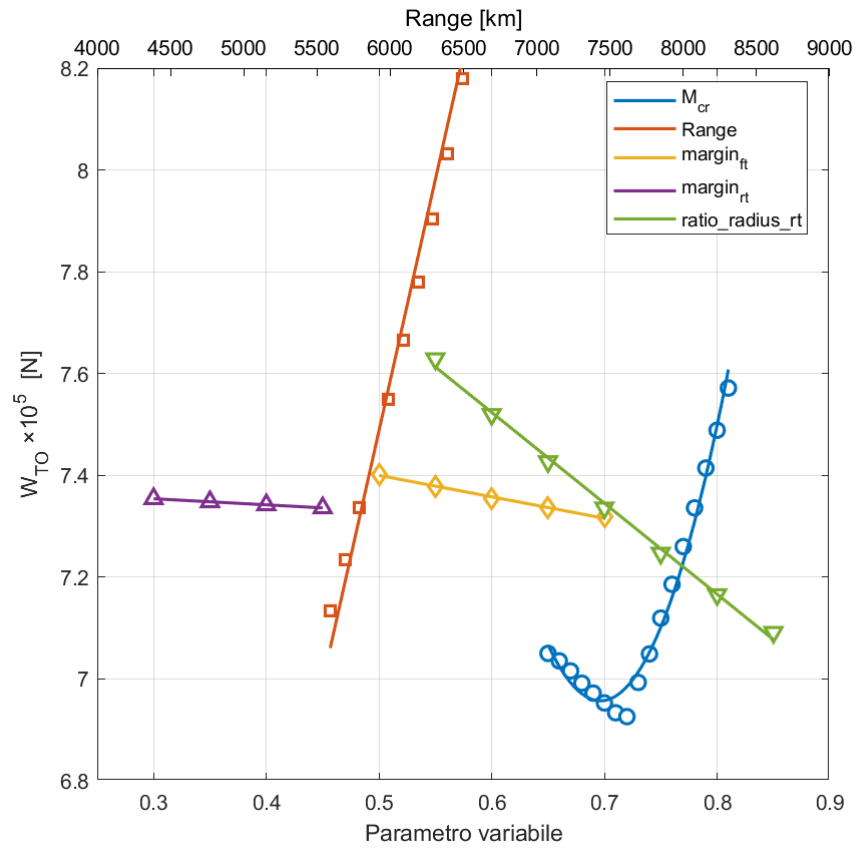


Figura 5.1: Variazione di W_{TO} al variare dei requisiti e dei parametri di progetto

Tabella 5.2: Risultati dei fit polinomiali per i vari dataset relativi alla variazione dell'efficienza aerodinamica di crociera. In grassetto, i gradi polinomiali selezionati

Dataset	Grado	RMSE	R^2	R^2_{adj}
M_{cr}	1	0.6938	0.8807	0.8728
	2	0.1677	0.9930	0.9920
	3	0.1410	0.9951	0.9939
	4	0.1063	0.9972	0.9963
	5	0.0940	0.9978	0.9968
Range	1	0.1103	0.9864	0.9852
	2	0.0489	0.9973	0.9968
	3	0.0458	0.9976	0.9969
	4	0.0365	0.9985	0.9978
	5	0.0353	0.9986	0.9977
margin _{ft}	1	0.0204	0.9941	0.9922
	2	0.0071	0.9993	0.9986
	3	0.0069	0.9993	0.9973
	4	0.0000	1.0000	NaN
margin _{rt}	1	0.0022	0.9986	0.9979
	2	0.0022	0.9986	0.9959
	3	0.0000	1.0000	NaN
ratio _{radius_rt}	1	0.0372	0.9995	0.9994
	2	0.0165	0.9999	0.9998
	3	0.0165	0.9999	0.9998
	4	0.0063	1.0000	1.0000
	5	0.0011	1.0000	1.0000

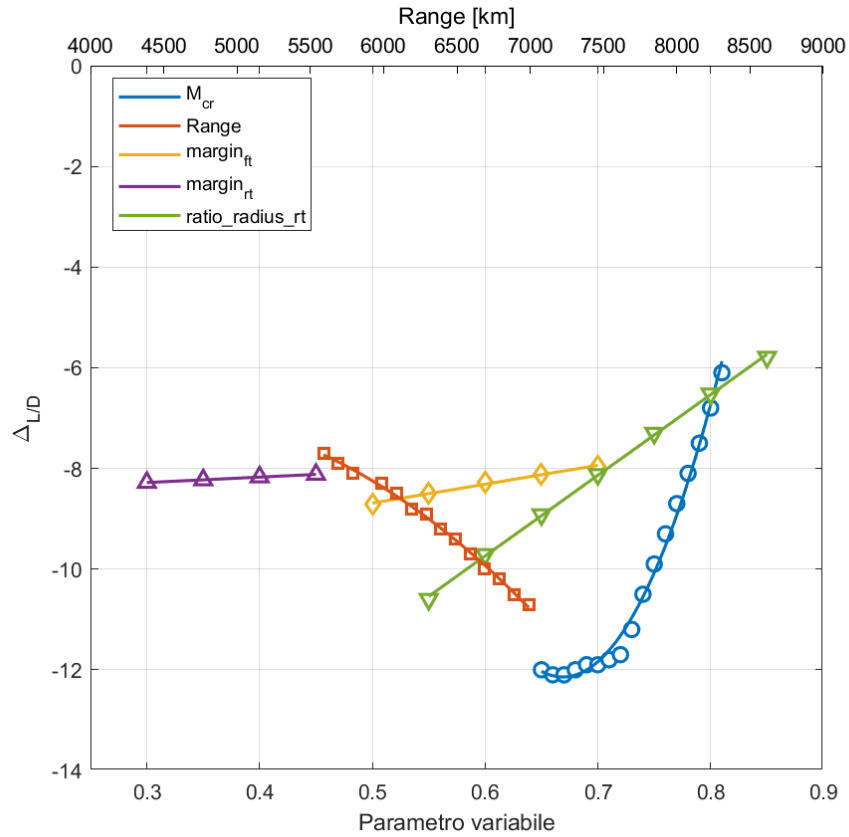


Figura 5.2: Variazione di ΔLD al variare dei requisiti e dei parametri di progetto

In conclusione, la fig. 5.3 riassume le fig. 5.1 e 5.2, mettendo inoltre in evidenza l'entità degli effetti dovuti alla variazione di ciascun parametro. In particolare:

- aumentare eccessivamente il range risulta essere dannoso, provocando un significativo incremento di peso e una rilevante riduzione dell'efficienza aerodinamica di crociera;
- conviene considerare un numero di Mach di crociera nell'intorno di 0.8 (prestazione analoga al velivolo di riferimento considerato nell'ambito del presente elaborato);
- l'altezza del primo serbatoio di poppa non influisce in maniera determinante né per il peso massimo al decollo né per l'efficienza aerodinamica di crociera. Nell'ambito della progettazione di un velivolo a idrogeno, potrebbe però avere

un ruolo determinante nel garantire di mantenere il margine statico di stabilità entro valori accettabili.

- l'altezza del serbatoio di prua e il dimensionamento dell'ultimo serbatoio di poppa determinano effetti opposti sul peso massimo al decollo e sull'efficienza aerodinamica di crociera. Ne consegue che, i valori di compromesso, evidenziati dalla fig. 5.3, e che potrebbero essere i valori da cui far iniziare un'eventuale effettiva progettazione preliminare di un velivolo a idrogeno, sono:

- $\text{margin}_{ft} = 0.62$
- $\text{ratio_radius}_{rt} = 0.695$

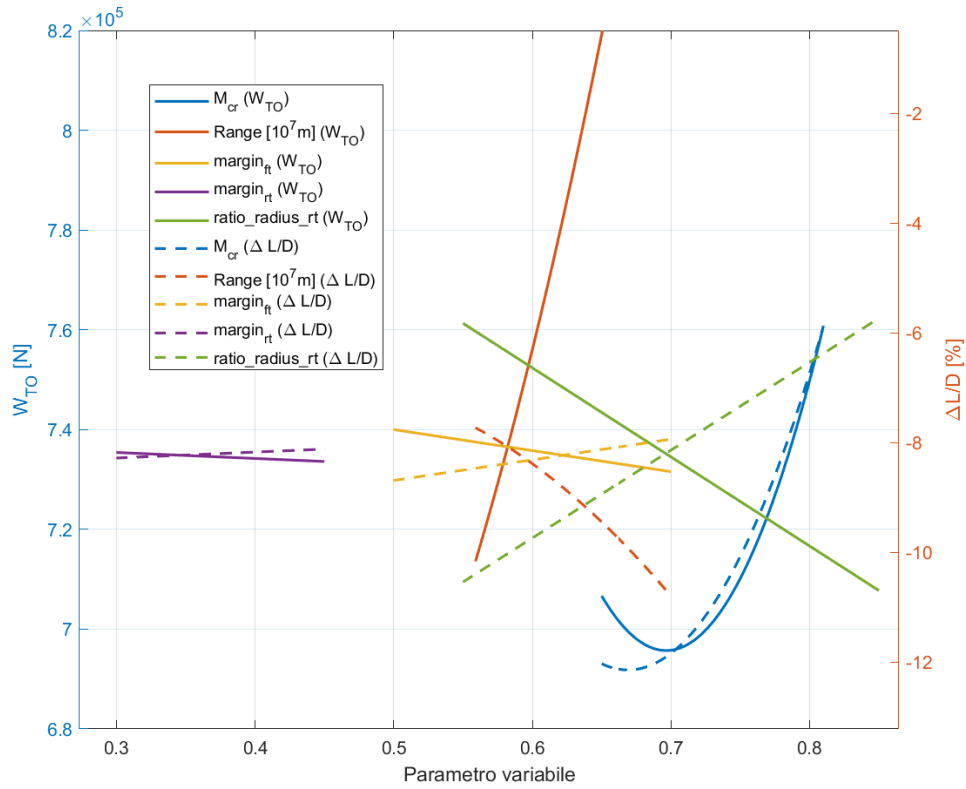


Figura 5.3: Variazione di W_{TO} e di $\Delta L/D$ al variare dei requisiti e dei parametri di progetto

Possibili sviluppi futuri

Nell'ambito di possibili sviluppi futuri del lavoro fin qui presentato, potrebbe risultare interessante:

- indagare il dimensionamento di una configurazione di velivolo a idrogeno, senza massimizzare l'efficienza aerodinamica di crociera (condizione considerata nel codice implementato secondo la metodologia presentata);
- analizzare le eventuali differenze, in ambito di progettazione preliminare, tra il dimensionamento di un velivolo a idrogeno a combustione diretta e una configurazione alimentata tramite l'utilizzo di *fuel cells*.
- procedere nel processo di progettazione del velivolo a idrogeno indagando aspetti, quali la progettazione del sistema combustibile e la stabilità statica e dinamica dell'aeromobile.

Appendice A

Elenco delle assunzioni del codice MATLAB

Costanti assunte

- Densità dell'idrogeno liquido criogenico:

$$d_{\text{LH}_2} = 71.28 \text{ kg /m}^3$$

- Efficienza volumetrica:

$$\eta_{\text{vol}} = \frac{V_{\text{LH}_2}}{V_{\text{inner-tank}}} = 95\%$$

- Efficienza gravimetrica:

$$\eta_{\text{grav}} = \frac{m_{\text{LH}_2}}{m_{\text{LH}_2} + m_{\text{tank-struct}}} = 70\%$$

- Pressione, temperatura e densità sul livello del mare:

$$p_{\text{SL}} = 101325 \text{ Pa}$$

$$\rho_{\text{SL}} = 1.225 \text{ kg /m}^3$$

$$T_{\text{SL}} = 288.15 \text{ K}$$

Assunzioni relative all'acquisizione dei dati forniti in input

- Il velivolo può essere dotato di 2 o 4 motori.
- In caso di acquisizione dati tramite database, l'efficienza aerodinamica dell'aeromobile di riferimento viene stimata tramite l'approccio proposto in [5] e riportato in appendice C.
- Si assume che l'allungamento alare del velivolo dimensionato dall'algoritmo, illustrato nel presente lavoro, sia pari a quello dell'aeromobile di riferimento, fornito dall'utente.

Assunzioni relative al profilo di missione

- Le fasi di crociera, attesa e diversione sono caratterizzate da un angolo di rampa pari a 0°
- La prima fase di attesa è caratterizzata dal numero di Mach di crociera.
- La seconda fase di attesa è caratterizzata dal numero di Mach della fase di diversione.

Assunzioni relative alla stima delle masse (metodo 1)

- $\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.97$ (secondo quanto riportato in [5])
- Il modello lineare utilizzato per stimare il consumo specifico in crociera non considera gli effetti benefici dovuti ad un eventuale elevato rapporto di *by-pass* (approccio conservativo).
- $\frac{SFC_{TO}}{SFC_{cruise}} = 1.3$ (in linea con i grafici riportati in appendice in [5])
- $\frac{W_{end}}{W_{end-1}} = 0.995$ (secondo quanto riportato in [5])
- La tolleranza è fissata a $50 \cdot g$ (vale a dire a 50 kg espressi in Newton).

Assunzioni relative alla valutazione del punto di progetto

- Atterraggio: il rapporto tra il peso massimo di atterraggio e quello di decollo fa riferimento alla tabella riportata dalle fonti [6] e [10].
- Decollo: la *take-off field length* è stimata assumendo una proporzionalità diretta con la *take-off ground roll*.

Assunzioni relative al ciclo esterno per il dimensionamento del velivolo

- La tolleranza è fissata a $50 \cdot g$ (vale a dire a 50 kg espressi in Newton).
- In linea con quanto riportato in [24], lo spessore della parete del serbatoio è stimato pari a $t_{\text{tank}} = 0.1$ metri.

Assunzioni relative al ciclo interno per il dimensionamento dei serbatoi

- Le due possibili tipologie di configurazione (*narrow-body* e *wide-body*) dell'aeromobile seguono gli schemi e le descrizioni riportati in sezione 3.2.

Si sottolinea che:

- nel velivolo *narrow-body*, si considera la presenza di container AKH - LD3-45 (fonte: [25]), affiancati a tre a tre, come illustrato nella fig. 3.4

Parametro	Valore
Lunghezza	244 cm
Larghezza	153 cm
Altezza	114.3 cm

Tabella A.1: Specifiche tecniche dei container AKH - LD3-45

- nel velivolo *wide-body*, si considerano container AKE LD3 (fonte: [26]), affiancati a due a due, come rappresentato nella fig. 3.7

Parametro	Valore
Lunghezza	192 cm
Larghezza	153 cm
Altezza	163 cm

Tabella A.2: Specifiche tecniche dei container AKE LD3

- l’ingombro dovuto ai sedili degli assistenti di volo si sovrappone allo sviluppo longitudinale delle uscite d’emergenza per un fattore pari a 0.75.
- h_{caps} è il rapporto tra l’altezza della calotta sferica considerata e la corrispettiva corda da cui ha origine. Per entrambe le calotte del serbatoio di poppa è considerato un valore pari a 0.6.

$$h_{\text{caps}} = \frac{h}{r_1} = 0.6$$

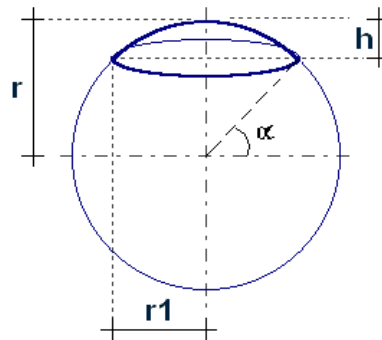


Figura A.1: Rappresentazione tratta dalla fonte [27]

Assunzioni relative alla stima delle masse (metodo 2)

- L’efficienza aerodinamica.
Durante le iterazioni del ciclo di dimensionamento del velivolo a idrogeno, esso acquisisce delle caratteristiche differenti dal velivolo di riferimento di partenza.

Per stimarne l'efficienza aerodinamica, viene utilizzato il metodo proposto in [5] e riportato nell'appendice C.

- Il fattore k che permette di considerare il maggior peso della struttura alare, rispetto ad una configurazione alimentata con combustibile tradizionale, è imposto arbitrariamente pari a 1.025.

Si ricorda che tale fattore influisce in maniera significativa nell'equazione 3.36:

$$\left. \frac{W_{OE}}{W_{TO}} \right|_{\text{step1}} = \left(3.298 \cdot \left(\frac{T}{W} \right)^{0.2412} \cdot \left(\frac{W/g}{S} \right)^{-0.1863} \cdot \text{Range}_{\text{tot}}^{-0.04105} \right) \cdot k$$

- Il contributo aggiuntivo dovuto al peso della struttura dei serbatoi è stimato, considerando l'efficienza gravimetrica.

$$\frac{W_{\text{fuel}}}{W_{TO}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{\text{grav}}} - 1 \right) = \frac{W_{\text{fuel}}}{W_{TO}} \cdot \left(\frac{W_{\text{LH2}} + W_{\text{tank-struct}}}{W_{\text{LH2}}} - 1 \right) = \frac{W_{\text{tank-struct}}}{W_{TO}} \quad (\text{A.1})$$

Assunzioni relative alla stima del margine statico di stabilità

- Si assume che la distanza tra i centri aerodinamici di ala e coda sia pari al 40% della lunghezza della fusoliera.
- Si assume che il rendimento di coda sia pari a 0.95.
- Per quanto riguarda i coefficienti angolari delle curve $C_{L\alpha} = f(\alpha)$ di ala e coda:

$$a_{\text{wing}} = 2 \cdot \frac{\pi}{\frac{(1+2 \cdot \pi)}{\pi \cdot e \cdot \text{AR}}}$$

$$a_{\text{ht}} = 2 \cdot \pi$$

- Si assume che il peso della struttura a vuoto sia al 42.5% della lunghezza della fusoliera nel caso di configurazione *narrow-body*, e al 50% per la configurazione *wide-body*.

Appendice B

Dati da assumere nel caso di acquisizione tramite database

Classificazione	Descrizione
Dati Prestazionali	Massimo coefficiente di portanza (<i>clean configuration</i> , senza ipersostentatori) [-]
	Rapporto di by-pass del motore [-]
	Coefficiente di portanza in crociera [-]
Dati Geometrici e di Dettaglio	Coefficiente d'attrito [-]
	Lunghezza del motore [m]
	Diametro esterno della gondola del motore [m]
	Corda alla radice dell'ala [m]
	Corda all'estremità alare [m]

Classificazione	Descrizione
Dati Geometrici e di Dettaglio	Rapporto massimo spessore/corda del profilo alare: $(\frac{t}{c})_{max}$
	Posizione del punto di massimo spessore del profilo alare, espressa in percentuale della corda [%]
	Angolo di freccia [°]
	Fattore di Oswald [-]
	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di atterraggio, grazie all'uso degli ipersostentatori [-]
	Massima variazione del coefficiente di portanza in fase di decollo, grazie all'uso degli ipersostentatori [-]
	Corda alla radice dell'impennaggio orizzontale [m]
	Corda alla radice dell'impennaggio verticale [m]
	Corda all'estremità dell'impennaggio orizzontale [m]
	Corda all'estremità dell'impennaggio verticale [m]
	Estensione dell'impennaggio orizzontale [m]
	Posizione del punto di massimo spessore dell'impennaggio orizzontale, espressa in percentuale della corda [%]
	Altezza dell'impennaggio verticale [m]
	Rapporto massimo spessore/corda dell'impennaggio orizzontale: $(\frac{t}{c})_{max}$
	Angolo di freccia dell'impennaggio orizzontale [°]
	Percentuale di superficie bagnata dell'ala [%]
	Percentuale di superficie bagnata della coda [%]
	Percentuale di superficie bagnata della fusoliera [%]
	Percentuale di superficie bagnata dei motori [%]

Classificazione	Descrizione
Dati Geometrici e di Dettaglio	Contributo di resistenza miscellanea, espresso come frazione del coefficiente di resistenza parassita [%]
	Percentuale di resistenza aerodinamica dovuta a perdite e sporgenze, espressa come percentuale del coefficiente di resistenza parassita [%]

Appendice C

Modello per la valutazione dell'efficienza aerodinamica

Per valutare l'efficienza aerodinamica nella generica iterazione del ciclo di dimensionamento dell'aeromobile di fig. 3.10, viene impiegato il modello aerodinamico analitico proposto in [5].

Per quanto riguarda il coefficiente di portanza di crociera¹, si assume lineare la relazione espressa in funzione dell'angolo di incidenza: $C_L = f(\alpha)$.

In particolare:

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha \quad (\text{C.1})$$

dove:

$$C_{L\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{AR \cdot \beta}{\eta}\right)^2 + \left(1 + \left(\frac{\tan \Lambda}{\beta}\right)^2\right)}} \cdot \frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}} \cdot F \quad (\text{C.2})$$

¹Si sottolinea che:

- la lunghezza e il diametro della fusoliera possono essere soggetti a variazione, da un'iterazione alla successiva, all'interno del ciclo rappresentato in fig. 3.10;
- la superficie e l'apertura alari (AR è assunto costante) possono subire modifiche tra un'iterazione e la successiva del ciclo illustrato in fig. 2.1, in quanto dipendono dal punto di progetto identificato sul Matching Chart.
Si tratta del *loop* esterno rispetto al ciclo di fig. 3.10.

- AR = allungamento alare, assunto costante e pari a quello del velivolo di riferimento fornito dall'utente
- $\beta = \sqrt{1 - M_{\text{cruise}}^2}$
- Λ : angolo di freccia dell'ala in corrispondenza del massimo spessore del profilo alare
- F:

$$F = 1.07 \cdot \left(1 + \frac{\text{External diameter of Fuselage}}{\text{Wing span}} \right)^2$$

- S_{exposed}^2 : corrisponde alla superficie alare di riferimento, a meno del cassone alare presente all'interno della fusoliera.

In prima approssimazione, considerando che l'ala sia trapezia e che presenti un angolo di freccia costante pari a quello del quarto anteriore della corda, la grandezza in questione può essere calcolata come:

$$S_{\text{covered}} \approx (r_{\text{fus}} \cdot \text{chord_at_central_longitudinal_axis}) \cdot 2$$

$$S_{\text{exposed}} \approx S_{\text{ref}} - S_{\text{covered}} \quad (\text{C.3})$$

- η : efficienza aerodinamica del profilo alare

$$\eta \approx 1$$

Dalla teoria di Glauert, invece, il coefficiente di resistenza può essere stimato come:

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (\text{C.4})$$

dove $K = \frac{1}{e\pi AR}$ (con e fattore di Oswald, fornito come input dall'utente). Tale formulazione prevede che il profilo alare sia simmetrico, visto che assume che

²Se il prodotto $\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}} \cdot F \geq 1$, significherebbe che la fusoliera produce più portanza della porzione di ala "coperta" dalla fusoliera stessa. Trattandosi di una situazione altamente improbabile, il valore calcolato viene sostituito con un numero minore di 1; nello specifico, 0.98.

$C_{D0} = C_{Dmin}$. Tuttavia, può considerarsi valida anche per le ali con profili non simmetrici, qualora la curvatura sia moderata. Infatti, come si può osservare nella

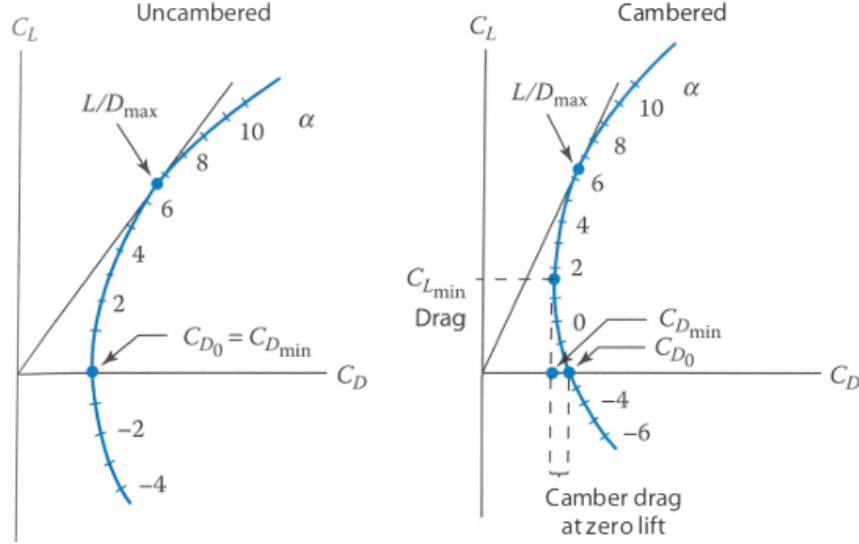


Figura C.1: Grafici tratti da [5]

fig. C.1, in entrambi i casi la polare d'urto ha approssimativamente un andamento parabolico; ma, nella configurazione *cambered* il C_{D0} non corrisponde al C_{Dmin} .

In linea con quanto riportato in [5], si assume che il coefficiente di resistenza parassita coincida con quello a portanza nulla. Pertanto, il C_{D0} viene così valutato:

$$C_{D0} = \frac{\sum (C_{f,i} \cdot FF_i \cdot Q_i \cdot S_{wet,i})}{S_{ref}} + C_{D,misc} + C_{D,L\&P} \quad (C.5)$$

dove il primo termine viene calcolato esclusivamente per i componenti principali del velivolo: ala, coda, fusoliera e gondole dei motori; mentre $C_{D,misc}$ e $C_{D,L\&P}$ rappresentano la resistenza miscelanea, e dovuta a perdite e protuberanze (vedere sezione 3.3).

Nel seguito vengono analizzati i fattori caratterizzanti il primo termine dell'equazione C.5.

Coefficiente d'attrito C_f

Viene richiesto in input dall'utente e si considera sia uguale per tutti i principali componenti dell'aeromobile (ala, coda, fusoliera e gondole dei motori).

Fattori di forma: FF

Secondo quanto riportato in [5]:

- per l'ala e per la coda:

$$FF = \left(1 + \frac{0.6}{x/c} \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right) \cdot \left(1.34 \cdot M_{cr}^{0.18} \cdot (\cos(\Lambda[rad]))^{0.28}\right)$$

dove:

- x/c è la posizione lungo la corda del profilo in corrispondenza della quale si ha il massimo spessore;
 - t/c è lo spessore massimo del profilo, normalizzato con la corda;
 - M_{cr} è il numero di Mach di crociera;
 - Λ è l'angolo di freccia. Si assume sia pari a quello del quarto anteriore.
- per la fusoliera:

$$FF = 0.9 + \frac{5}{f^{1.5}} + \frac{f}{400}$$

dove f rappresenta il rapporto tra la lunghezza della fusoliera e il suo diametro

- per le gondole del motore:

$$FF = 1 + \frac{0.35}{f}$$

Superficie bagnata

La superficie bagnata di ciascun componente viene stimata come percentuale dell'area esposta. Pertanto:

- per l'ala:

$$S_{wet} = 2 \cdot S_{exposed} \cdot \%_{wetted_surface}$$

dove il fattore 2 consente di tenere conto sia della superficie superiore sia di quella inferiore, $\%_{\text{wetted_surface}}$ è fornito come input dall'utente, e S_{exposed} è stimata tramite l'equazione C.3.

- per l'impennaggio orizzontale e per quello verticale:

$$S_{\text{trapez_horiz}} = \left((\text{root_chord} + \text{tip_chord}) \cdot \frac{\text{horizontal span}}{2} \right) \cdot 2$$

$$S_{\text{trapez_vert}} = \frac{(\text{root_chord} + \text{tip_chord}) \cdot \text{height}}{2}$$

$$S_{\text{wet}} = 2 \cdot S \cdot \%_{\text{wetted_surface}}$$

- per la fusoliera e per le gondole dei motori si considera una forma cilindrica:

$$S_{\text{cylinder}} = 2\pi \cdot \text{Radius} \cdot \text{Length}$$

$$S_{\text{wet_fus}} = S_{\text{cylinder}} \cdot \%_{\text{wetted_surface}}$$

$$S_{\text{wet_eng}} = \text{Num_Eng} \cdot S_{\text{cylinder}} \cdot \%_{\text{wetted_surface}}$$

dove Num_Eng rappresenta il numero dei motori di cui l'aeromobile è dotato (input fornito dall'utente).

Resistenza per interferenza tra componenti

Componente	Q
Ala	1.00
Coda	1.05
Fusoliera	1.00
Motori	1.00

Tabella C.1: Valori del fattore di resistenza per interferenza Q tratti da [28], in linea con quanto riportato in [5].

Pertanto, l'efficienza aerodinamica di crociera può essere definita come:

$$\left. \frac{L}{D} \right|_{\text{cruise}} = \frac{C_L(\alpha = \alpha_{\text{cr}})}{C_D} \quad (\text{C.6})$$

In conclusione, considerando l'equazione C.4 e imponendo che

$$y = \frac{C_D}{C_L} \quad (\text{C.7})$$

si ottiene che, in corrispondenza del valore di efficienza aerodinamica massima, $y = y_{\text{min}}$.

Per risolvere il problema di minimo si scrive:

$$y = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L}{e\pi AR}$$

$$\frac{dy}{dC_L} = -\frac{C_{D0}}{C_L^2} + \frac{1}{e\pi AR}$$

Ponendo la derivata uguale a zero, si ricava che:

$$C_{D0} = \frac{C_L^2}{e\pi AR}$$

Da cui segue:

$$C_{L_E\text{max}} = \sqrt{e\pi AR \cdot C_{D0}} \quad (\text{C.8})$$

Sostituendo l'espressione C.8 nell'equazione C.4, si definisce il coefficiente di resistenza:

$$C_{D_E\text{max}} = 2 \cdot C_{D0} \quad (\text{C.9})$$

Quindi, in prima approssimazione, utilizzando la polare aerodinamica quadratica, l'efficienza aerodinamica massima può essere stimata come:

$$\left. \frac{L}{D} \right|_{\text{max}} = \sqrt{\frac{e\pi AR}{4C_{D0}}} \quad (\text{C.10})$$

Appendice D

Relazione di Breguet

D.1 Valutazione dell'autonomia oraria

Considerando la fig. D.1 (che trascura l'angolo di calettamento della spinta, essendo tipicamente piccolo), è possibile scrivere le seguenti equazioni di equilibrio rispetto agli assi vento:

$$\begin{cases} T = D + W \sin(c) \\ L = W \cos(c) \end{cases} \quad (D.1)$$

dove c corrisponde all'angolo di rampa.

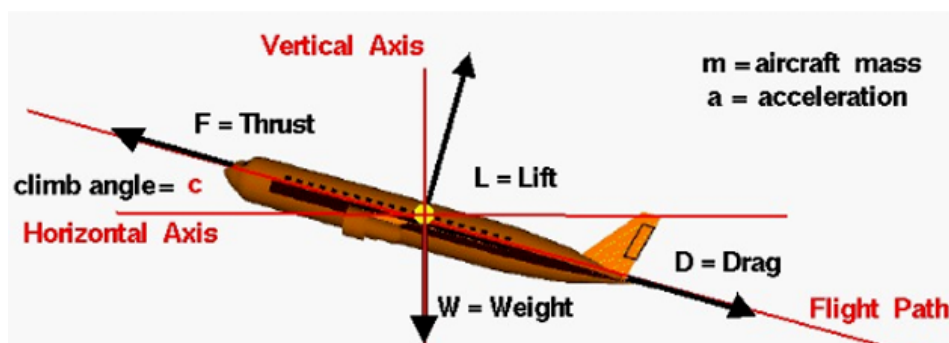


Figura D.1: Figura tratta dalla fonte: [12]

Dividendo membro a membro le due equazioni sopra riportate, si ottiene:

$$\frac{T}{W} \cdot \frac{1}{\cos(c)} = \frac{1}{L/D} + \tan(c) \quad (D.2)$$

Successivamente, si moltiplicano ambo i membri per " $SFC \cdot dt$ " e si considera che la variazione di peso del velivolo nell'intervallo di tempo dt corrisponde al consumo di combustibile, secondo la relazione $SFC \cdot T dt = -dW$.

Pertanto, si ricava che:

$$SFC \cdot dt \cdot \frac{T}{W \cdot \cos(c)} = \left(\frac{1}{L/D} + \tan(c) \right) \cdot SFC \cdot dt \quad (D.3)$$

$$-\frac{dW}{W} \cdot \frac{1}{\cos(c)} = \left(\frac{1}{L/D} + \tan(c) \right) \cdot SFC \cdot dt \quad (D.4)$$

Integrando, risulta che:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \left(- \left(\frac{1}{L/D} + \tan(c) \right) \cdot \cos(c) \cdot \Delta t \cdot SFC \right) \quad (D.5)$$

D.2 Valutazione dell'autonomia chilometrica

Supponendo che la traiettoria percorsa sia orizzontale o sub-orizzontale, valgono le equazioni di equilibrio per il volo orizzontale rettilineo.

$$\begin{cases} T = D \\ W = L \end{cases} \quad (D.6)$$

Dividendo membro a membro le due equazioni sopra riportate, si ottiene:

$$\frac{W}{T} = \frac{L}{D} = \text{efficienza aerodinamica} \quad (D.7)$$

Analogamente a quanto illustrato nel paragrafo precedente, è possibile scrivere che:

$$SFC \cdot T dt = -dW \quad (D.8)$$

dove SFC è il consumo specifico, T è la spinta, dt è l'infinitesimo di tempo e $-dW$ rappresenta il quantitativo di peso consumato.

Sapendo, inoltre, che $Vdt = ds$ (= spazio percorso nell'intervallo di tempo dt), si ricava che:

$$ds = -\frac{V \cdot L/D}{SFC} \cdot \frac{dW}{W} \quad (D.9)$$

Integrando, si ricava:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{R \cdot SFC}{V \cdot (L/D)}\right) \quad (D.10)$$

Bibliografia

- [1] *Liquid Hydrogen Fuelled Aircraft – System Analysis (Publishable Version)*. Rapp. tecn. Rapporto tecnico finale, Contratto N. G4RD-CT-2000-00192, Progetto N. GRD1-1999-10014. Commissione Europea – Progetto CRYOPLANE, coordinato da Airbus Deutschland GmbH, 2003 (cit. a p. 2).
- [2] ICAO Secretariat. *Overview of Climate Goals and ICAO's Work on a Long-Term Aspirational Goal for International Aviation (LTAG)*. Rapp. tecn. Organizzazione Internazionale dell'Aviazione Civile (ICAO), 2022.
- [3] Fuel Cells and Hydrogen 2 Joint Undertaking. *Hydrogen-powered aviation – A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050*. Rapp. tecn. Disponibile online: <https://data.europa.eu/doi/10.2843/471510>. Clean Hydrogen Joint Undertaking (Commissione Europea), 2020 (cit. alle pp. 4–6).
- [4] Dieter Scholz. *Design of Hydrogen Passenger Aircraft: How Much "Zero-Emission" is Possible?* Presentazione, Università di Scienze Applicate di Amburgo. Slide disponibili online: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2020_11_19_HydrogenAircraft.pdf. 2020.
- [5] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6a edizione. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2018 (cit. alle pp. 7–9, 20, 23, 26–29, 52, 54, 57, 59, 75, 85, 88, 92, 94–96).
- [6] Dieter Scholz. *Aircraft Design — Chapter 5: Preliminary Sizing*. Appunti del corso, Hamburg University of Applied Sciences. Disponibile online: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/H00U/AircraftDesign_5_PreliminarySizing.pdf. 2020 (cit. alle pp. 21, 22, 45–47, 49, 51, 53, 86).

- [7] Paul Bensel. «Design of Liquid Hydrogen Storage for Commercial Aircraft». Bachelor's Thesis. Tesi di laurea mag. Hamburg University of Applied Sciences, 2023 (cit. a p. 28).
- [8] Elena Sofia Abbagnato. «Conceptual Design Methodology to size a Supersonic Passengers Aircraftn Using LH2». Tesi di laurea mag. Politecnico di Torino, 2021 (cit. a p. 38).
- [9] Nikhil Bhargav e Vasanth Elangovan. «Knowledge-Based Engineering Application For Fuselage Integration And Cabin Design». Tesi di laurea mag. Linköping University, 2023 (cit. a p. 39).
- [10] Laurence K. Loftin Jr. *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance*. National Aeronautics e Space Administration, NASA Reference Publication 1060, 1980 (cit. alle pp. 45, 46, 86).
- [11] Joachim Scheiderer. *Angewandte Flugleistung: Eine Einführung in die Operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*. Berlin, Heidelberg, Germany: Springer, 2008 (cit. a p. 47).
- [12] NASA Glenn Research Center. *Forces in a Climb*. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/forces-in-a-climb/> (cit. alle pp. 49, 98).
- [13] Dieter Scholz. «Methods for Operating Empty Mass Estimation in Aircraft Design». In: *Proceedings of the 83rd International Conference on Mass Properties Engineering (SAWE)*. Presentation slides. Society of Allied Weight Engineers, 2024 (cit. a p. 54).
- [14] Jon Huete e Pericles Pilidis. «Parametric study on tank integration for hydrogen civil aviation propulsion». In: *International Journal of Hydrogen energy*. 2021 (cit. a p. 55).
- [15] M. Mason. *Appendix A: Geometry for Aerodynamicists*. 2002. URL: https://archive.aoe.vt.edu/mason/Mason_f/ConfigAeroAppA.pdf (cit. a p. 57).
- [16] All Nippon Airways (ANA). *Airbus A320 Seat Map*. Accessed on 29 August 2025. URL: <https://www.ana.co.jp/en/it/travel-information/seat-map/a320/> (cit. a p. 58).

- [17] Aircraft Investigation. *Airbus A320neo Technical Data*. Accessed on 29 August 2025. URL: https://aircraftinvestigation.info/airplanes/Airbus_A320neo.html (cit. a p. 58).
- [18] EASA. *ORO.CC.100 – Number and composition of cabin crew, Regulation (EU) No. 965/2012, Annex III (Part-ORO)*. European Union Aviation Safety Agency. 2012. URL: <https://www.easa.europa.eu/document-library/regulations/part-oro> (cit. a p. 58).
- [19] Airbus. *A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning*. Accessed on 29 August 2025. 2024. URL: https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2025-01/AC_A320_0624.pdf (cit. alle pp. 59–61).
- [20] EUROCONTROL. *Air Traffic Control Performance Database*. Accessed on 29 August 2025. URL: <https://learningzone.eurocontrol.int/ilp/customs/ATCPFDB/default.aspx> (cit. alle pp. 59, 64).
- [21] K. Suresh. *Pratt & Whitney PW1000G Engine Specifications*. Accessed on 29 August 2025. 2014 (cit. a p. 59).
- [22] MTU Aero Engines. *GTF Engine Family for Narrowbody and Regional Jets*. Accessed on 29 August 2025. URL: <https://www.mtu.de/enzymes/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/gtf-engine-family/> (cit. a p. 59).
- [23] Simone Camboni. «Conceptual design and operating costs estimation of a subsonic airliner powered by liquid hydrogen». Tesi di laurea mag. Politecnico di Torino, 2023 (cit. a p. 60).
- [24] Vittorio Cipolla, Davide Zanetti, Karim Abu Salem, Vincenzo Binante e Giuseppe Palaia. «A Parametric Approach for Conceptual Integration and Performance Studies of Liquid Hydrogen Short–Medium Range Aircraft». In: *Applied Sciences* 12.14 (2022). URL: <https://www.mdpi.com/2227-7390/12/14/6857> (cit. a p. 86).
- [25] Air New Zealand. *International Cargo Containers*. 2025. URL: <http://www.airnewzealand.co.nz/international-cargo-containers> (cit. a p. 86).

- [26] ANA Cargo. *Container and Pallet Specification*. 2025. URL: https://www.anacargo.jp/en/int/specification/cm_container.html (cit. a p. 86).
- [27] Calcoli-Online. *Volume e peso CALOTTA SFERICA. Portale Calcoli-Online — calcolo del volume e del peso della calotta sferica*. n.d. URL: <http://www.calcoli-online.it/dimostrativo/volumi/volume11.htm> (cit. a p. 87).
- [28] Emanuele Sunzeri. «Conceptual design of hydrogen-powered high-speed aircraft in low supersonic regime». Tesi di laurea mag. Politecnico di Torino, 2023 (cit. a p. 96).
- [29] Reinhard Faass. *Cryoplane: Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb*. Airbus Deutschland GmbH, 2001.
- [30] EASA. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25)*. European Union Aviation Safety Agency. 2023. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-25>.
- [31] Bjorn Fehrm. *Bjorn's Corner: The challenges of Hydrogen. Part 5. The Hydrogen tank*. Leeham News and Analysis (online). 2020. URL: <https://leehamnews.com/2020/08/21/bjorns-corner-the-challenges-of-hydrogen-part-5-the-hydrogen-tank/>.
- [32] Filippo Mazzoni, Grazia Accardo, Roberta Biga, Eugenio Brusa, Cristiana Delprete, Camilo Andrés Manrique-Escobar e Valeria Vercella. «Hydrogen Storage System Design: Case Studies for Airborne Application». In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2024)*. Florence, Italy, 2024.
- [33] Elsevier. *A Word of Caution*. <https://web.archive.org/web/20230402100916/https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/word-of-caution.htm>.

Ringraziamenti

Questa è sicuramente la pagina più bella, ma anche la più difficile da scrivere. Ringraziare chi mi ha supportato e sopportato durante un percorso così arduo è doveroso, ma non semplice: infatti, la possibilità di dimenticare qualcuno o di non riuscire a trovare le parole giuste spaventa non poco.

Partirò, quindi, ringraziando il dipartimento DIMEAS del Politecnico di Torino e i professori Davide Ferretto, Nicole Viola e Oscar Gori, per avermi dato la possibilità di approfondire la tematica dell'idrogeno nell'ambito dell'aviazione civile.

Un ringraziamento speciale va alla mia famiglia: mamma, papà, mio fratello Alessio, mia cognata Cecilia e mio zio Tony; ma anche a chi purtroppo non c'è più, come i miei nonni e zia Gabry. Un grazie speciale per l'affetto e il sostegno dimostratimi in ogni momento, di gioia o di difficoltà. Senza di loro non avrei avuto la stessa forza e determinazione per affrontare le sfide che questo percorso mi ha riservato. Ringrazio gli amici universitari ed extrauniversitari, con i quali ho condiviso almeno una parte di questo percorso. In particolare, ci tengo a citare gli amici del gruppo WhatsApp "Pochi intimi", che hanno saputo confortarmi ed incoraggiarmi, e con cui, nonostante la nostra scarsa capacità organizzativa, ho vissuto innumerevoli momenti di svago e felicità.

Non posso non menzionare il mio tarallificio pugliese preferito, che per sei lunghi anni mi ha nutrito nelle pause di metà mattina di ogni giorno, e la cagnolina di casa Neve, che, prima con mio fratello e poi con me, ha assistito e sopportato dieci anni di università.

Infine, vorrei dedicare questa tesi di Laurea a mio fratello Alessio, perchè mi è sempre stato vicino e perchè riesce a comprendermi e a supportarmi con una facilità disarmante.