



Capitolo 3. Punto di progetto.

3.1. Introduzione.

La determinazione del punto di progetto che caratterizza il Boeing 787-8 Dreamliner viene stimata in base alle seguenti grandezze caratteristiche :

- a) Distanza di decollo
- b) Lunghezza di atterraggio
- c) Prestazione di salita
- d) Velocità di crociera

3.2. Dimensionamento rispetto alla distanza di decollo.

Per i velivoli certificati con la FAR25 esiste una relazione statistica tra la distanza di decollo $STOFL$ (lunghezza del campo necessaria al decollo considerando anche un eventuale decollo abortito calcolata in ft) nota dalla specifica di progetto e pari



a 6600 ft at S/L al livello del mare ovvero con $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ e i parametri $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$

e $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$ e $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ considerando il massimo valore del coefficiente di portanza dell'aeromobile in configurazione di decollo :

$$S_{TOFL} = 37.5 * TOP25$$

Dove TOP25 è definito come :

$$TOP25 = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma C_{LMAX-TO} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}}$$

Con $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ in [psf] e $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ in [lbs/lbs].

Quindi per un velivolo a getto e nello specifico per il Boeing 787-8 Dreamliner avremo

$$S_{TOFL} = 6600 = 37.5 * TOP25$$

ovvero :

$$TOP25 = \frac{6600}{37.5} = 176 \frac{lbs}{ft^2} = 176 psf$$



Per cui considerando $\sigma = 1$, scelti i valori di $C_{Lmax-TO}$ pari a 2.2, 2.4 e 2.6 possiamo diagrammare la relazione nei diversi casi evidenziando che per i velivoli a getto la limitazione relativa al decollo risulta essere una retta con coefficiente angolare pari al $C_{Lmax-TO}$ scelto, a differenza dei velivoli ad elica per i quali risulta essere un'iperbole.

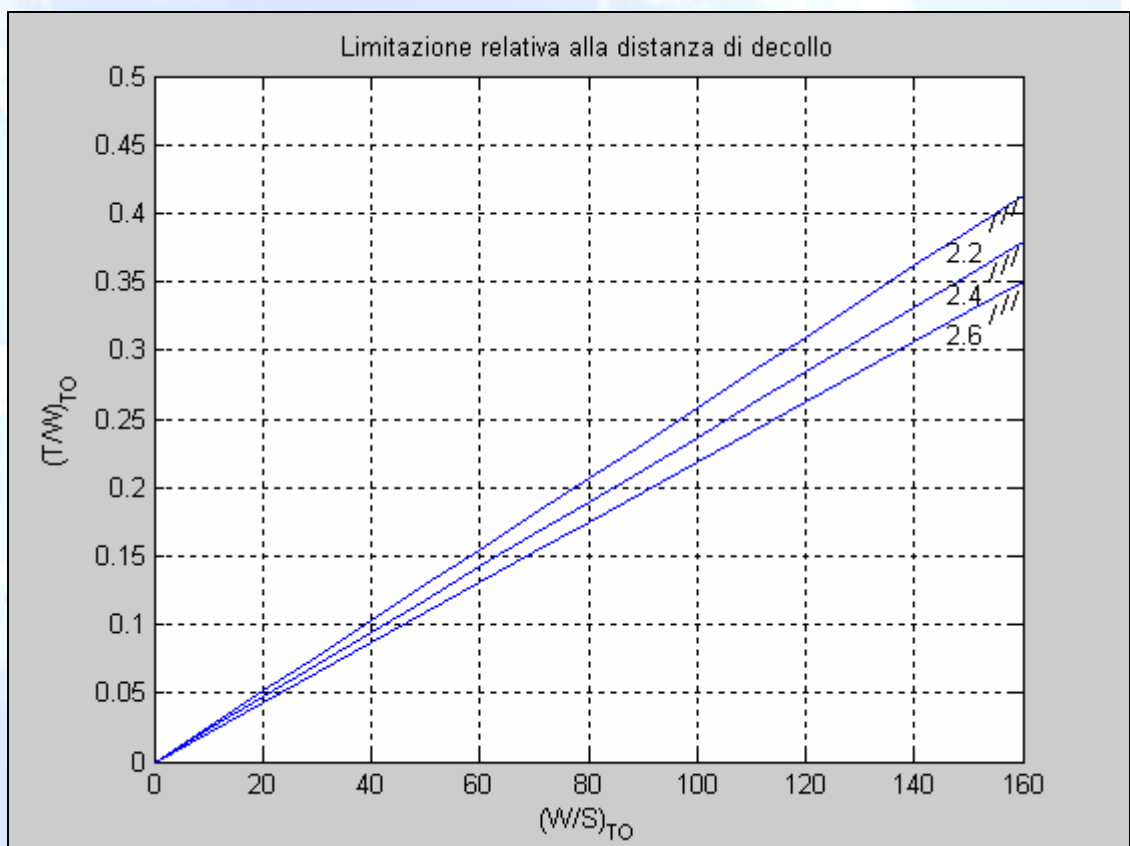


Fig.1 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della distanza di decollo.

3.3. Dimensionamento rispetto alla lunghezza di atterraggio.



Secondo la certificazione FAR25 la lunghezza del campo di atterraggio S_{FL} è definita come il rapporto tra la distanza totale di atterraggio S_L e 0.6 :

$$S_{FL} = S_L / 0.6$$

Inoltre la S_{FL} è legata in base statistica alla velocità di massima autonomia di distanza V_A tale che :

$$S_{FL} = S_L / 0.6 = 0.3 V_A^2$$

In base alla specifica di missione la S_{FL} è nota ed è pari a 4500 ft a livello del mare, per cui sarà possibile calcolare la V_A tale che :

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.3}} = \sqrt{\frac{4500}{0.3}} = 122 kts$$

Essendo la V_A proporzionale alla velocità di stallo V_{SL} in fase di atterraggio secondo un coefficiente pari a 1.3, ovvero : $V_A = 1.3 V_{SL}$ possiamo ricavare :

$$V_{SL} = \frac{122}{1.3} = 94 kts = 159 ft/s$$



Dall'equazione di equilibrio delle forze considerando che il rapporto tra peso e superficie del velivolo in condizione di atterraggio è pari a circa l'85% dello stesso

in configurazione di decollo ($\left(\frac{W}{S}\right)_L = 0.85\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$), si ottiene :

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)_L} \sqrt{\frac{1}{C_{L_{\max L}}}}$$

Sostituendo in essa i valori di $C_{L_{\max L}}$ rispettivamente pari a 3.5 , 3.8 e 4.1 si ottiene il seguente diagramma :



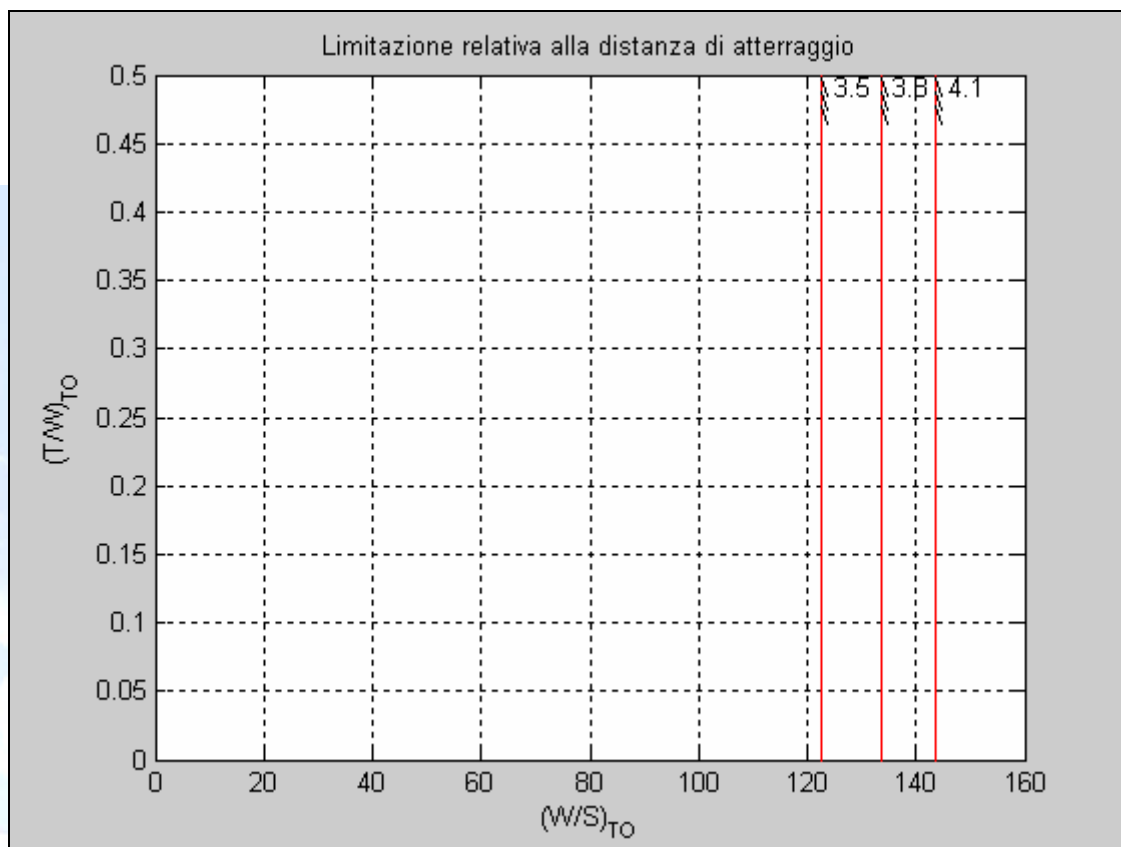


Fig.2 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della lunghezza di atterraggio.

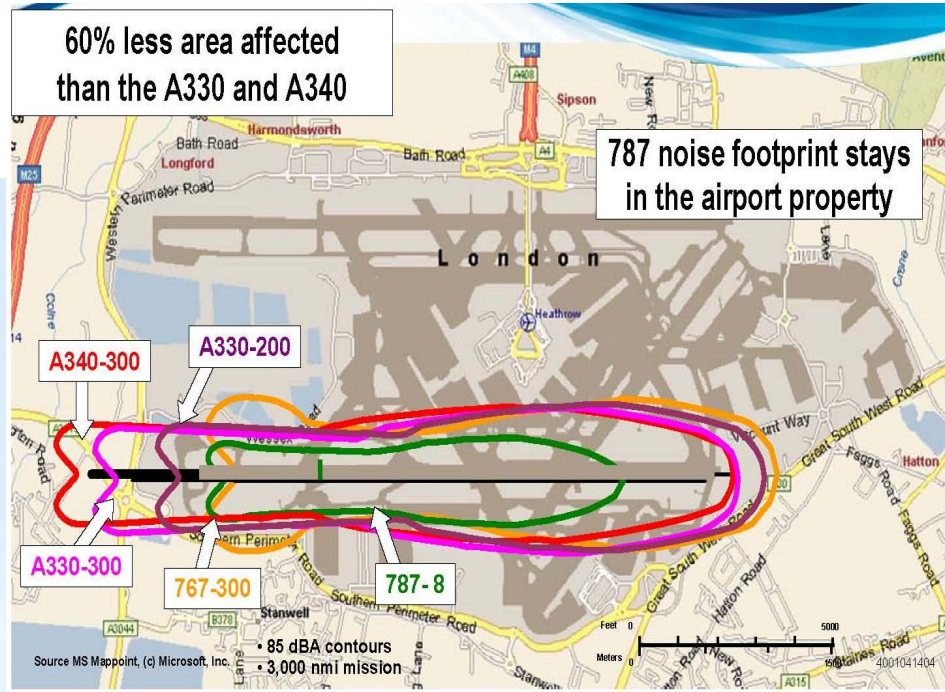


Fig.3 : Confronto delle lunghezze di atterraggio tra B787 e altri velivoli.

3.4. Dimensionamento rispetto alle caratteristiche di salita

3.4.1 Stima delle polari

In questa fase di dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita è necessaria una stima preliminare delle polari teoriche delle varie condizioni di volo, in generale la polare teorica è rappresentata analiticamente dalla relazione :

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

Con $C_{D_0} = \frac{f}{S}$ dove f è definita l'area parassita. Ricordando che esiste una

relazione che lega la superficie bagnata S_{wet} e f tale che :



$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

con

$$a = -2.5229 ; b = 1 ; c = 0.0199 ; d = 0.7531$$

dove a,b sono funzione del C_f .

Definiamo prima di tutte le condizioni che caratterizzano la:

Configurazione pulita

sappiamo che esiste un'ulteriore relazione che lega S_{wet} e W_{TO} pari a :

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Dove c,d risultano definiti per ogni singola categoria di velivolo .

Assumendo $C_{D0} = 0.015$ ed $e = 0.80$, come indicato nella specifica di progetto e

l'allungamento alare pari a $AR = 9$ si ottiene : $S = 4150ft^2 = 385m^2$. In più essendo

$AR = b^2/S$ possiamo calcolare $b = 60m = 197ft$. Possiamo allora definire

la polare parabolica in configurazione pulita :

$$C_D = 0.015 + 0.044 C_L^2$$

Facendo variare opportunamente i valori del 'fattore di Oswald e ' ed il ΔC_{D0} è

possibile calcolare anche le polari relative alle configurazioni di decollo e

atterraggio.

**Configurazione di decollo con carrello retratto :**

la configurazione di decollo prevede l'estrazione parziale degli ipersostentatori con un incremento del coefficiente di portanza nulla di $\Delta C_{D0} = 0.030$ con un fattore di Oswald imposto dalla specifica di progetto pari a $e = 0.80$ ottenendo la polare parabolica in configurazione di decollo con carrello retratto

$$C_D = 0.030 + 0.044C_L^2$$

Configurazione di atterraggio con carrello estratto :

la configurazione di atterraggio prevede l'estensione completa degli ipersostentatori con un incremento del coefficiente di portanza nulla che si somma a quello prodotto dallo stesso carrello in estensione determinando un valore di $\Delta C_{D0} = 0.1$ con un fattore di Oswald imposto dalla specifica di progetto pari a $e = 0.80$. Ottenendo così:

la polare parabolica in configurazione di atterraggio con carrello estratto :

$$C_D = 0.1 + 0.044C_L^2$$

Configurazione di decollo con carrello estratto :

tale configurazione prevede un incremento maggiore di ΔC_{D0} rispetto alla stessa con carrello retratto pari a $\Delta C_{D0} = 0.050$, ottenendo così la polare parabolica in configurazione di decollo con carrello estratto :



$$C_D = 0.050 + 0.044C_L^2$$

Configurazione di atterraggio con carrello retractor :

tale configurazione prevede un incremento di $\Delta C_{D0} = 0.080$ tale che

$$C_D = 0.080 + 0.044C_L^2$$

Evidentemente diagrammando le varie configurazioni si ottiene :

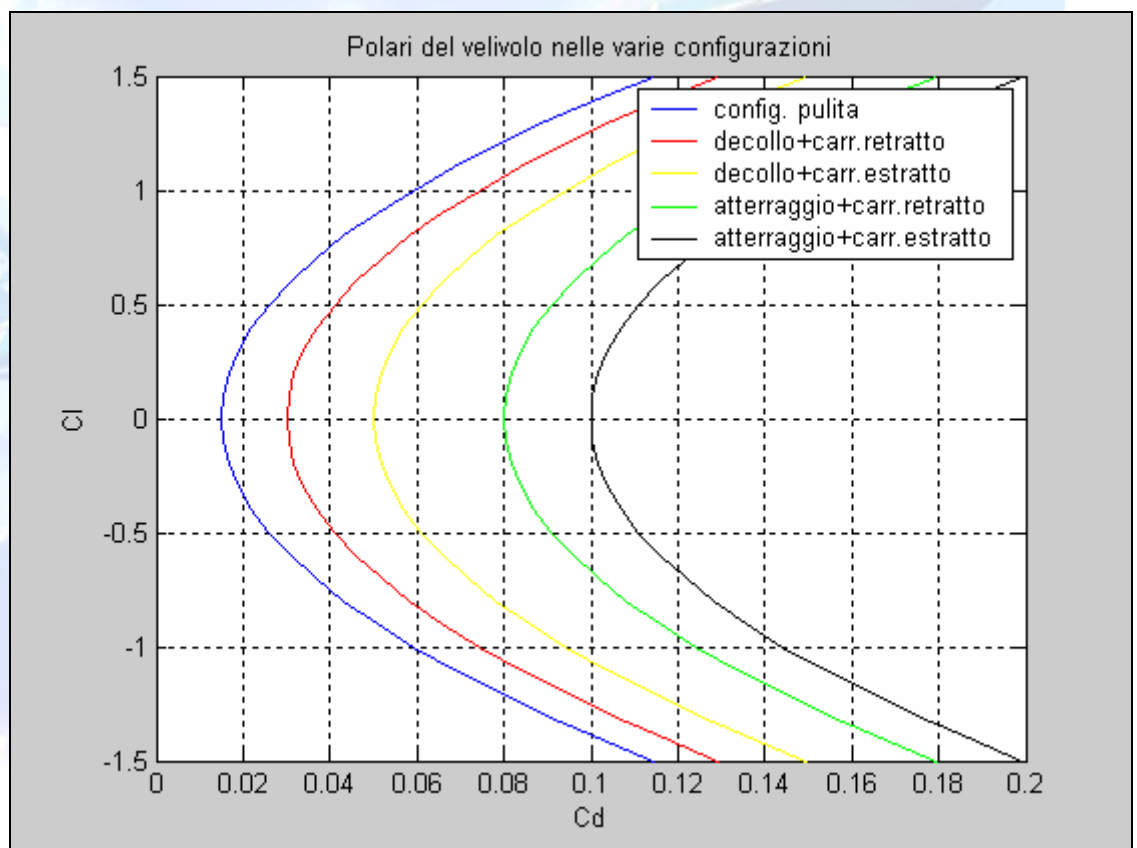


Fig.4 : Diagramma MATLAB relativo alle polari teoriche del Boeing B787 nelle diverse configurazioni di volo.



3.4.2 Requisiti di salita

– Tratto iniziale di salita FAR25.111 (OEI)

- $CGR \geq 0.012$ (bimotore)
- Configurazione di decollo $C_{Lmax}=2.0$ con :
 - iperstentatori in decollo
 - carrello retratto
 - $V=V_2=1.2V_{STO}$
 - Potenza al decollo
 - Efficienza al suolo

Poiché $C_{Lmax}=2.0$ si ha $C_L = \frac{2.0}{1.4} = 1.39$ tale che $E = \frac{C_L}{C_D} = 12$ possiamo calcolare

anche:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{N}{N-1} \left(CGR + \frac{1}{L/D} \right) = \frac{2}{2-1} \left(0.012 + \frac{1}{12} \right) = 0.191$$

– Transizione di salita FAR25.121 (OEI)

- $CGR \geq 0$ (bimotore)
- Configurazione di decollo $C_{Lmax}=2.0$ con :
 - iperstentatori in decollo
 - carrello estratto
 - $V_{LOF} < V < V_2$ con $V=V_{LOF}=1.1V_{STO}$
 - Potenza al decollo
 - Efficienza al suolo



Poiché $C_{Lmax}=2.0$ si ha $C_L = \frac{1}{(1.1)^2} = 1.65$, $C_D=0.170$ tale che $E = \frac{C_L}{C_D} = 9.7$ possiamo

calcolare anche:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = 2 \left(0 + \frac{1}{9.7} \right) = 0.206$$

- Secondo tratto di salita FAR25.121 (OEI)
 - $CGR \geq 0.024$ (bimotore)
 - Configurazione di decollo $C_{Lmax}=2.0$ con :
 - iperstentatori in decollo
 - carrello retratto
 - $V = V_2$ con $V=1.2V_{STO}$
 - Potenza al decollo

Poiché $C_{Lmax}=2.0$ si ha $C_L = \frac{2.0}{1.4} = 1.39$ tale che $E = \frac{C_L}{C_D} = 12$ possiamo calcolare

anche:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = 2 \left(0.024 + \frac{1}{12} \right) = 0.215$$

- Salita in rotta FAR25.121 (OEI)
 - $CGR \geq 0.012$ (bimotore)
 - Configurazione pulita $C_{Lmax}=1.6$ con :
 - iperstentatori retratti



- carrello retratto
- $V=1.25V_s$
- Potenza massima continuata =93% spinta al decollo

Poiché $C_{Lmax}=1.6$ si ha $C_L = \frac{1.6}{(1.25)^2} = 1.02$ ed essendo la configurazione pulita

$C_D=0.061$ tale che $E = \frac{C_L}{C_D} = 17$, possiamo allora calcolare anche:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{2}{0.93} \left(0.012 + \frac{1}{17} \right) = 0.15$$

- Atterraggio mancato FAR25.119 (AEO)
 - $CGR \geq 0.032$ (bimotore)
 - Configurazione atterraggio $C_{Lmax}=2.6$ con :
 - iperstentatori atterraggio
 - carrello estratto
 - $V=1.3V_{SL}$
 - $W=W_{Lmax}=0.9 W_{TO}$

Poiché $C_{Lmax}=2.6$ si ha $C_L = \frac{2.6}{(1.3)^2} = 1.54$ ed essendo la configurazione di

atterraggio con carrello estratto $C_D=0.20$ tale che $E = \frac{C_L}{C_D} = 7.7$, possiamo allora

calcolare anche :



$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.9 \left(0.032 + \frac{1}{7.7} \right) = 0.145$$

– Atterraggio mancato FAR25.121 (OEI)

– $CGR \geq 0.021$ (bimotore)

– Configurazione avvicinamento

$$C_{Lmax} = \frac{1}{2} (C_{Lmax,TO} + C_{Lmax,L}) = 2.3 \text{ con :}$$

- Ipersostentatori con configurazione di avvicinamento
- $V = 1.5V_{SA}$
- Potenza al decollo
- $W = W_{L,max}$

Poiché $C_{Lmax} = 2.3$ si ha $C_L = \frac{2.3}{(1.5)^2} = 1.02$ e

$$C_D = C_{D0,A} + 0.044 C_L^2 = 0.055 + 0.044 * 1.02^2 = 0.101 \text{ tale che } E = \frac{C_L}{C_D} = 10 ,$$

possiamo allora calcolare anche :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.9 \left(0.021 + \frac{1}{10} \right) = 0.22$$



In fine possiamo diagrammare $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ relativo alle

limitazioni della prestazione di salita :

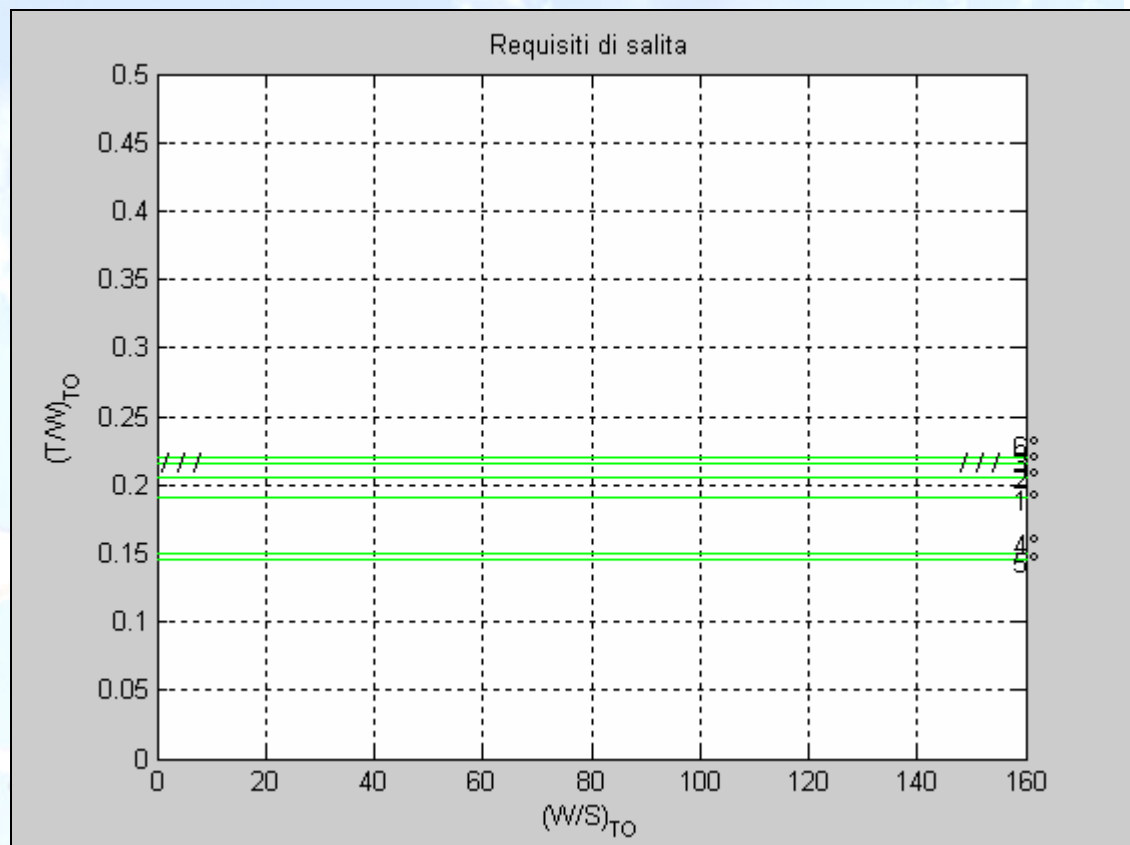


Fig.5 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della prestazione di salita.

3.5. Dimensionamento rispetto alle caratteristiche di crociera.

Consideriamo la relazione che segue :



$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Cr} = C_{Do} q \left(\frac{S}{W}\right)_{Cr} + \left(\frac{W}{S}\right)_{Cr} \frac{1}{q \pi A R e}$$

Dove si adottano i valori di C_{Do} ed e caratteristici della configurazione pulita tale che : $C_{Do}=0.015$, $e = 0.80$, $AR=9$.

Determiniamo la pressione dinamica q a partire dalla velocità di volo e della quota in fase di crociera, ovvero, essendo :

$$Z_{Cr}=35000ft=10668m \quad e \quad M_{Cr}=0.82$$

otteniamo:

$$\rho_{Cr} = 0.376 \frac{kg}{m^3} = 0.056 \frac{lb}{ft^3} = 1.74 \cdot 10^{-3} \frac{lb \cdot s^2}{ft^4}$$

con $T_{Cr}=T_0+ T_z \cdot z$ dove $T_0=288$ K , $T_z=6.5 \cdot 10^{-3}$, $z=35000ft$ quindi

$$T_{Cr} = 218.7 \text{ K}$$

allora possiamo calcolare :

$$a_{Cr} = 296m/s = 575kts \quad V_{Cr} = 242m/s = 472kts$$

da cui calcolo :

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = 10860 \frac{N}{m^2} = 227psf$$



conoscendo la pressione dinamica e sostituendola nella relazione principale

otteniamo una relazione che lega $\left(\frac{T}{W}\right)_{Cr}$ e $\left(\frac{W}{S}\right)_{Cr} \approx \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ da cui ricavo

infine $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ considerando che avendo specificato il M di crociera ci troviamo a

circa il 75-80% della spinta supponendo che per giungere a tale fase si sia già percorsa la fase di salita e quindi una non trascurabile percentuale della distanza

complessiva ovvero : $\frac{T_{Cr}}{T_0} = 0.18 \div 0.19$. Nello specifico avremo $\frac{T_{M_{Cr}}}{T_0} = 0.23$ con

$T_{Cr} = 0.8T_{Max}$ tale che

$$\left(\frac{T}{T_0}\right)_{medio} = 0.8 * 0.23 = 0.19$$

Quindi in fine la funzione da diagrammare risulta essere :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[C_{Do} q \left(\frac{S}{W}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{0.9} + 0.9 \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{q \pi A R e} \right] \cdot \frac{0.9}{0.19}$$

Dove consideriamo il peso del velivolo in crociera pari al 90% del peso massimo al

decollo, ancora in virtù della distanza già percorsa, tale che : $\left(\frac{W}{S}\right)_{Cr} = 0.9 \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$.

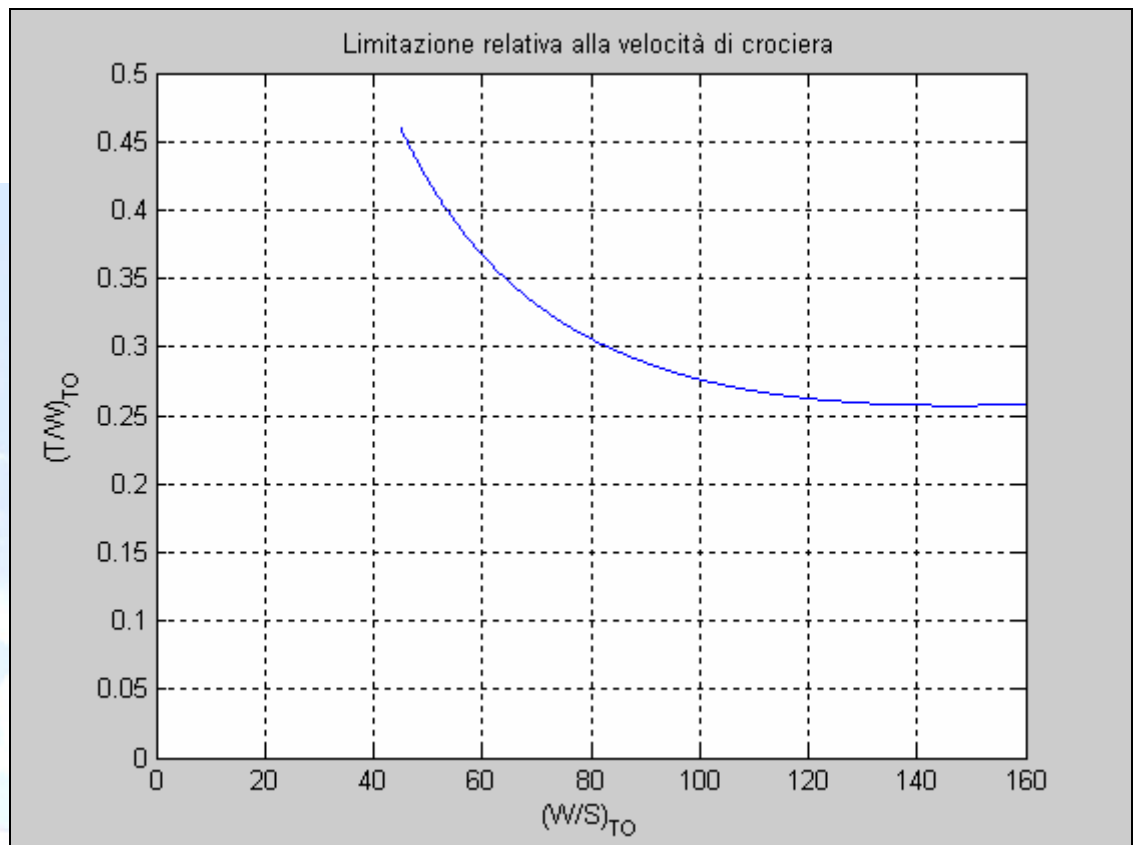


Fig.6 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della prestazione di crociera.

3.6. Determinazione del punto di progetto.

In definitiva il “**punto di progetto**” può essere definito come quel valore opportunamente scelto, all’interno del campo che viene a generarsi con la sovrapposizione dei diagrammi precedentemente ottenuti, che soddisfi la combinazione delle varie variabili che rispettino i requisiti imposti dalle specifiche tale che :

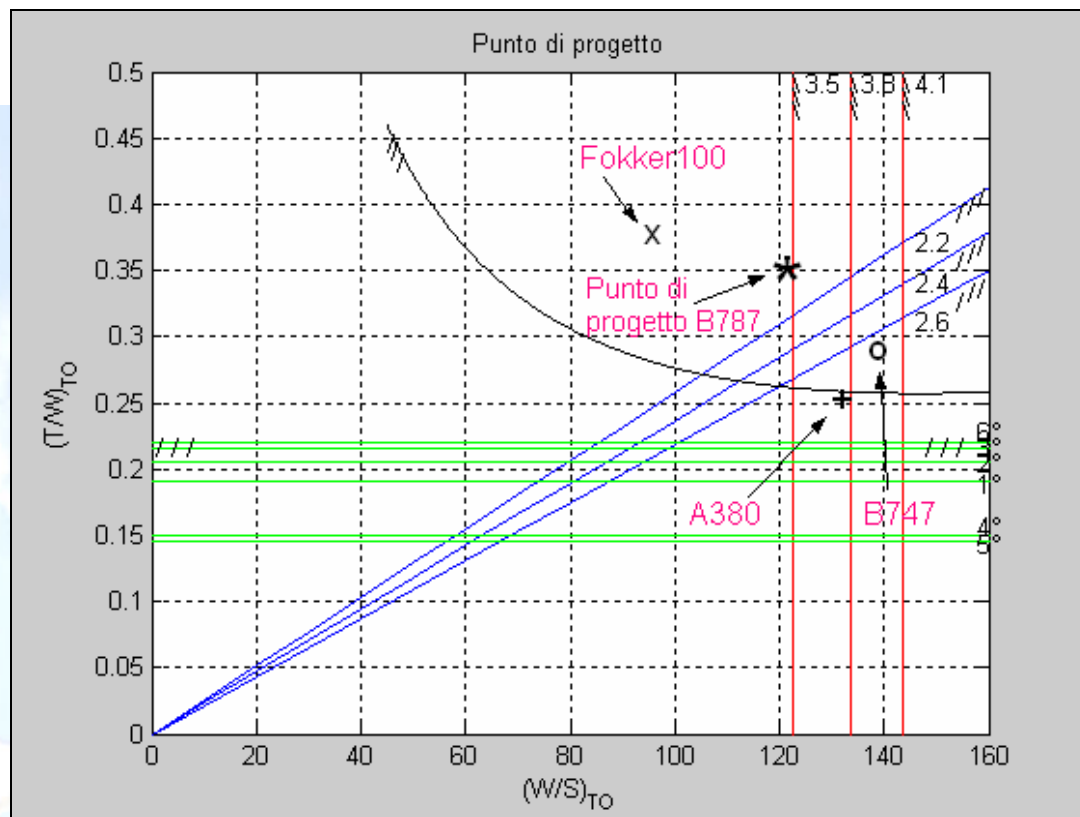


Fig.7 : Diagramma MATLAB relativo alla determinazione del punto di progetto.

Determinata tale zona del campo, il punto di progetto sarà opportunamente scelto basandosi fondamentalmente su due criteri principali, ovvero :

I. Bisogna realizzare una superficie alare quanto più piccola in modo da ottenere un carico alare molto elevato

II. Bisogna realizzare la più bassa spinta necessaria al decollo in

modo da ottenere il più basso rapporto $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ possibile.



In base a quanto detto è possibile allora classificare alcune grandezze

caratteristiche determinate mediante l'analisi del punto di progetto calcolato :

Grandezze caratteristiche del Punto di progetto	
W_{TO} = peso massimo al decollo	230500 kg
S = superficie alare	385 m ²
T = spinta al decollo	790000 N
C_{Lmax} al decollo	2.2
C_{Lmax} all'atterraggio	3.5
V_{min} al decollo	239 km/h
V_{min} all'atterraggio	174 km/h

Tabella 1 : Schema riassuntivo dei dati ricavati dal punto di progetto del B787.



Fig.7 : Vista laterale del Boeing B787.