

Determinazione del punto di progetto

La determinazione del punto di progetto per un velivolo a getto, quale è il Boeing 777, viene effettuata attraverso la determinazione di alcuni requisiti fondamentali, relativi ai seguenti quattro punti:

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

Determinare il punto di progetto vuol dire assegnare carico alare e rapporto spinta – peso massimi. Tali grandezze condizionano le prestazioni del velivolo in salita e in velocità massima e dunque la loro scelta è fondamentale affinché il prodotto finale rispetti le specifiche e le norme.

Inoltre queste grandezze non possono inoltre prescindere da altre caratteristiche essenziali del velivolo (allungamento alare, superficie alare, etc) che devono per tanto essere fissate opportunamente. Di seguito sono presentati i requisiti che il velivolo deve soddisfare affinché sia certificabile secondo la normativa FAR25; l'imposizione del soddisfacimento di ciascun requisito si traduce in un vincolo per la scelta del punto di progetto.

Dimensionamento in base alla distanza di decollo

La distanza di decollo è legata al parametro:

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\sigma C_{L_{max,to}} \left(\frac{T}{W}\right)_{to}}$$

Per velivoli certificati con la normativa FAR25, esso può essere determinato preliminarmente attraverso una relazione statistica che lo lega alla distanza di decollo $S_{TO_{FL}}$, la quale è nota dalla specifica di progetto e vale 10000 piedi al livello del mare $\left(\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1\right)$. Quindi dalla relazione statistica:

$$S_{TO_{FL}} = 37.5 TOP_{25}$$

Optando per valori del $C_{L_{max,to}}$ pari a 2, 2.2 e 2.4 e diagrammando la relazione suddetta, si ottiene quanto riportato in Figura 3.1

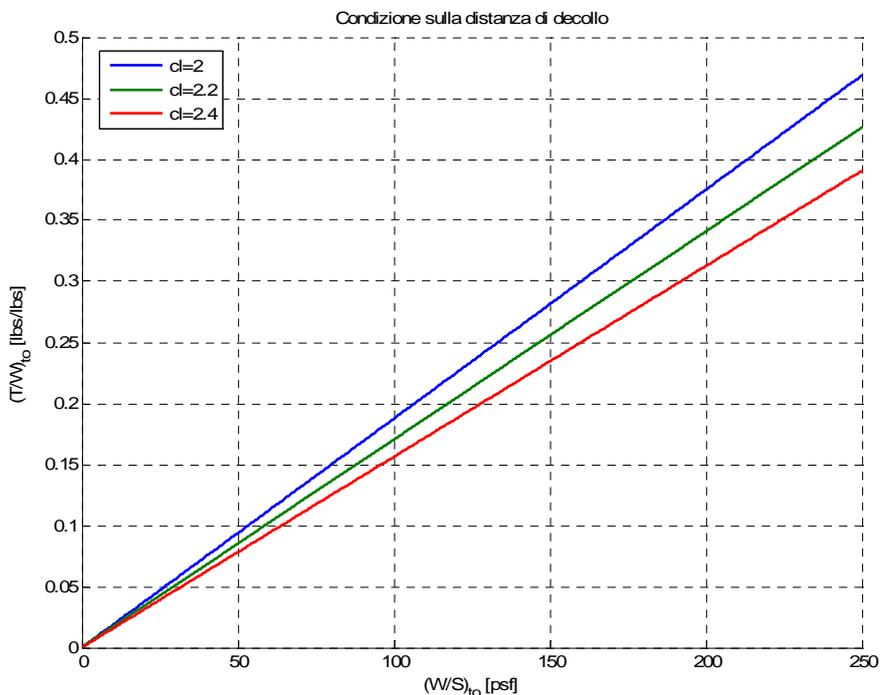


Figura 3.1 – Diagramma di $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ relativo alla limitazione della distanza di decollo e per valori di $C_{L_{max,to}}$ pari a 2, 2.2 e 2.4

Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio.

La lunghezza del campo di atterraggio S_{FL} è legata alla velocità di massima autonomia di distanza V_A dalla seguente relazione statistica.

$$S_{FL} = 0.394 V_A^2$$

La S_{FL} è nota dalla specifica di progetto ed è pari a 6200 piedi al livello del mare. Pertanto si ricava che

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.394}} = 143.75 \text{ kts}$$

La velocità di stallo in fase di atterraggio è proporzionale alla velocità V_A secondo l'espressione

$$V_{SL} = \frac{V_A}{1.3} = 110.58 \text{ kts} \cong 56.89 \text{ m/s}$$

Sapendo che la velocità di stallo è anche pari a

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

e ricordando che il rapporto tra il peso e la superficie dell'aeroplano in condizioni di atterraggio è pari a circa l'85% del valore dello stesso rapporto in configurazione di decollo,

$$\left(\frac{W}{S} \right)_L = 0.85 \left(\frac{W}{S} \right)_{to}$$

si ottiene per valori di $C_{L_{max,L}}$ pari a 2.5, 2.7, 3 il diagramma mostrato in Figura 3.2.

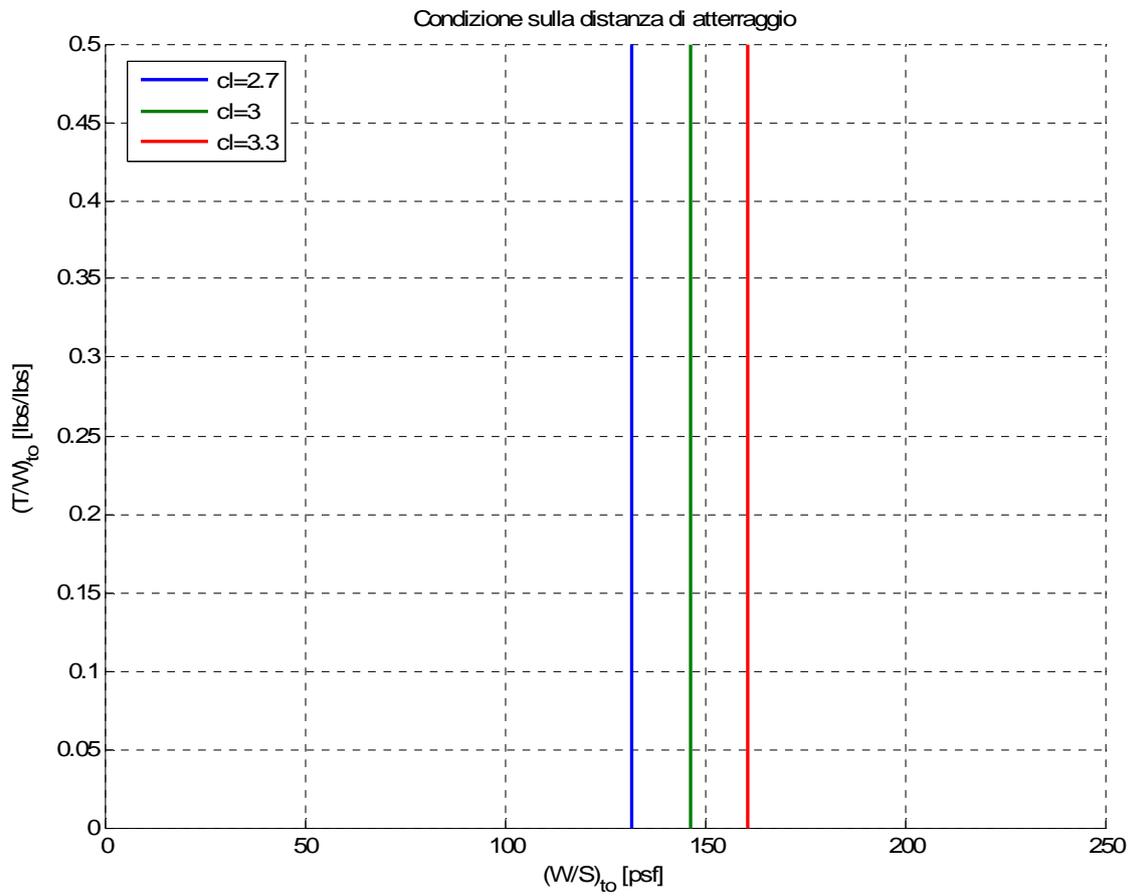


Figura 3.2 – Diagramma di $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ relativo alla limitazione della distanza di atterraggio e per valori di $C_{L_{max_{TO}}}$ pari a 2.5, 2.7, 3

Dimensionamento in base alle caratteristiche di salita.

Nella fase di dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita, risulta del tutto fondamentale ricavare in via preliminare le polari teoriche del velivolo corrispondenti ad alcune particolari condizioni di volo. In generale, una polare teorica è rappresentata analiticamente dalla seguente espressione.

$$C_D = C_{D_{\min}} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad \text{dove } C_{D_{\min}} = C_{D_0} + \sum_i \Delta C_{D_{0i}}$$

Indipendentemente dalla configurazione del velivolo, supporremo di assumere un allungamento alare pari a

$$AR = 8.5$$

ed una apertura alare pari

$$b = 65 \text{ m}$$

da cui

$$S = 5317 \text{ ft}^2 = 494 \text{ m}^2$$

Polare in configurazione pulita

La relazione

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

lega la superficie bagnata al peso massimo al decollo, precedentemente calcolato e pari a 357456 kg (cioè 7.880.000 lbs), attraverso i parametri c e d, che per velivoli a getto assumono i valori seguenti:

$$c = 0.0199 \quad d = 0.753$$

Da cui

$$S_{wet} = 28880 \text{ ft}^2$$

Invece la relazione

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

lega l'area parassita f alla superficie bagnata attraverso i parametri a e b, dipendenti dal valore che si assume per il coefficiente di attrito. Dati gli elevati valori del numero di Reynolds che competono al velivolo in oggetto, si può ipotizzare che sia

$$C_f = 0.003$$

E quindi

$$a = -2.52 \quad b = 1.00$$

da cui

$$f = 86.63 \quad C_{D0} = 0.0144$$

Scegliendo un valore del fattore di Oswald pari a 0.82, si ottiene la polare parabolica di equazione

$$C_D = 0.0144 + 0.0518 C_L^2$$

Polare in configurazione di decollo (carrello represso)

Nella seguente situazione si presenta un aumento del coefficiente di resistenza a portanza nulla (ΔC_{D0}) dovuto all'utilizzo dei dispositivi di ipersostentazione. Ciò produrrà inoltre una variazione anche nel valore del fattore di Oswald.

$$\Delta C_{D0} = 0.015$$

$$e = 0.78$$

Polare in configurazione di decollo (carrello estratto)

Anche la seguente configurazione, in quanto diversa da quella "pulita" è soggetta ad apportare variazioni al C_{D0} ; in particolare assumiamo un ulteriore aggravio rispetto alla configurazione precedentemente trattata, dovuto al carrello estratto esposto alla corrente

$$\Delta C_{D0} = 0.015 + 0.02 = 0.035$$

$$e = 0.78$$

Polare in configurazione di atterraggio mancato

La configurazione di atterraggio mancato prevede un aumento del coefficiente di resistenza a portanza nulla pari a

$$\Delta C_{D0} = \frac{\Delta C_{D0_{TO}} + \Delta C_{D0_L}}{2} = \frac{0.035 + 0.095}{2} = 0.070$$

Applicando un ragionamento analogo otteniamo per il fattore di Oswald

$$e = \frac{e_{TO} + e_L}{2} = \frac{0.78 + 0.73}{2} = 0.755$$

Polare in configurazione di atterraggio con carrello estratto

Ci troviamo infine innanzi alla configurazione avente il peggior coefficiente di resistenza a portanza nulla in quanto gli ipersostentatori sono al massimo della loro estensione. In termini numerici abbiamo assunto i seguenti valori

$$\Delta C_{D0} = 0.075 + 0.020 = 0.095$$
$$e = 0.73$$

Riportiamo infine in figura 3.3 la rappresentazione grafica della polare parabolica nelle differenti configurazioni esaminate

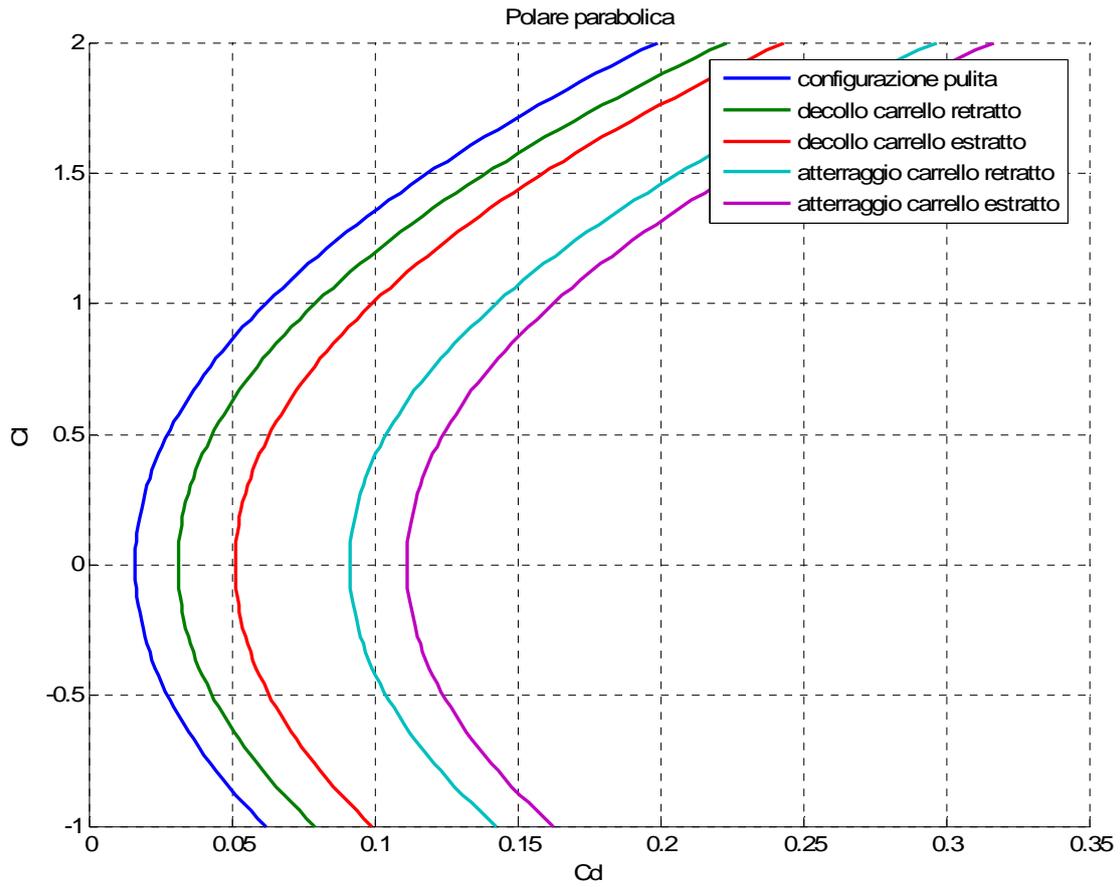


Figura 3.3 – Polari teoriche del velivolo in diverse configurazioni di volo

Requisiti di salita.

FAR25.111 – Tratto iniziale di salita –

- $CGR \geq 0.012$
- Configurazione di decollo: $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 \cdot V_{S_{TO}}$ (uguale a 1.2 volte la velocità di stallo al decollo che corrisponde

al coefficiente di portanza massimo al decollo pari a 2.0)

- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.3889 \quad C_D = 0.1146 \quad \frac{L}{D} = 12.11 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.1891$$

FAR25.121 – Transizione di salita –

- $CGR \geq 0.000$
- Configurazione di decollo: $C_{L \max_{TO}} = 2$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.1 \cdot V_{S_{TO}}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.5123 \quad C_D = 0.1501 \quad \frac{L}{D} = 10.074 \quad \left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.1985$$

FAR25.121 – Seconda tratto di salita –

- $CGR \geq 0.024$
- Configurazione di decollo: $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 \cdot V_{S_{TO}}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.3889 \quad C_D = 0.1239 \quad \frac{L}{D} = 11.2092 \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D}\right) = 0.2264$$

FAR25.121 – Salita in rotta –

- $CGR \geq 0.012$
- Configurazione di decollo: $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.25 \cdot V_{S_{TO}}$
- Spinta massima continuata = 90% Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.024 \quad C_D = 0.0642 \quad \frac{L}{D} = 14.9557 \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D}\right) = 0.1659$$

FAR25.119 – Atterraggio mancato –

- $CGR \geq 0.031$
- Configurazione di decollo: $C_{L\max_L} = 3.0$
- Carrello estratto
- Velocità $V = 1.30 \cdot V_{S_{TO}}$
- Peso velivolo $W = 0.90 \cdot W_{TO}$
- AEO – tutti i motori operativi

$$C_L = 1.775 \quad C_D = 0.2729 \quad \frac{L}{D} = 6.2859 \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D}\right) = 0.1672$$

FAR25.119 – Atterraggio mancato

- $CGR \geq 0.027$
- Configurazione avvicinamento: $C_{L\max_A} = \frac{C_{L\max_{TO}} + C_{L\max_L}}{2} = 2.5$
- Velocità $V = 1.5 \cdot V_{S_A}$
- Spinta decollo e Peso velivolo $W = 0.85 \cdot W_{TO}$
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.111 \quad C_D = 0.1425 \quad \frac{L}{D} = 7.7958 \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left(CGR + \frac{1}{L/D}\right) = 0.2687$$

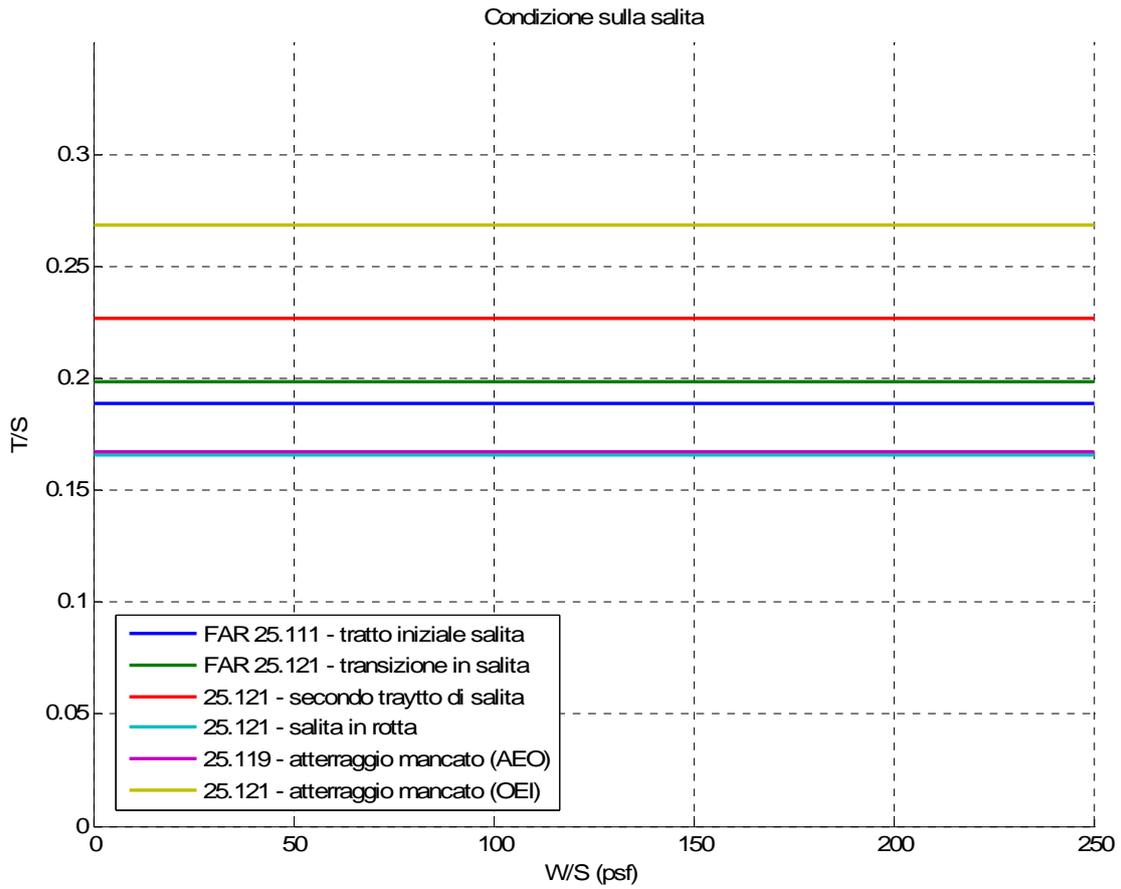


Figura 3.4– Diagramma di $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ relativo alla limitazione della prestazione di salita

Dimensionamento in base alla velocità massima di crociera

Le condizioni fin qui considerate sono dettate dalle norme. Quelle relative alle prestazioni in salita, come già sottolineato, consentono poi anche di rispettare la specifica relativa al tempo di salita alla quota di crociera.

Il requisito di velocità massima di crociera è invece dettato solo dalla volontà che il velivolo sia in grado di offrire la suddetta prestazione come da specifica. Alla velocità massima di crociera è verificata la seguente relazione:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = q C_{D0} \left(\frac{S}{W}\right)_{cr} + \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \frac{1}{q \pi A R e}$$

In essa i valori di C_D ed e sono quelli adottati precedentemente per la configurazione pulita del velivolo.

Dalle specifiche di progetto si ha invece che

$$z_{cr} = 33000 \text{ ft} = 10060 \text{ m} \quad M_{cr} = 0.84$$

da cui

$$q = 273 \text{ psf}$$

La relazione precedente deve essere verificata in condizioni di spinta massima continuativa e alla quota di crociera. Essendo il motore un General Electric GE90 - 115B in grado di erogare circa 115000 pounds (513 kN)

$$\frac{T_{\max}^{M_{cr}, z_{cr}}}{T_0} = 0.23 \quad T_{cr} = 0.8 T_{\max}^{M_{cr}, z_{cr}}$$

$$\frac{T_{cr}}{T_0} = 0.184$$

In condizioni di crociera inoltre possiamo ipotizzare che il peso del velivolo in crociera sia pari al 90% circa del peso massimo al decollo. Si ha dunque

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{cr} = 0.9 \left(\frac{W}{S}\right)_{T0}$$

Possiamo infine scrivere la nostra relazione che diagrammata darà la figura 3.5

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{T0} = \left[q C_{D0} \left(\frac{S}{W}\right)_{T0} \frac{1}{0.9} + \left(\frac{W}{S}\right)_{T0} 0.9 \frac{1}{q \pi A R e} \right] \frac{0.9}{\frac{T_{cr}}{T_0}}$$

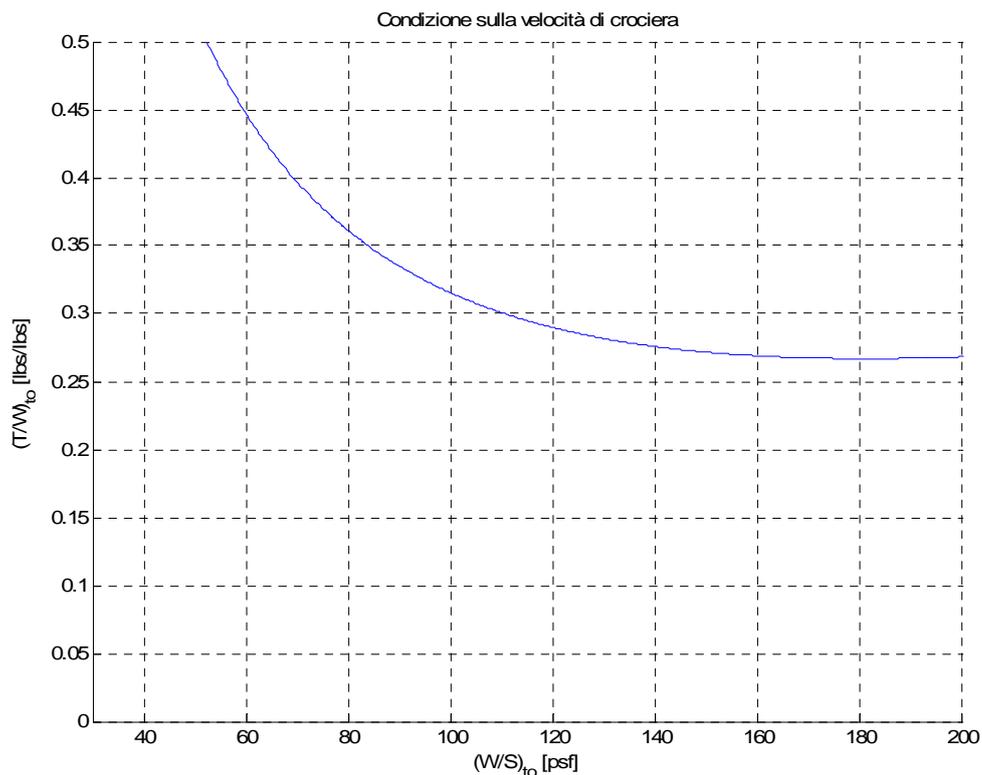


Figura 3.5 – Diagramma di $\left(\frac{T}{W}\right)_{T0}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{T0}$ relativo alla limitazione della prestazione di crociera

Determinazione del punto di progetto.

La sovrapposizione dei diagrammi fino ad ora ottenuti consente di delimitare in maniera opportuna il campo di scelta del punto di progetto.

I criteri, che sono alla base della scelta, possono riassumersi nei due seguenti punti:

1. realizzare una superficie alare che sia la più piccola possibile e, quindi, un elevato carico alare;
2. avere la più bassa spinta necessaria al decollo e, quindi, il più basso rapporto possibile $\left(\frac{T}{W}\right)_{T_0}$

In virtù di quanto sopra esposto, una possibile soluzione è rappresentata dal punto segnalato in Figura 3.6, in relazione al quale si ricavano i dati riportati in Tabella 3.1

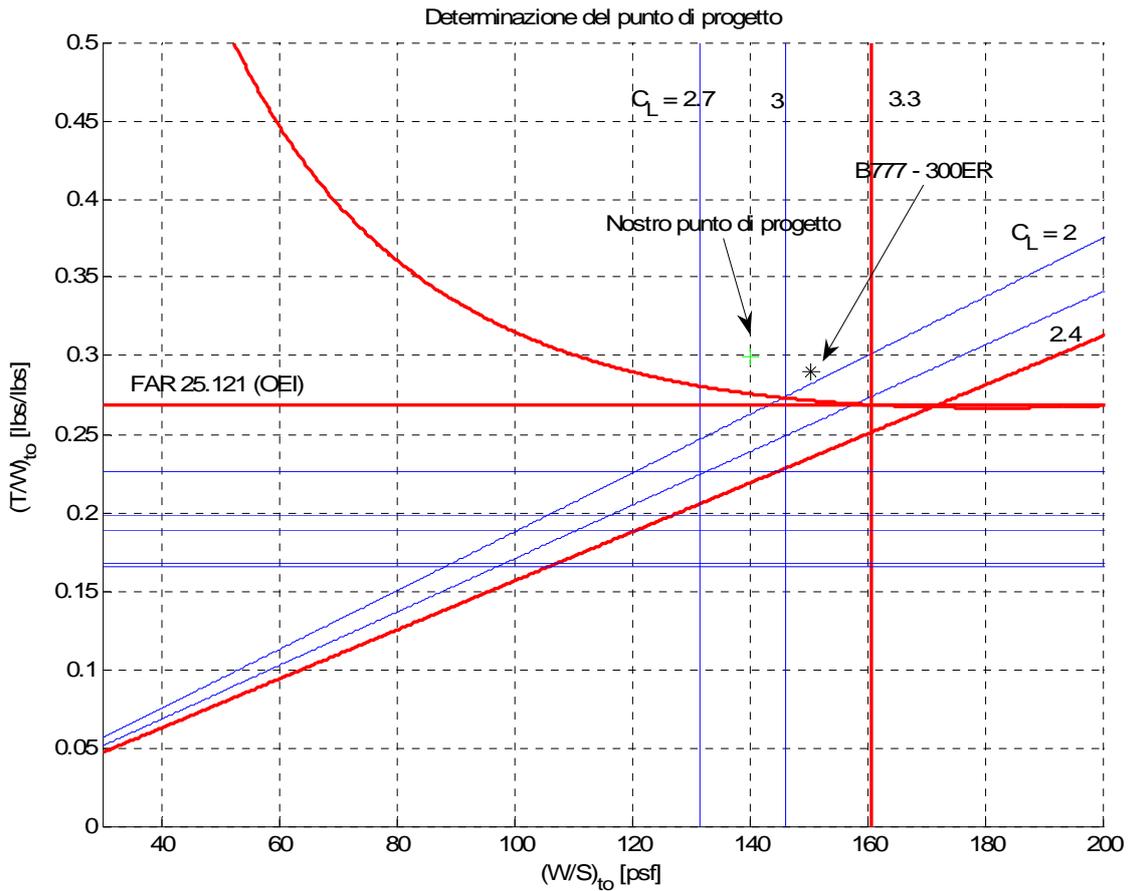


Figura 3.6 – Diagramma di $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ per la determinazione del punto di progetto

Si ha quindi

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 140$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{to} = 0.3$$

Da cui si ricava che

Tabella 3.1

Peso massimo al decollo [lb]	788055
Superficie alare [ft ²]	5629
Spinta al decollo [lb]	118208
CL max in decollo	1.75
CL max in atterraggio	2.87

I risultati ottenuti in termini di superficie alare e di spinta disponibile al decollo risultano prossimi ai dati ufficiali del B777 300ER disponibili.