

II ESERCIZIO

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

La determinazione del punto di progetto è una fase di design preliminare, così com'era anche la determinazione statistica del peso del velivolo, oggetto del primo esercizio.

Una volta determinati il peso del velivolo e il punto di progetto si passerà alla progettazione vera e propria che prevederà una fase preliminare di analisi delle varie componenti (ala, fusoliera, piani di coda, etc.), un'analisi di I livello (relativa alle strutture e agli impianti) e infine un'analisi di II livello che porta alla conclusione vera e propria del progetto.

Per poter scegliere il punto di progetto è necessario determinare il carico alare (W_{TO}/S) dal quale vediamo che è necessario calcolare anche la spinta S , o meglio il rapporto spinta-peso massimi.

Un elemento fondamentale da considerare è infatti proprio il motore perché tutto dipende dal livello di spinta o potenza e dal numero di motori.

Il carico alare e il rapporto spinta-peso massimi condizionano le prestazioni del velivolo in salita e in velocità massima quindi la loro scelta è fondamentale affinché il prodotto finale rispetti le specifiche e le norme e sia quindi certificabile.

Ovviamente queste grandezze non possono prescindere dalle altre caratteristiche essenziali del velivolo (allungamento alare, superficie alare, etc.) che devono essere fissate opportunamente.

Riportiamo di seguito i requisiti che il velivolo deve soddisfare perché sia certificabile secondo la normativa FAR 25.

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**

Dalla meccanica del volo ricaviamo la formula con la quale si individua la *distanza di decollo*, anche se poi, seguendo quanto indicato dalle FAR 25, utilizzeremo per il dimensionamento un altro parametro, cioè TOP_{25} .

A partire da

$$m \cdot a = F \text{ (durante la corsa al suolo)}$$

$$m \cdot a = T - D - \mu_r(W - L)$$

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r (W - L) \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} \cdot [T - D - \mu_r (W - L)]$$

Considerando che

$$ds = \frac{ds}{dt} dt = V dt = V \frac{dt}{dV} dV$$

Si ha

$$S_{GROUND} = \int_0^{V_{LOFF}} \frac{1}{2} \cdot \frac{dV^2}{\frac{g}{W} [T - D - \mu_r (W - L)]}$$

Semplificando l'integrale si ottiene una formula in cui si vede che la *corsa di decollo* dipende da vari fattori.

$$S_{GROUND} = \frac{\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}} \cdot \frac{W}{S}}{\frac{\rho}{\rho_0} C_{L_{max TO}} \left[\frac{T}{W} \right]_{V=0.7V_{Lo}}}$$

Dove

W/S è il carico alare

ρ è la quota

V_{LOFF}/V_{STO} è una costante

Tuttavia, per un velivolo che fa riferimento alle FAR 25 si utilizza la formula della distanza di decollo legata al parametro

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

con $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$

dove TOP_{25} è il cosiddetto TAKE OFF PARAMETER. Esso raccoglie le caratteristiche da cui dipende la corsa di decollo al suolo dell'aeroplano.

La formula della corsa di decollo si ricava per via statistica raccogliendo i dati per caratteristiche simili di velivoli.

Dunque la relazione lineare tra corsa di decollo sulla lunghezza del campo (field length), $S_{TO_{FL}}$, e il parametro TOP_{25} è la seguente

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

in cui $S_{TO_{FL}}$ è in *ft* e TOP_{25} è in *psf*.

Secondo la specifica la $S_{TO_{FL}} \leq 11000 \text{ ft}$ a livello del mare, quindi ricaviamo TOP_{25}

$$TOP_{25} \leq \frac{S_{TO_{FL}}}{37.5} = 293.3 \text{ psf}$$

Quindi, noto il valore di TOP_{25} , si ottiene dalla relazione

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

dove $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ perché siamo a livello del mare

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = K \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

$$\text{con } K = \frac{1}{TOP_{25} \cdot C_{L_{\max}}}$$

Diagrammiamo di seguito la relazione lineare $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ al variare di $C_{L_{\max}}$.

Le curve sono diagrammate al variare di tre valori di $C_{L_{\max}}$ ricavati da considerazioni effettuate sul $C_{L_{\max}}$ dei due velivoli simili all'A380, cioè il Boeing 747-300 e l'A340-600.

Abbiamo stimato il $C_{L_{\max}}$ come

$$C_{L_{\max}} = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

I valori di V_s , W e S relativi ai due velivoli indicati sono i seguenti

Velivolo	V_s FLAP DOWN (knots)	$S(m^2)$	$W_{to}(Kg)$	$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ Kg/m ² (psf)	$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$
B747-300	135	511	363000	710 (145)	.27
A340-600	131	437	365000	835 (171)	.279

I valori di $C_{L_{max}}$, che ricaviamo come descritto precedentemente, per i due velivoli considerati sono

Boeing 747 $\Rightarrow C_{L_{max}} = 2.36$

Airbus 340 $\Rightarrow C_{L_{max}} = 2.94$

Quindi scegliamo di utilizzare come valori di $C_{L_{max}}$ i seguenti

$$C_{L_{max}} = 2.4$$

$$C_{L_{max}} = 2.6$$

$$C_{L_{max}} = 2.8$$

Il diagramma che riporta l'andamento di $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ al variare di $(C_{L_{max}})_{TO}$ è il seguente

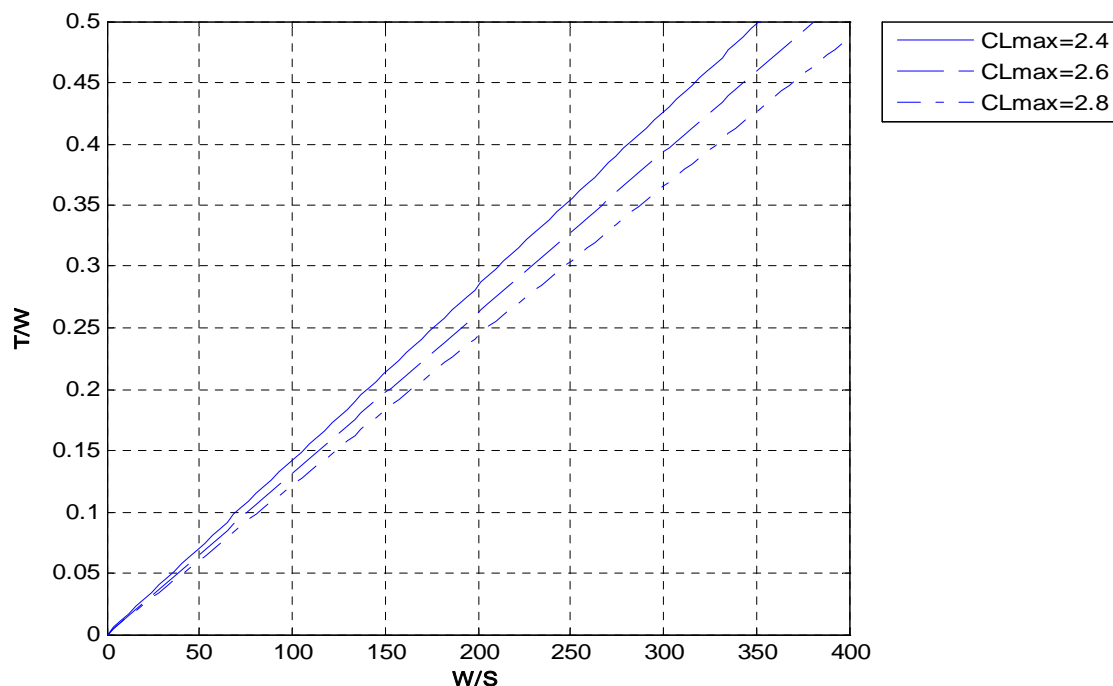


figura 2.1- limitazioni del punto di progetto al variare di $(C_{L_{max}})_{TO}$ al decollo

- **Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio**

Analogamente a quanto fatto nel dimensionamento in base alla distanza di decollo, dalla meccanica del volo ricaviamo la formula che individua la lunghezza di atterraggio.

Utilizzeremo le relazioni statistiche, come fatto nel caso precedente.

Da un punto di vista statistico la distanza di atterraggio è maggiorata da un coefficiente di sicurezza, secondo la relazione

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6}$$

dove il valore di S_L , distanza di atterraggio della specifica, ci viene fornito dalla specifica

$$S_L = 8000 ft$$

quindi la distanza di atterraggio è pari a

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6} = 13333.3 ft$$

La lunghezza di atterraggio è legata alla velocità di approccio dalla relazione

$$V_A = 1.3V_{SL}$$

La relazione statistica ci dice che

$$S_{FL} = 0.3 \cdot V_A^2$$

da cui è possibile ricavare V_A

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.3}} = 210.82 knts$$

La velocità di stallo in atterraggio è pari a

$$V_{SL} = \frac{V_A}{1.3} = 162.17 knts$$

Considerando che dalla relazione $L = W = \frac{1}{2} \rho C_{L \max} V_{SL}^2 S$ possiamo ricavare un'altra espressione della velocità di stallo in atterraggio

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

e considerando che il valore della V_{SL} è stato già calcolato, possiamo calcolare

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

Dove, analogamente a quanto fatto nel caso del decollo, assumiamo tre valori di $C_{L\max}$

$$C_{L\max} = 2.8$$

$$C_{L\max} = 3$$

$$C_{L\max} = 3.2$$

Riportiamo il valore di $\left(\frac{W}{S}\right)_L$ ricavato nella (1) in funzione del carico alare $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$, secondo la relazione

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

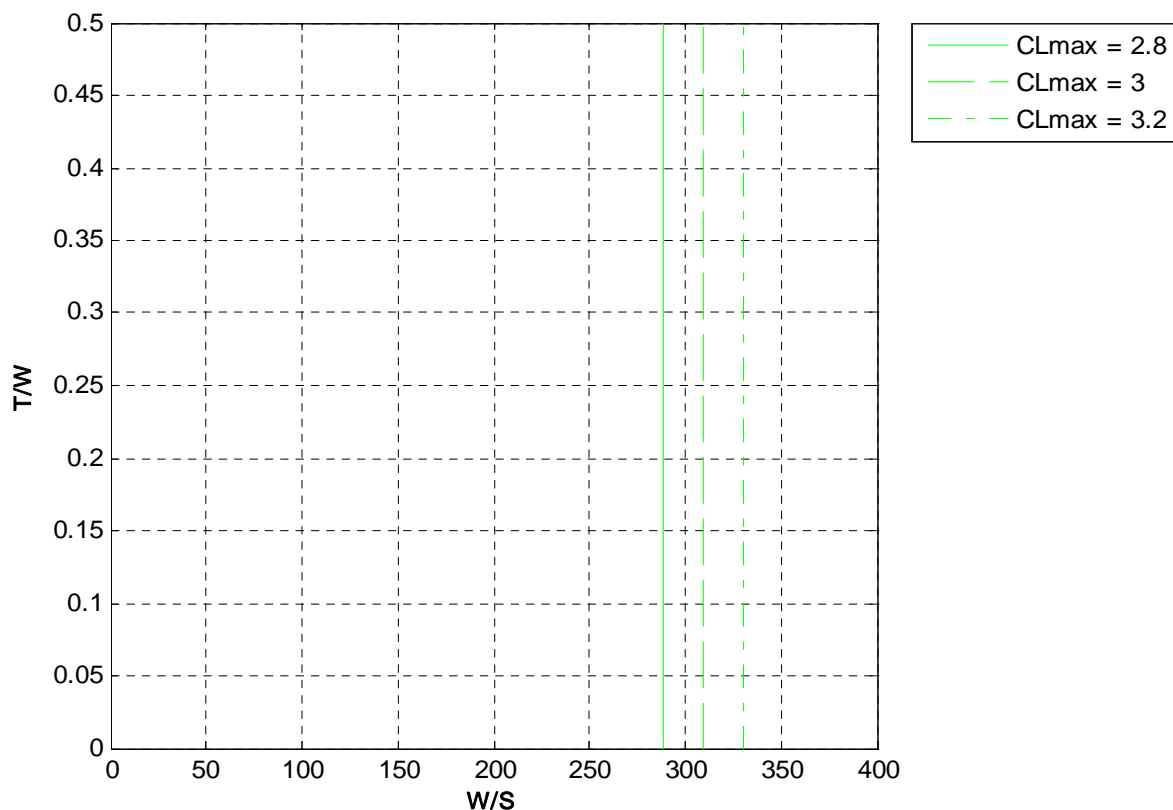


figura 2.2- limitazioni del punto di progetto al variare di $(C_{L\max})_L$ all'atterraggio

- **Dimensionamento in base ai requisiti di salita**

Nel dimensionamento basato sui requisiti di salita riveste notevole importanza l'aerodinamica del velivolo.

È necessario conoscere le polari del velivolo nelle diverse configurazioni.

Assumiamo per ognuna di esse il modello di polare parabolica, dato dalla seguente relazione

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

dove

$$C_{D\min} = C_{D0} + \sum_i \Delta C_{D0i}$$

Per calcolare il valore di

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

dove f è l'area parassita equivalente e S è la superficie alare, vengono utilizzate le seguenti relazioni statistiche, ottenute mediante l'analisi del coefficiente di resistenza su velivoli di varie categorie.

$$\begin{aligned} \log_{10} S_{wet} &= c + d \log_{10} W_{to} \\ \log_{10} f &= a + b \log_{10} S_{wet} \end{aligned}$$

I coefficienti che compaiono nelle relazioni precedenti sono ottenuti nel seguente modo:

$$a = -2.5229$$

$$b = 1$$

$$\text{assumendo } C_f = 0.003$$

$$c = 0.0199$$

$$d = 0.7531$$

$$\text{valutati per velivolo da trasporto a getto}$$

Si è assunto un valore per il carico alare $\frac{W}{S}$ pari alla media dei carichi alari dei velivoli simili considerati

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{TO} = 158 \text{ psf}$$

Di conseguenza, si ottiene

$$S = 7026.6 \text{ ft}^2$$

Dai calcoli effettuati si perviene al valore

$$C_{D0} = 0.0159$$

	Crociera	Flap Decollo	-	Flap Atterraggio	-	Carrello estratto
ΔC_{D0}	0	0.015		0.060		0.020
e	0.85	0.72		0.72		-

Assumendo per il velivolo Airbus A-380 un valore dell'allungamento alare $AR=7.54$, è possibile andare a realizzare le polari per le varie configurazioni.

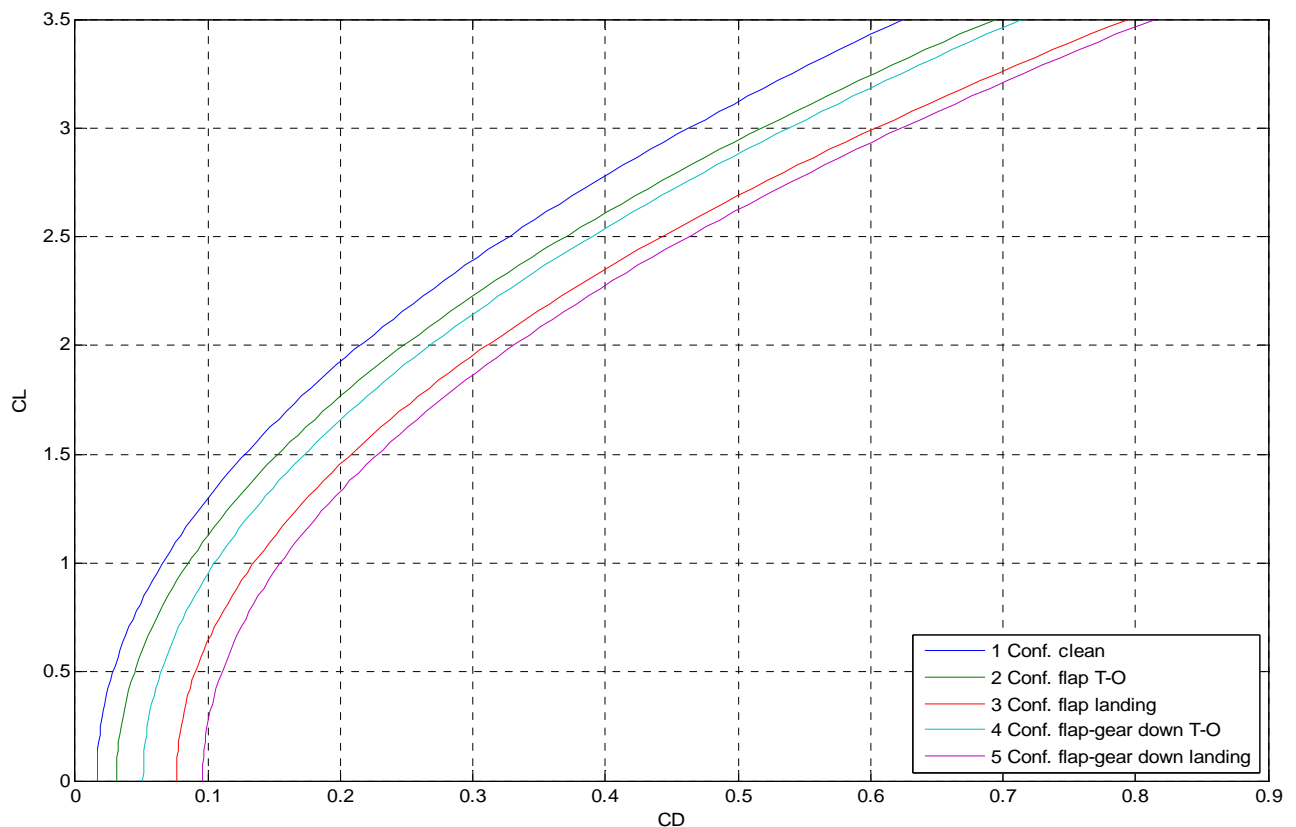


figura 2.3- polari paraboliche per le varie configurazioni

Il database costruito è sufficiente per prendere in esame i requisiti di salita imposti dalla FAR25.

Questi requisiti sono imposti in termini dell'angolo di salita.

Per velivoli da trasporto a getto, poiché l'angolo di salita è espresso in radianti ed è piccolo rispetto all'unità, è possibile considerare la seguente espressione approssimata:

$$CGR = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$$

Da cui si ottiene che

$$\frac{T}{W} = CGR + \frac{1}{E}$$

L'ultima relazione verrà valutata per ogni condizione di volo imposta dalla normativa, sostituendo di volta in volta i valori relativi.

Il valore di E è stato ottenuto per ogni condizione nel modo seguente:

- 1) dalla normativa si ha il valore di $\frac{V}{V_{S_{TO}}}$
- 2) si assume il valore (o i valori) di $C_{L_{MAX}}$
- 3) si calcola il C_L della relativa condizione di volo
- 4) dalla relativa polare si calcola il C_D
- 5) si calcola l'efficienza come $E = \frac{C_L}{C_D}$

I requisiti imposti dalla normativa riguardo la fase di salita sono abbastanza severi, quindi per tale fase solitamente non vengono imposte ulteriori prestazioni nella specifica; in particolare devono essere soddisfatte le seguenti condizioni:

FAR25.111 Tratto iniziale in salita

$$CGR \geq 0.017 \quad V = 1.2V_{S_{TO}} \quad T = 0.75T_{MAX_{TO}} (OEI)$$

$W = W_{TO}$ ipersostentatori decollo, carrello retratto, effetto suolo

FAR25.121 (1) Transizione in salita

$$CGR \geq 0.005 \quad V = 1.15V_{S_{TO}} \quad T = 0.75T_{MAX_{TO}} (OEI)$$

$W = W_{TO}$ ipersostentatori decollo, carrello estratto, effetto suolo

FAR25.121 (2) Secondo tratto in salita

$$CGR \geq 0.03 \quad V = 1.2V_{S_{TO}} \quad T = 0.75T_{MAX_{TO}} (OEI)$$

$W = W_{TO}$ ipersostentatori decollo, carrello retracts

FAR25.121 (3) Salita in rotta

$$CGR \geq 0.017 \quad V = 1.25V_{S_{TO}} \quad T = 0.9 \cdot 0.75T_{MAX_{TO}} (OEI) \text{ (Spinta massima continuativa)}$$

$W = W_{TO}$ ipersostentatori retratti, carrello retracts (configurazione pulita)

FAR25.119 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.032 \quad V = 1.3V_{S_L} \quad T = T_{MAX_{TO}} (AEO)$$

$W = W_{L_{MAX}}$ ipersostentatori atterraggio, carrello estratto

FAR25.121 (4) Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.027 \quad V = 1.5V_{S_A} \quad T = T_{MAX_{TO}} (OEI)$$

$W = W_{L_{MAX}}$ ipersostentatori configurazione avvicinamento

Per quanto concerne l'interferenza dovuta all'effetto suolo, si è assunta una correzione di questo

tipo

$$C_D = C_{D_{min}} + k_{ES} \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

dove $k_{ES} = 0.9$.

Tali condizioni si estrinsecano nel diagramma del punto di progetto come mostrato nel grafico di seguito

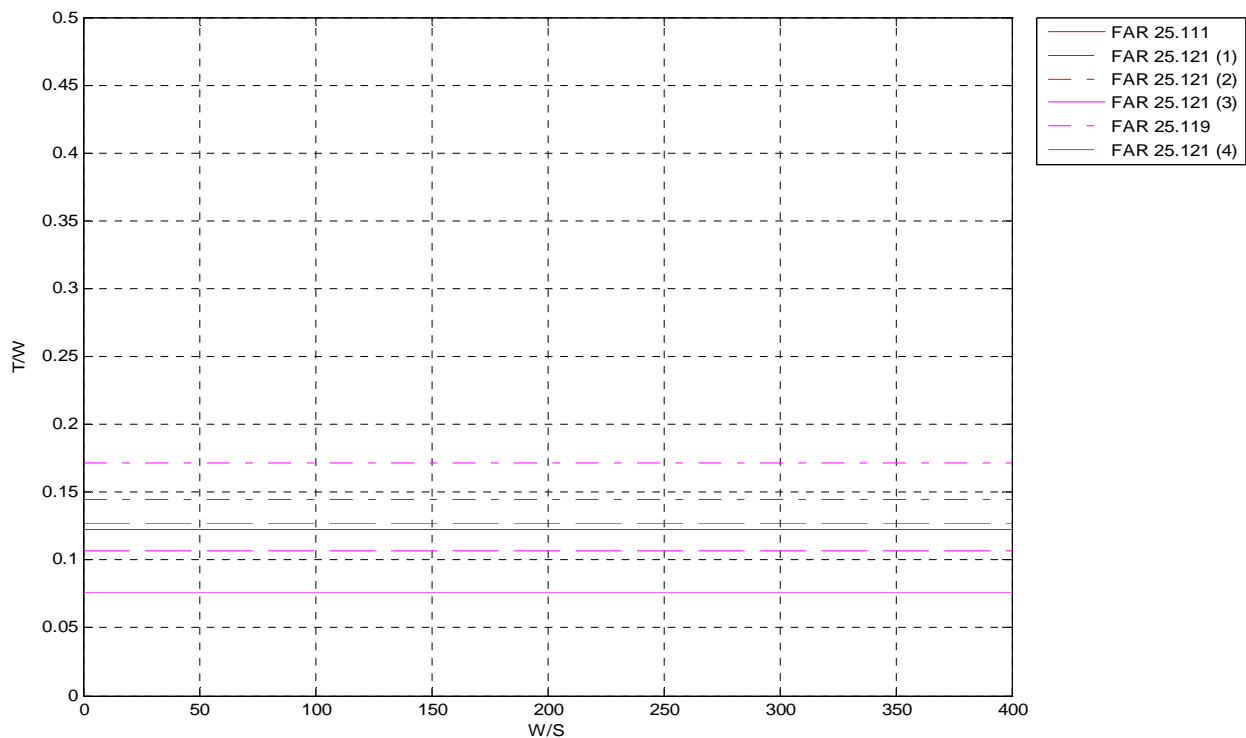


figura 2.4- limitazioni del punto di progetto dovute alla normativa FAR 25 per la salita

- **Dimensionamento in base alla velocità massima di crociera**

Le condizioni analizzate finora sono state ricavate nel rispetto di quanto previsto dalle norme.

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

La specifica di progetto fornisce sia informazioni circa la velocità media di crociera che circa la velocità massima che si vuole ottenere per il velivolo.

Nel caso della *velocità media di crociera* i dati forniti dalla specifica sono riferiti ad una condizione di funzionamento dell'impianto propulsivo caratterizzato da un grado di ammissione compreso tra il 75% e l'80%.

Nel caso della *velocità massima di crociera* invece si prendono in considerazione condizioni di spinta o potenza massima continuativa.

Dalla meccanica del volo, le equazioni di equilibrio per il volo livellato, nell'ipotesi che la spinta fornita dall'impianto propulsivo sia simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo e diretta lungo l'asse longitudinale dello stesso, si esprimono come segue

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{cases}$$

Combinando le due relazioni di equilibrio scritte e considerando l'espressione parabolica del coefficiente di resistenza in funzione del coefficiente di portanza

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

si ottiene la seguente relazione

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D0} q \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}} + \frac{1}{q \pi AR e} \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \quad (2)$$

Per ottenere una condizione esprimibile nel piano $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$ bisogna introdurre sia il rapporto W_{cr}/W_{TO} tra il peso del velivolo nella condizione analizzata ed il peso del velivolo al decollo sia il rapporto T_{cr}/T_{TO} tra la spinta disponibile nella condizione analizzata e la spinta massima al decollo.

Il parametro W_{cr}/W_{TO} dipende dal tipo di velivolo e dalle condizioni che si considerano.

Nel caso di un velivolo di trasporto a getto, come l'Airbus 380, il valore del rapporto W_{cr}/W_{TO} è $W_{cr}/W_{TO} = 0.8$.

Il parametro T_{cr}/T_{TO} per un velivolo di trasporto a getto dipende dalle prestazioni dell'impianto propulsivo e quindi dalla quota di volo che caratterizza la condizione esaminata.

Assumiamo che la spinta in crociera rispetto a quella massima che si può avere ancora in crociera sia pari a 0.8, e inoltre assumiamo che la spinta massima in crociera sia pari a 0.23 della spinta al decollo.

$$\text{Dunque } T_{cr}/T_{TO} = \frac{T_{cr}}{T_{cr \max}} \cdot \frac{T_{cr \max}}{T_{TO}} = 0.8 \cdot 0.23 = 0.18$$

Manipolando la relazione (2) con le quantità W_{cr}/W_{TO} e T_{cr}/T_{TO} otteniamo la relazione che esprime la condizione relativa ai requisiti di crociera nel piano di interesse.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W_{cr}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right) + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \left(\frac{W_{cr}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cr}}\right) \right] \cdot \left(\frac{T_{TO}}{T_{cr}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right)$$

I valori delle quantità che compaiono nella precedente relazione sono i seguenti.

- coefficiente di resistenza

Al valore del C_{D0} calcolato nella configurazione *clean* si aggiunge un ΔC_{D0} dovuto alla comprimibilità che ricaviamo da tabelle. Quindi abbiamo

$$C_{D0} = C_{D0}|_{clean} + \Delta C_{D0} = 0.0159 + 0.001 = 0.0169$$

- pressione dinamica

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$\rho|_{43000 ft} = 0.256 kg / m^3$$

$$V = M_{cr} \cdot a = 0.84 \cdot \sqrt{\gamma RT}$$

$$q = 247 psf$$

Riportiamo di seguito il diagramma delle limitazioni del punto di progetto in crociera.

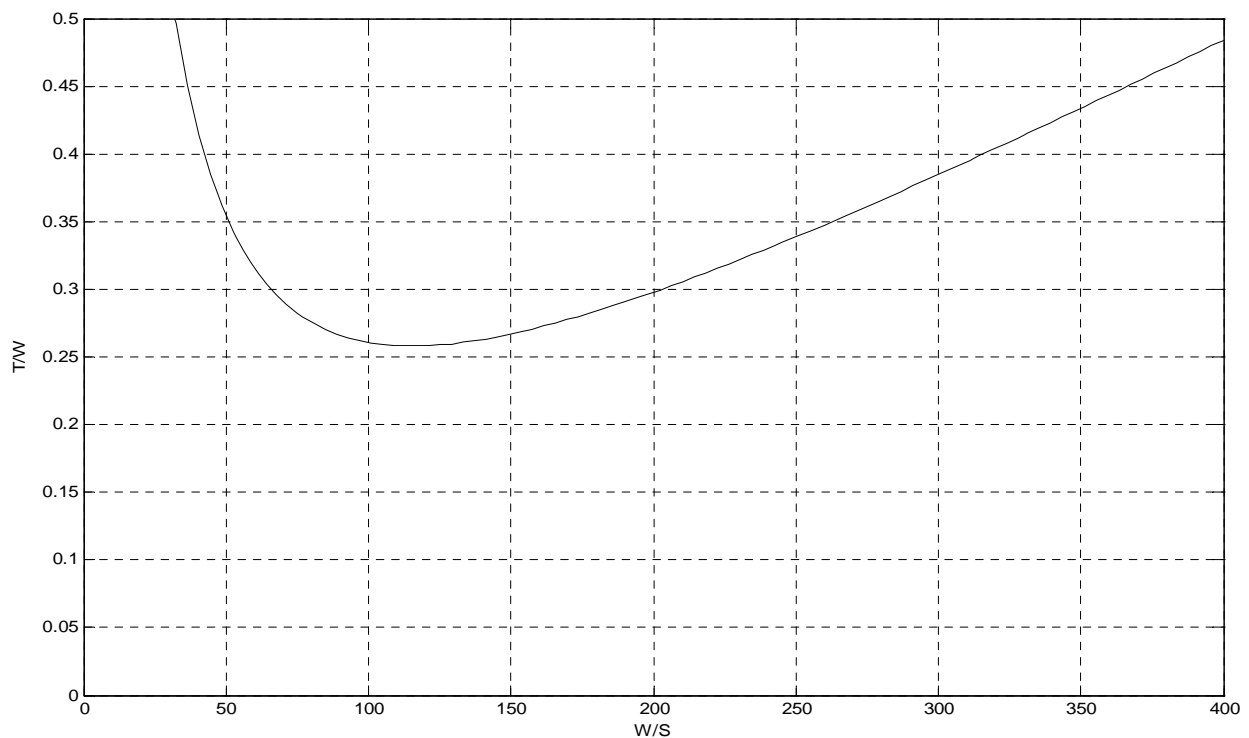


figura 2.5- limitazioni del punto di progetto in crociera

• Diagramma del punto di progetto

Tutte le limitazioni analizzate confluiscono in un unico grafico che rappresenta il *diagramma del punto di progetto*; la zona utile ai fini del volo per il velivolo a getto è rappresentata dall'area che si trova superiormente alle limitazioni; ivi quindi saranno concentrate le attenzioni per la scelta del punto di progetto. Nel seguente diagramma dovrà essere scelto in maniera plausibile la

combinazione di valori di $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ e $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$.

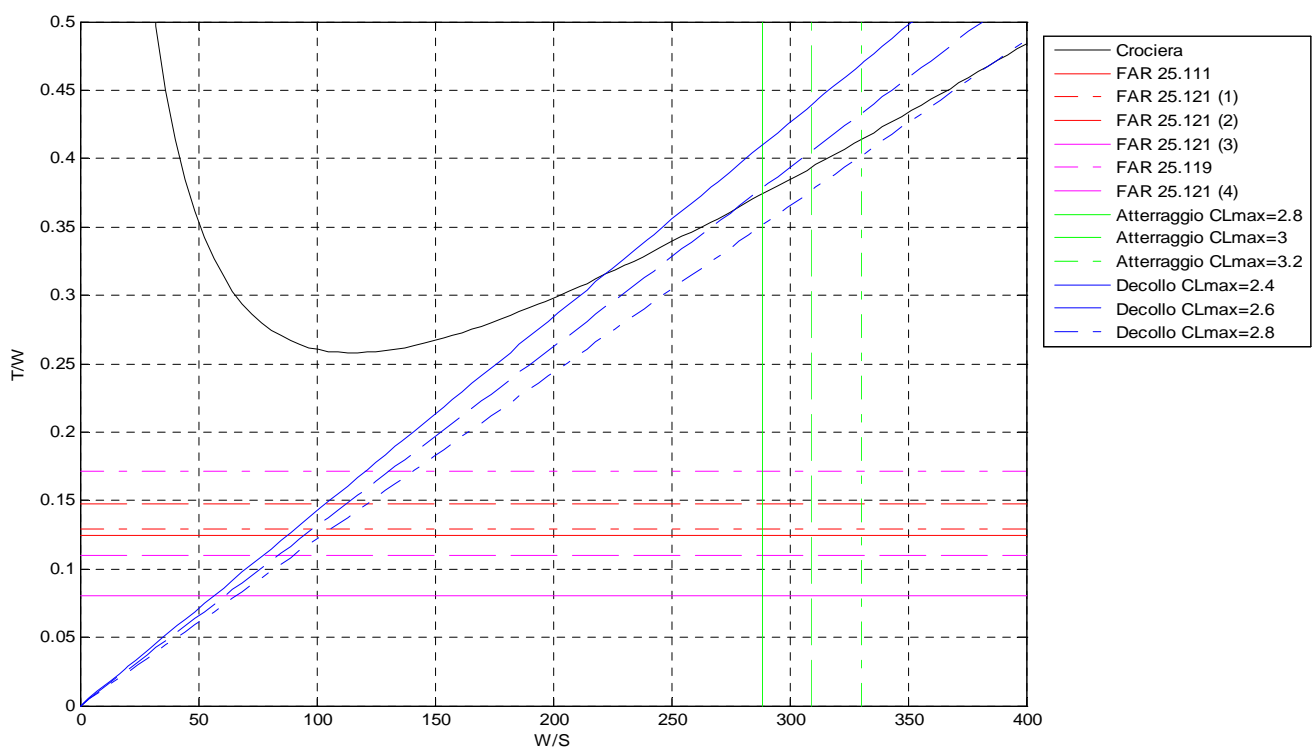


figura 2.6 - limitazioni del punto di progetto

Infine sono riportati i valori del punto di progetto dei due velivoli simili considerati, del reale velivolo A380 e del velivolo A380 stimato nell'esercitazione; i valori individuati per il velivolo analizzato sono:

AIRBUS A-380 Progetto stimato

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 158 \text{ psf}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = .29$$

AIRBUS A-380 Progetto reale

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 136 \text{ psf}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = .26$$

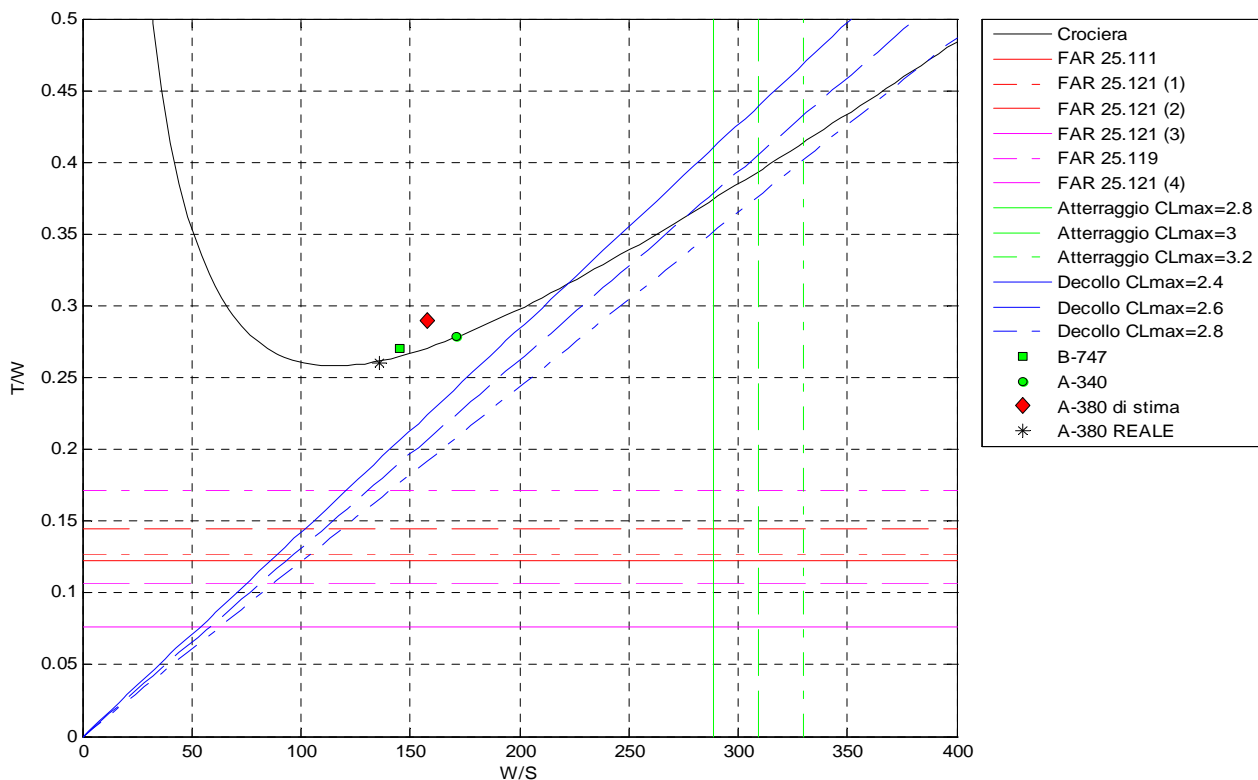


Figura 2.7 – limitazioni e scelta del punto di progetto

È bene notare che il carico alare del reale velivolo A-380 risulta inferiore rispetto a quello stimato preliminarmente da noi nell'esercitazione; questo è in linea con quanto detto nell'introduzione, in cui si dice che l'Airbus, all'atto del progetto, scelse di non selezionare un'ala che avrebbe avuto un'efficienza ottimale attorno alle 600 tonnellate di peso lordo massimo dell'A380, ma di pensare alla classe delle 750 tonnellate. Nel fare questo, i progettisti hanno sacrificato parte dell'efficienza nei consumi perché l'ala è troppo grande per l'A380 e hanno fissato un valore minore del carico alare. Inoltre è bene evidenziare che per il reale velivolo A-380 è stato ottenuto un valore di

$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ inferiore rispetto a quello scelto; ciò è giustificabile in relazione alla diminuzione del coefficiente di resistenza del reale velivolo rispetto a quello stimato sulla base di statistica ormai datata per quel velivolo (infatti il coefficiente di resistenza stimato da noi è maggiore rispetto a quello reale per il velivolo).

In definitiva i risultati ottenuti per il punto di progetto sono i seguenti:

RISULTATI OTTENUTI CON IL PUNTO DI PROGETTO Airbus A-380		
Carico Alare	$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	158 <i>psf</i> 771 <i>Kg/m²</i>
Rapporto spinta/peso	$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$	0.29
Allungamento alare	AR	7.54
Superficie alare	S	7026.6 <i>ft²</i> 652.8 <i>m²</i>
Apertura alare	b	230.1 <i>ft</i> 70.1 <i>m</i>
CLmax clean	$C_{L\max\ clean}$	1.6
CLmax T-O	$C_{L\max\ T-O}$	2.6
CLmax landing	$C_{L\max\ landing}$	3
CD0	C_{D0}	0.0159