



## 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  $S_{TOFL}$  (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.

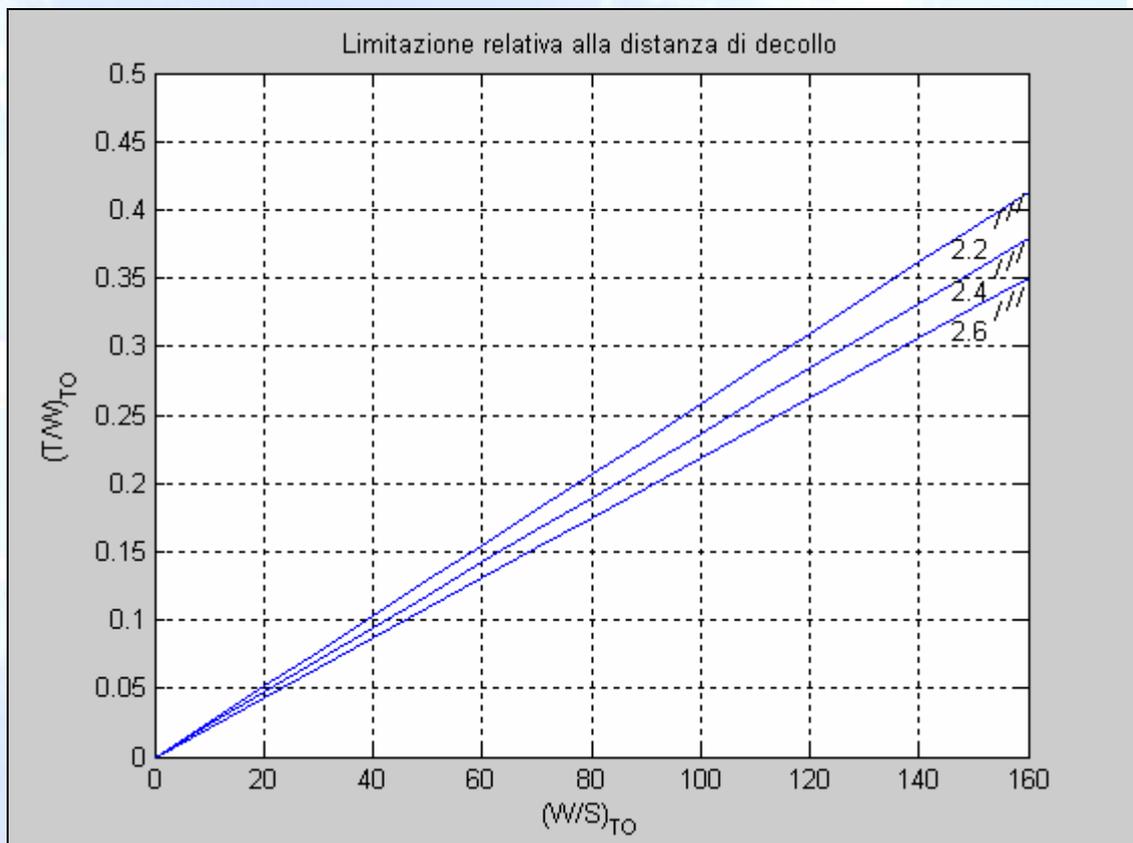


Fig.1 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della distanza di decollo.

### 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 :

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

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 :

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



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 :

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

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



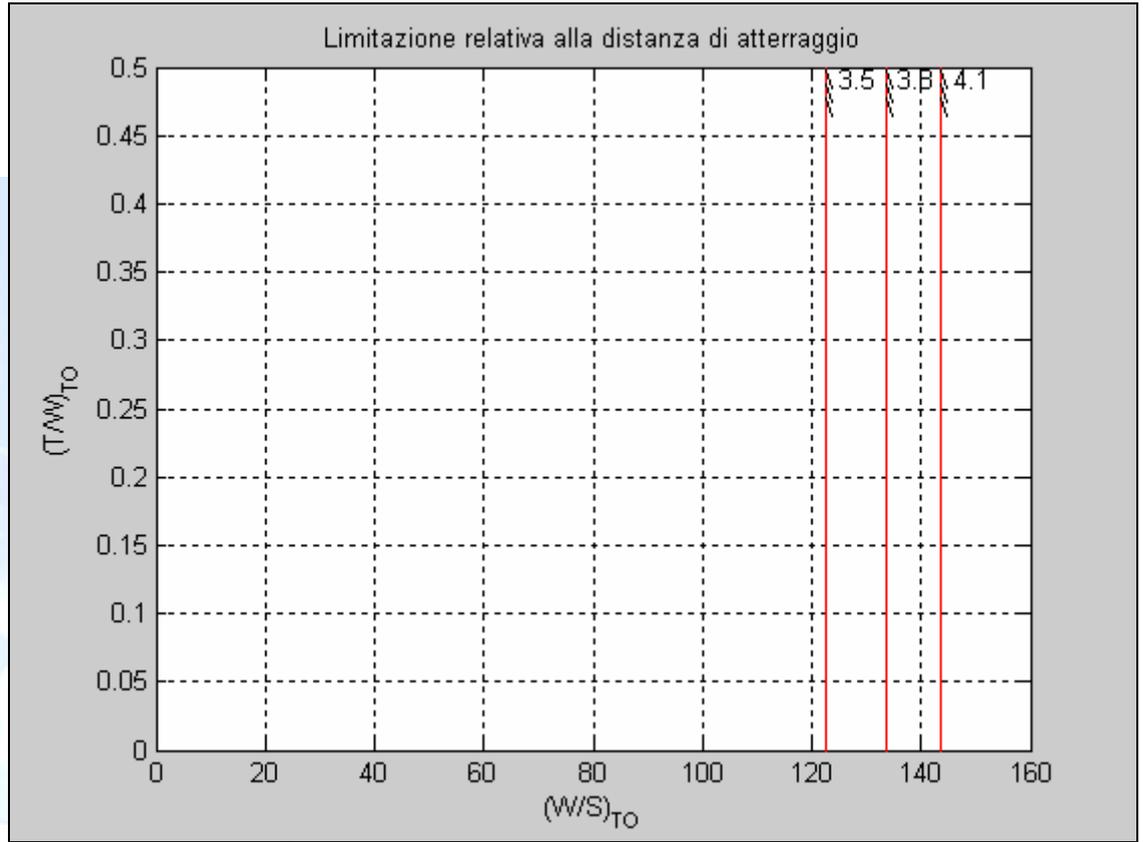


Fig.2 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della lunghezza di atterraggio.

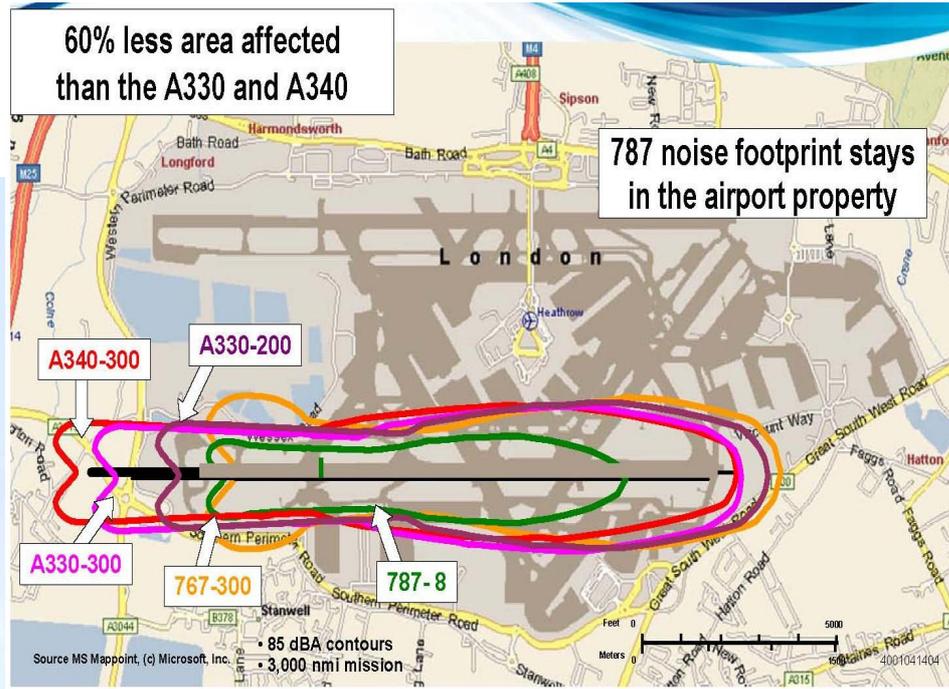


Fig.3 : Confronto delle lunghezze di atterraggio tra B787 e altri velivoli.

### 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 :

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

Facendo variare opportunamente i valori del 'fattore di Oswald e ' ed il  $\Delta C_{D0}$  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  $\Delta C_{D0}$  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 retratto :

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 :

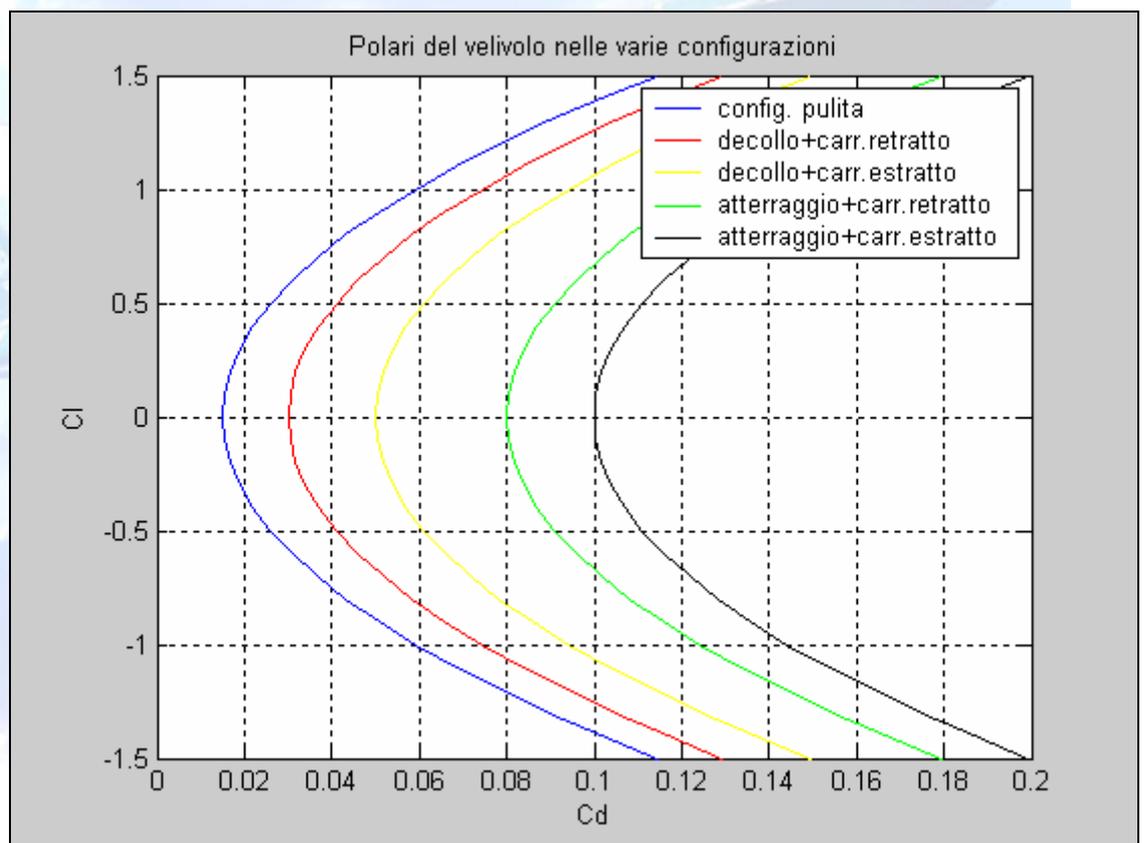


Fig.4 : Diagramma MATLAB relativo alle polari teoriche del Boeing B787 nelle diverse configurazioni di volo.



### 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 :
  - iperstantatori 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 :
  - iperstantatori 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 :
    - iperstonatori 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

$C_D = C_{D0,A} + 0.044C_L^2 = 0.055 + 0.044 * 1.02^2 = 0.101$  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 :

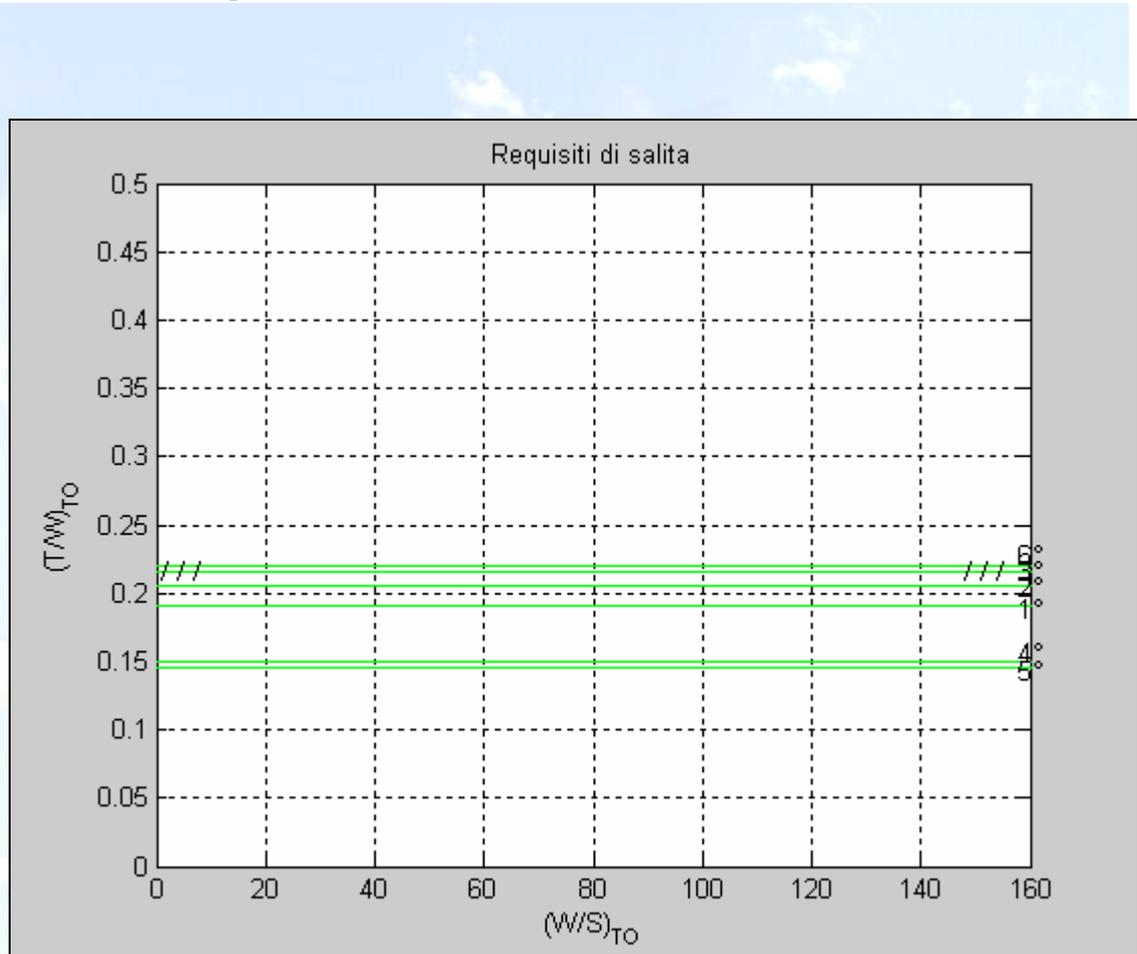


Fig.5 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della prestazione di salita.

### 3.5. Dimensionamento rispetto alle caratteristiche di crociera.

Consideriamo la relazione che segue :



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

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 :  $\left(\frac{W}{S}\right)_{Cr} = 0.9 \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ .

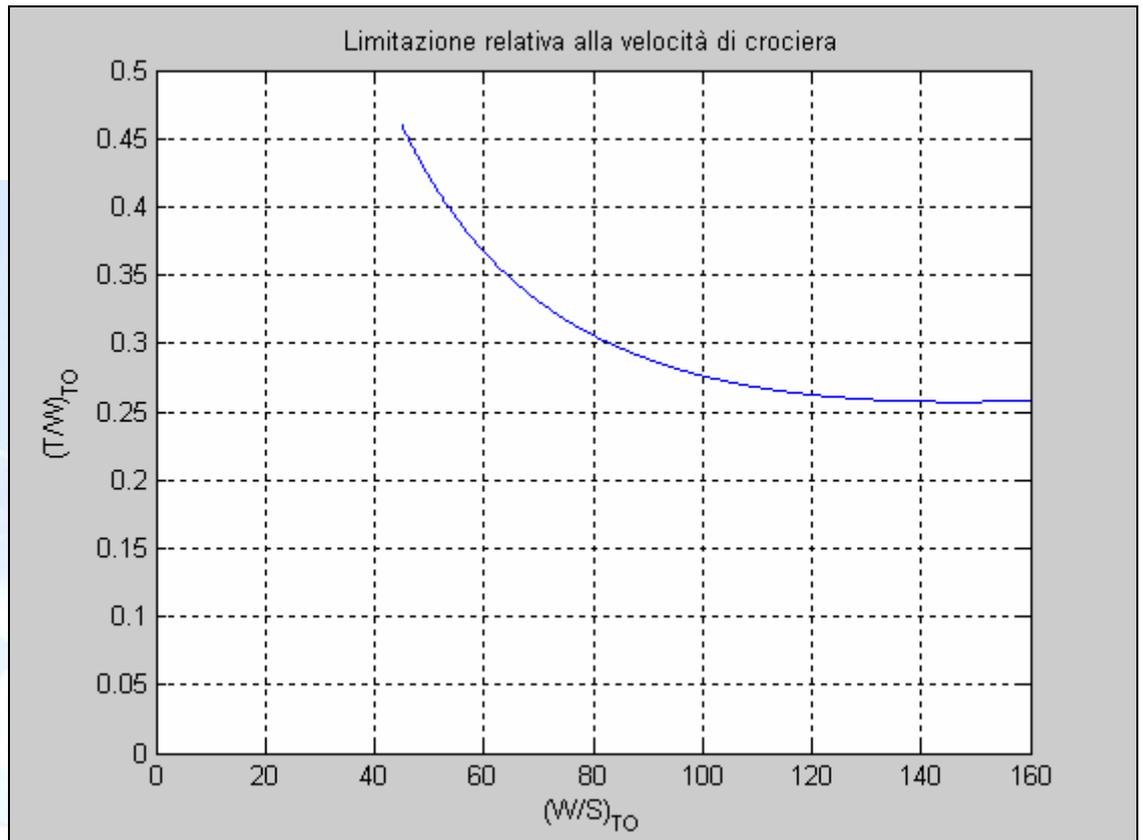


Fig.6 : Diagramma MATLAB relativo alla limitazione della prestazione di crociera.

### 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 :

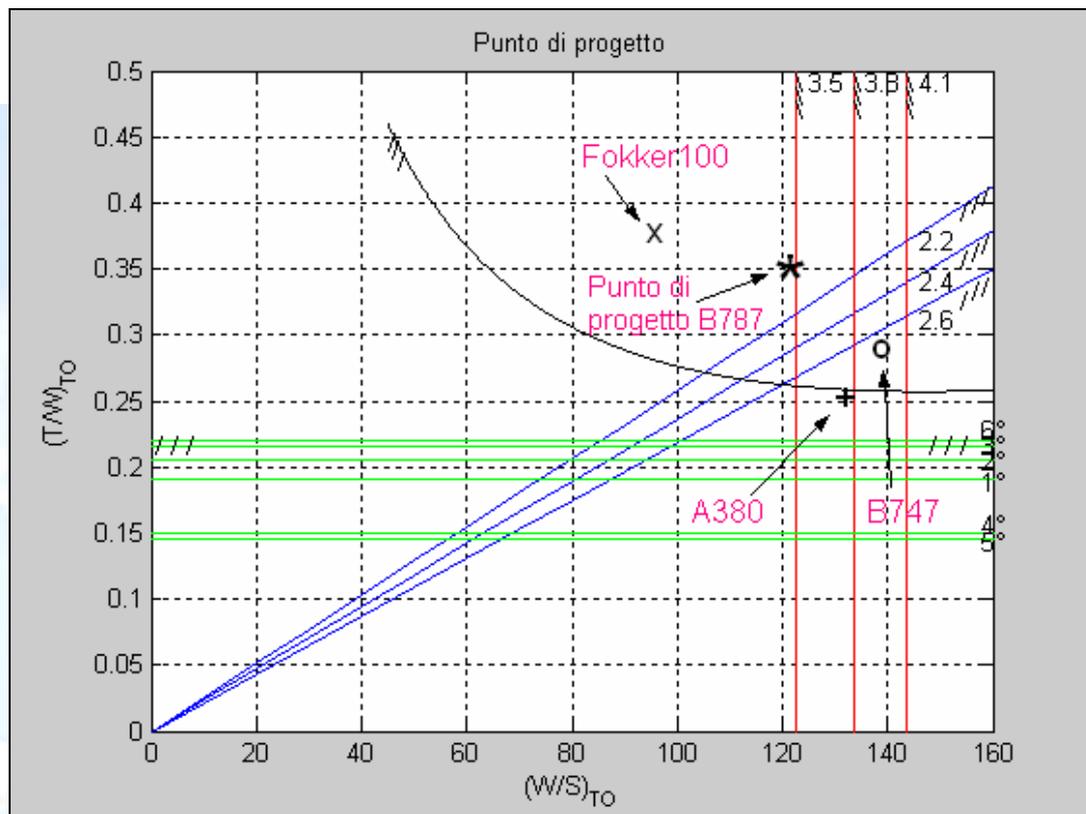


Fig.7 : Diagramma MATLAB relativo alla determinazione del punto di progetto.

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 ottenete 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 <sup>2</sup>
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.