

Progetto Generale di Velivoli

Esercitazione

Prof. Ing. Giordano Vincenzo - Prof. Ing. Nicolosi Fabrizio

S.Ten. Rinaldi Filippo - Viscio Maria Antonietta - Tirri Anna Elena

January 31, 2009

1 Introduzione

Il Boeing 747-Advanced é stato presentato per la prima volta nel 2005 ed é stato realizzato con una tecnologia tale da renderlo piú silenzioso, piú economico e meno inquinante degli altri velivoli della stessa categoria presenti sul mercato in quegli anni. Tale velivolo utilizza la stessa tecnologia del 787 per quanto concerne i motori e il cockpit. La progettazione del Boeing 747-8 si é sviluppata sulla base delle caratteristiche del precedente Boeing 747-400, apportando dei miglioramenti soprattutto per quanto riguarda l'aerodinamica. Le principali differenze rispetto al 747-400 interessano l'ala, che presenta una freccia maggiore, al fine di ridurre i costi, ma anche uno spessore maggiore. La semiala presenta un *inboard flap* a doppio slot e un *outboard flap* a singolo slot. Inoltre al fine di ridurre l'intensità dei vortici di estremità, diminuire la resistenza di scia e quindi aumentare l'efficienza, le estremità alari sono realizzate con un angolo di freccia maggiore rispetto al resto dell'ala. Per ottenere una ulteriore riduzione del peso del velivolo, gran parte di esso é realizzato in materiale composito. Si riporta nella figura 1 un confronto tra 4 dei piú grandi aerei da trasporto a getto presenti sul mercato, al fine di evidenziare le dimensioni ridotte del Boeing 747-8 rispetto agli altri, che si ottengono in conseguenza delle soluzioni progettuali adottate.

I motori montati su tale velivolo sono forniti dalla General Electric.

Le innovazioni rispetto ai velivoli precedenti sono evidenti anche per quanto riguarda la disposizione degli interni con l'idea di ottenere un ambiente ancora piú confortevole delle precedenti versioni di questa categoria di velivoli. La scala che conduce al ponte superiore diversamente dal 747-400 non é dritta, ma curva. Inoltre optando per una opportuna disposizione dei condotti per l'aria condizionata, si ha la possibilità di recuperare ulteriore spazio, che eventualmente può essere destinato alle cosiddette "SkySuites".

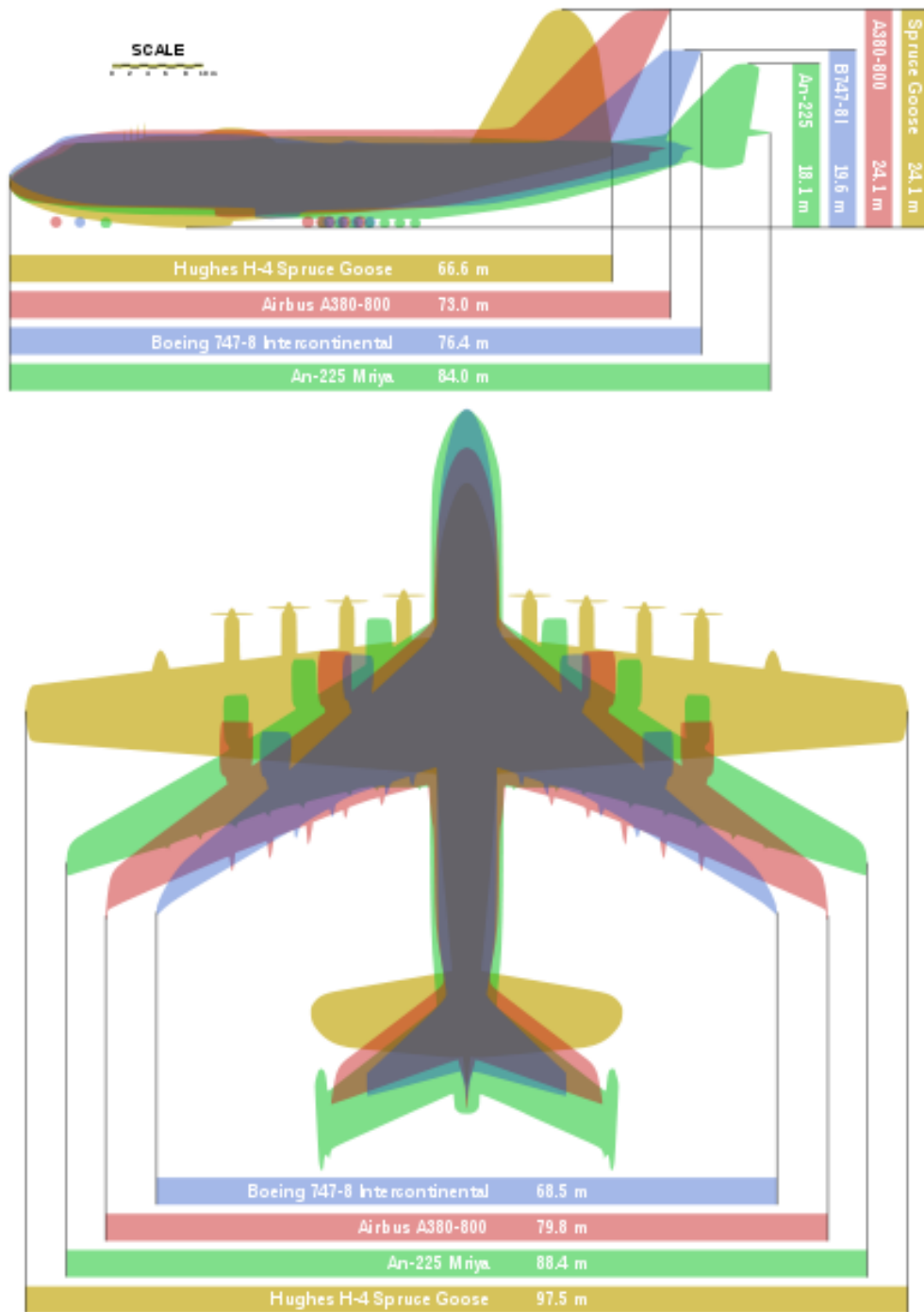


Figure 1: Confronto tra quattro dei piú grandi velivoli.

2 Specifica di missione

Nella tabella 1 si riportano i dati relativi alla specifica di missione.

<i>Tipo velivolo</i>	Quadrimotore turbofan trasporto long range
<i>Carico Pagante</i>	450 passeggeri
<i>Equipaggio</i>	2 piloti e 13 assistenti di cabina
<i>Autonomia di percorso</i>	8000 nm alla quota ed alla velocità di crociera, seguite da 100 nm per raggiungere l'aeroporto alternativo
<i>Riserva di combustibile</i>	45 minuti di attesa
<i>Quota di crociera</i>	35000 ft
<i>Velocità di crociera</i>	M=.85 a 35000 ft di quota
<i>Lunghezza di decollo</i>	11000 ft
<i>Lunghezza di atterraggio</i>	7000 ft
<i>Base di certificazione</i>	FAR25
<i>Velivoli simili</i>	B747-400,B777-200lr

Table 1: Specifica di missione.

3 Determinazione dei pesi

In base ai dati riportati nella specifica di progetto ed al profilo di missione assegnato, é possibile effettuare una prima stima dei pesi che caratterizzano il velivolo Boeing 747-Advanced. In particolare risulta di fondamentale importanza la determinazione delle seguenti quantità:

W_{TO} Peso massimo al decollo,

W_E Peso a vuoto,

W_{OE} Peso a vuoto operativo,

W_{PL} Peso del carico pagante,

W_f Peso del combustibile,

W_{crew} Peso dell'equipaggio,

W_{tfo} Peso dei lubrificanti non consumabili.

Il peso massimo al decollo ed il peso a vuoto operativo sono legati alle altre entità appena descritte attraverso le seguenti relazioni

$$W_{TO} = W_{OE} + W_f + W_{PL} \quad (1)$$

con

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}. \quad (2)$$

3.1 Peso del carico pagante e dell'equipaggio

Il Boeing 747-Advanced rientra nella categoria di aerei da trasporto a getto *Long Range* e dalla specifica di progetto si evince come la configurazione in esame preveda il trasporto di 450 passeggeri con un equipaggio formato da 2 piloti e 13 assistenti di cabina. Assumendo per ciascun passeggero nonché per ogni membro dell'equipaggio un peso di $175lbs$ e consentendo a ciascun membro dell'equipaggio di portare al seguito un bagaglio del peso massimo di $30lbs$ e a ciascun passeggero un bagaglio del peso massimo di $40lbs$ si ottengono i seguenti risultati.

$$Passeggeri : W_{PL} = 96750[lbs] \quad (3)$$

$$Equipaggio : W_{crew} = 3075[lbs] \quad (4)$$

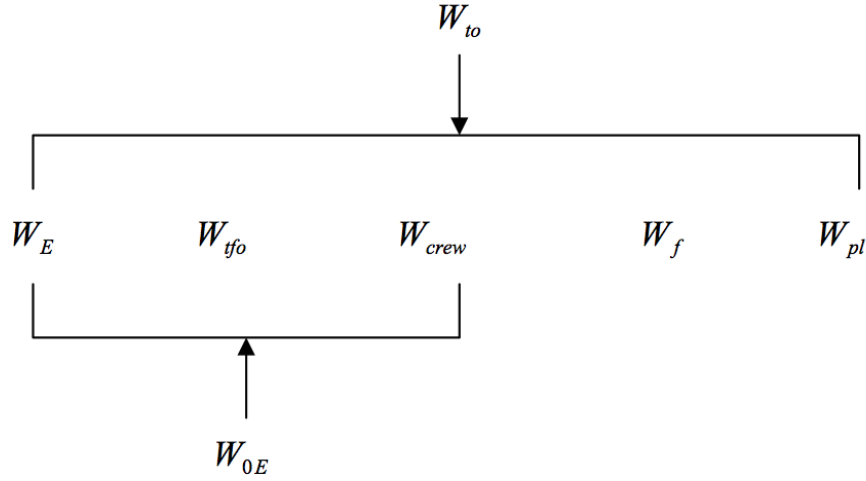


Figure 2: Schema rappresentativo dei legami esistenti tra i pesi da determinare.

3.2 Peso dei lubrificanti non consumabili

Per velivoli dotati di peso massimo al decollo $W_{TO} \geq 1e5lbs$ é possibile stimare il peso dei lubrificanti non consumabili mediante la seguente relazione statistica

$$W_{tfo} = .005 \cdot W_{TO}. \quad (5)$$

Il velivolo in esame rientra pienamente in questa categoria e pertanto la frazione M_{tfo} tra il peso dei lubrificanti non consumabili ed il peso massimo al decollo assume un valore pari a .005.

3.3 Peso del combustibile: Fuel Fraction Method

Per la determinazione del peso di combustibile necessario a soddisfare i requisiti della specifica di progetto, é stato adottato il "*Fuel Fraction Method*". Tale metodo si basa sulla definizione del profilo di missione tipico del velivolo in questione. Esso é caratterizzato dalle seguenti fasi:

1. Accensione e riscaldamento dei motori;
2. Taxi;
3. Decollo;
4. Salita e accelerazione a quota e velocità di crociera ;

5. Crociera;
6. Attesa;
7. Discesa;
8. Volo su aeroporto alternativo e discesa;
9. Atterraggio, Taxi e Spegnimento.

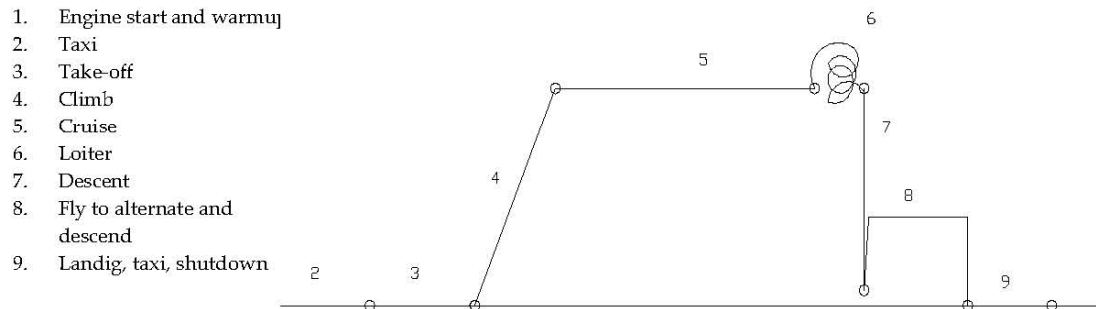


Figure 3: Profilo di missione.

Il metodo prevede il calcolo del rapporto tra peso finale e iniziale per ognuna delle fasi suddette, legato alla quantità di combustibile consumato. Le frazioni di combustibile per le prime quattro e per le ultime due fasi si ricavano da apposite tabelle, costruite sulla base di dati statistici per le diverse categorie di velivoli. Per il velivolo in analisi, che rientra nella categoria dei *velivoli da trasporto a getto*, sono stati ricavati i seguenti valori:

- Fase di Accensione

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = .99;$$

- Fase di Taxi

$$\frac{W_2}{W_1} = .99;$$

- Fase di Decollo

$$\frac{W_3}{W_2} = .995;$$

- Fase di Salita

$$\frac{W_4}{W_3} = .98;$$

- Fase di Discesa

$$\frac{W_7}{W_6} = .99;$$

- Fase di Atterraggio

$$\frac{W_9}{W_8} = .992.$$

Per il calcolo della frazione di combustibile delle altre fasi si utilizzano le formule di Breguet. In particolare per la fase di crociera e per il volo su aeroporto alternativo si usa la formula dell'autonomia di percorso per velivoli a getto

$$R = \frac{V}{C_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_{iniziale}}{W_{finale}} \right). \quad (6)$$

Dalla specifica di progetto é stato assegnato un valore dell'autonomia massima di percorso di $8000nm$ alla quota di crociera di $35000ft$ e alla velocità di crociera tale che il numero di Mach sia uguale a $.85$. I valori del consumo specifico C_j e dell'efficienza L/D sono stati ricavati da opportune tabelle, costruite sulla base di dati statistici per le diverse categorie di velivoli. Assumendo dunque $C_j = .45$ e $L/D = 18$, si ricava

$$\frac{W_5}{W_4} = .6648.$$

Per la fase di volo su aeroporto alternativo, la specifica assegna un'autonomia massima di $100nm$. Assumendo una velocità tale che il numero di Mach sia uguale a $.75$, un consumo specifico $C_j = .5$ e una efficienza $L/D = 18$ si ottiene

$$\frac{W_8}{W_7} = .9939.$$

Per il calcolo della frazione di combustibile della fase di attesa (*loiter*) si utilizza la formula dell'autonomia oraria

$$E = \frac{1}{C_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{W_{iniziale}}{W_{finale}} \right). \quad (7)$$

Dalla specifica é stato assegnato un tempo di attesa di 45 minuti. Assumendo per tale fase un consumo specifico $C_j = .5$ e una efficienza $L/D = 18$, si ottiene

$$\frac{W_6}{W_5} = .9794.$$

Il rapporto complessivo tra il peso alla fine e quello all'inizio della missione, ovvero l'intera frazione di combustibile della missione, si può ricavare moltiplicando tutte le frazioni relative alle diverse fasi

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8} = .6074. \quad (8)$$

La riserva di carburante é inclusa nel calcolo del peso totale del combustibile, dal momento che é specificata in termini di tempo di attesa e di volo su aeroporto alternativo.

3.4 Peso massimo al decollo e peso a vuoto

3.4.1 Risoluzione del sistema non lineare

Risolvendo per via numerica e per via grafica il seguente sistema di due equazioni in due incognite

$$\begin{cases} W_E = C \cdot W_{TO} - D \\ \log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} W_E \end{cases} \quad (9)$$

in cui

$$\begin{aligned} A &= .0833 \\ B &= 1.0383 \\ C &= .6024 \\ D &= 99825 \end{aligned} \quad (10)$$

Si ottengono i seguenti risultati

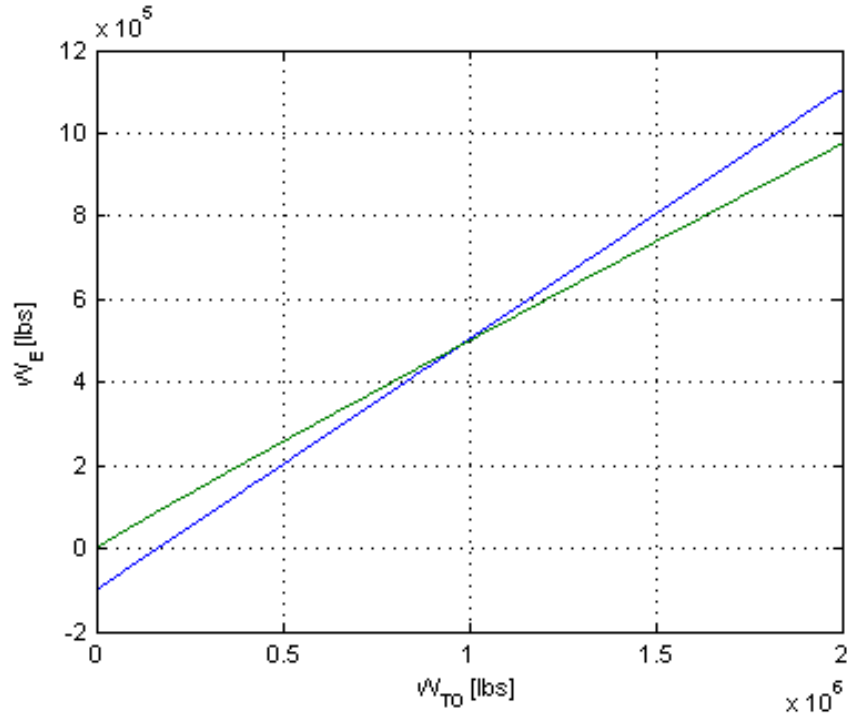


Figure 4: Curve rappresentative delle equazioni del sistema.

$$\begin{aligned} W_{TO} &= 9.7497e5[lbs] \\ W_E &= 4.8747e5[lbs] \end{aligned} \quad (11)$$

Si riporta qui di seguito un riepilogo della distribuzione dei pesi

$$\begin{aligned}
 W_{TO} &= 9.7497e5[lbs] \\
 W_E &= 4.8747e5[lbs] \\
 W_{OE} &= 4.9542e5[lbs] \\
 W_{PL} &= 96750[lbs] \\
 W_{crew} &= 3075[lbs] \\
 W_f &= 3.82e5[lbs] \\
 W_{tfo} &= 4.8749e3[lbs]
 \end{aligned}
 \tag{12}$$

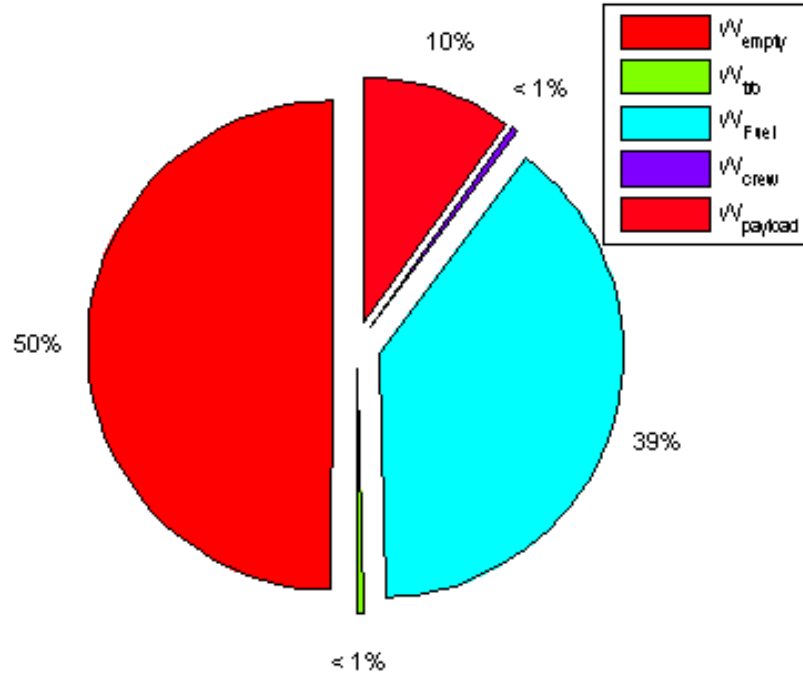


Figure 5: Stima dei pesi del velivolo.

3.5 Osservazione sul peso del combustibile

Il combustibile utilizzato per questo velivolo sarà, verosimilmente, il JET A-1, il quale presenta un valore medio della densità in funzione della temperatura pari a $.775 \text{ kg/lt.}$. Dunque il peso del combustibile portato a bordo del velivolo in esame, uguale a circa $3.82e5 \text{ lbs}$, ovvero $1.73e5 \text{ Kg}$, corrisponde a circa $2.23e5$ litri. Per dare un'idea dell'ordine di grandezza delle quantità di cui si discute, si può affermare che $2.23e5$ litri sono l'equivalente di circa 10 comuni autocisterne da 23000 litri ciascuna mentre per *fare il pieno* di un Airbus A380 ne occorrono 13.

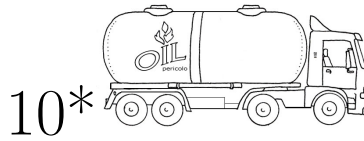


Figure 6: Il velivolo in esame può imbarcare una quantità di combustibile pari a circa 10 classiche autocisterne.

4 Determinazione del PUNTO DI PROGETTO

La determinazione del punto di progetto per un velivolo a getto, quale é il B747-Advanced viene effettuata attraverso la determinazione di alcuni requisiti fondamentali, relativi ai seguenti 4 punti:

1. distanza di decollo;
2. lunghezza di atterraggio;
3. prestazioni di salita;
4. velocità di crociera.

Nel corso di questo capitolo viene proposta una analisi delle restrizioni imposte, attraverso tali proprietà del progetto, al campo di scelta dei valori dei rapporti tra il peso massimo al decollo e la superficie alare $(\frac{W}{S})_{TO}$ e tra la spinta al decollo ed il peso massimo al decollo $(\frac{T}{W})_{TO}$.

4.1 Dimensionamento in base alla distanza di decollo

Si introduce ora il parametro TOP_{25} attraverso la seguente definizione

$$TOP_{25} = \frac{(\frac{W}{S})_{TO}}{\sigma \cdot C_{Lmax_{TO}} \cdot (\frac{T}{W})_{TO}} \quad (13)$$

Per velivoli soggetti alla normativa *FAR25* tale parametro può essere determinato preliminarmente attraverso una relazione statistica che lo lega alla distanza di decollo $S_{TO_{FL}}$, la quale é nota dalla specifica di progetto e vale 11000 ft al livello del mare $(\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1)$.

$$S_{TO_{FL}} = 37.5 \cdot TOP_{25} \quad (14)$$

$$TOP_{25} = 11000/37.5 = 293 \frac{lbs}{ft^2} \quad (15)$$

In questo modo la relazione scritta ad inizio paragrafo diventa una espressione analitica che lega i rapporti $(\frac{T}{W})_{TO}$ e $(\frac{W}{S})_{TO}$, a patto di assegnare il valore massimo del coefficiente di portanza dell'aeromobile in configurazione di decollo. Optando per valori del $C_{Lmax_{TO}}$ pari a 2.0, 2.2 e 2.4 e diagrammando la relazione suddetta nei rispettivi 3 casi, si ottiene il grafico di figura 7.

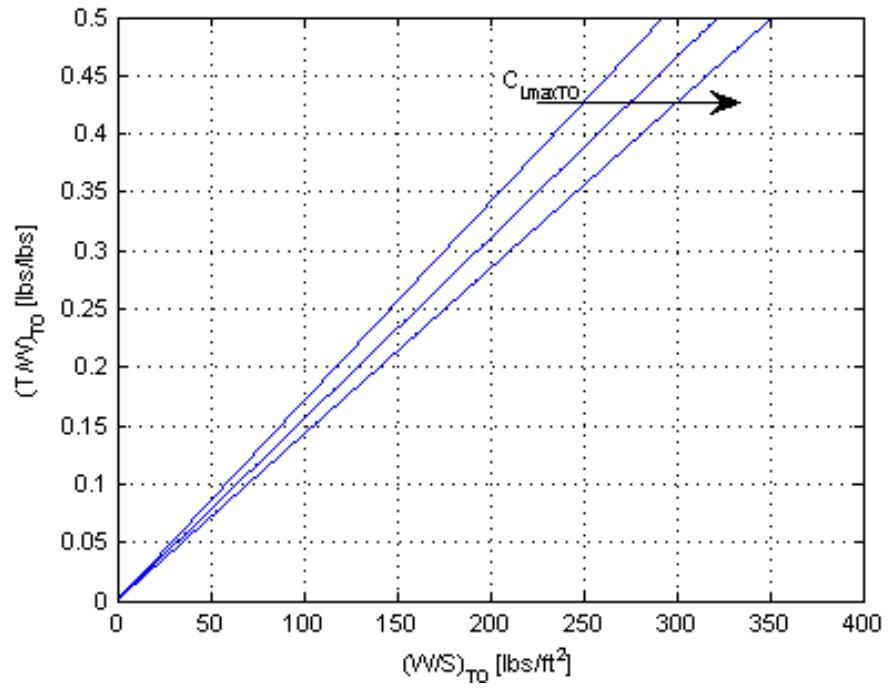


Figure 7: Limitazioni dovute alla distanza di decollo per valori del C_{LmaxTO} pari a 2.0, 2.2 e 2.4.

4.2 Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio

La lunghezza di atterraggio S_{FL} é legata alla velocità di avvicinamento V_A mediante la seguente relazione

$$S_{FL} = .3 \cdot V_A^2. \quad (16)$$

La lunghezza di atterraggio fissata dalla specifica é pari a $7000ft$ a livello del mare. Si ricava pertanto

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{.3}} = 152.75knots = 282.9km/h.$$

La velocità di stallo $V_{S_{landing}}$ é ricavabile dalla velocità di avvicinamento V_A mediante la relazione

$$V_{S_{landing}} = \frac{V_A}{1.3} = 117.50knots = 217.61km/h. \quad (17)$$

Dall'equazione di equilibrio nella direzione ortogonale alla velocità si ricava

$$V_{S_{landing}} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{landing}}{\rho \cdot S \cdot C_{L_{max_{landing}}}}}. \quad (18)$$

Esplicitando quest'ultima relazione rispetto al carico alare $(\frac{W}{S})_{landing}$ si possono ricavare le limitazioni per il punto di progetto. Assumendo che il peso massimo all'atterraggio sia pari al 90% del peso massimo al decollo, nel piano $(\frac{T}{W})_{TO} - (\frac{W}{S})_{TO}$ si ottengono delle rette verticali.

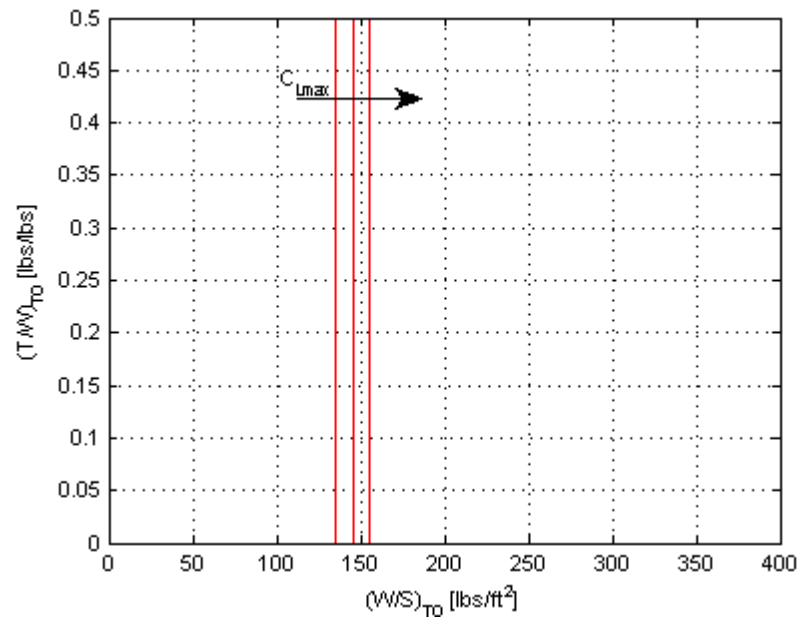


Figure 8: Limitazioni dovute alla distanza di atterraggio per valori del $C_{L_{max_{landing}}}$ pari a 2.6, 2.8 e 3.

4.3 Dimensionamento in base alle caratteristiche di salita

4.3.1 Determinazione delle polari

Nella fase di dimensionamento in base alle caratteristiche di salita é necessario determinare preliminarmente le polari aerodinamiche nelle varie configurazioni di volo.

In generale una polare teorica si può esprimere analiticamente come

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (19)$$

dove

- C_{D_0} rappresenta il coefficiente di resistenza parassita ed é dato dal rapporto tra area parassita e superficie alare;
- AR é l'allungamento alare che nel caso in analisi é stato assunto pari a 9;
- e é il fattore di Oswald, assegnato sulla base di dati statistici relativi a velivoli simili.

La superficie alare é stata calcolata a partire dal peso massimo al decollo, calcolato precedentemente, e dal valore, statisticamente assunto, del carico alare al decollo. Essa risulta pari a $S = 603.8543m^2$. Per il fattore di Oswald (ricavato da tabelle) sono stati adottati i valori piú bassi tra quelli elencati al fine di analizzare le condizioni piú limitative.

4.3.2 Polare in configurazione pulita

Per il calcolo della resistenza indotta é necessario ricavare l'area parassita. Essa é legata alla superficie bagnata mediante la relazione statistica

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \quad (20)$$

dove a e b sono dei coefficienti tabellati, che dipendono dal coefficiente di attrito C_f . Nel caso in analisi é stato ipotizzato un valore del coefficiente di attrito pari a .0032 da cui si ricavano

$$a=-2.5064 \quad e \quad b=1.$$

Il calcolo della superficie bagnata é stato effettuato a partire dal valore del peso massimo al decollo calcolato precedentemente e pari a $W_{TO} = 974970lbs$ per mezzo della seguente relazione statistica

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} \quad (21)$$

dove c e d sono ricavati da opportune tabelle, costruite sulla base di dati statistici relativi alle diverse categorie di velivoli. Per i velivoli a getto essi risultano pari a

$$c=.0199 \quad e \quad d=.7531.$$

Dalle formule 20 e 21 si é ricavato che

$$f = 9.8133m^2$$

da cui si ottiene

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} = .0163.$$

Pertanto la polare aerodinamica teorica in configurazione pulita, assumendo un valore del fattore di Oswald pari a .8, risulta

$$C_D = .0163 + .0442 \cdot C_L^2. \quad (22)$$

4.3.3 Polare in configurazione di decollo e con carrello retratto

In configurazione di decollo é necessario considerare un incremento $\Delta C_{D_{0_{flapTO}}}$ del coefficiente di resistenza dovuto agli ipersostentatori. Tale contributo, ricavato da dati tabellati, é stato considerato uguale a

$$\Delta C_{D_{0_{flapTO}}} = .01.$$

Bisogna inoltre considerare che la presenza degli ipersostentatori influisce anche sul valore del fattore di Oswald, che é stato considerato per tale configurazione pari a .75. Si ottiene per la polare parabolica la seguente espressione

$$C_D = .0263 + .0472 \cdot C_L^2. \quad (23)$$

4.3.4 Polare in configurazione di decollo e con carrello estratto

La configurazione con carrello estratto prevede un ulteriore contributo di resistenza $\Delta C_{D_{0_{gear}}}$, considerato pari a .015. Il fattore di Oswald non viene influenzato dal carrello pertanto é pari a $e_{TO} = .75$. Si ricava dunque la seguente polare

$$C_D = .0413 + .0472 \cdot C_L^2. \quad (24)$$

4.3.5 Polare in configurazione di atterraggio e con carrello estratto

La configurazione di atterraggio prevede che gli ipersostentatori siano completamente estesi e ciò produce un incremento sul coefficiente di resistenza, nonché una variazione del fattore di Oswald. Assumendo

$$\Delta C_{D_{0_{flap_{landing}}}} = .055 \quad e_{landing} = .7$$

si ottiene la seguente polare

$$C_D = .0863 + .0505 \cdot C_L^2. \quad (25)$$

4.3.6 Polare in configurazione di atterraggio mancato

La configurazione di atterraggio mancato prevede un incremento del coefficiente di resistenza dato da

$$\Delta C_{D_0} = \frac{\Delta C_{D_{0_{TO}}} + \Delta C_{D_{0_{landing}}}}{2} = .0325 \quad (26)$$

e un fattore di Oswald dato da

$$e = \frac{e_{TO} + e_{landing}}{2} = .725. \quad (27)$$

Si ottiene dunque

$$C_D = .0488 + .0488 \cdot C_L^2. \quad (28)$$

Nella figura 9 si riportano gli andamenti delle polari nelle diverse configurazioni analizzate.

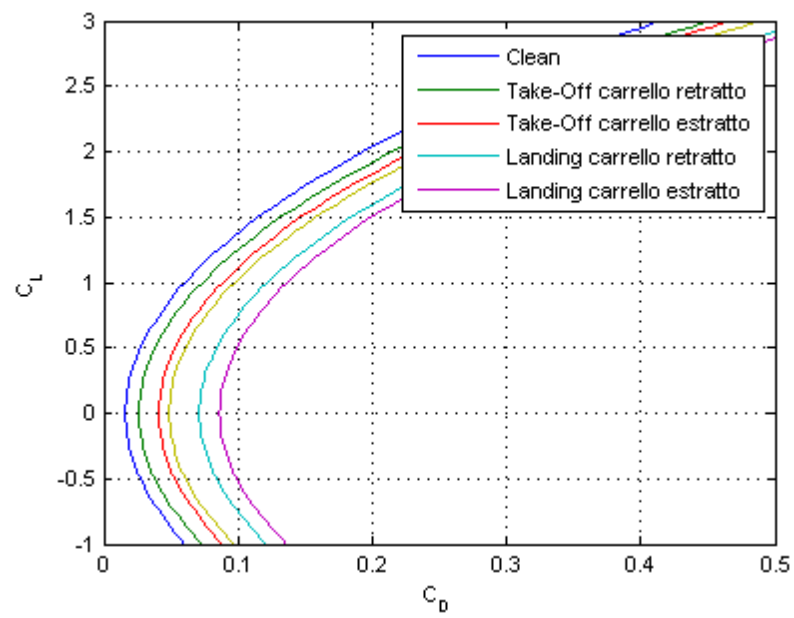


Figure 9: Polari teoriche in diverse configurazioni di volo.

4.3.7 Requisiti di salita: le FAR

- FAR25.111 Tratto iniziale di salita

- $CGR^1 \geq .017$
- Configurazione di decollo: $C_{LmaxTO} = 2.2$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 \cdot V_{STO}$ ²
- Spinta al decollo
- OEI ³

$$C_L = 1.5278$$

$$C_D = .1363$$

$$E = 11.21$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .1416$$

- FAR25.121 Transizione di salita

- $CGR \geq .005$
- Configurazione di decollo: $C_{LmaxTO} = 2.2$
- Carrello estratto
- Velocità $V = V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{STO}$
- Spinta al decollo
- OEI

$$C_L = 1.8182$$

$$C_D = .1971$$

$$E = 9.22$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .1512$$

- FAR25.121 Secondo tratto di salita

- $CGR \geq .030$

¹Climb Gradient Rate.

²La V_{STO} é uguale a 1.2 volte la velocità di stallo al decollo che corrisponde al coefficiente di portanza massimo al decollo pari a 2.2.

³un motore inoperativo.

- Configurazione di decollo: $C_{Lmax_{TO}}=2.2$
- Carrello retratto
- Velocità $V=1.2 \cdot V_{STO}$
- Spinta al decollo
- OEI

$$C_L = 1.5278$$

$$C_D = .1363$$

$$E = 11.21$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .1590$$

- FAR25.121 Salita in rotta

- $CGR \geq .017$
- Configurazione pulita: $C_{Lmax}=1.5$
- Carrello retratto
- Velocità $V=1.25 \cdot V_S$
- Spinta massima continuativa = 93% della spinta al decollo
- OEI

$$C_L = .96$$

$$C_D = .057$$

$$E = 16.84$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{.93 \cdot 3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .1095$$

- FAR25.119 Atterraggio mancato

- $CGR \geq .032$
- Configurazione pulita: $C_{Lmax_{landing}}=2.8$
- Carrello estratto
- Velocità $V=1.30 \cdot V_{S_{landing}}$
- Peso del velivolo $W = .9 \cdot W_{TO}$
- AEO⁴

⁴tutti i motori operativi.

$$\begin{aligned}
C_L &= 1.657 \\
C_D &= .208 \\
E &= 7.98 \\
\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} &= .9 \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .142
\end{aligned}$$

- FAR25.121 Atterraggio mancato

- $CGR \geq .027$
- Configurazione di approccio: $C_{Lmax_A} = \frac{C_{Lmax_{TO}} + C_{Lmax_{landing}}}{2}$
- Velocità $V = 1.5 \cdot V_{SA}$
- Peso del velivolo $W = .9 \cdot W_{TO}$
- OEI

$$\begin{aligned}
C_L &= 1.11 \\
C_D &= .118 \\
E &= 9.39 \\
\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} &= .9 \cdot \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{E}\right) = .160
\end{aligned}$$

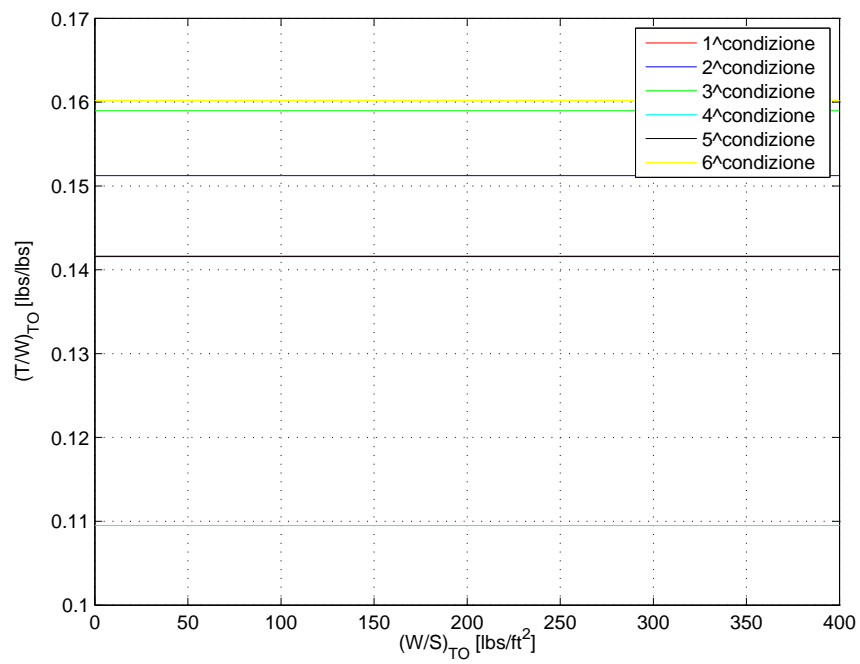


Figure 10: Limitazioni dovute alle normative inerenti la salita, la sesta condizione in ordine di elencazione é la piú restrittiva.

4.4 Dimensionamento in base alle caratteristiche di crociera

La relazione che lega i rapporti $\left(\frac{T}{W}\right)_{cr}$ é la seguente

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{cr} + \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \cdot \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}. \quad (29)$$

In essa i valori di C_{D0} ed e sono quelli adottati precedentemente per la configurazione pulita del velivolo in cui si tiene conto della correzione dovuta ai fenomeni di comprimibilit , i.e.

$$C_{D0} = .0163 \quad (30)$$

$$e = .8. \quad (31)$$

La pressione dinamica q pu  essere determinata a partire dalla quota e dalla velocit  di volo in fase di crociera. Essendo

$$\begin{aligned} z_{cr} &= 35000 ft \\ M_{cr} &= .85 \end{aligned}$$

si ha che

$$\begin{aligned} \sigma_{cr} &= .3096 \\ T_{cr} &= 218.82 K \\ \rho_{cr} &= .3793 \frac{kg}{m^3} \\ a &= 296.51 \frac{m}{sec} \\ V_{cr} &= 252.04 \frac{m}{sec} \end{aligned}$$

da cui, ancora

$$q = 12048 Pa. \quad (32)$$

Per diagrammare, anche in questo caso, la funzione

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = f \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \quad (33)$$

  necessario trovare le relazioni

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = f \left(\frac{W}{S}\right)_{cr}$$

$$e$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = f \left(\frac{T}{W}\right)_{cr}.$$

Per quanto riguarda il primo caso, é possibile ipotizzare che il peso del velivolo in crociera sia pari al 90% circa del peso massimo al decollo, in virtù del fatto che durante la fase di salita fino al raggiungimento della quota di crociera di 35000ft é stata già percorsa una percentuale non trascurabile della distanza complessiva. Si ha, dunque,

$$.9 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = f \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \quad (34)$$

Mediante la seguente espressione

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = \Psi \cdot \sigma_{cr} \cdot \phi \quad (35)$$

ove

Ψ é un coefficiente che tiene conto del fatto che la massima spinta in crociera é pari ad una percentuale di quella massima del motore valutata un condizione di densità e temperatura ISA⁵(qui pari a .85);

σ_{cr} é il rapporto tra la densità alla quota di crociera e la densità al livello del mare secondo il modello ISA (qui pari a .3096);

ϕ é il grado di ammissione del motore (qui pari a .90).

Pertanto si calcola

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = .237 \quad (36)$$

La funzione da diagrammare é la seguente

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{.9} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \right] \quad (37)$$

⁵International Std. Atmosphere

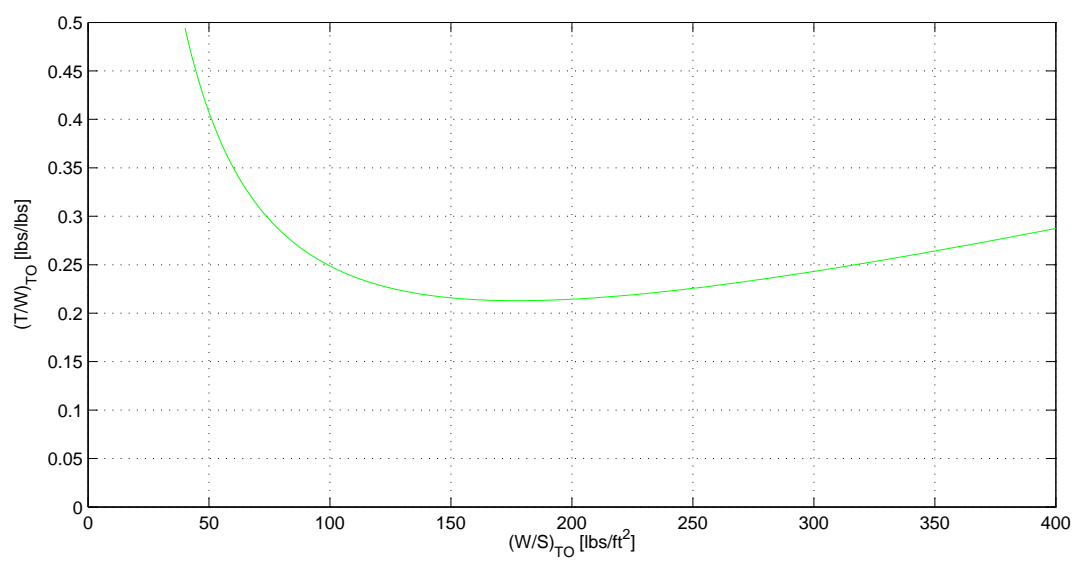


Figure 11: Limitazione dovuta alle prestazioni in crociera.

4.5 Determinazione del punto di progetto

La sovrapposizione delle curve ottenute imponendo le varie limitazioni relative alle diverse condizioni di volo consente di delimitare la zona del piano $(\frac{T}{W})_{TO} - (\frac{W}{S})_{TO}$ entro cui scegliere il punto di progetto. Dal diagramma é evidente che le condizioni piú limitative per la

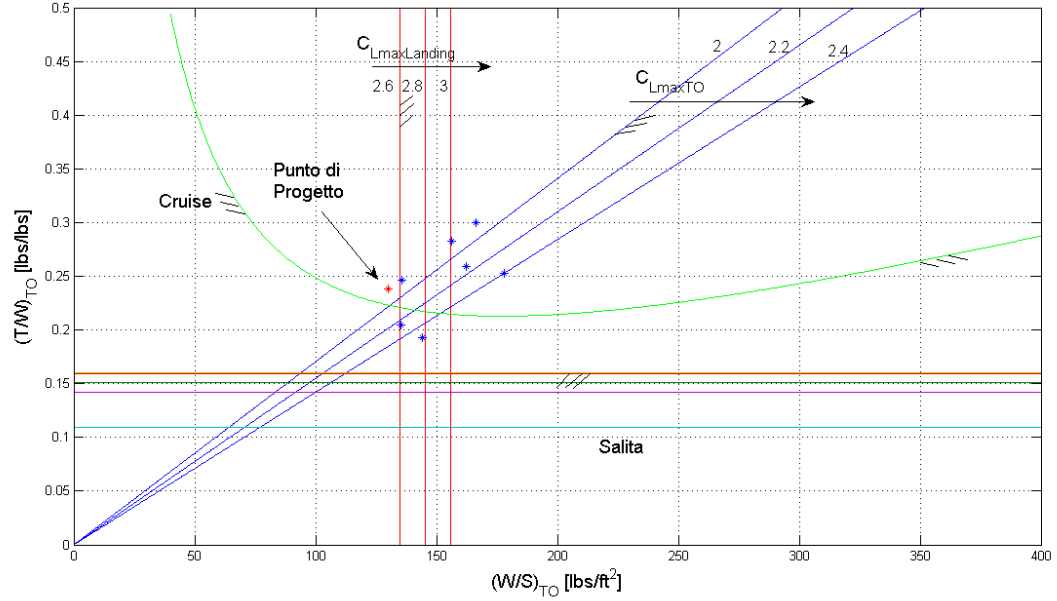


Figure 12: Diagramma per la ricerca del punto di progetto.

scelta del punto di progetto sono quelle relative alla distanza di atterraggio, alla distanza di decollo e alla crociera. Nella scelta del punto di progetto ci si deve orientare verso un carico alare elevato, ovvero una piccola superficie alare, e un basso rapporto spinta-peso, al fine di ottenere un velivolo dal peso piú basso e dal costo piú contenuto. In quest'ottica si nota come le prestazioni di decollo limitano il valore minimo del rapporto tra spinta e peso, mentre le prestazioni di atterraggio limitano il valore del carico alare. In virtù di quanto appena detto ci si é orientati verso i seguenti valori

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 130 [lbs/ft^2] \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = .235 [lbs/lbs].$$

Tale scelta comporta i valori riportati nella tabella 2 per le principali caratteristiche del velivolo.

$(\frac{W}{S})_{TO} [lbs/ft^2]$	130
Superficie Alare [m^2]	603.85
Apertura Alare [m]	73.72
$(\frac{T}{W})_{TO} [lbs/lbs]$.235
$T_{TO} [lbs]$	1019100

Table 2: Specifica di missione.

5 Progetto della fusoliera

5.1 Dimensioni e forma

La fusoliera del Boeing 747-Advanced é stata realizzata in conformità con la specifica di progetto che richiede di allocare un carico pagante di 450 passeggeri. Il punto di partenza di tale progetto é stato la scelta della forma e delle dimensioni nonché delle caratteristiche della sezione frontale di fusoliera. Per la realizzazione di tale progetto sono stati presi come riferimenti i velivoli Airbus A340-600 e il Boeing 747-400. La geometria della fusoliera prevede una zona anteriore o *nose* dove risiede la cabina di pilotaggio, una zona centrale a sezione costante destinata al carico pagante e una zona posteriore o di coda a geometria cuneiforme. La sezione é stata scelta a geometria circolare per due importanti motivi:

- ridurre la possibilità di separazione del flusso in prossimità di bordi spigolosi;
- migliorare la resistenza ai carichi di pressurizzazione interna.

In tale progetto é stata posta particolare attenzione alla disposizione dei posti a sedere, dettata da ragioni ergonomiche e di comfort per i passeggeri, a tale scopo si é deciso di disporre 10 posti a sedere in ogni fila, adottando una configurazione 3-4-3, in una unica classe turistica e due corridoi, come é mostrato in figura 13. Il pavimento é stato posto

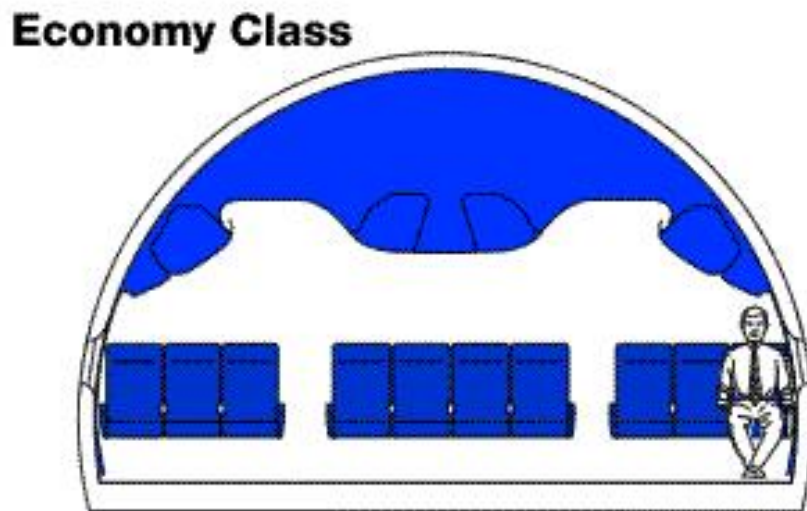


Figure 13: Disposizione dei posti a sedere.

quasi in prossimità della mezzeria della sezione per riservare in tal modo un ampio spazio

alla zona per lo stivaggio dei bagagli. Dalle normative sono stati ricavati i valori della larghezza di ogni singolo posto e di ogni corridoio, pari rispettivamente a $20in$ e $19in$, allo stesso modo é stata scelta una distanza tra sedile anteriore e posteriore uguale a $34in$. Fissati il numero di posti a sedere, il numero dei corridoi e le rispettive dimensioni si ricava un diametro della sezione di fusoliera di $6.6m$, avendo considerato uno spessore di parete pari a $11in$. Considerando un rapporto di snellezza della fusoliera di 11.5 , valore tipico per la classe di velivoli da trasporto a getto, é stato possibile ricavare il valore della lunghezza della fusoliera che risulta pari a $76m$. Le due uscite previste per il velivolo si trovano in corrispondenza della parte anteriore e della parte posteriore della fusoliera. Nella figura 14 é riportato uno spaccato della configurazione della fusoliera.

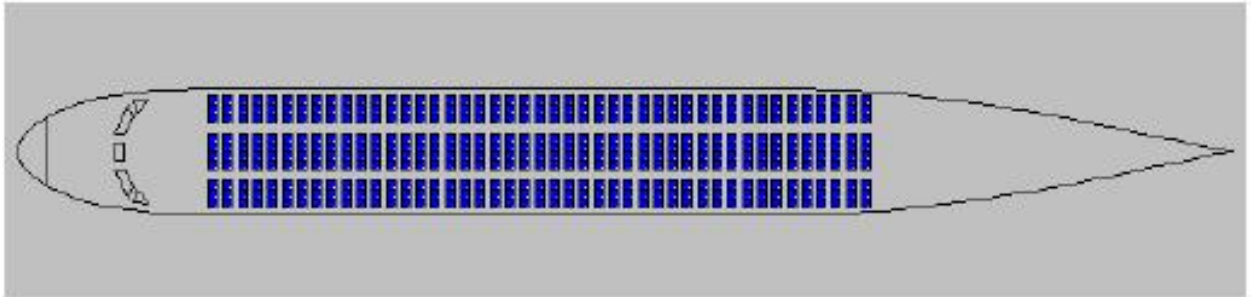


Figure 14: Configurazione dei posti all'interno della fusoliera.

Lunghezza complessiva [m]	76
Lunghezza zona anteriore [m]	10.7
Lunghezza zona centrale [m]	38.8
Lunghezza zona posteriore [m]	26.5
Larghezza della sezione [m]	6.6
Lunghezza della sezione [m]	6.6
Rapporto di snellezza totale (l_f/d_f)	11.5
Rapporto di snellezza del cono di coda (l_{fc}/d_f)	4
Angolo di up-sweep [$^{\circ}$]	14°

Table 3: Dimensioni intero velivolo.

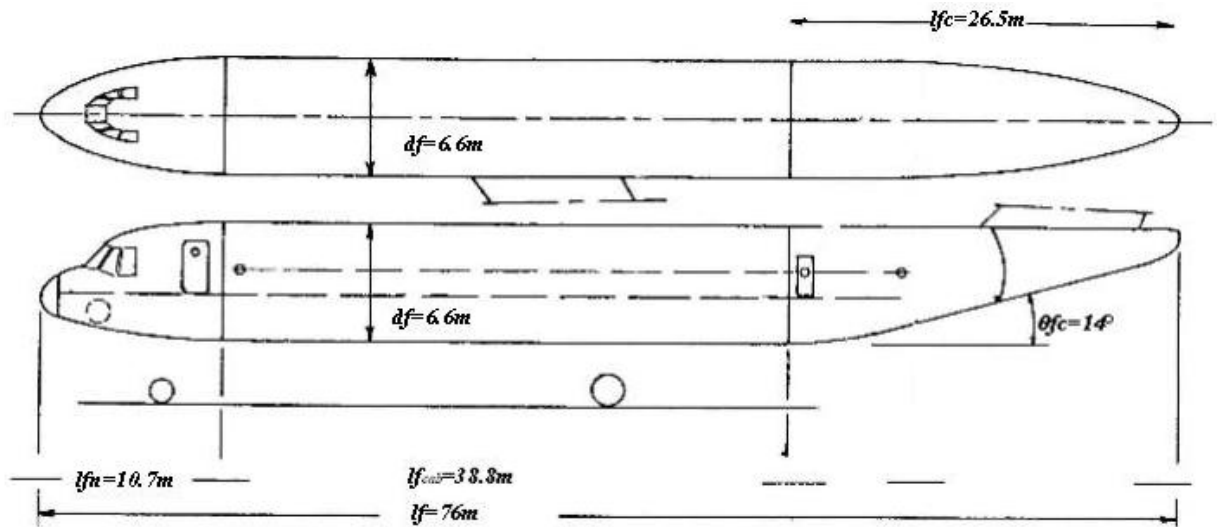


Figure 15: Schematizzazione della fusoliera.

6 Coefficiente di momento focale del velivolo parziale

Il coefficiente di momento focale del velivolo parziale é dato dalla somma di un primo contributo dovuto all'ala e un secondo contributo dovuto alla fusoliera. Il contributo dovuto all'ala é stato assunto pari a $C_{MacW} = -.039$, mentre il contributo della fusoliera é stato calcolato mediante il metodo di Multhopp (o delle strisce). Di seguito si descrive la procedura adottata.

6.1 Coefficiente di momento focale della fusoliera

Il coefficiente di momento della fusoliera, nell'ambito dell'ipotesi di linearit , si pu  calcolare mediante la seguente espressione

$$C_{m_{fus}} = C_{m_{0fus}} + C_{m_{\alpha fus}} \cdot \alpha. \quad (38)$$

Le formule proposte dal metodo di Multhopp per il calcolo dei coefficienti che compaiono nella formula 38 sono:

$$C_{m_{0fus}} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot c.m.a.} \cdot \int_0^{l_{fus}} W_{fus}^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_{cl_{fus}}) \cdot dx. \quad (39)$$

e

$$C_{m_{\alpha fus}} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot c.m.a.} \left\{ \int_0^{l_{fus1}} W_{fus}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{fus2}} W_{fus}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\} \quad (40)$$

Per il calcolo di tali coefficienti gli integrali sono stati approssimati con delle sommatorie. Le grandezze presenti nelle espressioni su scritte, sono elencate di seguito.

1. $K_2 - K_1$ é un fattore di correzione che dipende dal valore del rapporto tra la lunghezza e il diametro massimo della sezione maestra di fusoliera. E' stato determinato per mezzo di un opportuno grafico ed assunto pari a $K_2 - K_1 = .95$.
2. S é la superficie alare di riferimento ricavata precedentemente ($S = 603.8543m^2$).
3. $c.m.a.$ é la corda media aerodinamica dell'ala assunta pari a $11.5m$.
4. W_{f_j} é la larghezza della j-esima sezione di fusoliera.
5. α_{0w} é l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera.
6. $i_{cl_{fus}}$ é l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.

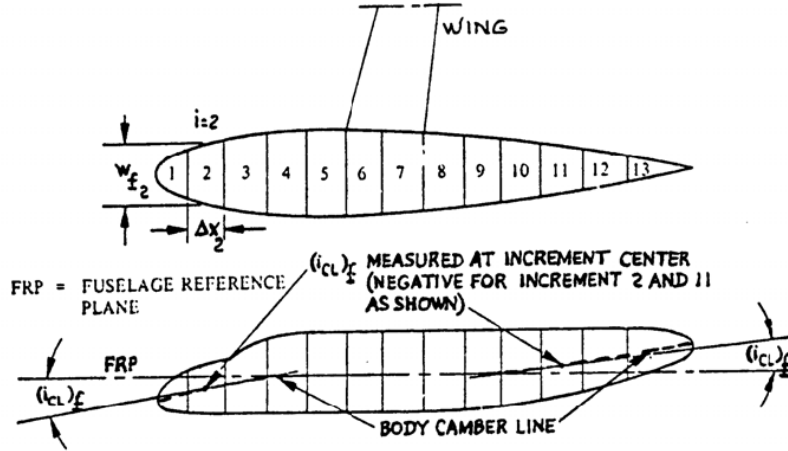


Figure 16: Schema fusoliera.

7. $\left(\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ é l'*upwash* che si ha in corrispondenza delle sezioni di fusoliera poste anteriormente all'ala e può essere calcolato mediante la relazione

$$\left(\frac{\partial \epsilon_{up}}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\frac{\partial \overline{\epsilon_{up}}}{\partial \alpha}\right)_1 \cdot \frac{C_{L_{\alpha_w}}}{.0785} \quad (41)$$

in cui sono presenti il coefficiente $C_{L_{\alpha_w}}$, assunto pari a $5.46[1/rad]$, e la derivata $\left(\frac{\partial \overline{\epsilon_{up}}}{\partial \alpha}\right)_1$, che si calcola mediante l'ausilio dei grafici riportati in figura 17, a partire dal rapporto tra la distanza tra il centroide della j-esima striscia e la sezione in corrispondenza del *leading edge* dell'ala e la corda alla radice. Il primo dei due grafici viene utilizzato per ricavare il valore relativo alla striscia adiacente all'ala, mentre il secondo viene usato per ricavare il valore relativo a tutte le altre strisce poste davanti all'ala.

8. $\left(\frac{\partial \epsilon_{up}}{\partial \alpha}\right)_2$ é il *downwash* calcolato in corrispondenza delle sezioni di fusoliera poste dietro l'ala. Esso si può valutare mediante la formula

$$\left(\frac{\partial \epsilon_{up}}{\partial \alpha}\right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{f2}} \left(1 - \frac{\partial \overline{\epsilon}}{\partial \alpha} \right) - 1 \right] \quad (42)$$

in cui

- $\frac{\partial \overline{\epsilon}}{\partial \alpha}$ rappresenta il downwash sul piano di coda, calcolato mediante l'ausilio di alcuni grafici, come descritto nel paragrafo 7.1, ed é pari a .3611.
- x_2 é la distanza tra il centroide della j-esima striscia e la sezione in corrispondenza del *trailing edge* dell'ala.

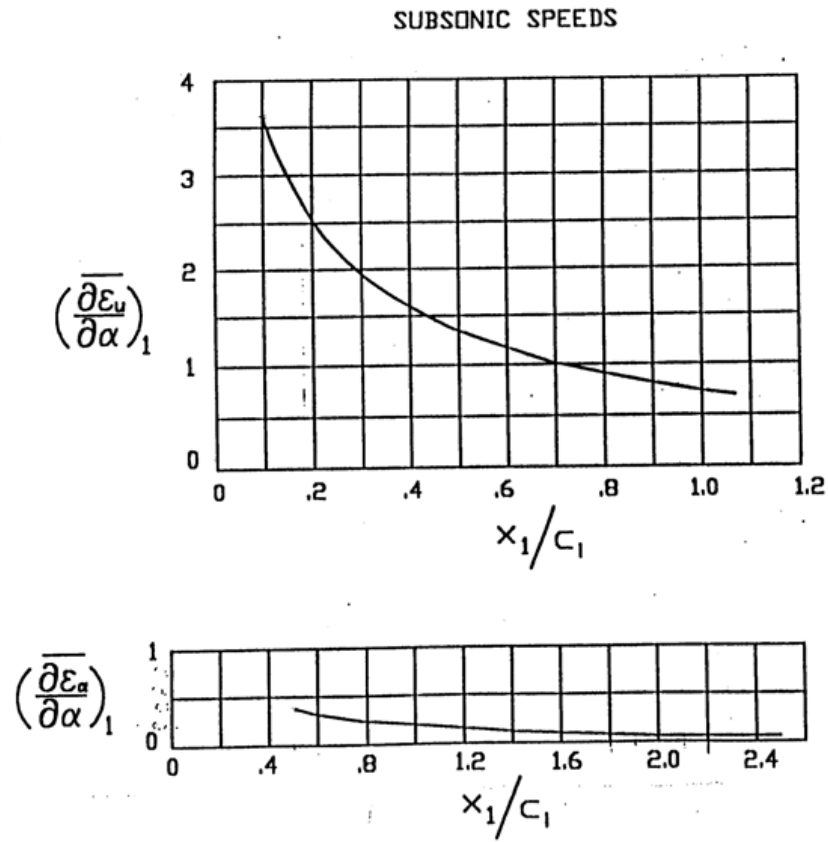


Figure 17: Diagramma per il calcolo di $\left(\frac{\partial \varepsilon_{up}}{\partial \alpha}\right)_1$.

- l_{f_2} é la lunghezza della parte di fusoliera posteriore all'ala(vedi figura 18).

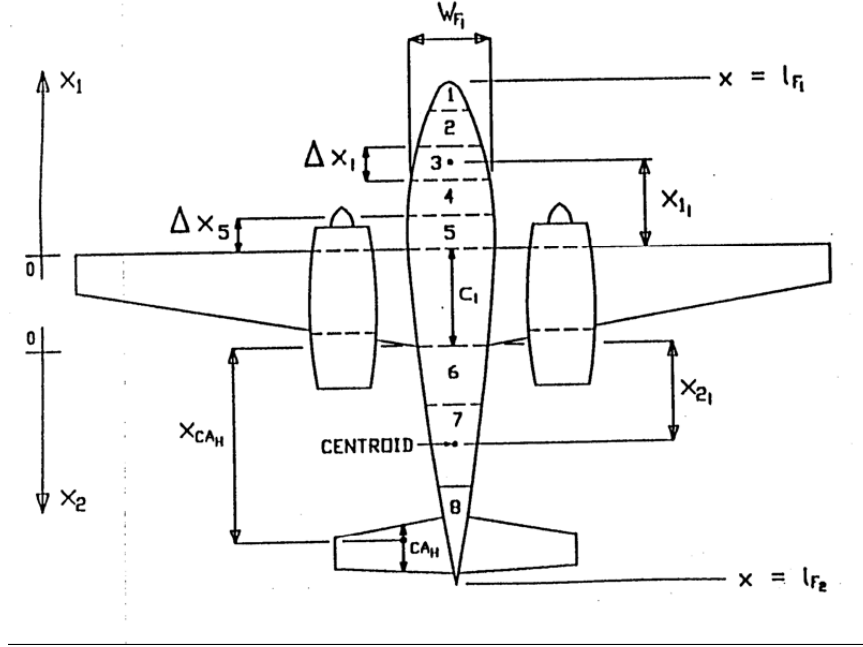


Figure 18: Schema delle grandezze utili al calcolo del $C_{m_{\alpha fus}}$.

Nella figura 19 sono riportate, rispettivamente, le rappresentazioni qualitative delle suddivisioni in strisce della fusoliera adottate per il calcolo del C_{m_0} e del $C_{m_{\alpha}}$. In particolare per il calcolo del C_{m_0} la fusoliera é stata suddivisa in 20 strisce di stessa larghezza, senza tener conto della presenza dell'ala, cioè dal nose fino alla coda, mentre per il calcolo del $C_{m_{\alpha}}$ la parte anteriore all'ala é stata suddivisa in 5 parti e la parte posteriore é stata suddivisa in 10 parti, escludendo pertanto l'ala. Applicando le formule 39 e 40 sono stati ricavati i seguenti valori per i due coefficienti $C_{m_{0 fus}}$ e $C_{m_{\alpha fus}}$

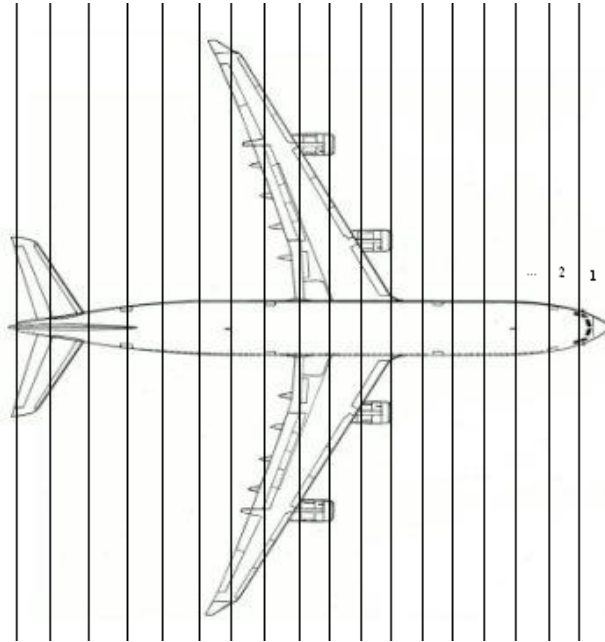
$$C_{m_{0 fus}} = -.0416 \quad \text{e} \quad C_{m_{\alpha fus}} = .0060.$$

A questo punto é possibile calcolare la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, esprimibile, in termini adimensionali, come

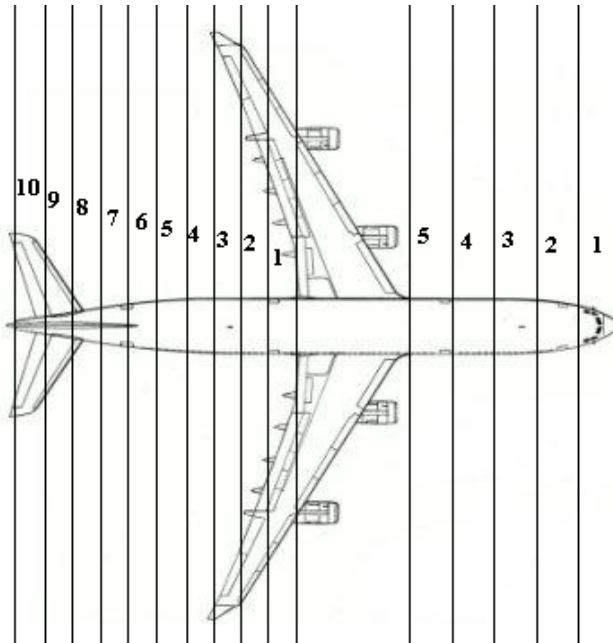
$$x_{ac_{WB}} = x_{ac_w} - \frac{C_{m_{\alpha fus}}}{C_{L_{\alpha w}}} \quad (43)$$

dove come valore di x_{ac_w} é stato assunto .35 e per $C_{L_{\alpha w}}$ il valore $5.46[1/rad]$. Esso risulta pari a

$$x_{ac_{WB}} = .287.$$



(a) Schema fusoliera per il calcolo del C_{m_0} .



(b) Schema fusoliera per il calcolo del C_{m_α} .

Figure 19: Schema fusoliera.

7 Impennaggio orizzontale

7.1 Dimensionamento dell'impennaggio orizzontale

Il dimensionamento del piano di coda orizzontale richiede l'analisi delle due condizioni critiche di funzionamento più significative.

7.1.1 Prima condizione

La prima condizione consiste nella

assegnazione del minimo margine di stabilità statica longitudinale, a comandi liberi, con baricentro in posizione massima arretrata.

Si consideri il baricentro del velivolo completo nella posizione massima arretrata ($x_{CG} = 40\%$ della c.m.a.⁶) e si imponga la seguente condizione

$$\left(\frac{\partial C_{m_{CG}}}{\partial C_L} \right)_{c.l.} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \bar{V}_t' = -.05. \quad (44)$$

I termini che compaiono nella precedente equazione possono essere calcolati come di seguito descritto.

1. $x_a = x_{CG} - x_{ac_{wb}}$ rappresenta la distanza adimensionale tra il baricentro del velivolo completo, in questo caso considerato nella posizione massima arretrata ($x_{CG} = .40$), e il centro aerodinamico del velivolo parziale.

$$x_a = x_{CG} - x_{ac_{WB}} = .1134 \quad (45)$$

2. a_t rappresenta il coefficiente angolare della retta di portanza del piano di coda orizzontale, valutabile nel seguente modo

$$a_t = C_{L\alpha} = \frac{2\pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2 \cdot \beta^2}{K^2} \cdot J + 4}} \quad (46)$$

ove

$$J = 1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\frac{\epsilon}{4}}}{\beta^2}$$

$$\beta^2 = 1 - M^2$$

$$K = \frac{C_{l\alpha} \cdot \beta}{2\pi}.$$

Per il coefficiente della retta di portanza del profilo si é utilizzato il valore $.1127 \frac{1}{deg}$ ricavato considerando un profilo NACA 0010 e numero di Reynolds pari a 10^7 .

⁶corda media aerodinamica

3. $a = \frac{.0954}{deg}$ é il coefficiente della retta di portanza del velivolo completo.
4. $\frac{d\epsilon}{d\alpha} = .3611$ é l'effetto del downwash a C_L di crociera che é soggetto ad una correzione motivata dell'angolo di freccia del piano orizzontale di coda che assume qui un valore pari a 30 deg. La stima di tale parametro avviene dunque mediante i grafici di figg. 20 e 21 Nei grafici 20 e 21 si entra con il parametro $\frac{l_{ac}}{b'}$ in cui $b' = \frac{\pi b}{4}$; l_{ac} é preso per

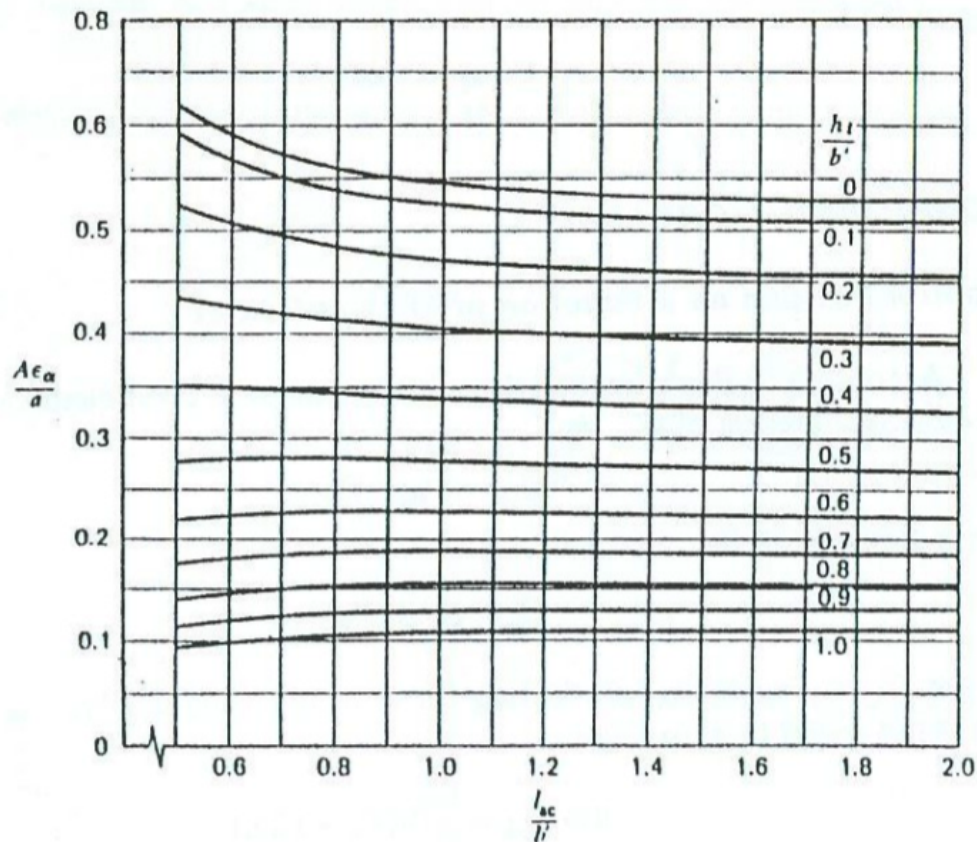


Figure 20: Diagramma per la determinazione dell'effetto del fenomeno del downwash.

via statistica in accordo con le dimensioni della fusoliera e qui pari a 36.46 m, mentre l'apertura alare b é già nota. Si ottiene dunque $\frac{l_{ac}}{b'} = .6297$ e dunque $\frac{AR \epsilon_\alpha}{a} = .56$ in cui con AR ed ϵ_α si sono indicati rispettivamente l'allungamento alare e $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$.

5. τ é il fattore di efficacia dell'equilibratore.
Una stima orientativa del fattore di efficacia e' possibile attraverso il diagramma di seguito riportato, una volta assegnato un valore di primo tentativo al rapporto tra la

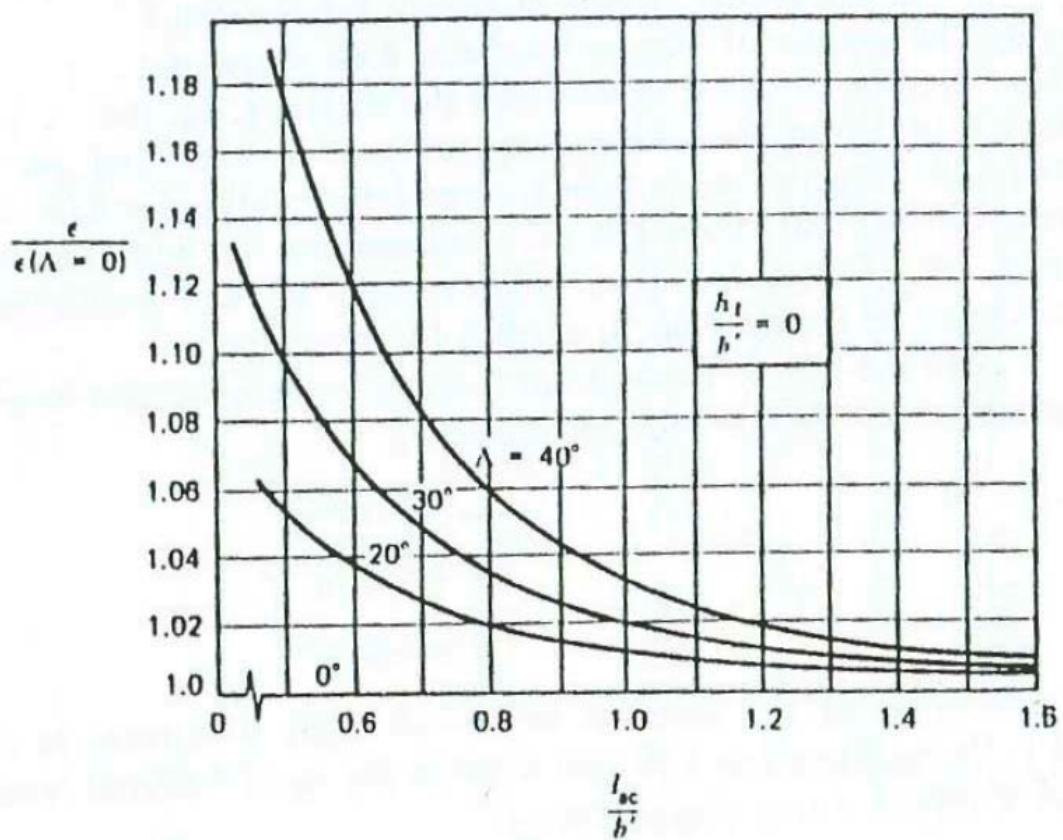


Figure 21: Diagramma per la determinazione della correzione sul downwash dovuto alla particolare geometria a freccia del piano di coda.

superficie dell'equilibratore e la superficie dell'intero piano orizzontale. Supponendo che $\frac{S_e}{S_t} = .35$, si ottiene $\tau = .55$.

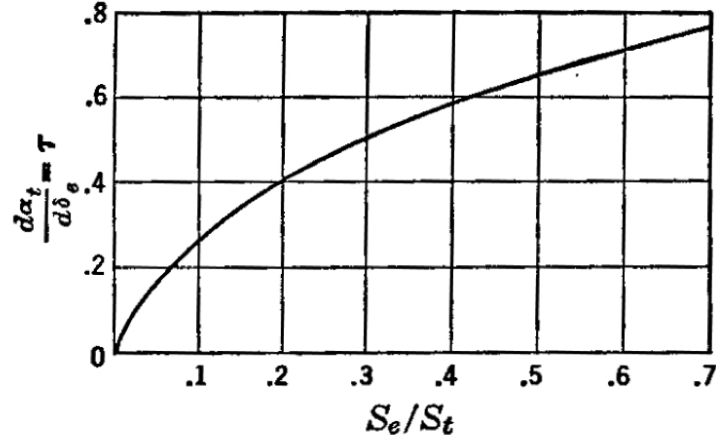


Figure 22: Diagramma per il calcolo del fattore di efficacia τ [1].

6. $C_{h\alpha}$ é la derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo d'attacco. Il metodo suggerito da McCormick e di seguito proposto per la determinazione di tale parametro, richiede la conoscenza di alcuni dati caratteristici della geometria dell'impennaggio orizzontale che non é stato ancora dimensionato. Tuttavia, per una stima di prima approssimazione, é consentito adoperare dati su base statistica o, come in questo caso, dati ricavati dalla reale geometria del velivolo in esame.

$$\frac{c_e}{c_t} = .32$$

$$\frac{t}{c_t} = .1$$

$$\frac{1}{AR_t} = \frac{1}{3.51}$$

$$BR = .21$$

ove la simbologia fa riferimento alla fig. 23 ed in particolare BR é definito come segue

$$BR = \sqrt{\left(\frac{c_b}{c_f}\right)^2 - \left(\frac{t}{2c_f}\right)^2} \quad (47)$$

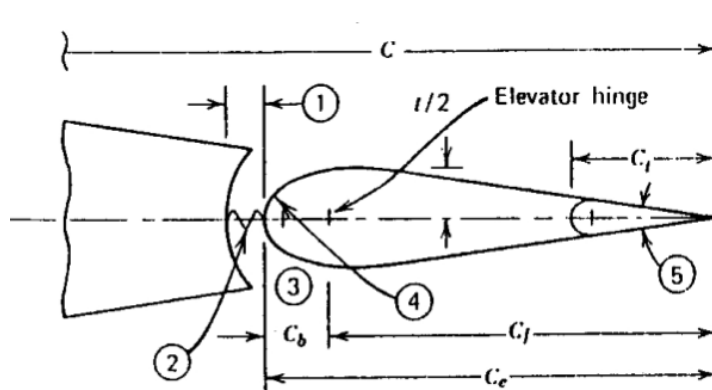


Figure 23: Schema delle grandezze τ [2].

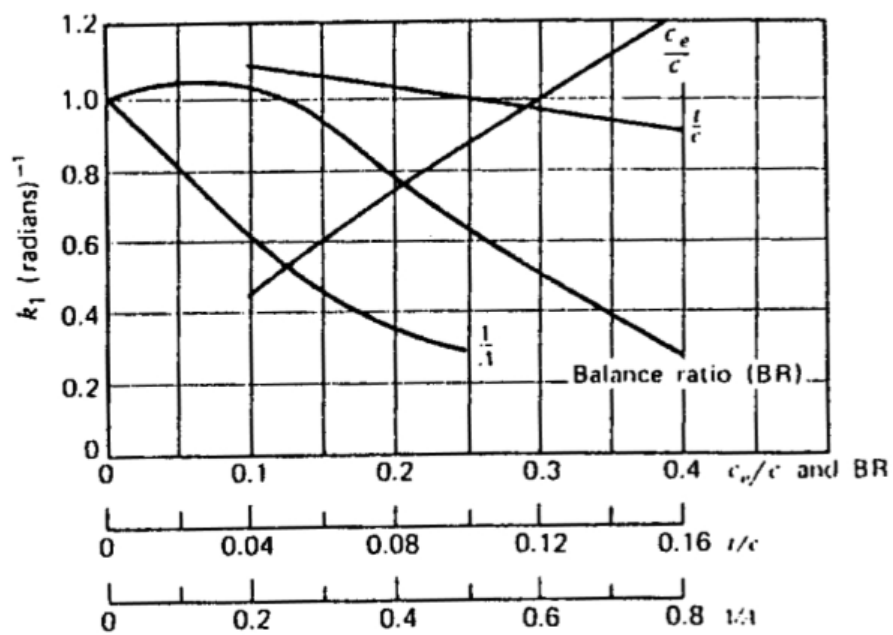


Figure 24: Diagramma per la determinazione di $C_{h\alpha}$.

in sostanza essendo i parametri dell'equilibratore stimati su base statistica anche BR segue la loro medesima sorte. Dal diagramma si ricava quanto segue

$$\begin{aligned}k_1 \left(\frac{c_e}{c_t} \right) &= 1.06 \\k_1(BR) &= .75 \\k_1 \left(\frac{t}{c_t} \right) &= 1 \\k_1 \left(\frac{1}{AR_t} \right) &= .5.\end{aligned}$$

Utilizzando l'espressione

$$C_{h\alpha} = -55 \cdot \frac{b_e}{b_{tail}} \cdot k_1 \left(\frac{c_e}{c_{tail}} \right) \cdot k_1 \left(\frac{t}{c_{tail}} \right) \cdot k_1(BR) \cdot k_1 \left(\frac{1}{AR_{tail}} \right) \quad (48)$$

si calcola

$$C_{h\alpha} = -.2186/rad. \quad (49)$$

7. $C_{h\delta}$ é la derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di deflessione. Anche in questo caso é possibile utilizzare il metodo esposto al paragrafo precedente per determinare la grandezza cercata. Questa volta, però, il grafico al quale si fa riferimento é quello di fig. 25. Utilizzando i medesimi valori visti precedentemente si calcola $C_{h\delta}$ nel seguente modo

$$C_{h\delta} = -.89 \cdot \frac{b_e}{b_{tail}} \cdot k_2 \left(\frac{c_e}{c_{tail}} \right) \cdot k_2 \left(\frac{t}{c_{tail}} \right) \cdot k_2(BR) \cdot k_2 \left(\frac{1}{AR_{tail}} \right) \quad (50)$$

dunque

$$C_{h\delta} = -.4207/rad. \quad (51)$$

8. \overline{V}_t' rappresenta il rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda

$$\overline{V}_t' = \frac{S_t \cdot l_{ac}}{S_w \cdot c.m.a._w} \quad (52)$$

ove l_{ac} é la distanza lungo l'asse longitudinale del velivolo tra il fuoco del velivolo parziale ed il fuoco dell'impennaggio orizzontale. Anche in questo caso, é necessario fare ricorso alla geometria reale del velivolo esaminato per avere una stima di tale lunghezza. Si supponga, dunque, che

$$l_{ac} = 36.46m. \quad (53)$$

A questo punto, la formula di partenza diviene una funzione delle due variabili b_t ed S_t . Si riporta il diagramma in fig. 26.

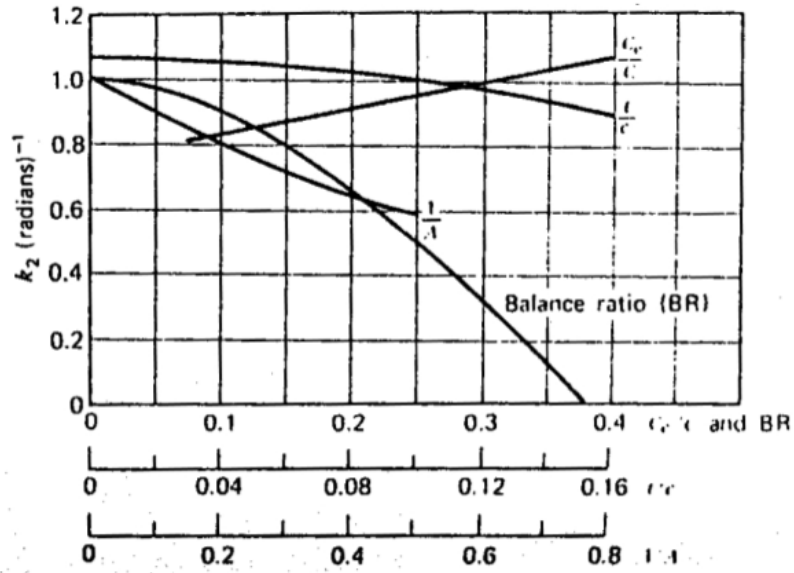


Figure 25: Diagramma per la determinazione di $C_{h\delta}$.

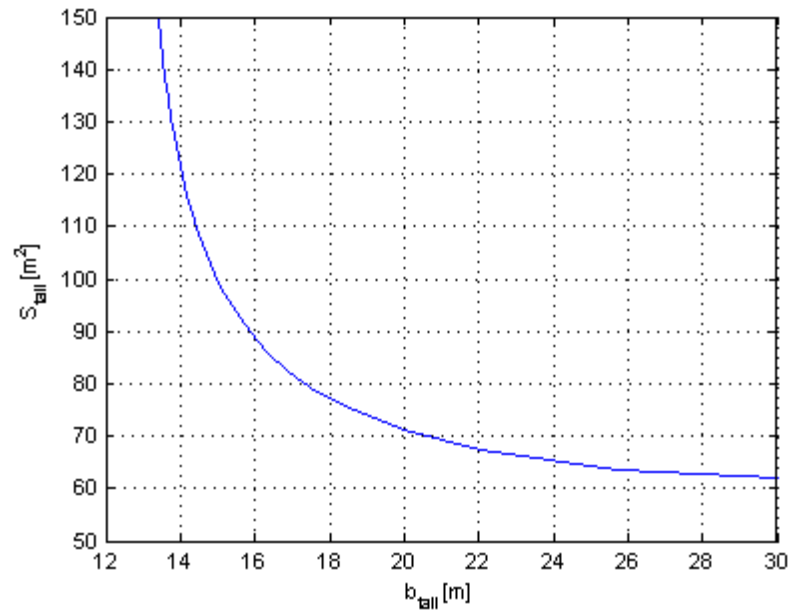


Figure 26: Diagramma della prima condizione per il dimensionamento del piano orizzontale di coda.

7.1.2 Seconda condizione

La seconda condizione da imporre al fine del dimensionamento del piano di coda orizzontale é

l'equilibrio all'atterraggio con baricentro massimo avanzato.

L'equazione di equilibrio da soddisfare si può esprimere come:

$$C_{m_{CG}} = C_{m_{ac_{WB}}} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' \right] C_{L_{eq}} - a_t \bar{V}_t' k [i_{t_0} + \tau \delta_e - \alpha_{0w}] = 0. \quad (54)$$

I termini che compaiono nella precedente equazione possono essere calcolati come di seguito descritto:

1. nelle condizioni di atterraggio, il coefficiente di momento del velivolo parziale subisce una variazione dovuta alla deflessione del flap. Esso si può esprimere pertanto come

$$C_{m_{ac_{WB}}} = \left(C_{m_{ac_{WB}}} \right)_{\delta_f=0} + \left(\Delta C_{m_{ac_{WB}}} \right)_{\delta_f \neq 0}. \quad (55)$$

Il contributo $\left(\Delta C_{m_{ac_{WB}}} \right)_{\delta_f \neq 0}$ é stato supposto pari a -.19. Il $C_{m_{ac_{WB}}}$ complessivo risulta pari a -.2706.

2. x_a rappresenta la distanza adimensionale tra il baricentro del velivolo completo, in questo caso considerato nella posizione massima avanzata ($x_{CG} = .18$), e il centro aerodinamico del velivolo parziale.

$$x_a = x_{CG} - x_{ac_{WB}} = -.107$$

3. a_t é il coefficiente della retta di portanza del piano di coda orizzontale. Per tener conto dell'effetto suolo occorre moltiplicare l'espressione di a_t per un fattore che si ricava attraverso un opportuno grafico proposto dal *Perkins*. Nell'ipotesi che la distanza dal suolo sia pari alla semiapertura alare si ricava che il valore del fattore correttivo da utilizzare é pari a 1.04.
4. a é il coefficiente della retta di portanza del velivolo completo. Anche in questo caso é necessario introdurre un fattore correttivo, per tener conto dell'effetto suolo, ottenuto dal grafico suddetto e pari a 1.02.
5. $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ rappresenta l'effetto del downwash in condizioni di atterraggio. A causa dell'effetto suolo il valore del downwash risulta del 10 % circa inferiore rispetto a quello che si ha in assenza di effetto suolo.

6. C_{L_e} é il coefficiente di portanza in condizioni di equilibrio all'atterraggio. Esso può essere ricavato a partire dal carico alare all'atterraggio $((\frac{W}{S})_{landing})$ e dalla velocità di approccio. In particolare si assume che tale valore sia pari a 1.65.
7. δ_e é l'angolo di deflessione dell'equilibratore. In particolare questo valore é stato posto pari a -25° , ovvero relativamente alla condizione più critica possibile.
8. α_{0w} é l'angolo di portanza nulla dell'ala in condizioni di atterraggio, considerato pari a -7° .
9. i_{t_0} é il calettamento del piano orizzontale di coda rispetto alla linea di riferimento. Tale valore si ricava imponendo che l'angolo di deflessione del piano di coda in crociera sia nullo, in modo che la resistenza di profilo sia minima, ovvero

$$\delta_e = \frac{\alpha_{0w} - i_{t_0}}{\tau} - \frac{C_{mac_{WB}}}{C_{m_\delta}} - \frac{C_{mac_{CL}}}{C_{m_\delta}} C_L = 0 \quad (56)$$

dove

$$C_{m_\delta} = -a_t \bar{V}_t' k \tau$$

$$C_{mac_{CL}} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t'.$$

Per ricavare i_{t_0} é stato necessario assumere dei valori per i parametri presenti nell'equazione 56 a partire da dati statistici relativi a velivoli simili. In particolare

- l'angolo di portanza nulla é $\alpha_{0w} = -4.45^\circ$ in condizione di crociera;
- il fattore di efficacia é pari a $\tau = .55$;
- il coefficiente di momento é quello calcolato per la configurazione pulita $C_{mac_{WB}} = -.0806$;
- $k=.9$;
- $x_a = x_{CG} - x_{ac_{WB}} = -.107$ ricavato con x_{CG} nella posizione massima avanzata ($x_{CG} = .18$);
- $\frac{d\epsilon}{d\alpha} = .3611$.

Con tali valori si é ricavato il valore del calettamento $i_{t_0} = -4.62^\circ$.

A questo punto l'equazione 54, diventa una funzione delle due variabili S_{tail} e b_{tail} , cioè rispettivamente superficie e apertura del piano di coda. Il diagramma di tale funzione é riportato in figura 27.

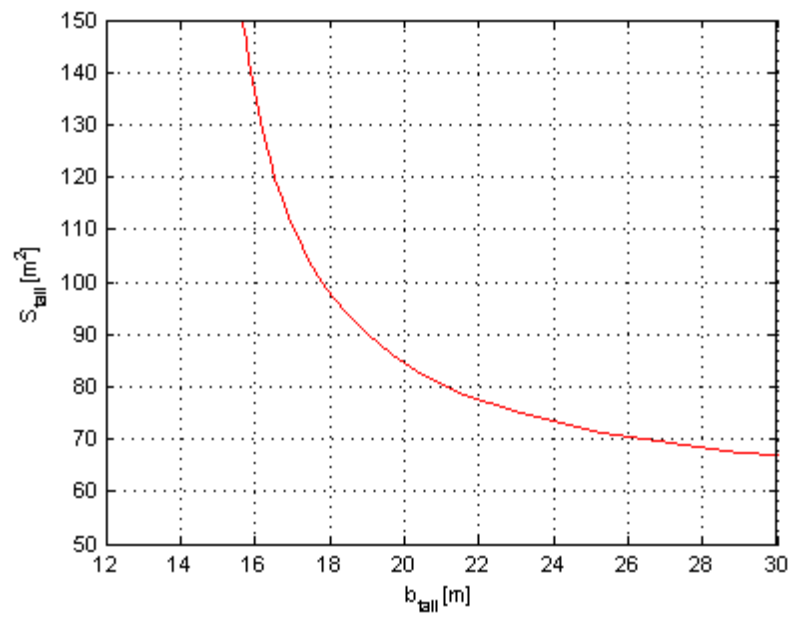


Figure 27: Diagramma della seconda condizione per il dimensionamento del piano orizzontale di coda.

7.1.3 Scelta della coppia (b_t, S_t)

Tenendo conto delle limitazioni ricavate da entrambe le curve $S_{tail}(b_{tail})$ é possibile scegliere il punto di progetto per il piano di coda. In generale tale scelta si fa considerando un valore per l'apertura pari a quello tipico dei velivoli della stessa categoria ed un valore della superficie non molto al di sopra delle due curve. Nella figura 28 si riporta l'andamento delle due curve di limitazione e le curve iso-allungamento. Si evidenzia, inoltre, il punto scelto per la progettazione del piano di coda in analisi. In particolare si assume

$$b_{tail} = 20m \quad \text{e} \quad S_{tail} = 115m^2.$$

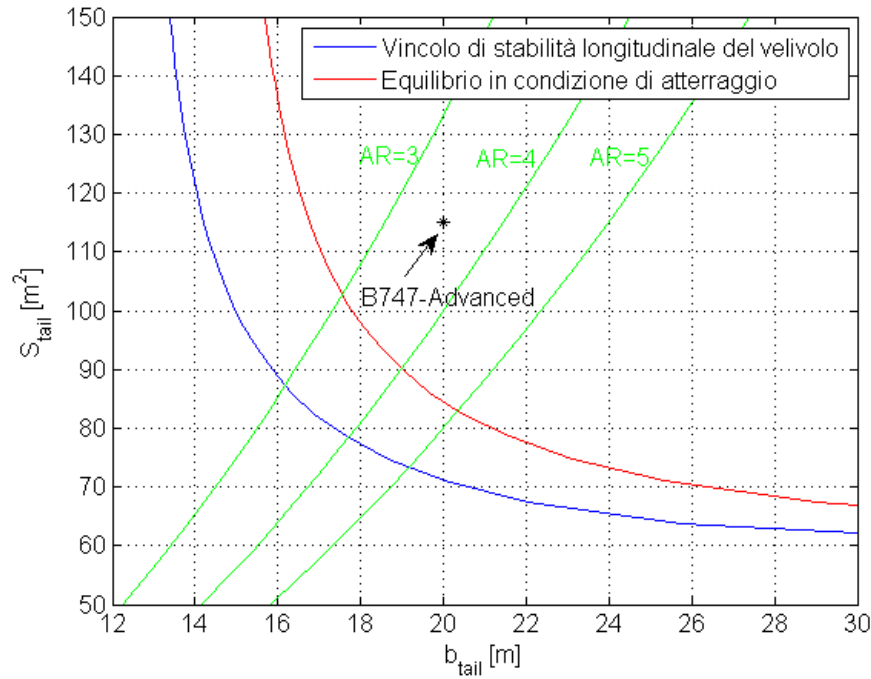


Figure 28: Diagramma per il dimensionamento del piano orizzontale di coda.

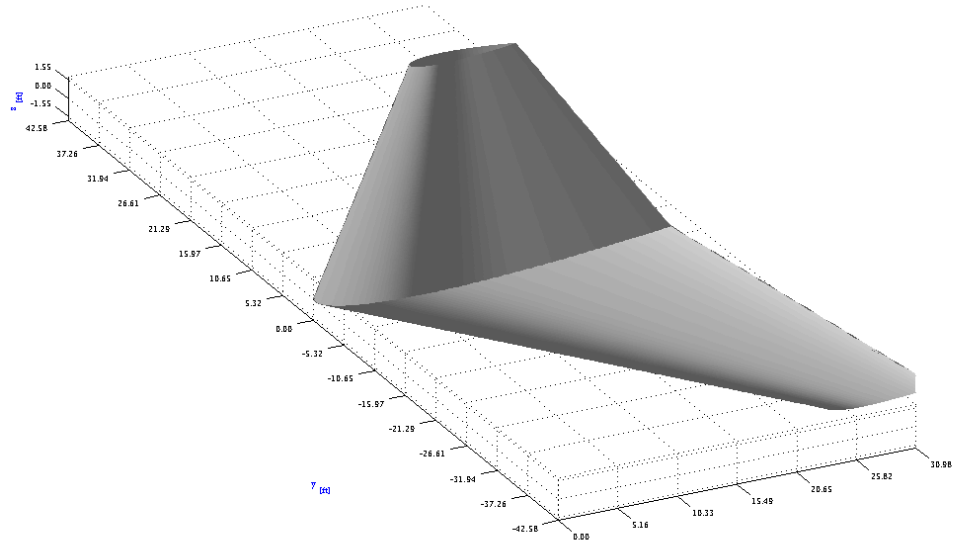
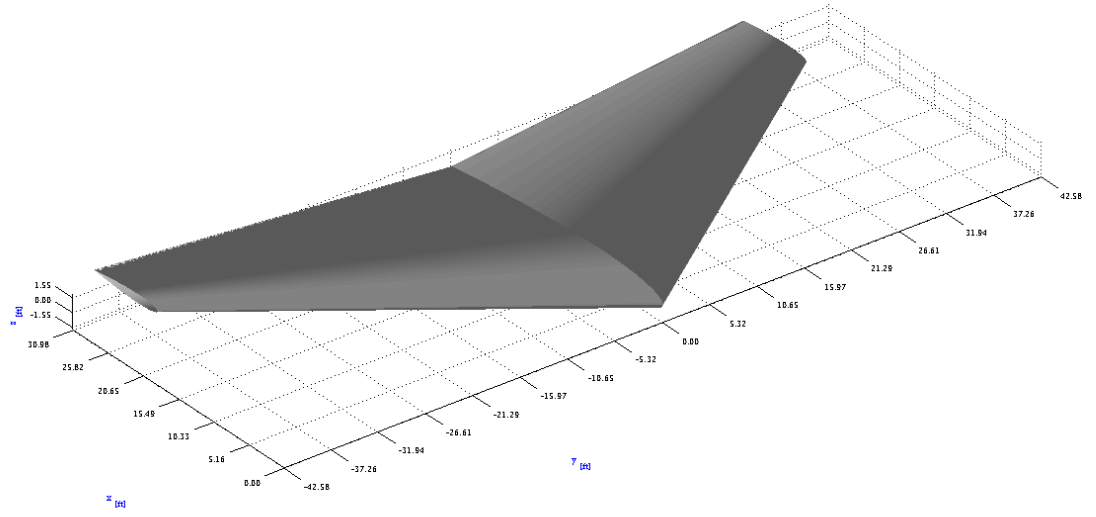


Figure 29: Rappresentazione 3D del piano orizzontale di coda.

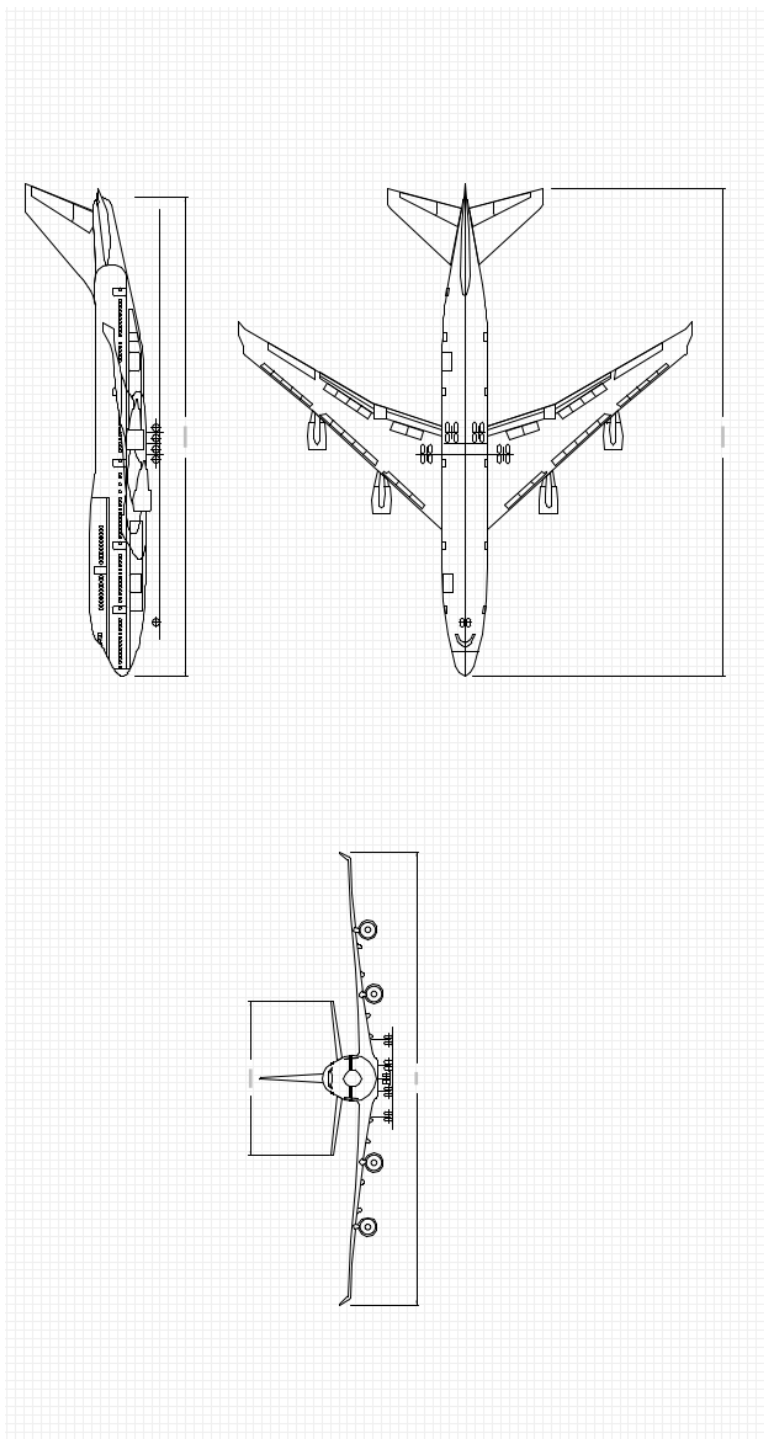


Figure 30: Rappresentazione CAD del velivolo.

References

- [1] Perkinson-Hage, *Airplane performance stability and control*, John Wiley & Sons;
- [2] McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, John Wiley & Sons;
- [3] Giordano-Nicolosi, *Appunti del corso di Progetto Generale di Velivoli*.