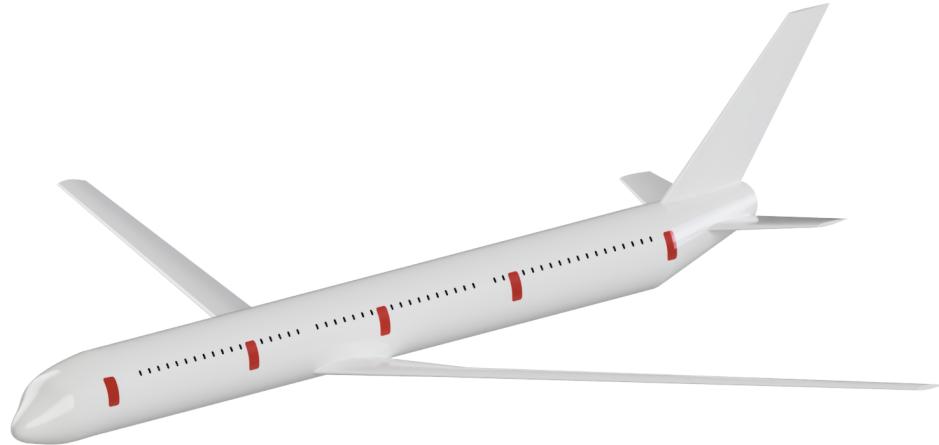




**Corso di Laurea Magistrale in
Ingegneria Aerospaziale**

*Progettazione di veicoli aerospaziali
(02NHSMT)*

**CONCEPTUAL DESIGN OF A SUBSONIC COMMERCIAL
AIRCRAFT**



Studente:
Federico Cocuzza Santuccio
Matricola: 309706

Docenti:
Prof. Erasmo Carrera
Prof. Enrico Zappino

Indice

| Indice | I |
|--|-----------|
| 1 Requisiti | 1 |
| 1.1 Lista dei requisiti | 1 |
| 1.2 Lista di velivoli di riferimento | 2 |
| 2 Ricerca Take-off Weight | 3 |
| 2.1 Calcolo empty mass fraction $\frac{m_{empty}}{m_{TO}}$ | 3 |
| 2.2 Calcolo fuel mass fraction $\frac{m_{fuel}}{m_{TO}}$ | 5 |
| 2.3 Calcolo di prima stima di m_{TO} | 7 |
| 3 Payload-Range diagram | 9 |
| 3.1 Sensitivity Analysis | 9 |
| 3.2 Payload-Range diagram | 9 |
| 3.3 Studio di possibili famiglie | 10 |
| 4 Matching Chart | 12 |
| 4.1 Stall Speed | 13 |
| 4.2 Maximum Speed | 14 |
| 4.3 Take-off run | 14 |
| 4.4 Rate of Climb (ROC) | 15 |
| 4.5 Ceiling Altitude | 16 |
| 4.6 Matching Chart | 17 |
| 5 Fuselage Design | 19 |
| 5.1 Sezione e disposizione volumi | 19 |
| 5.2 Configurazione e disposizione interna | 20 |
| 5.3 Analisi di due possibili configurazioni interne | 21 |
| 5.3.1 Configurazione full economy | 21 |
| 5.3.2 Configurazione economy - first | 23 |
| 5.4 Modello 3D - CAD Fusoliera | 23 |
| 6 Wing Design | 24 |
| 6.1 Scelta del profilo | 24 |
| 6.2 Coefficiente di portanza, resistenza e momento di beccheggio | 27 |
| 6.3 Wing Geometry | 28 |
| 6.3.1 Wing incidence | 28 |
| 6.3.2 Aspect Ratio | 28 |
| 6.3.3 Angolo di freccia | 29 |
| 6.3.4 Rapporto di rastremazione | 29 |
| 6.3.5 Angolo diedro | 30 |
| 6.3.6 Caratteristiche geometriche dell'ala | 30 |
| 7 Tail Design | 32 |
| 7.1 Scelta della configurazione | 32 |
| 7.1.1 Scelta del profilo | 32 |
| 7.2 Dimensionamento del piano di coda orizzontale | 33 |
| 7.2.1 Aspect Ratio | 34 |
| 7.2.2 Taper Ratio | 34 |
| 7.2.3 Dihedral Angle | 34 |

| | | |
|---------------------|---|-----------|
| 7.2.4 | Caratteristiche geometriche del piano di coda orizzontale | 34 |
| 7.3 | Dimensionamento del piano di coda verticale | 35 |
| 7.3.1 | Aspect Ratio | 35 |
| 7.3.2 | Taper Ratio | 35 |
| 7.3.3 | Caratteristiche geometriche del piano di coda verticale | 35 |
| 8 | Conclusioni | 36 |
| 9 | Modello 3D - CAD Velivolo Completo | 37 |
| Bibliografia | | 38 |

Capitolo 1

Requisiti

1.1 Lista dei requisiti

Il primo e cruciale passo nel processo di progettazione di un nuovo aeromobile consiste nella definizione di una lista di requisiti di alto livello, suddivisi nelle seguenti categorie:

- **Parametri di progettazione**
- **Requisiti di performance**
- **Requisiti operativi**

Questo processo è essenziale perché l'aeromobile deve essere conforme alle normative attuali e contemporaneamente deve essere competitivo in termini di prestazioni, efficienza economica e comfort dei passeggeri rispetto alla concorrenza. Le tabelle sottostanti presentano tre elenchi di requisiti categorizzati come descritto sopra. In seguito, saranno brevemente discusse le ragioni alla base di tali scelte. Questi requisiti sono stati determinati mediante un'analisi di mercato, considerando le offerte dei concorrenti e prevedendo ragionevolmente come si evolveranno entro il 2030.

| | |
|------------------------------|---------------------------|
| Numero di piloti | 2 |
| Cabin crew | 10 |
| Numero massimo di passeggeri | 480 |
| MTOW | 320000 <i>kg</i> |
| Carico utile massimo | 70000 <i>kg</i> |
| OEW | 155000 <i>kg</i> |
| Lunghezza | 75 <i>m</i> |
| Apertura alare | 70 <i>m</i> |
| Superficie alare | 500 <i>m</i> ² |

Tabella 1.1: Requisiti di design

| | |
|------------------------|-----------------|
| Mach di crociera | 0.86 |
| Mach massimo operativo | 0.9 |
| Range massimo | 16000 <i>km</i> |
| Quota di tangenza | 13000 <i>m</i> |
| Range a carico massimo | 10000 <i>km</i> |
| Numero di motori | 2 |
| SFC | 0.46 |

Tabella 1.2: Requisiti di performance

| | |
|---------------------------------|-------------------|
| Massima distanza di decollo | 2500 m |
| Massima distanza di atterraggio | 2000 m |
| Quota di crociera | 10 km < z < 13 km |
| Turnaround time | 60 min |

Tabella 1.3: Requisiti operativi

La definizione dei requisiti è stata condotta mantenendo un'aderenza sostanziale all'A350-1000 in termini di peso e dimensioni, eccetto per apertura e superficie alare. L'obiettivo primario è di concepire un aeromobile con delle carettistiche simili ma con un'efficienza aerodinamica maggiore in fase di crociera. Tale approccio mira a soddisfare la crescente richiesta di mobilità in un mondo sempre più interconnesso e globalizzato, senza trascurare la rilevanza dell'impatto ambientale, un aspetto a cui non è più possibile restare indifferenti.

1.2 Lista di velivoli di riferimento

Il secondo passo consiste nell'elaborare una lista sufficientemente dettagliata e mirata di aeromobili di riferimento. Ciò ha due scopi: da un lato, fungere da punto di riferimento per confermare i requisiti presentati nella sezione precedente; dall'altro, fornire una base per un'analisi statistica delle tendenze riguardanti le principali caratteristiche e prestazioni, fondamentali per una prima fase di dimensionamento. La tabella sottostante presenta un elenco di aeromobili appartenenti alla stessa categoria, i quali mostrano dati simili (con un adeguato margine di tolleranza) a quelli indicati nei requisiti.

| | A350-1000 | A350-900 | A340-600 | A340-500 | A340-300 | A330-900 | A330-300 |
|--------------|----------------------|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|--------------------|----------------------|
| m_{TO} | 316 ton | 280 ton | 380 ton | 380 ton | 273.5 ton | 251 ton | 242 ton |
| Passeggeri | 480 | 440 | 475 | 440 | 440 | 460 | 440 |
| Payload | 68 ton | 53 ton | 66 ton | 54 ton | 52 ton | 44 ton | 45.6 ton |
| Peso a vuoto | 155 ton | 142.4 ton | 174 ton | 168 ton | 131 ton | 140 ton | 109.4 ton |
| S_{wing} | 464.3 m ² | 442 m ² | 437.3 m ² | 437.3 m ² | 363.1 m ² | 465 m ² | 361.6 m ² |
| b_{wing} | 64.75 m | 64.75 m | 63.45 m | 63.45 m | 60.30 m | 64 m | 60.3 m |
| Lunghezza | 73.79 m | 66.80 m | 75.36 m | 67.93 m | 63.69 m | 63.66 m | 63.66 m |
| Range | 16100 km | 15400 km | 14450 km | 16670 km | 13500 km | 13334 km | 11750 km |
| Ceiling | 12637 m | 13136 m | 12634 m | 12634 m | 12634 m | 12634 m | 12634 m |

Tabella 1.4: Velivoli di riferimento - Airbus

| | B777-300ER | B777-9X | B787-10 | B787-9 |
|--------------|----------------------|----------------------|--------------------|--------------------|
| m_{TO} | 351 ton | 351.5 ton | 254 ton | 254 ton |
| Passeggeri | 550 | 426 | 440 | 420 |
| Payload | 69.9 ton | 73.5 ton | 57.3 ton | 52.6 ton |
| Peso a vuoto | 168 ton | 181 ton | 135.5 ton | 128.9 ton |
| S_{wing} | 436.8 m ² | 516.7 m ² | 377 m ² | 377 m ² |
| b_{wing} | 64.8 m | 71.75 m | 60.12 m | 60.12 m |
| Lunghezza | 73.86 m | 76.72 m | 68.3 m | 62.81 m |
| Range | 13650 km | 13500 km | 11910 km | 14140 km |
| Ceiling | 13136 m | 13140 m | 13136 m | 13136 m |

Tabella 1.5: Velivoli di riferimento - Boeing

Capitolo 2

Ricerca Take-off Weight

Al fine di determinare una stima del **Take-off Weight** (m_{TO}), si adotta il procedimento delineato in letteratura [1, pp. 27 - 41], in cui la massima massa che l'aereo può avere al momento del decollo è espressa come somma della massa dell'equipaggio, del carico utile, della quantità di carburante e della massa a vuoto.

$$m_{TO} = m_{crew} + m_{payload} + m_{fuel} + m_{empty} \quad (2.1)$$

Avendo stabilito nei **requisiti di design** (Tabella 1.1) che il numero di piloti è pari a 2 e il numero di membri dell'equipaggio di cabina è pari a 10 (in quanto dalle normative EASA CS-25 si ha l'obbligo di avere 1 persone per ogni uscita di emergenza), assumendo una massa individuale di 80 kg, si ottiene:

$$m_{crew} = 960 \text{ kg}$$

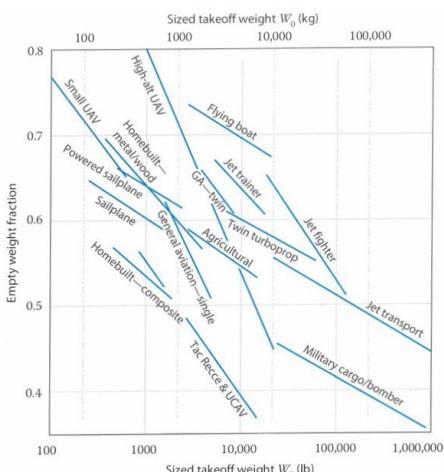
Per quanto riguarda $m_{payload}$, sempre dai requisiti di design, si è imposto 70000 kg, mentre per il momento non è possibile determinare esplicitamente m_{fuel} e m_{empty} . Si riscrivere pertanto l'equazione 2.1 come segue:

$$m_{TO} = \frac{m_{crew} + m_{payload}}{1 - \left(\frac{m_{fuel}}{m_{TO}} \right) - \left(\frac{m_{empty}}{m_{TO}} \right)} \quad (2.2)$$

Questa equazione, una volta fissato il numeratore e trovata una relazione che esprima i due rapporti al denominatore in funzione di m_{TO} , consente di determinare il peso massimo al decollo mediante una soluzione iterativa. Nelle prossime sezioni verrà esposta la procedura per il calcolo delle frazioni in peso del carburante e della massa a vuoto.

2.1 Calcolo empty mass fraction $\frac{m_{empty}}{m_{TO}}$

E' possibile instaurare una correlazione tra la massa a vuoto e la massa al decollo basandosi sull'analisi statistica di aeromobili preesistenti. Quello che si è fatto è trovare una relazione del tipo $A \cdot x^C$ che definisca il rapporto delle due masse in base alla tipologia di velivolo.



(a) Empty-weight fraction trends

Table 3.1 Empty Weight Fraction vs W_0

| $W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$ | A | {A-metric} | C |
|--------------------------------|----------|-------------------|----------|
| Sailplane—unpowered | 0.86 | {0.83} | -0.05 |
| Sailplane—powered | 0.91 | {0.88} | -0.05 |
| Homebuilt—metal/wood | 1.19 | {1.11} | -0.09 |
| Homebuilt—composite | 1.15 | {1.07} | -0.09 |
| General aviation—single engine | 2.36 | {2.05} | -0.18 |
| General aviation—twin engine | 1.51 | {1.4} | -0.10 |
| Agricultural aircraft | 0.74 | {0.72} | -0.03 |
| Twin turboprop | 0.96 | {0.92} | -0.05 |
| Flying boat | 1.09 | {1.05} | -0.05 |
| Jet trainer | 1.59 | {1.47} | -0.10 |
| Jet fighter | 2.34 | {2.11} | -0.13 |
| Military cargo/bomber | 0.93 | {0.88} | -0.07 |
| Jet transport | 1.02 | {0.97} | -0.06 |
| UAV—Tac Recce & UCAV | 1.67 | {1.47} | -0.16 |
| UAV—high altitude | 2.75 | {2.39} | -0.18 |
| UAV—small | 0.97 | {0.93} | -0.06 |

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

(b) Coefficienti per varie tipologie di velivoli

Per un velivolo da trasporto (*Jet Transport*), come quello in esame si ha:

$$\frac{m_{empty}}{m_{TO}} = 0.97 \cdot m_{TO}^{-0.06} \quad (2.3)$$

Si è in seguito rappresentata graficamente l'equazione in relazione alla popolazione statistica considerata nel paragrafo 1.2. Di seguito vengono presentati i risultati.

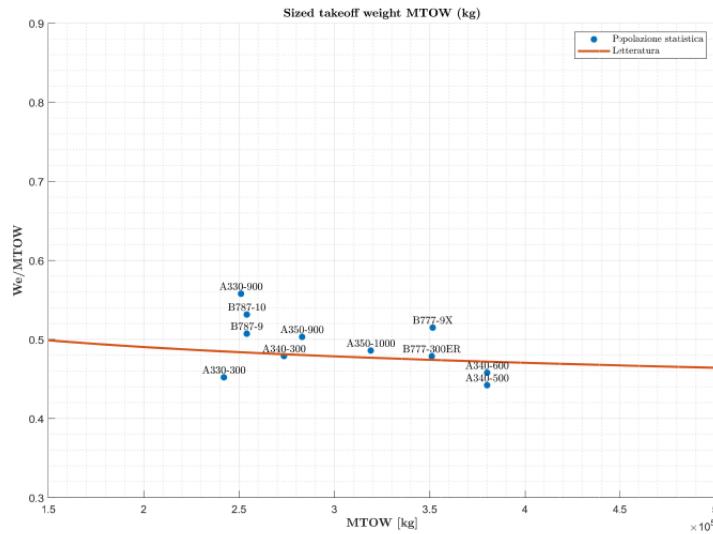


Figura 2.2: Empty-weight fraction trends

L'equazione ricavata dalla letteratura rappresenta abbastanza fedelmente l'andamento della popolazione statistica seppur con un pò di scarto. È necessario tenere in considerazione il fatto che questa relazione è piuttosto datata, mentre nel database adottato sono presenti anche aeromobili di produzione più recente. Pertanto è stata aggiornata la relazione con l'aiuto dello strumento "Curve Fitting Toolbox" di Matlab ottendo la nuova relazione:

$$\frac{m_{empty}}{m_{TO}} = 5.96 \cdot m_{TO}^{-0.2} \quad (2.4)$$

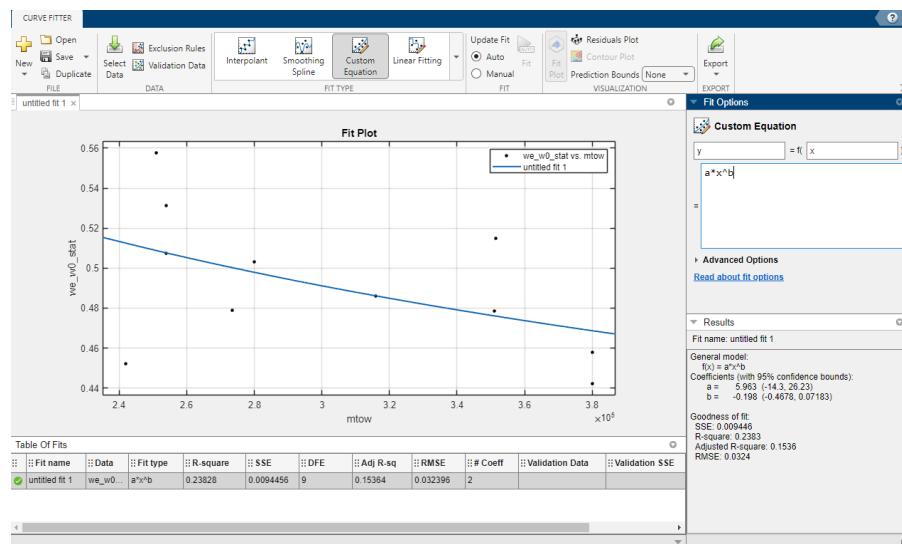


Figura 2.3: Interpolazione *Curve Fitting Toolbox*

La relazione 2.4 rappresenta in maniera più fedele il database di aeromobili presi in considerazione, come mostrato nella figura sottostante.

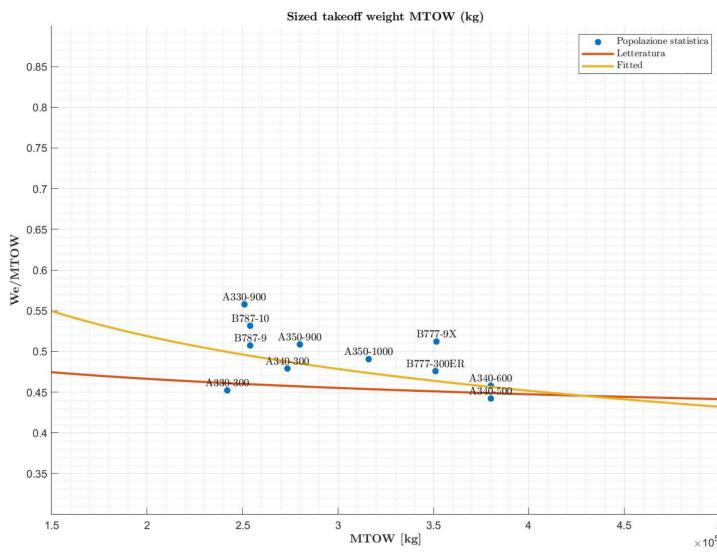
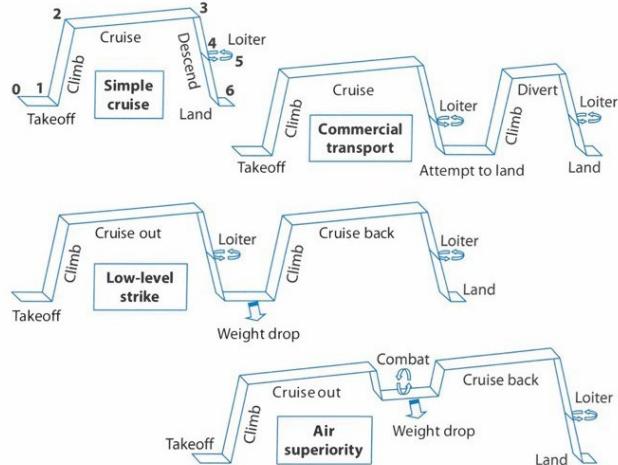


Figura 2.4: Empty-weight fraction trends

2.2 Calcolo fuel mass fraction $\frac{m_{fuel}}{m_{TO}}$

La frazione di carburante può essere stimata a partire dal profilo di missione scelto utilizzando delle approssimazioni per aerodinamica e consumo di carburante. Nel nostro caso in esame si è scelto una missione **Simple Cruise**, la quale prevede 4 fasi:

- [0 – 1]: **Takeoff**
- [1 – 2]: **Climb**
- [2 – 3]: **Cruise**
- [3 – 5]: **Descend**
- [5 – 6]: **Land**



La frazione in peso del carburante può essere vista come la sommatoria delle frazioni di carburante per ogni segmento di missione.

$$\frac{m_{fuel}}{m_{TO}} = \sum_{i=1}^N (m_{fuel})_i = k_{allow} \left(1 - \frac{m_{fuel,N}}{m_{TO}} \right) \quad (2.5)$$

In tale espressione si ha quindi che la frazione di peso di carburante dell'intera missione è anche esprimibile in funzione di un certo coefficiente di sicurezza k_{allow} (vi è una certa riserva di carburante per emergenza) e della frazione di peso di combustibile alla fine dell'ultimo segmento di missione (N). Per trovare quest'ultimo valore

si può pensare di esprimere come il prodotto tra i vari segmenti di missione.

$$\frac{m_{fuelN}}{m_{TO}} = \prod_{i=1}^N \left(\frac{m_i}{m_{i-1}} \right) \quad (2.6)$$

E' possibile fare una stima statistica per ogni segmento, eccetto per quello di crociera. Per quest'ultimo è necessario un calcolo più approfondito, utilizzando la formula di Breguet.

$$\frac{m_{fuel3}}{m_{fuel2}} = e^{-\frac{R \cdot SFC}{V \cdot (L/D)_{max}}} \quad (2.7)$$

dove:

- R è il **range a massimo payload**, stabilito da requisito 10.000 km (Tabella 1.1)
- SFC è il **consumo specifico di carburante**, anch'esso è stato scelto come requisito (Tabella 1.2). Si è ipotizzato che da qui al 2030 vi sarà un miglioramento dei consumi con lo sviluppo dei motori, pertanto si è scelto un valore di 0.46 (lb/lb h) .
- V , è la **velocità di crociera**, che può essere stimata a partire dalla quota di volo. Utilizzando il modello di atmosfera standard con gradiente di temperatura pari a $h = -6.5 \text{ K/km}$ si ha che

$$T = 288K + hz$$

Per cui si calcola:

$$V = M \sqrt{\gamma RT} = 257.42 \text{ m/s}$$

dove:

- $\gamma = 1.4$
- $R = 287 \text{ J/(kgK)}$
- $M = 0.86$

- $(L/D)_{max}$ è l'**efficienza massima**, che viene stimata secondo la seguente relazione:

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{max} = k_E \sqrt{A_w} = 20.19 \quad (2.8)$$

dove:

- k_E ha un valore che varia in base al tipo di propulsore scelto per l'aeromobile. Nel caso *civil jets* esso è pari a 15.5
- A_w è il *wetted aspect ratio*, definito come:

$$A_w = \frac{AR}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}} = 1.69 \quad (2.9)$$

in cui l'*aspecr ratio AR* è stato stimato statisticamente pari a 9.5, invece il rapporto $\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$ è stimato a partire dal grafico sottostante, circa pari a 5.6

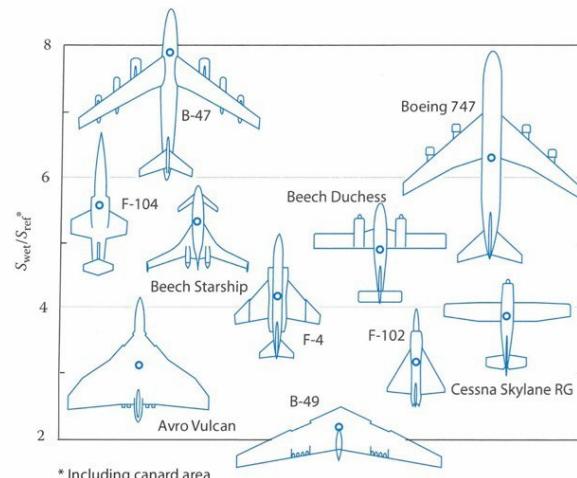


Figura 2.5: Wetted aerea ratios

Per quanto concerne gli altri segmenti di missione si hanno i valori:

| Segmento | $(\frac{m_i}{m_{i-1}})$ |
|----------|-------------------------|
| Takeoff | 0.97 |
| Climb | 0.985 |
| Descend | 0.985 |
| Landing | 0.995 |

Tabella 2.1: Frazione di combustibile nei vari segmenti di missione

Sostituendo i valori trovati nella equazione 2.5, considerando un k_{allow} pari a 1.06 si ottiene

$$\frac{m_{fuel}}{m_{TO}} = 0.3127$$

2.3 Calcolo di prima stima di m_{TO}

Una volta ottenuti i tutti i parametri dell'equazione 2.2 si procede alla risoluzione della stessa partendo da un valore iniziale pari a:

$$m_{TO_{in}} = 303000 \text{ kg}$$

corrispondente al valore medio della popolazione statistica.

Il calcolo viene svolto in maniera iterativa mediante uno script Matlab che impone una tolleranza dell'5% per la differenza in valore assoluto tra il valore attuale e quello precedente. In tal modo la convergenza si ottiene dopo 8 iterazioni:

| Numero di iterazioni | $m_{TO_{guess}}$ | m_{TO} |
|----------------------|------------------|-----------|
| 1 | 303000 kg | 338170 kg |
| 2 | 338170 kg | 322240 kg |
| 3 | 322240 kg | 329010 kg |
| 4 | 329010 kg | 326050 kg |
| 5 | 326050 kg | 327330 kg |
| 6 | 327330 kg | 326770 kg |
| 7 | 326770 kg | 327010 kg |
| 8 | 327010 kg | 326910 kg |

Tabella 2.2: Valore stimato m_{TO} ad ogni iterazione

Si ottiene in conclusione un valore di massima massa al decollo m_{TO} :

$$m_{TO} = 326910 \text{ kg}$$

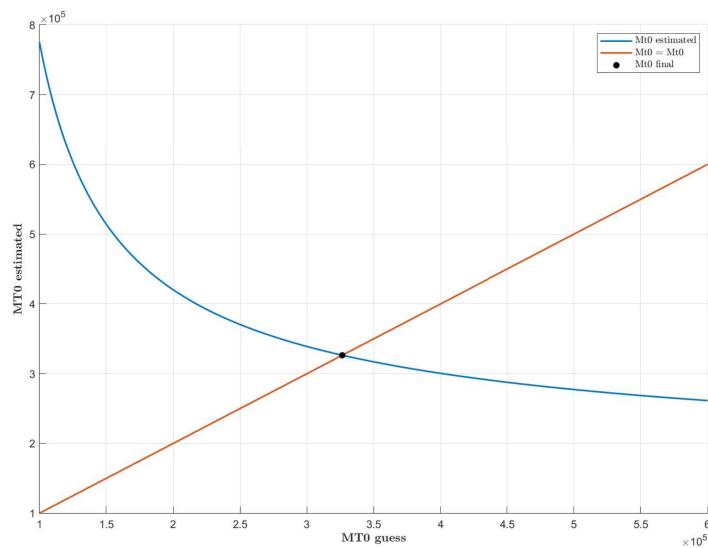


Figura 2.6: Analisi di convergenza per la determinazione di MT0

Capitolo 3

Payload-Range diagram

3.1 Sensitivity Analysis

Prima di esaminare il diagramma *Payload-Range*, è utile osservare come il peso massimo al decollo (MTOW o m_{T0}) varia in risposta alle variazioni singolarmente di *payload* e *range*. Osservando la figura 3.1 emerge chiaramente che il *range* ha un impatto più significativo rispetto al *payload*. Ciò è attribuibile alla struttura dell'equazione 2.2.

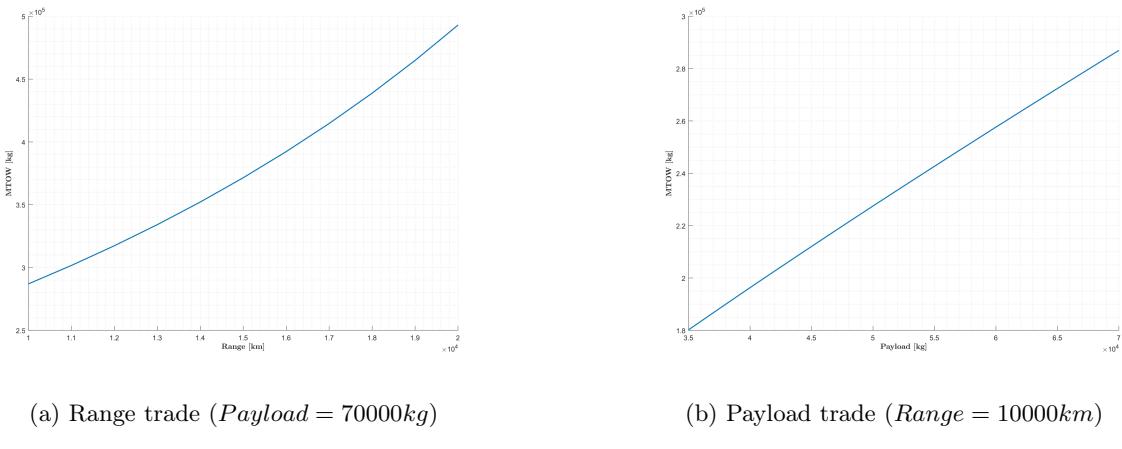


Figura 3.1: Grafici $MTOW - Payload$ e $MTOW - Range$

3.2 Payload-Range diagram

Si procede ora con la creazione del suddetto diagramma, calcolandone i suoi punti principali.

- Il primo punto rappresenta la situazione in cui l'aereo ha caricato il **massimo payload** (70000 kg) ma non è presente carburante, pertanto il *range* è nullo
- Il secondo punto è già noto e rappresenta il caso in cui l'aereo ha caricato **massimo payload** e il carburante utile a percorrere il **range a massimo payload** (10000 km)
- Nel terzo punto si ha ancora spazio nei serbatoi per aggiungere carburante, ma poichè si è raggiunto il massimo peso al decollo è necessario ridurre il payload se si vuole aumentare il range. Per cui si procede invertendo l'equazione 2.2, ricordando di aggiornare la frazione di carburante (formula di Breguet) con il corretto valore di *range* (imposto da requisito a 16000 km). Si ottiene così:

$$m_{payload} = 31735 \text{ kg}$$

- L'ultimo punto è relativo al calcolo del **massimo range percorribile**. In questo caso si hanno i serbatoi pieni di carburante, pertanto l'unico modo per aumentare ulteriormente il range è diminuire il payload portandolo ad un valore nullo. Per calcolare il range corrispondente a questa condizione si inverte nuovamente l'equazione 2.2, considerando ora $m_{payload} = 0$ e ricavando quindi R dalla formula di Breguet.

Mettendo a sistema le equazioni 2.2, 2.5, 2.6, 2.7, indicando con \prod il prodotto delle frazioni di carburante costanti ed infine depurando del *payload* il valore di m_{T0} , si risolve per il *range* ottenendo:

$$R = -\log \left(\left[1 - \left(1 - \frac{m_{crew}}{m_{T0}} - \frac{m_{empty}}{m_{T0}} \right) \frac{1}{k_{allow}} \right] \frac{1}{\prod} \right) \cdot \frac{v \left(\frac{L}{D} \right)_{max} \cdot 0.866}{SFC} = 20577 \text{ km}$$

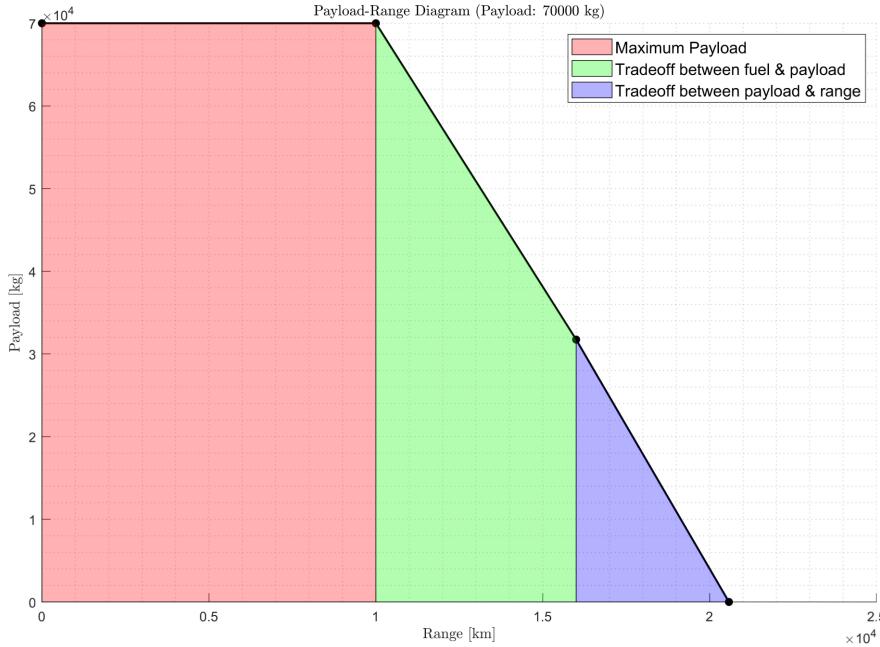
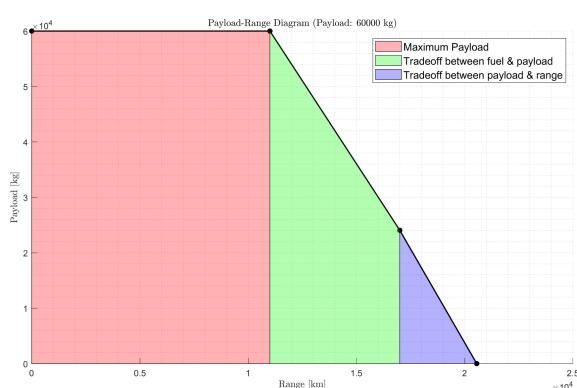


Figura 3.2: Payload-Range diagram

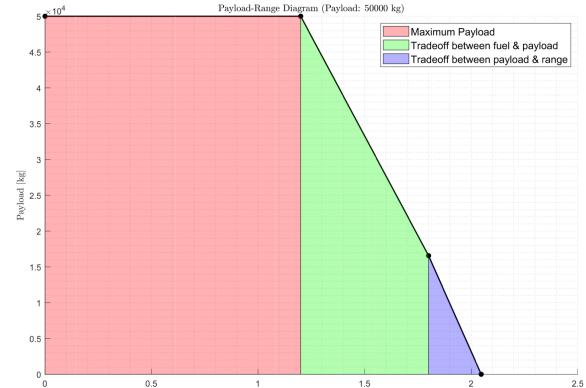
3.3 Studio di possibili famiglie

A partire da quanto svolto nella precedente sezione, è possibile disegnare diversi diagrammi *Payload - Range* al fine di esplorare la possibilità di creare un **family concept**. Considerando che l'aereo in esame è concepito per ospitare un notevole numero di passeggeri, si è valutato di creare due diverse configurazioni con payload minori, in grado di ospitare un minor numero di passeggeri. Tali configurazioni potrebbero ricoprire tratte differenti, contribuendo ad aumentare i collegamenti servibili dalla eventuale compagnia aerea.

Si è deciso di variare il carico utile rispettivamente a 60000 kg e 50000 kg . Si è quindi calcolato il nuovo *MTOW* per entrambe le configurazioni (considerando un *range* al *massimo payload* di 11000 km e 12000 km rispettivamente, e un *range* massimo di 17000 km e 18000 km). Infine sono stati ricavati i diagrammi *Payload-Range* come alla sezione precedente.



(a) (*Payload* = 60000 kg)



(b) (*Payload* = 50000 kg)

Si è infine calcolato il numero di passeggeri che queste due nuove configurazioni potrebbe trasportare. Considerando un peso medio di 145 kg per passeggero, ottenuto da

$$m_{paxt} = m_{pax} + m_{baggage} = \frac{m_{payload}}{N_{seats}} = 145 \text{ kg}, \text{ per } N_{seats} = 480$$

si procede al calcolo di N_{seats} per le due configurazioni:

$$N_{seats60} = \frac{60000 \text{ kg}}{m_{paxt}} = 412$$

$$N_{seats50} = \frac{50000 \text{ kg}}{m_{paxt}} = 343$$

Capitolo 4

Matching Chart

Nella prima fase della progettazione si è calcolato il parametro più influente, la massa al decollo m_{T0} . Adesso si focalizzerà l'attenzione su due parametri altrettanto importanti, la **superficie alare** S_{wing} e la **spinta del motore** T . In particolare, si calcoleranno:

- **Carico alare (Wing Loading):** $W/S \left[\frac{kg}{m^2} \right]$
- **Carico di spinta (Thrust-to-Weight ratio):** T/W

Per far ciò sarà necessario ricavare delle equazioni che esprimano il carico di spinta in funzione del carico alare e di altri requisiti di performance:

1. **Stall Speed** V_s
2. **Maximum speed** V_{max}
3. **Maximum rate of climb** ROC_{max}
4. **Take-off run**
5. **Ceiling altitude** h_c

Per ciascun requisito verrà presentata, per non appesantire la trattazione, l'equazione finale, e verrà invece discussa più approfonditamente la metodologia di calcolo o stima dei vari parametri al suo interno. Tali equazioni saranno già riportate nella forma $\frac{T}{W} = f\left(\frac{W}{S}\right)$.

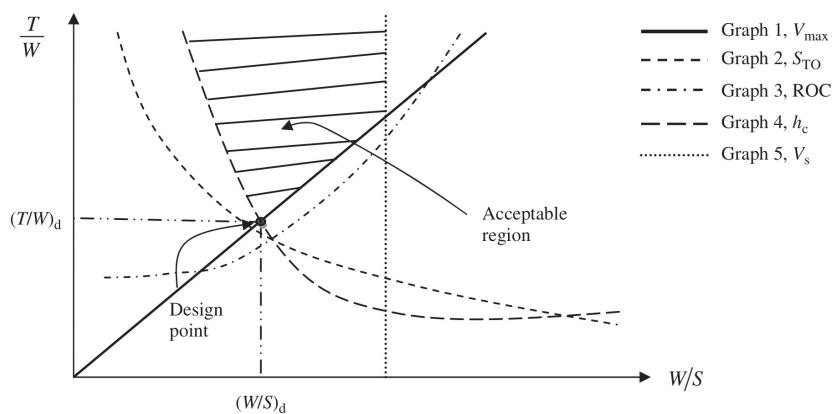


Figura 4.1: Matching chart per un aeromobile da trasporto passeggeri

4.1 Stall Speed

L'equazione in questione è:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_0 V_s^2 C_{Lmax} \quad (4.1)$$

Tale equazione (ricavata da $L = W$) rappresenta una retta verticale nel grafico $\frac{T}{W}$ - $\frac{W}{S}$, e pertanto non comprende il carico di spinta.

- Per quanto riguarda la **densità dell'aria** ρ_0 , si è considerata al livello del mare, in quanto è la più alta possibile e fornisce il valore più basso di V_s
- La **velocità di stallo** V_s è stata ricavata a partire dalla velocità di approccio, stimata a partire dalla popolazione statistica a 75.16 m/s, e dividendo quest'ultima per un fattore 1.3 [1, p. 126]. Per cui:

$$V_s = \frac{V_{approach}}{1.3} = 57.81 \text{ m/s}$$

- Il **coefficiente di portanza** C_{Lmax} è stato stimato a partire dal grafico di figura 4.2 [1, p. 127], considerando un AR di 9.5.

$$C_{Lmax} = 3$$

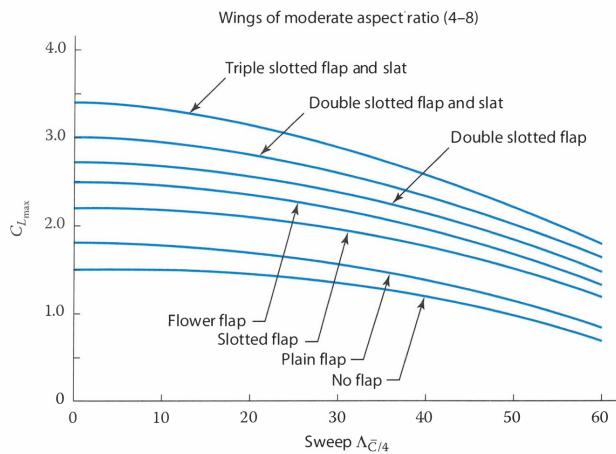


Figura 4.2: C_{Lmax} in funzione di AR e del tipo di flap

In tali condizioni il carico alare vale quindi:

$$\frac{W}{S} = 622.62 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (4.2)$$

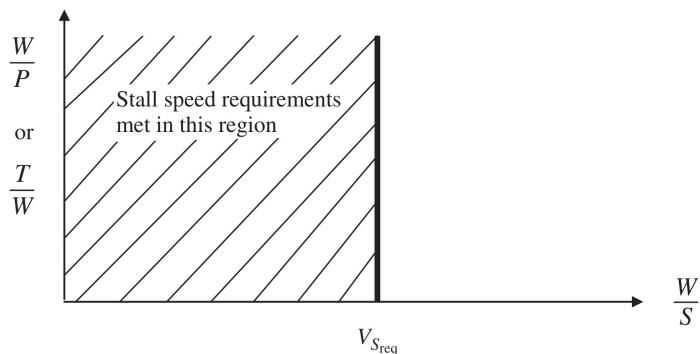


Figura 4.3: Contributo della V_s nella costruzione del matching chart

4.2 Maximum Speed

L'equazione in questione è:

$$\frac{T}{W} = \frac{\rho_0 V_{max}^2 C_{D0}}{2 \frac{W}{S}} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}} \frac{W}{S} \quad (4.3)$$

- Il rapporto tra densità alla quota di crociera (10000 m) e densità al livello del mare (σ) vale:

$$\sigma = \frac{\rho_{10km}}{\rho_0} = 0.3369$$

- Il parametro K è un coefficiente ed è definito come

$$K = \frac{1}{e \pi A R} = 0.0372 \quad (4.4)$$

in cui:

- Fattore di Oswald e : 0.9 [2, p. 122]
- Aspect Ratio AR : 9.5

- Il parametro V_{max} è la velocità massima calcolata a sea level. Poiché però si è conoscenza solo della velocità di crociera (dai requisiti), si ipotizza di aumentare tale valore del 20% per ottenere la velocità massima.

$$V_{max} = 308.91 \text{ m/s} \Rightarrow M_{max} = 0.9$$

- Il coefficiente di resistenza a portanza nulla C_{D0} è stimato considerando la categoria Jet Aircraft [2, p. 127]

$$C_{D0} = 0.015$$

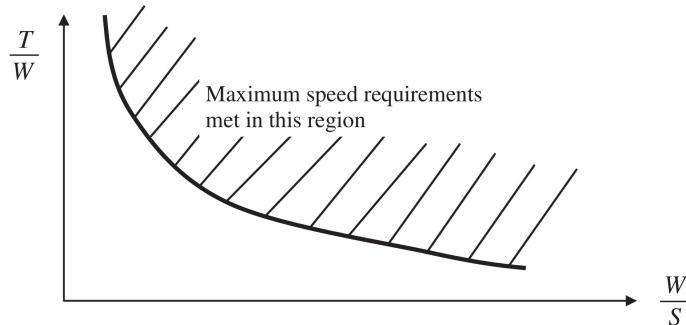


Figura 4.4: Contributo della V_{max} nella costruzione del matching chart

4.3 Take-off run

L'equazione in questione è:

$$\frac{T}{W} = \frac{W/S}{(TOP)\sigma C_{LT0}} \quad (4.5)$$

- Il Take-Off Parameter TOP è stimato a partire dalla figura 4.6, considerando una distanza di decollo pari a 2500 m (8200 ft), valore che consente di decollare nella maggior parte degli aeroporti, anche di piccole dimensioni. Entrando nel grafico di figura 4.6 con la distanza di decollo si ricava:

$$TOP = 380 \frac{lb}{ft^2} = 1855 \frac{kg}{m^2}$$

2. Il coefficiente di portanza massimo al decollo C_{LTO} è anch'esso stimato pari a [1, p. 129]:

$$C_{LTO} = \frac{C_{Lmax}}{1.21} = 2.4793$$

3. Il rapporto della densità alla quota di decollo, considerata pari a 250 m e la densità a SL (σ) è pari a:

$$\sigma = \frac{\rho_{250m}}{\rho_0} = 0.9762$$

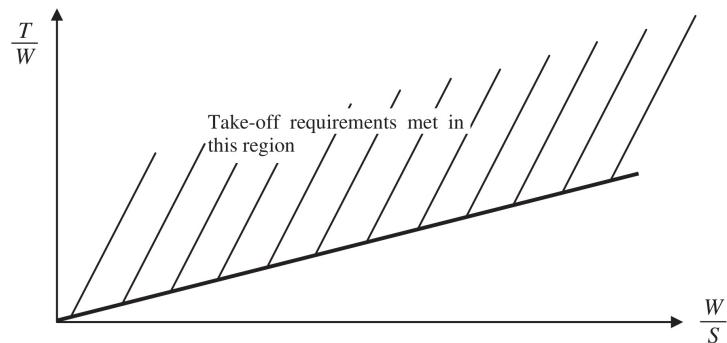


Figura 4.5: Contributo della *Take – Offrun* nella costruzione del matching chart

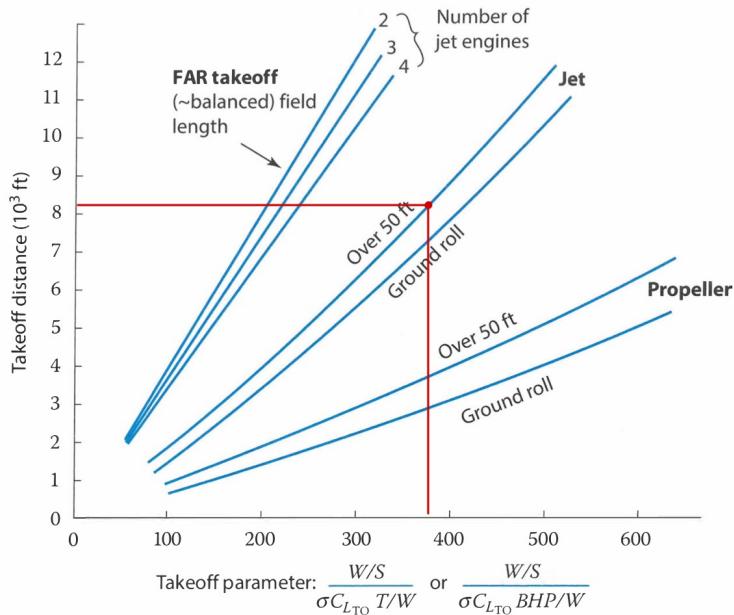


Figura 4.6: Stima Take-off distance

4.4 Rate of Climb (ROC)

La velocità di salita ROC è un requisito fornito dalle normative europee CS-25 ed è definita come:

$$ROC = \frac{P_{available} - P_{requested}}{W} \quad (4.6)$$

Dalla relazione 4.6 si può ricavare la relazione che lega $\frac{T}{W}$ e $\frac{W}{S}$:

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2(\frac{W}{S})}{\rho_0 \sqrt{\frac{C_{D0,T0}}{K}}}}} + \frac{1}{(\frac{L}{D})_{max}} \quad (4.7)$$

- Il valore di ROC_{max} utilizzato è quello di un *Airbus A350 - 1000* ed è:

$$ROC_{max} = 3000 \frac{ft}{min} = 15.24 \frac{m}{s}$$

- Il parametro $C_{D0,T0}$ è differente da quello di crociera considerato nell'equazione 4.3, in quanto al decollo si deve tenere in considerazione la presenza di dispositivi di ipersostentazione e del carrello, pertanto si avrà [1, p. 141]:

$$C_{D0,T0} = 0.035$$

- Il parametro K è lo stesso di equazione 4.3, con la differenza che il *fattore di Oswald* viene questa volta diminuito del 5% per gli stessi motivi indicati al punto 2. Si avrà quindi:

$$e = 0.855$$

$$K = 0.0392$$

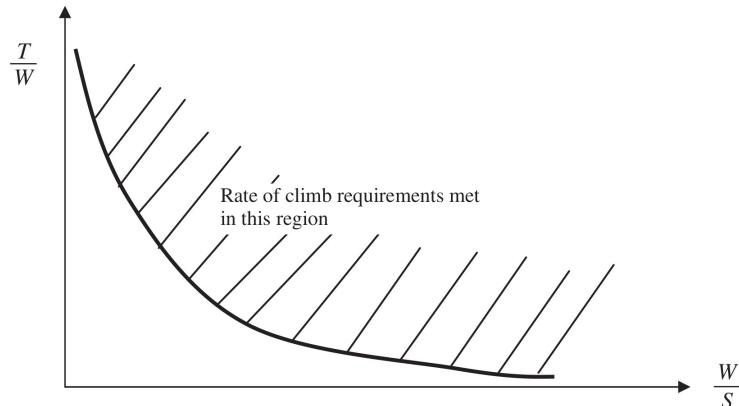


Figura 4.7: Contributo del ROC nella costruzione del matching chart

4.5 Ceiling Altitude

La quota di **ceiling** h_c è definita come la massima altitudine che un aereo può raggiungere in condizioni di volo rettilineo orizzontale. È anche detta quota di tangenza teorica (*absolute ceiling*), ovvero l'altitudine alla quale la velocità di salita ROC ha valore nullo. Eliminando il primo termine a destra dall'equazione 4.7, per un $ROC = 0$, si ottiene:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{\sigma_c (\frac{L}{D})_{max}} \quad (4.8)$$

- Il rapporto tra la densità a *quota di ceiling* (stimata come media della popolazione statistica a 12863 m), e la densità a *SL* (σ_c) vale:

$$\sigma_c = \frac{\rho_c}{\rho_0} = 0.2215$$

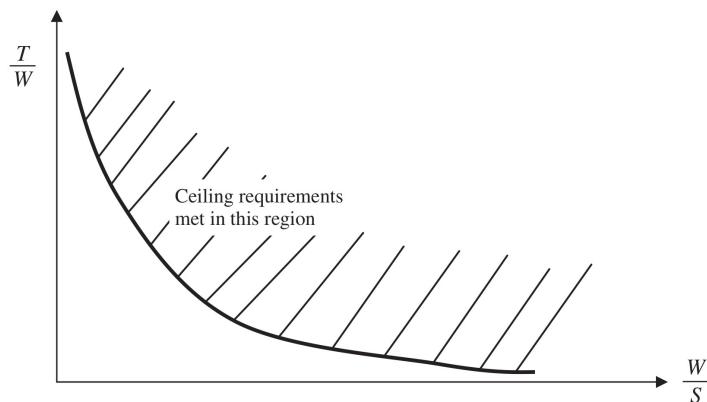


Figura 4.8: Contributo della h_c nella costruzione del matching chart

4.6 Matching Chart

Una volta ottenute le 5 relazioni si può tracciare il *Matching Chart* del velivolo in esame. Si otterrà un diagramma del tipo di figura 4.1, con $\frac{W}{S}$ sull'asse delle ascisse e $\frac{T}{W}$ sull'asse delle ordinate.

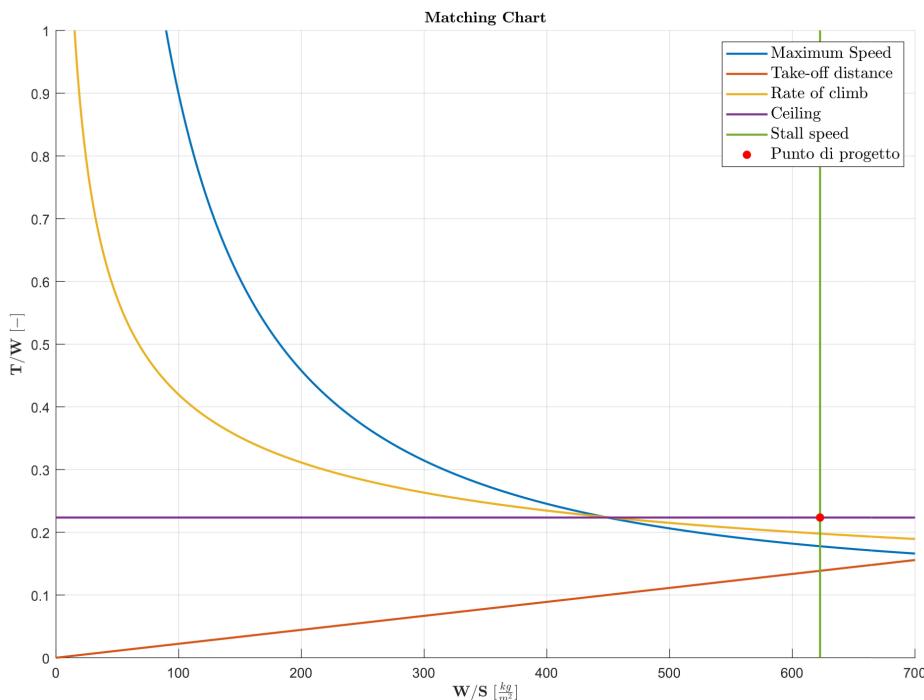


Figura 4.9: Matching Chart

Una volta identificata la regione accettabile di progetto, si sceglie il punto ottimale che massimizza il carico alare W/S e quindi minimizza la superficie alare S , oppure si può scegliere il punto di design che minimizza il rapporto spinta-peso T/W e quindi la spinta T e che soddisfa il nostro set di requisiti. Si è scelto il punto di design più prossimo al massimo carico alare. Il punto di progetto corrisponde all'intersezione tra la retta della *Stall speed* e la retta della *Ceiling altitude*.

Si ottiene il seguente punto di design:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = 622.61 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_d = 0.2236$$

Noti quindi i valori di carico di spinta e carico alare si può procedere con il calcolo della spinta e della superficie alare. Si trova la **spinta propulsiva T di design**:

$$T_{des} = \left(\frac{T}{W}\right)_{des} \cdot m_{TO} \cdot g = 358.47 [\text{kN}] \quad (4.9)$$

e la **superficie alare S di design**:

$$S_{des} = \frac{m_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{des}} = 525.05 [\text{m}^2] \quad (4.10)$$

Si noti che il valore di superficie alare ottenuto eccede il requisito di progetto definito precedentemente. Tuttavia, si ritiene accettabile poiché nel corso della fase di design sono considerate ammissibili delle modifiche ai requisiti. Questi valori saranno utilizzati nei successivi capitoli per il dimensionamento del velivolo.

Capitolo 5

Fuselage Design

Per definire in modo accurato la disposizione della fusoliera, è conveniente iniziare identificando le sue principali funzioni e caratteristiche. La fusoliera ha il ruolo primario di ospitare il payload, ovvero i passeggeri e/o merci, l'equipaggio, il carrello d'atterraggio, i serbatoi di carburante e una serie di sistemi (elettrici, idraulici, meccanici, radio, ecc.). In aggiunta, deve permettere l'integrazione con l'ala e il piano di coda, minimizzando la resistenza e massimizzando il contributo positivo alla portanza, garantendo al contempo un ambiente sicuro in varie condizioni atmosferiche. È importante sottolineare che la disposizione interna effettiva della fusoliera è definita in collaborazione con le compagnie aeree. In questa sezione, verranno forniti esempi di possibili configurazioni rispettando gli standard imposti dalle normative CS-25.

5.1 Sezione e disposizione volumi

Esistono regole specifiche per il progetto della fusoliera che sono documentate in letteratura [2, p. 342]. Alcune di queste sono elencate di seguito:

1. Minimizzare le dimensioni e mantenere la fusoliera il più compatta possibile
2. Garantire spazio sufficiente per alloggiare tutti gli elementi necessari.
3. Posizionare i carichi operativi dell'aeromobile, come ad esempio il carburante, in prossimità del centro di gravità dell'aeromobile
4. Organizzare tutti i sistemi in modo tale che il centro di gravità dell'aeromobile sia in prossimità del centro aerodinamico dell'insieme ala-fusoliera

Prima di tutto, è fondamentale selezionare il tipo di sezione frontale tra le diverse opzioni generalmente disponibili, come illustrato nella figura seguente.

| | <i>Pasenger compartment cross section shape</i> | <i>Characteristics</i> |
|-------------------|---|--|
| <i>Circular</i> |  | <ul style="list-style-type: none"> • Reduced structural weight • Room available for both passengers and cargo • Simple but effective shape • Fair exploitation of the available room |
| <i>Bi-lobe</i> |  | <ul style="list-style-type: none"> • Optimized class subdivision. • Room available for both passengers and cargo • Complex shape that may have negative impacts on aerodynamics and structure. • Complexity in production and integration • Good exploitation of the available room |
| <i>Elliptical</i> |  | <ul style="list-style-type: none"> • Double-deck possibility • Good exploitation of the available room • Optimal configuration for narrow body configuration • Simple shape with positive impact on aerodynamic, structure, production and integration |
| <i>Ovoid</i> |  | <ul style="list-style-type: none"> • Double-deck possibility • Optimal exploitation of the available room • Optimal configuration for narrow body configuration • Simple shape with positive impact on aerodynamic, structure, production and integration |

Figura 5.1: Tipiche configurazioni di fusoliera

Per l'aereo in esame si è scelta una sezione trasversale **circolare**, scelta per garantire un peso strutturale ridotto e un efficiente utilizzo dello spazio disponibile per passeggeri e bagagli. Questa forma offre anche un vantaggio aerodinamico, poiché l'assenza di spigoli impedisce la separazione del flusso d'aria in presenza di angoli moderati di attacco o di sideslip.

Per quanto riguarda la distribuzione longitudinale dei volumi, è stata adottata una configurazione standard per la categoria del velivolo in esame [2].

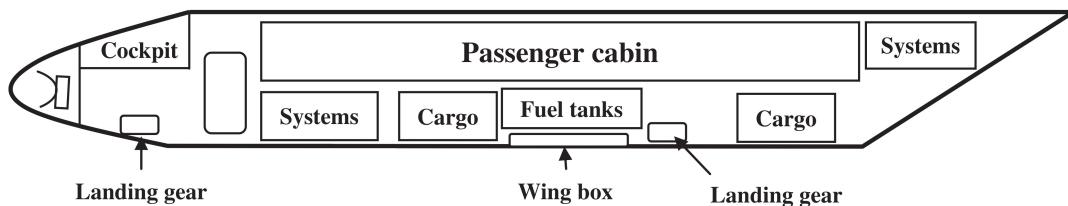


Figura 5.2: Distribuzione del volume interno

5.2 Configurazione e disposizione interna

Anche se la configurazione interna definitiva è determinata dalla compagnia aerea che acquista il velivolo, è comunque essenziale effettuare considerazioni preliminari riguardo alle diverse sezioni (economy class, first class, ecc.) per stimare le dimensioni della cabina e della fusoliera.

A tal proposito vengono prese in considerazione due sezioni: l'*economy class* e la *first class*. Si ipotizza, in entrambi i casi, la presenza di 2 corridoi (come tipico in aerei di questa categoria), con rispettivamente 9 e 6 posti per fila.

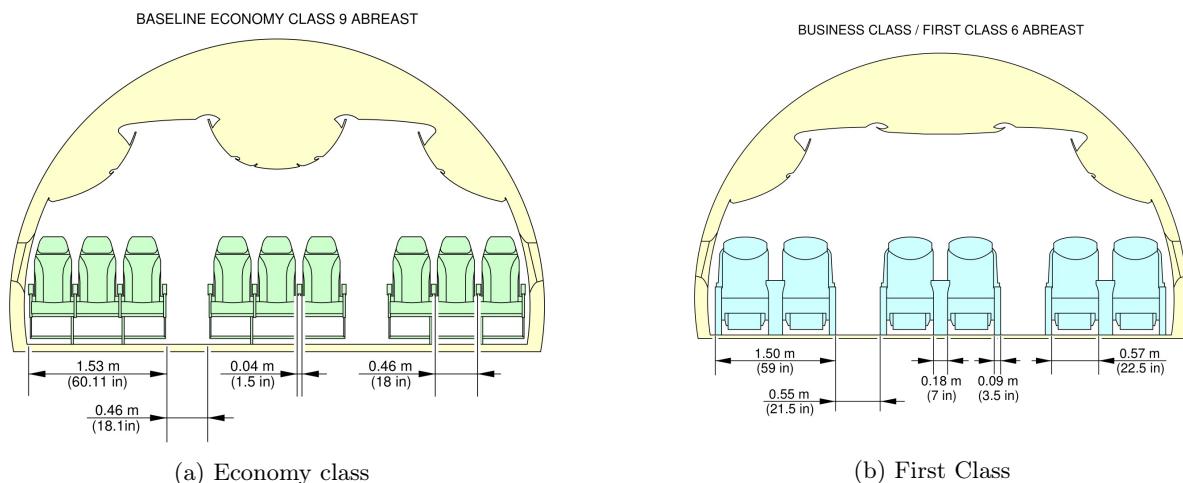


Figura 5.3: Configurazione interna fusoliera

Per il calcolo delle varie dimensioni si fa riferimento a quanto prescritto dalla normativa CS-25 e ai parametri di Figura 5.4 [1, p. 267].

| | First Class | Economy Class |
|---------------------------------------|-------------|---------------|
| <i>Seat pitch (P_s)</i> | 97-102 | 86-91 |
| <i>Seat width (W_s)</i> | 51-71 | 43-56 |
| <i>Head room</i> | < 165 | < 165 |
| <i>Aisle width (W_a)</i> | 51-71 | 43-56 |
| <i>Aisle height</i> | < 193 | < 193 |

Tabella 5.1: Compartment data [cm]

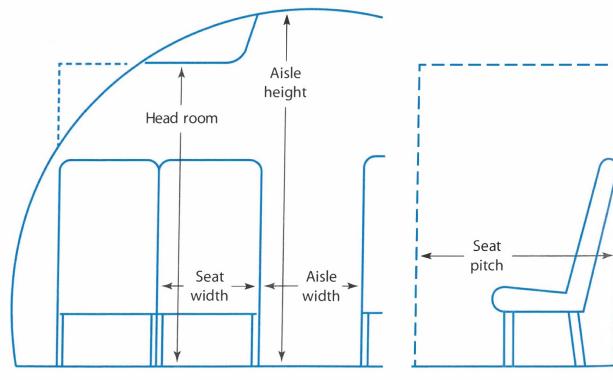


Figura 5.4: Prescrizioni per gli spazi destinati ai passeggeri

5.3 Analisi di due possibili configurazioni interne

5.3.1 Configurazione full economy

In questo caso l'aereo è configurato con un totale di 480 posti. Il numero di posti a sedere per ciascuna fila nelle diverse sezioni della fusoliera è illustrato nella seguente tabella:

| Classe | Numero di posti a sedere n_s | Numero di passeggeri | Numero di file n_r | Numero di corridoi n_a |
|---------|-----------------------------------|----------------------|----------------------|--------------------------|
| Economy | 3+3+3 | 480 | 54 | 2 |

Tabella 5.2: Distribuzione volume interno

La suddivisione interna tiene conto del peso raccomandato per un passeggero medio e il bagaglio per un aereo da trasporto civile [2, p. 350], nel rispetto del requisito di payload definito tra i requisiti di Tabella 1.1.

| Massa [kg] | |
|------------------------|----|
| Passeggero | 82 |
| Bagaglio - economy | 23 |
| Bagaglio - first class | 32 |
| Bagaglio a mano | 14 |

Tabella 5.3: Massa raccomandata per passeggeri e bagagli

Si stima pertanto una $m_{payload}$ riferita a questa configurazione pari a:

$$m_{payload} = 480 \cdot (82 + 23 + 14) = 57120 \text{ kg}$$

pari al 81% del payload totale stimato nei requisiti di 70000 kg.

Utilizzando le relazioni disponibili in letteratura [2, p. 376] si calcolano i diametri di cabina W_c e fusoliera D_f .

$$W_c = n_s \cdot W_s + n_a \cdot W_a = 544.5 \text{ cm} = 5.45 \text{ m} \quad (5.1)$$

$$D_f = W_c + 2T_w = 552.5 \text{ cm} = 5.53 \text{ m} \quad (5.2)$$

dove T_w è lo spessore delle pareti della fusoliera, ed è pari a 4 cm [2, p. 375]. Si procede ora al calcolo della lunghezza della fusoliera L_f .

Si ha:

$$L_f = L_N + L_C + L_R$$

dove:

- L_N è la **lunghezza del nose** che include il cockpit.

$$L_N = 1.5 \cdot D_f$$

- L_C è la **lunghezza di cabina**.

$$L_C = \sum_i n_{ri} \cdot P_{si} + L_{lavatory} + L_{exits}$$

dove:

- i vaira da 1 a 3 in base al tipo di classe considerato (economy, business, first)
- $L_{lavatory}$ è lo spazio dedicato ai servizi igienici. Da normativa è necessario porre 1 cabina wc ogni 40-60 passeggeri, pertanto si sono considerate 8 cabine, 4 per lato. Considerando delle cabina di dimensione 1m x 1m, si ha:

$$L_{lavatory} = 4 \text{ m}$$

- L_{exits} , è lo spazio dedicato alle uscite di emergenza. Da normativa, per una configurazione con più di 110 posti, le uscite di emergenza su ogni lato della fusoliera devono includere almeno due uscite di Tipo I o più grandi. In particolare si è scelto di installare 10 uscite di emergenza di Tipo A, ciascuna larga 1.067 m, in modo da garantire un massimo di 110 passeggeri per ogni coppia di uscite. La lunghezza totale risulta essere pari a:

$$L_{exits} = 5.335 \text{ m}$$

- L_R è la lunghezza della coda del velivolo.

$$L_R = \frac{D_f/2}{\tan(\alpha)}$$

dove α è l'angolo del cono. Deve essere $\alpha \leq 24^\circ$ per questioni aerodinamiche, inoltre per favorire la rotazione dell'aeromobile durante il decollo deve essere $\alpha > 14^\circ$.

La lunghezza della fusoliera è quindi:

$$L_f = L_C + L_N + L_R = 57.12 + 8.28 + 10.31 = 75.72 \text{ m} \quad (5.3)$$

Esiste una relazione tra l'area della sezione trasversale e la lunghezza della fusoliera, ed è valutata attraverso un parametro chiamato **slenderness ratio**, ovvero il rapporto tra la lunghezza totale e il diametro della fusoliera:

$$\frac{L_f}{D_f} = 13.7 \quad (5.4)$$

Il contributo della fusoliera alla resistenza aerodinamica è proporzionale al coefficiente di resistenza a portanza nulla della fusoliera $C_{D,0,f}$. Questo coefficiente si minimizza quando il rapporto $\frac{L_f}{D_f}$ è approssimativamente 16.3. Lo slenderness ratio calcolato per il velivolo considerato, rappresenta un equilibrio tra il valore ottimale e i valori tipici per gli aerei di linea in uso attuale, che di solito varia tra 10 e 12.

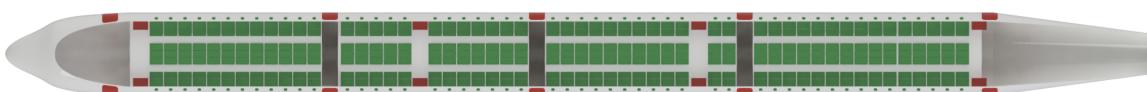


Figura 5.5: Vista in pianta configurazione *all economy*

5.3.2 Configurazione economy - first

In questo caso si vuole destinare parte dei posti a sedere alla *first class*, mantenendo costante il valore di $\frac{L_f}{D_f}$. Si ipotizza di avere 72 passeggeri per la *first class* e si risolvono le equazioni della sezione precedente per ricavare il numero di passeggi in *economy*, tenendo a mente i dati della Tabella 5.1. Si perviene ai seguenti risultati:

| Classe | Numero di posti a sedere n_s | Numero di passeggeri | Numero di file n_r | Numero di corridoi n_a |
|---------|-----------------------------------|----------------------|----------------------|--------------------------|
| Economy | 3+3+3 | 369 | 41 | 2 |
| First | 2+2+2 | 72 | 12 | 2 |

Tabella 5.4: Distribuzione volume interno

5.4 Modello 3D - CAD Fusoliera

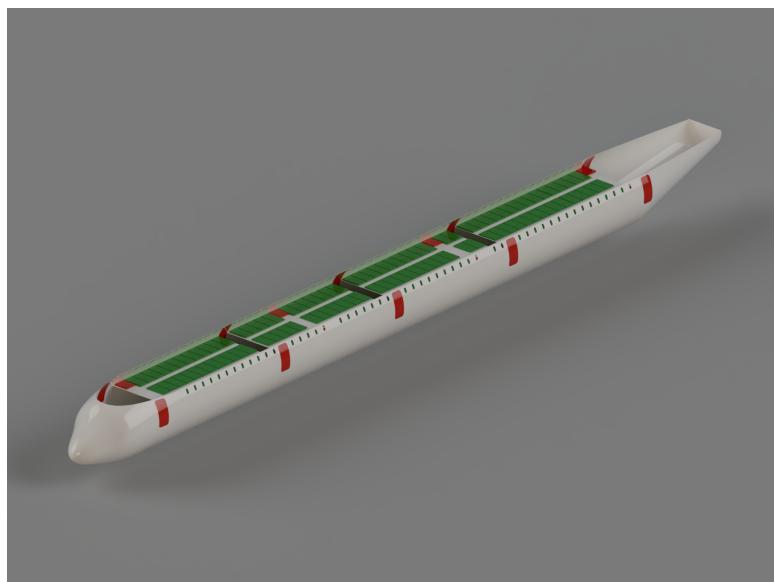


Figura 5.6: CAD fusoliera in configurazione *all economy*

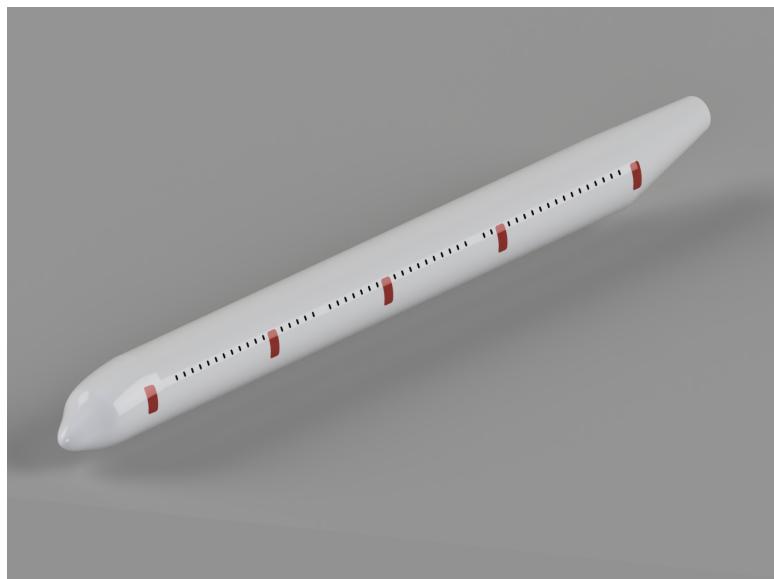


Figura 5.7: CAD fusoliera

Capitolo 6

Wing Design

Questo capitolo si propone di esaminare in dettaglio gli aspetti geometrici e prestazionali connessi al profilo alare 2D e all'ala 3D. Considerando la categoria specifica del velivolo trattato, si è optato per l'adozione di una configurazione standard, che consiste in ala singola bassa e rastremata, caratterizzata da angoli di freccia e dietro.

Le ragioni alla base di questa scelta derivano da una serie di vantaggi intrinseci, i quali, come ampiamente documentato in letteratura [2], superano in peso gli svantaggi associati, oltre a essere adottati praticamente da tutti i velivoli appartenenti alla medesima categoria.

6.1 Scelta del profilo

Di seguito è indicata la procedura finalizzata alla definizione dei requisiti prestazionali del profilo bidimensionale.

1. Si determina il **peso medio** W_{avg} dell'aeromobile durante la fase di crociera:

$$W_{avg} = \frac{W_i + W_f}{2} = 2681.3 \text{ kN}$$

dove:

- W_i (**Peso dell'aereo all'inizio della crociera**): 3059.3 kN
- W_f (**Peso dell'aereo alla fine della crociera**): 2303.3 kN

2. Si determina il **coefficiente di portanza ideale in crociera** C_{L_C} . Nel volo di crociera il peso dell'aeromobile è uguale alla portanza, pertanto:

$$C_{L_C} = \frac{2W_{avg}}{\rho V_c^2 S} = 0.3740$$

dove:

- V_c (**velocità di crociera**): 257.42 m/s
- ρ (**densità alla quota di crociera**): 0.4127 kg/m³
- S (**superficie alare**): 524.22 m²

3. Si determina il **coefficiente di portanza dell'ala in crociera** $C_{L_{Cw}}$. L'ala svolge principalmente il ruolo di generare la portanza, ma anche altri componenti dell'aeromobile influiscono sulla portanza totale, con contributi che possono raggiungere fino al 20%. Di conseguenza, la relazione tra il coefficiente di portanza in crociera dell'aeromobile e quello dell'ala dipende dalla configurazione complessiva dello stesso. Il contributo relativo della fusoliera, della coda e di altri elementi determina in che misura l'ala incide sul coefficiente di portanza complessivo. In fase preliminare di progettazione, quando la geometria degli altri componenti non è ancora definita, si utilizza una relazione approssimativa per valutare tale contributo:

$$C_{L_{Cw}} = \frac{C_{L_C}}{0.95} = 0.3937$$

4. Si determina il **coefficiente di portanza ideale dell'ala** C_{l_i} . L'ala, struttura tridimensionale, e il profilo alare, sezione bidimensionale, costituiscono due entità distinte. In condizioni ideali di corda alare costante, assenza di angoli di inclinazione, assenza di diedro e ala di lunghezza infinita, il coefficiente di

portanza dell'ala dovrebbe coincidere con quello del profilo alare. Tuttavia, allo stato attuale l'ala non è ancora stata configurata e ci si deve affidare a una relazione approssimativa.

Nella realtà, l'apertura alare è limitata e spesso l'ala presenta angoli di inclinazione e variazioni della corda, determinando un coefficiente di portanza dell'ala leggermente inferiore a quello del profilo alare. A tal fine, in questa fase, si utilizza una relazione approssimativa¹:

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{C_w}}}{0.9} = 0.4375$$

5. Si determina il **coefficiente di portanza massimo** $C_{L_{max}}$:

$$C_{L_{max}} = \frac{2m_{TO}}{\rho_0 V_s^2 S} = 3$$

dove:

- V_s (velocità di stallo): 57.65 m/s
- ρ_0 (densità a quota SL): 1.225 kg/m³
- S (Superficie alare): 524.22 m²

6. Si determina il **coefficiente di portanza massimo per l'ala** $C_{L_{max_w}}$. Seguendo lo stesso ragionamento del punto 3 si ha:

$$C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} = 3.1579$$

7. Si determina il **coefficiente massimo di portanza lorda del profilo alare** $C_{l_{max_gross}}$:

$$C_{l_{max_gross}} = \frac{C_{L_{max_w}}}{0.9} = 3.5088$$

dove il coefficiente massimo di portanza lorda del profilo alare è il coefficiente massimo di portanza del profilo alare che include l'effetto degli **HDL** (High Lift Device).

8. Si determina il **coefficiente di portanza massimo netto del profilo alare** $C_{l_{max}}$:

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max_gross}} - \Delta C_{HDL}$$

dove ΔC_{HDL} è il **contributo dei dispositivi di ipersostentazione** al calcolo del coefficiente massimo di portanza dell'ala. Esistono diversi tipi di HDL, i principali sono riportati nella figura sottostante e i relativi ΔC_l sono riportati in tabella 6.1.

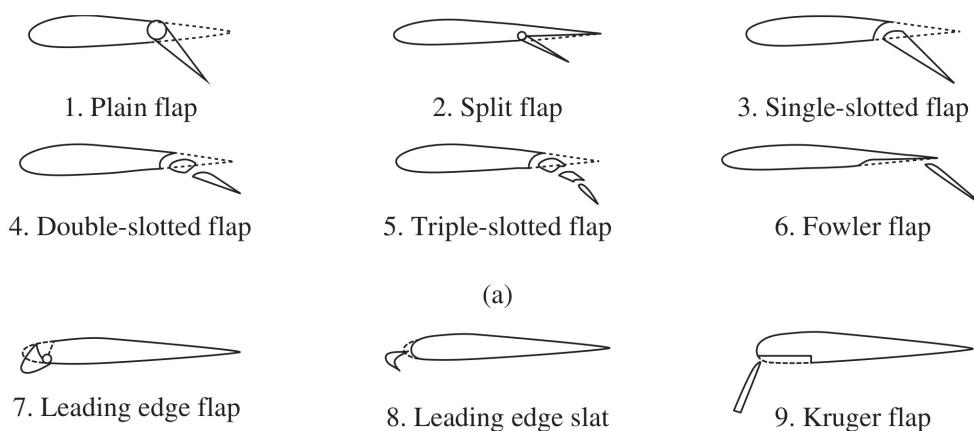


Figura 6.1: Diversi tipi di dispositivi di ipersostentazione

¹Si noti che il pedice L è utilizzato per l'applicazione tridimensionale (ala), mentre il pedice l è impiegato per l'applicazione bidimensionale (profilo alare)

| No. | High-lift device | ΔC_l |
|-----|---------------------|---------------|
| 1 | Plain flap | 0.7 - 0.9 |
| 2 | Split flap | 0.7 - 0.9 |
| 3 | Single-slotted flap | $1.3 C_f/C^a$ |
| 4 | Double-slotted flap | $1.6 C_f/C$ |
| 5 | Triple-slotted flap | $1.9 C_f/C$ |
| 6 | Fowler flap | 1 - 1.3 |
| 7 | Leading edge flap | 0.2 - 0.3 |
| 8 | Leading edge slat | 0.3 - 0.4 |
| 9 | Kruger flap | 0.3 - 0.4 |

^a dove C_f/C è il rapporto tra la corda dell'HDL e la corda del profilo alare

Tabella 6.1: Incremento del coefficiente di portanza per vari tipi di dispositivi di iper-sostentazione (quando deflessi di 60°)

Per il progetto in esame si è scelta la configurazione **Leading edge slat** per il bordo d'attacco ($\Delta C_l = 0.4$) mentre per il bordo di fuga si è scelta la configurazione **Fowler flap** ($\Delta C_l = 1.3$). Si avrà pertanto un contributo complessivo degli HDL pari a:

$$\Delta C_{l_{HDL}} = 1.7$$

che porta ad avere un coefficiente di portanza massimo netto del profilo alare di:

$$C_{l_{max}} = 1.8$$

9. Bisogna infine identificare il **profilo alare** che fornisca il C_{l_i} (punto 4) e il $C_{l_{max}}$ (punto 8) desiderato. La figura 6.2 rappresenta graficamente una serie di valori di C_{l_i} e $C_{l_{max}}$ per diversi profili NACA, fornendo un'ampia panoramica delle opzioni disponibili.

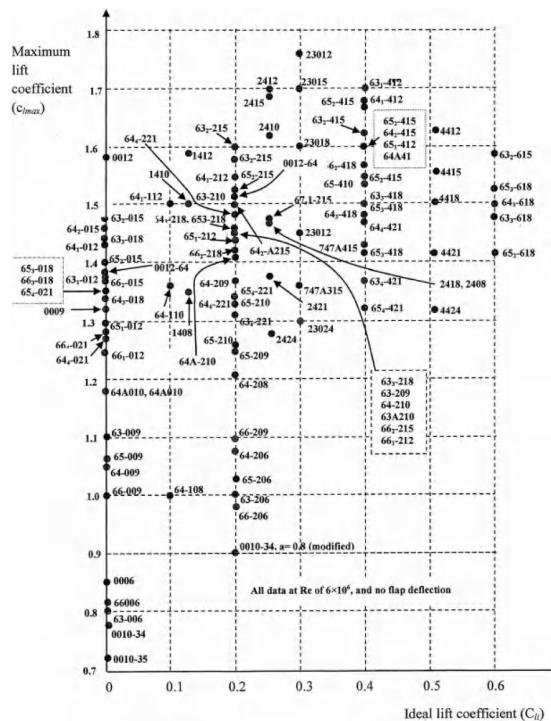


Figura 6.2: $C_{l_{max}}$ - C_{l_i} per diversi profili NACA

Dopo una prima analisi selettiva in base ai valori di C_{l_i} e $C_{l_{max}}$ ottenuti, la serie "6" dei profili NACA supercritici o la serie "4" a 4 cifre emergono come opzioni preferenziali. Tuttavia, considerando il contesto di questo specifico velivolo, si è optato per la serie "6" in quanto ottimizzata per il volo transonico.

Si sono quindi analizzati i seguenti profili:

- NACA 63₁ – 412
- NACA 63₂ – 415
- NACA 64₂ – 415
- NACA 65₁ – 412
- NACA 65₂ – 415
- NACA 64A41

Tra i profili indicati, il principale criterio discriminante nella selezione è stato lo spessore massimo espresso come percentuale della corda. Più precisamente, i profili del tipo "-415" presentano uno spessore massimo pari al 15% della corda, mentre il profilo "-412" si caratterizza per uno spessore del 12%, e infine il profilo NACA 64A410 ha uno spessore massimo del 10% della corda.

Da un punto di vista aerodinamico, l'opzione ottimale sarebbe quella di adottare il profilo più sottile, specialmente considerando che durante la fase di crociera è richiesto un C_l piuttosto basso. Tuttavia, uno spessore eccessivamente ridotto, come nel caso del NACA 64A410, potrebbe comportare delle difficoltà legate allo stocaggio di carburante e ad altri sistemi/sottosistemi posizionati nell'ala, come gli attuatori per il controllo delle superfici aerodinamiche.

Per tale ragione, la decisione presa è stata di adottare uno spessore massimo pari al 12% della corda (il 15% sarebbe eccessivamente elevato e non è in generale impiegato su velivoli operanti a velocità prossime al suono), dunque la scelta è ricaduta sul profilo **NACA 63₁ – 412**.

6.2 Coefficiente di portanza, resistenza e momento di beccheggio

Avendo scelto il profilo si procede al calcolo dei coefficienti aerodinamici. Si è eseguita un'analisi con il software "XFLR5" del profilo scelto avendo calcolato il numero di Reynolds [3]:

$$Re = \frac{\rho V_c l}{\mu} = 7.5426 \cdot 10^6$$

dove:

- ρ (**densità alla quota di crociera**): 0.4127 kg/m^3
- V_c (**velocità di crociera**): 257.42 m/s
- l (**lunghezza caratteristica del corpo in esame**): 1 m
- μ (**viscosità dinamica alla quota di crociera**): $1.4124 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$

Di seguito sono presentati i risultati:

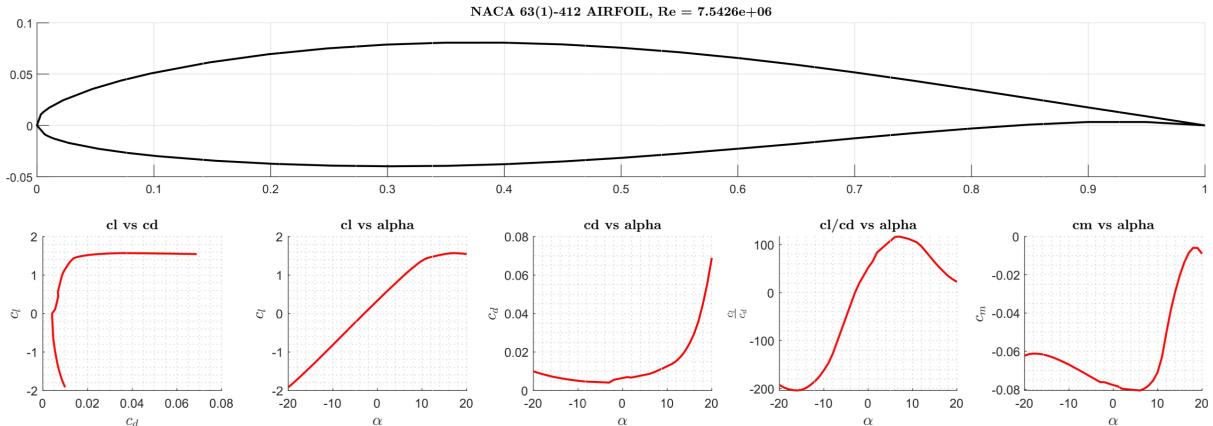


Figura 6.3: Coefficienti aerodinamici NACA 63₁ – 412

È necessario specificare che l'analisi condotta dal software è limitata a $M = 0$, poiché non supporta flussi transonici. Di conseguenza, i risultati ottenuti presentano una leggera approssimazione. Tuttavia, ciò non pregiudica la validità dei dati ai fini della trattazione attuale. I valori derivati per il profilo possono essere considerati in linea con quanto presente in letteratura.

6.3 Wing Geometry

In questa sezione si procede a descrivere le caratteristiche geometriche dell'ala per l'aeromobile.

6.3.1 Wing incidence

L'incidenza dell'ala (i_w), definita come l'angolo tra l'asse longitudinale della fusoliera e la corda dell'ala, può essere variabile o costante. L'adozione di un'incidenza variabile, sebbene presenti vantaggi in termini di flessibilità operativa, richiede complessi meccanismi di controllo e solleva preoccupazioni significative in termini di sicurezza e affidabilità. Più comunemente si adotta un'incidenza costante, in quanto offre una soluzione più affidabile e facilmente implementabile. Nella tabella sottostante sono indicati i valori tipici per diverse categorie di aeromobili.

| Type of Aircraft | Wing Incidence |
|---------------------|----------------|
| Supersonic fighters | 0 - 1 deg |
| General Aviation | 2 - 4 deg |
| Jet Transport | 3 - 5 deg |

Tabella 6.2: Tipici valori di incidenza i_w

Nel caso in esame si considera il valore di incidenza (Figura 6.3) tale da ottenere il C_{l_i} calcolato in precedenza. Osservando il grafico, e tenendo conto delle approssimazioni fatte, si perviene ad un valore di:

$$\alpha_{set} = 4^\circ$$

Tale valore risulta in linea con quanto riportato in tabella 6.2 [2, pp. 196 - 197]

6.3.2 Aspect Ratio

L'aspect ratio AR è definito come il rapporto tra l'apertura alare b e la corda media dell'ala C .

$$AR = \frac{b}{C}$$

Ma, sapendo che:

$$S = b \cdot C$$

può essere riscritto come:

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{6.1}$$

È un parametro fondamentale nel design dell'ala poiché influisce sulle caratteristiche aerodinamiche e sulle prestazioni complessive dell'aeromobile. Aspect ratio più elevati (ali lunghe e strette) tendono ad avere migliori efficienze aerodinamiche, riducendo la resistenza indotta, migliorando l'efficienza nel generare portanza e aumentando l'efficienza aerodinamica a spese di una maggiore resistenza parasita. Aspect ratio più bassi (ali corte e larghe) possono essere vantaggiosi in certi contesti come aerei acrobatici, consentendo maggiore manovrabilità a basse velocità, ma possono avere una minore efficienza aerodinamica complessiva.

Nella sezione 2.2 era stato definito l'AR in maniera statistica pari a:

$$AR = 9.51$$

In questa fase, si procederà al ricalcolo dell'AR, considerando il requisito specifico riguardante la lunghezza dell'ala (Tabella 1.1) e sfruttando l'equazione 6.1:

$$AR = \frac{b^2}{S} = 9.82$$

Questo approccio si ispira al design adottato per il Boeing 777X, caratterizzato da un'apertura alare di 71.76 m e dotato di **folding winglet** (questo perchè gli aeroporti sono strutturati per accogliere aeromobili con apertura alare fino a circa 65 metri).

Tale scelta è motivata dal fatto che un'apertura alare più ampia consente una distribuzione più uniforme della portanza lungo l'ala durante il volo, minimizzando la resistenza indotta e ottimizzando l'efficienza aerodinamica. Questo si traduce in un minore consumo di carburante durante le operazioni di crociera, fornendo un vantaggio significativo in termini di efficienza operativa ed economica dell'aeromobile.

La tabella sottostante fornisce le specifiche dimensionali dell'ala.

| Winglet estese | Winglet ripiegate |
|----------------|-------------------|
| 71.76 m | 64.82 m |

Tabella 6.3: Dimensioni ala

6.3.3 Angolo di freccia

L'adozione di ali con angolo di freccia può inizialmente sembrare svantaggiosa per via dell'aumento del peso, della riduzione della portanza e della potenziale inefficienza delle superfici di controllo. Tuttavia, tali ali sono comuni negli aeromobili che viaggiano nell'alto subsonico poiché mitigano gli effetti negativi del volo transonico e supersonico, riducendo la formazione di urti ad elevate velocità. In prima approssimazione è possibile ricavare l'angolo di freccia con la seguente relazione:

$$\Lambda = \left[90^\circ - \arcsin \left(\frac{1}{M} \right) \right]$$

Tale formula è però valida solo in campo supersonico. Si è pertanto deciso di utilizzare un approccio statistico, validato da un confronto con i valori tipici presenti in letteratura [2, p. 216]. Si è pervenuti ad un valore di:

$$\Lambda = 31.35^\circ$$

6.3.4 Rapporto di rastremazione

L'effetto predominante della rastremazione alare si manifesta nell'alterazione della distribuzione della portanza lungo la semi-apertura alare. La teoria di Prandtl ha stabilito che la distribuzione ottimale della portanza si ottiene con una forma alare ellittica. Di conseguenza, si progetta la rastremazione dell'ala per avvicinarne il più possibile la distribuzione di portanza a quella ellittica. Questo processo presenta ulteriori benefici, tra cui la riduzione del peso dell'ala e un aumento della stabilità laterale. Il rapporto di rastremazione, definito come λ , è espresso come il rapporto tra la corda dell'estremità alare C_t e la corda della radice dell'ala C_r .

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} = 0.3^2 \quad (6.2)$$

Siamo ora interessati a ricavare C_t e C_r . Per fare ciò è necessario dapprima calcolare la corda aerodinamica:

$$C = \frac{b}{AR} = 7.3053 \text{ m}$$

Possiamo infine ricavare le corde al tip e alla radice dell'ala sfruttando l'equazione 6.2:

$$\begin{cases} C_r = \frac{3}{2} \frac{C}{\left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)} = 10.2485 \text{ m} \\ C_t = \lambda \cdot C_r = 3.0745 \text{ m} \end{cases}$$

²Stimato da velivoli simili [2, p. 203]

6.3.5 Angolo diedro

L'angolo di diedro Γ , definito come l'angolo tra il piano degli assi corpo (X-Y) e la direzione della corda alare, è adottato principalmente per assicurare una stabilità laterale adeguata dell'aeromobile. Comunemente, questo angolo è considerato positivo quando si tratta di un angolo convesso. Questa convenzione si riscontra tipicamente nei velivoli con ala bassa, come quello oggetto.

Di seguito sono indicati valori tipici per l'angolo di diedro per diverse categorie di aeromobili [2, p. 230]:

| - | Low Wing | Mid Wing | High Wing |
|---------------------|-------------|-------------|---------------|
| Un-swept | 5 to 10 deg | 3 to 6 deg | -4 to -10 deg |
| Low subsonic swept | 2 to 5 deg | -3 to 3 deg | -3 to -6 deg |
| High subsonic swept | 3 to 8 deg | -4 to 2 deg | -5 to -10 deg |

Tabella 6.4: Angoli di diedro per diverse configurazioni

Si è pertanto fatta una media tra i valori di **High subsonic swept** per una **low wing** ottenendo:

$$\Gamma = 5.8^\circ$$

6.3.6 Caratteristiche geometriche dell'ala

| Profilo | Incidenza | Aspect Ratio | Freccia | Taper Ratio | Diedro |
|-----------------------|-----------|--------------|-----------|-------------|----------|
| NACA | i_w | AR | Λ | λ | Γ |
| 63 ₁ – 412 | 4° | 9.82 | 31.35° | 0.3 | 5.8° |

Tabella 6.5: Caratteristiche geometriche dell'ala

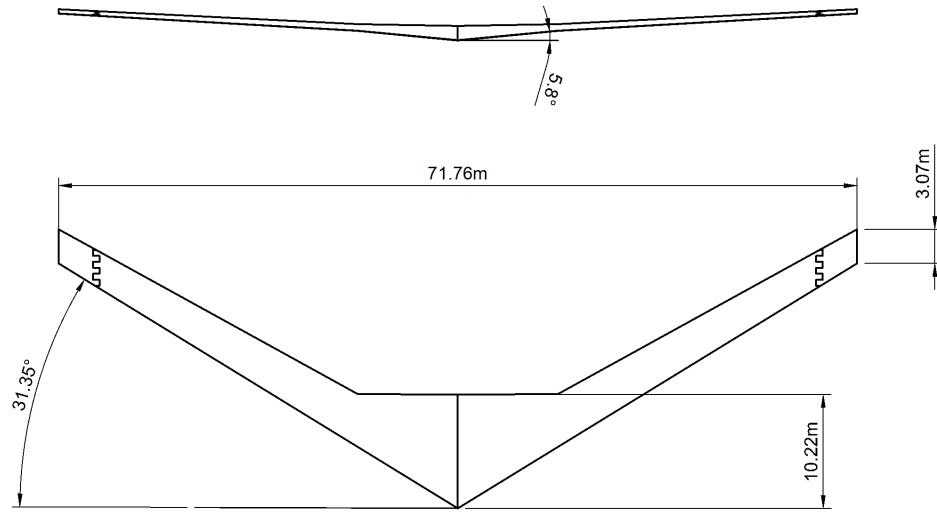


Figura 6.4: Vista in pianta

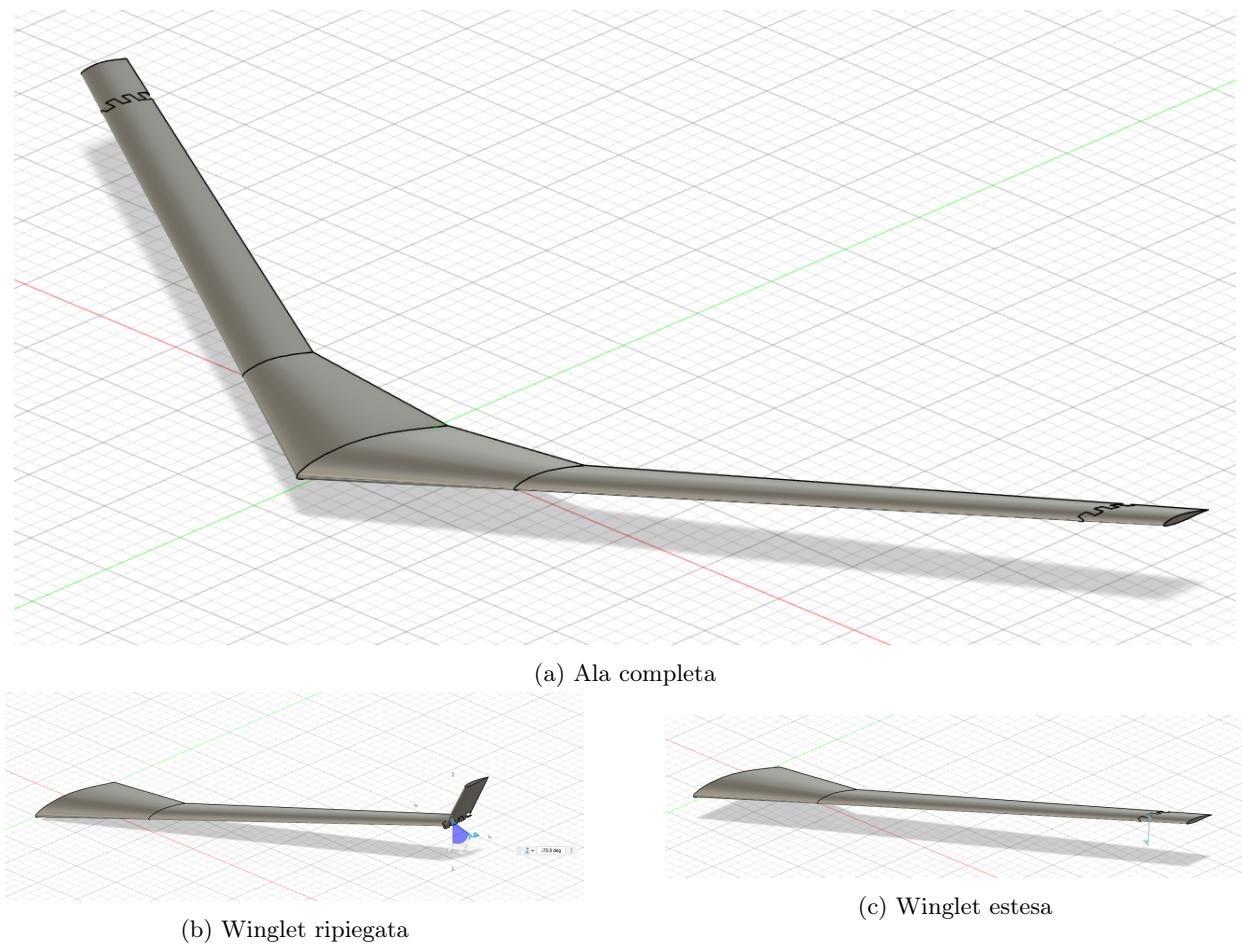


Figura 6.5: CAD dell'ala

Capitolo 7

Tail Design

In questo ultimo capitolo, vengono analizzate le superfici di coda orizzontali e verticali del velivolo in esame. Nonostante siano anch'esse superfici portanti, non è possibile dimensionarle utilizzando le stesse procedure adottate per l'ala. Queste superfici infatti svolgono funzioni differenti, tra cui:

- Stabilità
- Trim
- Controllabilità

7.1 Scelta della configurazione

Attualmente, i velivoli adottano diverse configurazioni del piano di coda. Per il velivolo in esame, si stata scelta una configurazione convenzionale, comunemente nota come **inverted T-shape**. Questa configurazione è ampiamente adottata, si stima infatti che circa il 70% dei velivoli in servizio la utilizzino. Una simile configurazione è caratterizzata dai seguenti vantaggi:

1. Il comportamento riguardo a trim e stabilità è ben documentato, ragion per cui risulta molto più semplice effettuare delle previsioni al riguardo già in fase di design concettuale
2. È una configurazione relativamente leggera
3. In condizioni di volo nominali raggiunge ottime performance

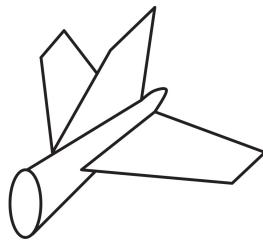


Figura 7.1: Configurazione *Inverted T-shape*

7.1.1 Scelta del profilo

Considerando che le superfici di coda hanno una funzionalità differente rispetto all'ala, la selezione del profilo seguirà anch'essa un approccio differente. È ampiamente diffusa l'adozione di profili simmetrici, come quelli a 4 cifre NACA. Questa scelta è dettata dalla necessità di garantire un comportamento uniforme di queste superfici a incidenze positive e negative.

La scelta del profilo si limita a quella di un opportuno valore dello spessore, bilanciando l'aerodinamica ottimale (profilo sottile) con la necessità di ospitare all'interno dei piani alcuni sottosistemi, tra cui l'attuazione delle superfici mobili, che rappresenta uno degli aspetti chiave. In considerazione di ciò, si giunge a un compromesso selezionando il profilo simmetrico **NACA 0009**. In questa fase progettuale, si decide di adottare lo stesso profilo per entrambi i piani di coda.

Di seguito sono riportati i dati del profilo scelto:

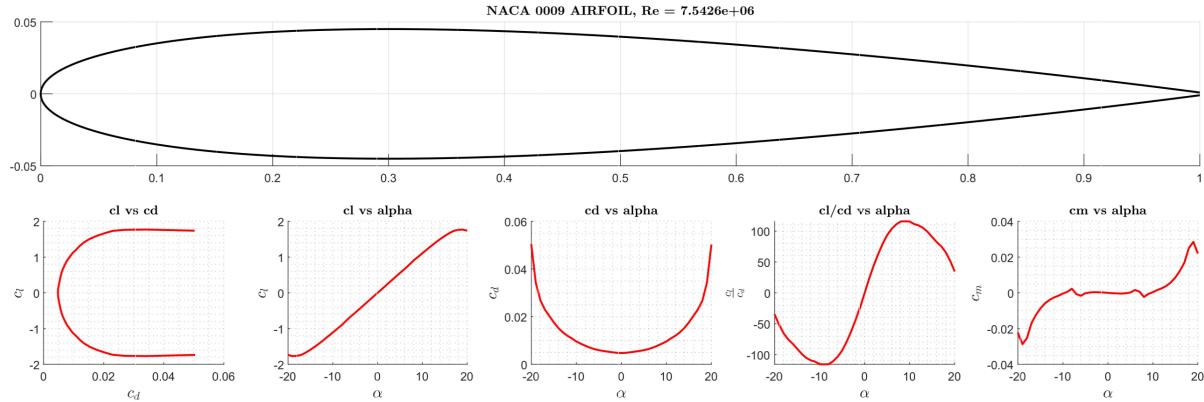


Figura 7.2: Profilo NACA 0009

7.2 Dimensionamento del piano di coda orizzontale

Dopo aver scelto il profilo adatto, si procede al dimensionamento del piano di coda orizzontale. Un valore molto importante per questa stima preliminare è il **Tail Volume Coefficient** V_h , definito come:

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S_w C} \quad (7.1)$$

dove:

- S_h è la superficie del piano di coda
- l_h è la distanza tra il centro aerodinamico del piano di coda e il baricentro del velivolo
- S_w è la superficie alare
- C è la corda media aerodinamica

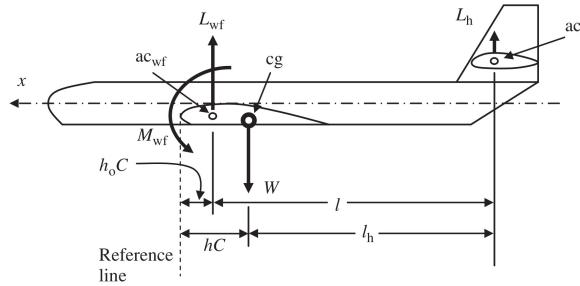


Figura 7.3: Schema distanze

Dell'equazione 7.1 sono note soltanto le grandezze relative all'ala, tuttavia è possibile stimare il valore di V_h dalla letteratura. Considerando la categoria *Jet Transport* si stima un valore compreso tra 0.8 e 1.1 [2, p. 274].

$$V_h = 0.83 \quad (7.2)$$

Per quanto concerne l_h , è possibile calcolarne il valore ottimale [2, p. 300], in modo da minimizzare la superficie bagnata dagli impennaggi, e quindi la resistenza di forma (zero lift drag).

$$l_{opt} = k_c \sqrt{\frac{4CS_wV_h}{\pi D_f}} = 37.89 \text{ m} \quad (7.3)$$

dove:

- k_c è un fattore di correzione che dipende dal tipo di aereo. Per una configurazione *Jet Transport* tale fattore vale 1.4
- D_f è il diametro della fusoliera ricavato il sezione 5.3

Per il velivolo in esame si ha inoltre che:

$$\frac{l_{opt}}{L_f} = 0.5$$

dove L_f è la lunghezza della fusoliera, ricavata in sezione 5.3. Tale rapporto risulta in linea con quanto indicato in letteratura per *aeromobile i cui motori sono installati sotto le ali* [2, p. 276].

Noto il valore di l_h si può invertire la 7.1 per ricavare la superficie del piano di coda:

$$S_h = V_h \frac{S_w C}{l_h} = 83.88 \text{ m}^2 \quad (7.4)$$

7.2.1 Aspect Ratio

Diversamente da quanto si cerca di ottenere sull'ala (distribuzione ellittica di portanza), l'obiettivo principale dell'aspect ratio (**AR**) del piano di coda orizzontale è minimizzare peso e dimensioni. Pertanto, si opta per un *AR* inferiore rispetto a quello dell'ala, sebbene gli effetti di una sua variazione siano del tutto analoghi a quelli dell'ala.

Inoltre, una riduzione dell'*AR* comporta un ritardo nello stallo, posticipandolo ad incidenze maggiori, il che rappresenta un vantaggio desiderabile.

Sebbene in letteratura [2, p. 312] sia suggerito che si possa assumere:

$$AR_h = \frac{2}{3} AR_w$$

si è riscontrato, tramite indagine statistica, che in realtà il coefficiente che meglio approssima AR_h (in modo da farlo ricadere nel range 3 - 5, ovvero quello comune per questo tipo di aereo) è:

$$AR_h = \frac{1}{3} AR_w = 3.27 \quad (7.5)$$

7.2.2 Taper Ratio

A differenza di quanto si fa per l'ala, per il piano di coda orizzontale non è necessario rastremare per ottimizzare la distribuzione di portanza, bensì si cerca soltanto di minimizzarne la massa. Si sceglie pertanto un rapporto di rastremazione alla luce di quanto riportato in letteratura pari a [2, p. 307]:

$$\lambda = 0.5 \quad (7.6)$$

7.2.3 Dihedral Angle

Seguendo lo stesso approccio adottato per l'angolo di rastremazione si sceglie un angolo di diedro pari a:

$$\Gamma_h = 7^\circ \quad (7.7)$$

7.2.4 Caratteristiche geometriche del piano di coda orizzontale

| Profilo | Distanza a.c - c.g | Superficie | Aspect Ratio | Taper Ratio | Diedro | Freccia |
|---------|-----------------------|----------------------|-----------------|----------------|------------|-------------|
| NACA | l_{opt} | S_h | AR | λ_h | Γ_h | Λ_h |
| 0009 | 37.89 m | 83.88 m ² | 3.27 | 0.5 | 7° | 31.55° |

Tabella 7.1: Caratteristiche geometriche piano di coda orizzontale

7.3 Dimensionamento del piano di coda verticale

Per il dimensionamento dell'impennaggio verticale si esegue lo stesso flusso di lavoro già adottato per quello orizzontale. Il rapporto volumetrico è ora definito come:

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S_w b_w} \quad (7.8)$$

dove:

- b è l'apertura alare
- l_v può essere approssimato ad l_h in questa fase, quindi al suo valore ottimale

Secondo quanto riportato in letteratura [2, p. 312], un valore tipico per la cateria *Jet Transport* del rapporto volumetrico V_v è:

$$V_v = 0.08 \quad (7.9)$$

Invertendo la 7.8 si ricava la superficie del piano di coda verticale:

$$S_v = \frac{V_v b_w S_w}{l_v} = 79.42 \text{ m}^2 \quad (7.10)$$

7.3.1 Aspect Ratio

Nella scelta dell'aspect ratio del piano di coda verticale, oltre agli aspetti già discussi in precedenza, è necessario tenere conto di una serie ulteriore di considerazioni.

- Un elevato allungamento può causare problemi relativi all'altezza del velivolo, specie se si tratta, come in questo caso, di un velivolo commerciale, a cui è assegnato tipicamente uno spazio di parcheggio limitato in hangar. Questo potrebbe portare il velivolo ad essere escluso da alcuni di essi
- Un elevato allungamento riduce la controllabilità laterale; di contro, ne aumenta quella direzionale. Inoltre, riduce la stabilità longitudinale
- Un elevato allungamento aumenta lo stress alla radice, comportando un aumento di peso nella coda del velivolo. Inoltre, incrementa la predisposizione alla fatica e al flutter
- Un elevato allungamento aumenta la resistenza indotta dal piano di coda verticale, ma aumenta anche l'efficienza aerodinamica, per via dell'effetto al tip

Si può assumere in fase avamprogetto che tale rapporto sia un numero compreso tra 1 e 2, in ragione delle motivazioni appena presentate. Si è stimato un aspecr ratio di:

$$AR_v = 1.7 \quad (7.11)$$

7.3.2 Taper Ratio

Si possono adottare analoghe considerazioni a quelle fatte per il piano di coda orizzontale, tenendo a mente che in questo caso il rapporto di rastremazione deve essere scelto come compromesso tra la riduzione del peso e la riduzione di capacità di stabilità e controllo. Pertanto si è considerato un valore analogo a quello dell'impennaggio orizzontale pari a:

$$\lambda = 0.5 \quad (7.12)$$

7.3.3 Caratteristiche geometriche del piano di coda verticale

| Profilo | Distanza a.c - c.g | Superficie | Aspect Ratio | Taper Ratio | Freccia |
|---------|-----------------------|----------------------|-----------------|-------------|-------------|
| NACA | l_{opt} | S_h | AR | λ_h | Λ_h |
| 0009 | 37.89 m | 79.42 m ² | 1.7 | 0.5 | 40° |

Tabella 7.2: Caratteristiche geometriche piano di coda orizzontale

Capitolo 8

Conclusioni

Durante la redazione di questo report, sono state determinate le caratteristiche principali di un velivolo da trasporto passeggeri e definite le sue superfici più rilevante. Come menzionato più volte, i calcoli eseguiti sono soggetti a semplificazioni, facenti riferimento alle informazioni presenti in letteratura. Pertanto, è accettabile che i risultati ottenuti, in alcune circostanze, possano non rispettare completamente i requisiti, dato che ci si trova nella fase di avamprogetto.

Come detto all'inizio di questa trattazione, il processo di progettazione di un velivolo è estremamente iterativo. Si ha infatti una costante evoluzione dei valori di interesse calcolati, fino a raggiungere una convergenza. Tale convergenza è frutto di una modifica di tutti quei parametri inclusi nei calcoli delle prestazioni o anche dei requisiti stessi.

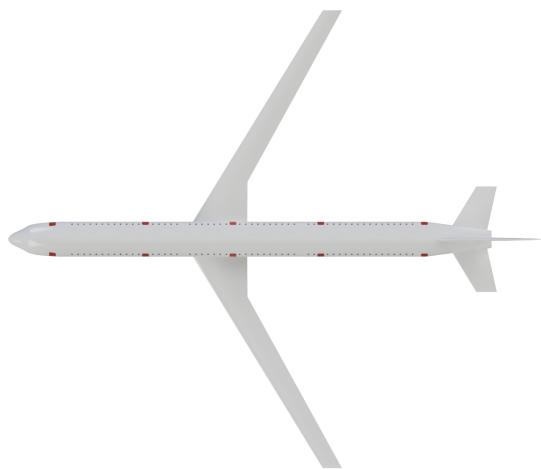
Infine, vale la pena precisare che la redazione di questo report è stata realizzata in un periodo di tempo limitato rispetto al processo di progettazione effettivo di un aeromobile. Quest'ultimo, nella realtà, segue una timeline significativamente più estesa e complessa, influenzata da vari aspetti, tra cui quelli tecnici, burocratici e soprattutto economici.

Capitolo 9

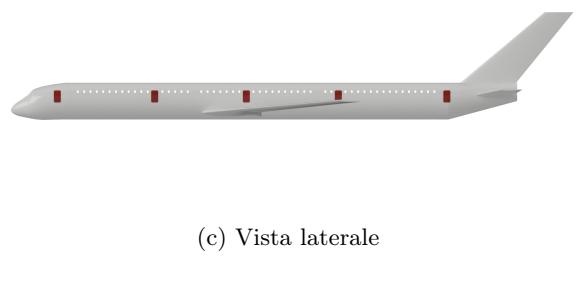
Modello 3D - CAD Velivolo Completo



(a) Vista isometrica



(b) Vista dall'alto



(c) Vista laterale

Bibliografia

- [1] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design - A Conceptual Approach, Sixth Edition.* AIAA, 2012.
- [2] Mohammad H. Sadraey. *Aircraft Design - A System Engineering Approach.* John Wiley Sons, Ltd, 2013.
- [3] NASA. Reynolds number calculator. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/reynolds.html>.