

## Esercitazione II : Punto di progetto

Scegliere il punto di progetto significa assegnare il carico alare e il rapporto spinta-peso massimi: tali grandezze condizionano le prestazioni del velivolo in salita e in velocità massima e dunque la loro scelta è essenziale perché il prodotto finale rispetti le specifiche e le norme, ovvero, in riferimento a quest' ultimo requisito, sia certificabile. 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 perché 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:

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

dalla relazione statistica:

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

in cui  $S_{to_{FL}}$  è in ft e  $TOP_{25}$  in psf. Secondo le specifiche la distanza di decollo deve essere:

$$S_{to_{FL}} \leq 6500 \text{ ft}$$

a livello del mare, per cui si ottiene per diversi valori di  $C_{L_{max,to}}$  il vincolo mostrato in Figura 2.1.

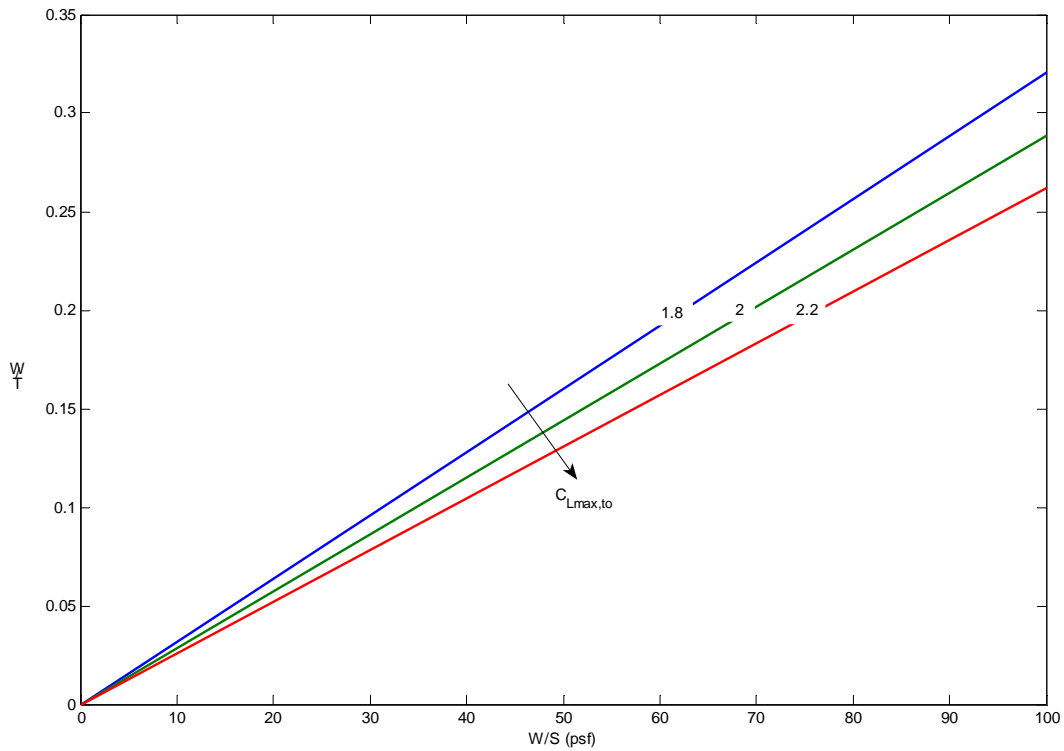


Figura 2.1

### Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio

La lunghezza di atterraggio è legata alla velocità di approccio:

$$V_A = 1.3V_{S_L}$$

dalla relazione statistica:

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

dove  $S_{F_L}$  è in ft e  $V_A$  in kts. La velocità di stallo in atterraggio è:

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

Dovendo essere secondo le specifiche

$$S_{F_L} \leq 4500 \text{ ft}$$

a livello del mare, supponendo

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

si ottiene per diversi valori di  $C_{L_{\max,L}}$  il vincolo mostrato in Figura 2.2.

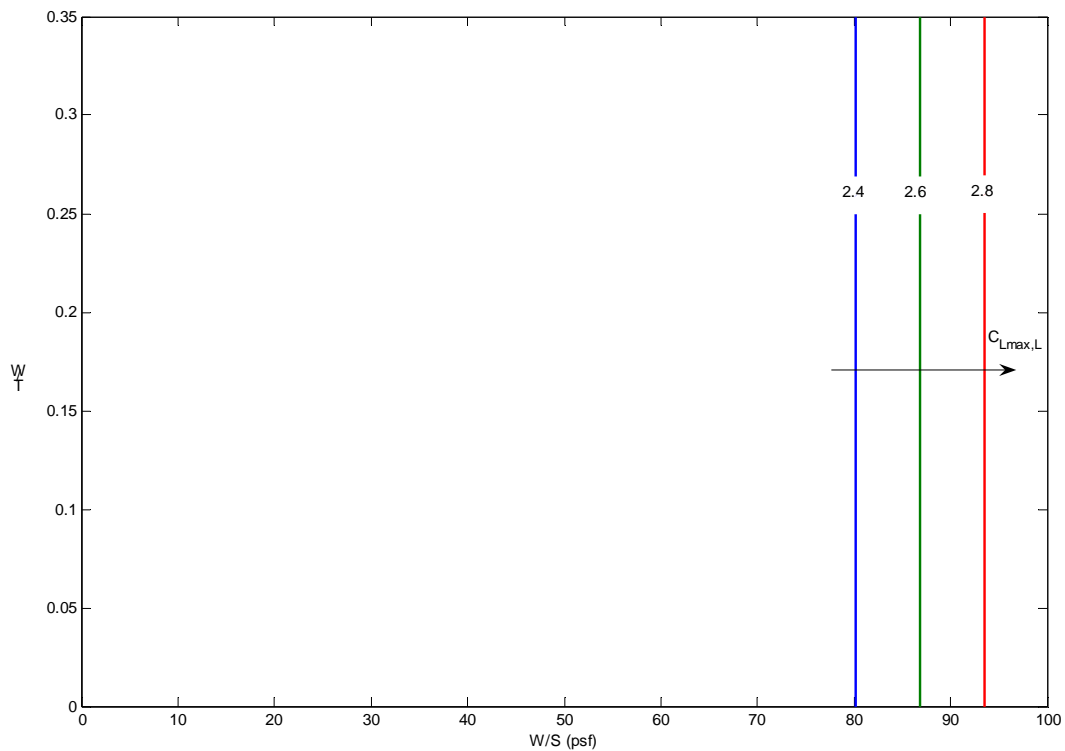


Figura 2.2

### Dimensionamento in base ai requisiti di salita

Il dimensionamento basato sui requisiti di salita richiede la conoscenza delle polari del velivolo nelle diverse configurazioni. Per ciascuna configurazione è assunto il modello parabolico:

$$C_D = C_{D_{\min}} + \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

ovvero una configurazione è caratterizzata univocamente dalla coppia  $(C_{D_{\min}}, e)$ . E' conveniente porre  $C_{D_{\min}}$  nella forma:

$$C_{D_{\min}} = C_{D0} + \sum_i \Delta C_{D0_i}$$

Il valore  $C_{D0}$  è relativo alla configurazione di crociera ed è ricavato sfruttando relazioni statistiche. Noto il peso massimo al decollo si ricava l' area parassita dalle relazioni:

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

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

I coefficienti statistici assumono i valori:

$$a = -2.5229$$

$$c = 0.0199$$

$$b = 1$$

$$d = 0.7531$$

$$(C_{fe} = 0.003)$$

Noti  $f$  e  $W_{to}$  scegliendo il carico alare massimo

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 85 \text{ psf}$$

si ricavano:

$$S = \frac{W_{to}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}} = 694.4 \text{ ft}^2 \quad ; \quad C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.01772$$

Di seguito sono mostrate le altre assunzioni.

	Crociera	Decollo	Atterraggio	Carrello estratto
$\Delta C_{D0}$	0	0.015	0.065	0.02
$e$	0.85	0.8	0.75	

Infine occorre scegliere l' allungamento alare. In analogia con velivoli simili è stato scelto il valore  $AR=7.5$ . Di seguito sono mostrate le polari teoriche utilizzate nei calcoli.

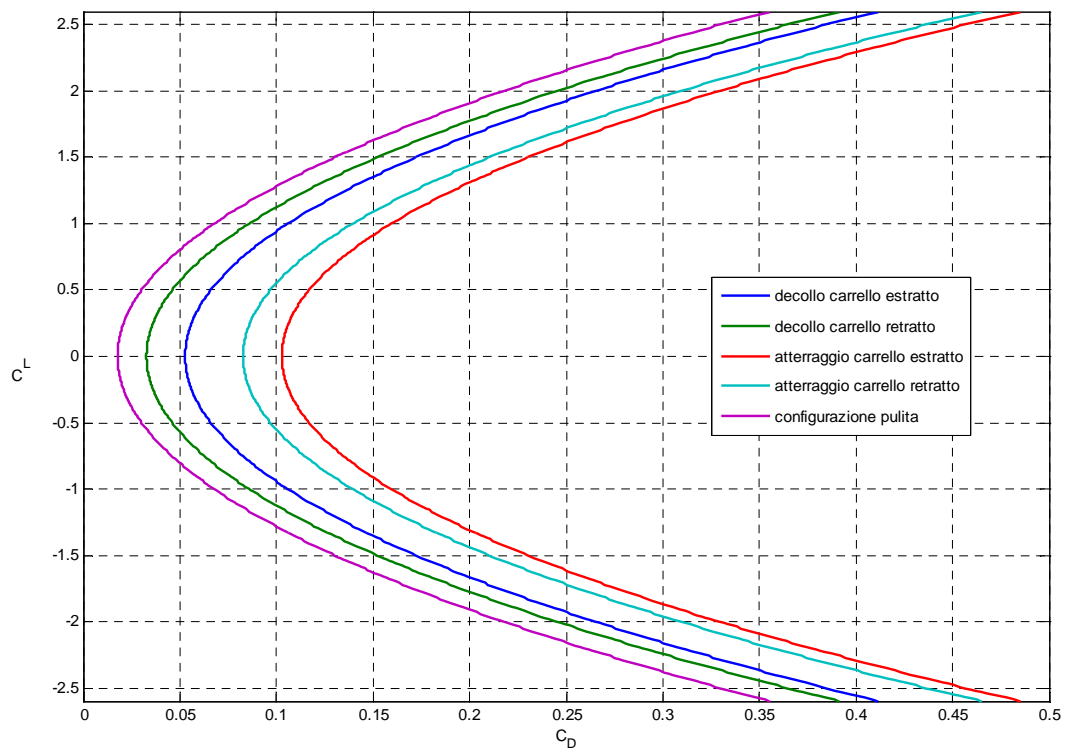


Figura 2.3

La polare che si ottiene in configurazione pulita è coerente con le assunzioni fatte nella determinazione dei pesi riguardo all' efficienza massima, che vale infatti:

$$E_{\max} = \sqrt{\frac{\pi A R e}{4 C_{D_0}}} = 15.01$$

e consente dunque di soddisfare la specifica secondo cui in fase di crociera l'efficienza vale:

$$E_A = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\max} = 13$$

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 essendo l'angolo di salita espresso in radianti piccolo rispetto all'unità è lecito assumere per questo l'espressione approssimata:

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

Il generico requisito è dunque nella forma:

$$CGR \geq K_1$$

Sono assegnate la configurazione, ovvero la polare, e le condizioni:

$$T = K_2 T_{\max_{to}} \quad ; \quad W = K_3 W_{to}$$

oltre alla velocità. E' dunque possibile calcolare il coefficiente di portanza in modo approssimato e il coefficiente di resistenza:

$$C_L = \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{V^2} \quad ; \quad C_D = C_{D_{\min}} + \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

per cui il vincolo assume la forma:

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{to} \geq \frac{K_3}{K_2} \left( K_1 + \frac{C_D}{C_L} \right)$$

La velocità è assegnata in termini delle velocità di stallo in decollo e atterraggio, per cui a questo punto è necessario scegliere i coefficienti di portanza massimi in decollo, atterraggio e configurazione pulita:

$$C_{L_{\max, to}} = 2 \quad ; \quad C_{L_{\max, L}} = 2.6 \quad ; \quad C_{L_{\max}} = 1.6$$

Nei requisiti è citata la configurazione di avvicinamento, identificata dalle seguenti caratteristiche:

$$C_L = \frac{C_{L_{\max, to}} + C_{L_{\max, L}}}{2} \quad ; \quad e = \frac{e_{to} + e_L}{2} \quad ; \quad C_{D_{\min}} = C_{D_0} + \frac{\Delta C_{D_{0, to}} + \Delta C_{D_{0, L}}}{2}$$

In effetto suolo si è assunta una polare modificata:

$$C_D = C_{D_{\min}} + K_{ES} \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

con  $K_{ES}=0.9$  . Alcune norme richiedono che il velivolo soddisfi il requisito con un motore in operativo (OEI): in questi casi la spinta massima disponibile è assunta pari alla metà di quella in condizioni ordinarie. Di seguito sono elencate le condizioni dettate da ciascuna norma.

FAR25.111 Transizione in salita

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.15V_{S_{to}} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI)$$

$W = W_{to}$  *configurazione di decollo, carrello retracts, effetto suolo*

FAR25.121 Transizione in salita

$$CGR \geq 0 \quad V = 1.15V_{S_{to}} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI)$$

$W = W_{to}$  *configurazione di decollo, carrello estratto, effetto suolo*

FAR25.121 Secondo tratto in salita

$$CGR \geq 0.024 \quad V = 1.2V_{S_{to}} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI)$$

$W = W_{to}$  *configurazione di decollo, carrello retracts*

FAR25.121 Salita in rotta

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.25V_S \quad T = 0.8 \cdot 0.5T_{\max_{to}} (OEI, Spinta massima continuativa)$$

$W = W_{to}$  *configurazione pulita*

FAR25.119 Atterraggio mancato

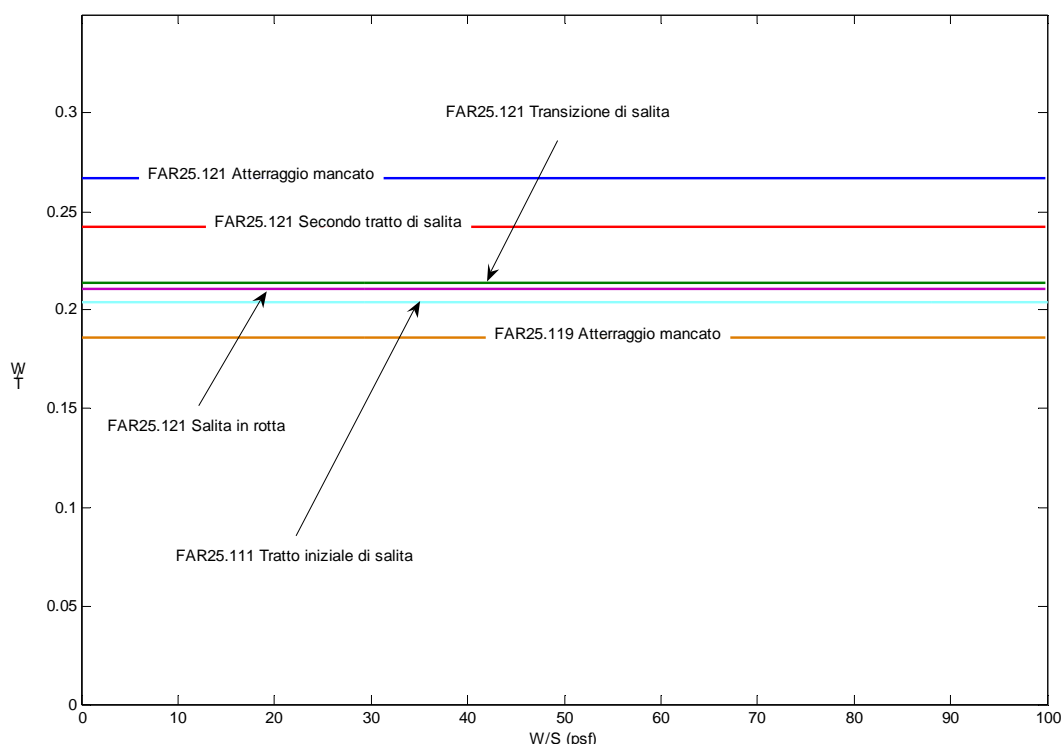
$$CGR \geq 0.032 \quad V = 1.3V_{S_L} \quad T = T_{\max_{to}}$$

$W = 0.9W_{to}$  *configurazione di atterraggio, carrello estratto*

FAR25.111 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.021 \quad V = 1.5V_{S_A} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI)$$

$W = 0.9W_{to}$  *configurazione di avvicinamento*



**Figura 2.4**

La condizione più stringente è dettata dalla FAR25.121 per l'atterraggio mancato. E' interessante osservare che il rispetto di tale requisito è sufficiente a garantire che il velivolo raggiunga la quota di crociera in 15 minuti, come da specifica. Supponendo infatti che il velivolo salga all'assetto di massima efficienza, al quale si realizza il massimo rateo di salita, calcolando il tempo di salita come:

$$t_c = \int_0^{h_{cr}} \frac{dz}{RC_{\max}(z)}$$

è agevole verificare come un rapporto spinta-peso pari a 0.2 sia già sufficiente affinché il velivolo si porti a 30000 ft in 15 min.

### **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:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D_0} q \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}} + \frac{1}{q \pi A R e} \left(\frac{W}{S}\right)_{cr}$$

Questa relazione deve essere verificata in condizioni di spinta massima continuativa e alla quota di crociera, dunque:

$$T_{cr} = 0.8 T_{\max, to} \varepsilon(h_{cr})^{0.827}$$

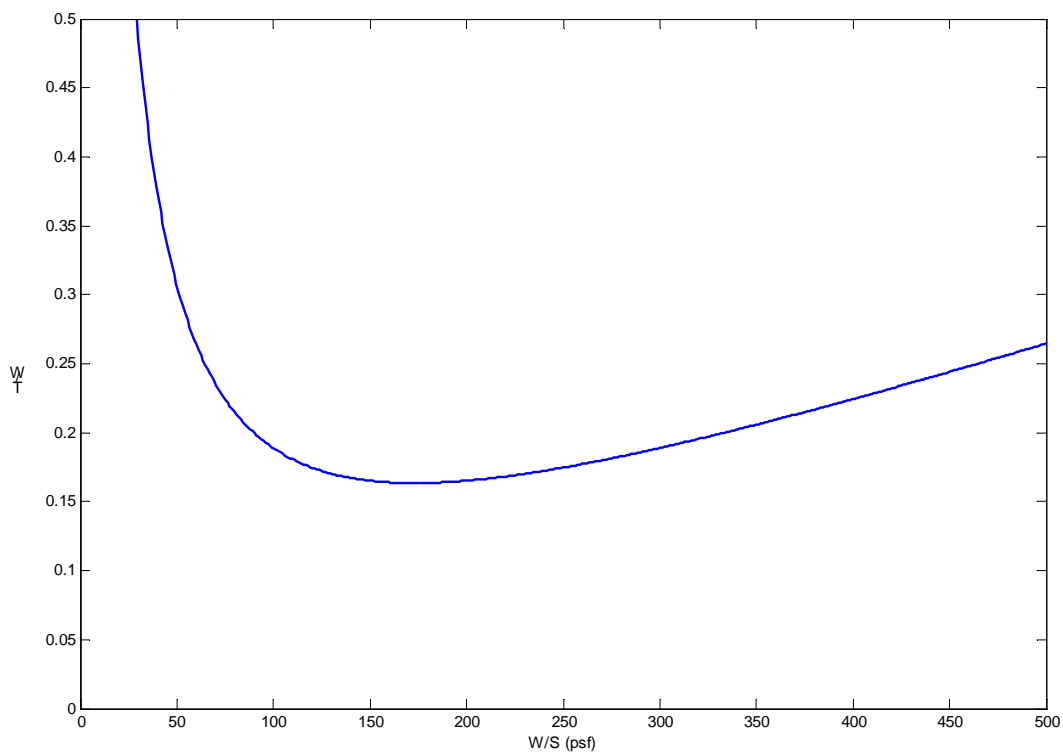
Tenendo conto delle fasi di decollo e salita si è posto:

$$W_{cr} = 0.95 W_{to}$$

Secondo la specifica il velivolo deve essere in grado di volare al numero di Mach 0.78 alla quota di crociera; con questi dati si può calcolare la pressione dinamica q. Per tenere conto degli effetti della compressibilità si è incrementato il  $C_{D0}$  della quantità:

$$\Delta C_{D_0} = 0.001031$$

In definitiva si ottiene il vincolo mostrato in Figura 2.5.



**Figura 2.5**



## Scelta del punto di progetto

Il punto di progetto scelto è:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 85 \text{ psf} \quad ; \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{to} = 0.35$$

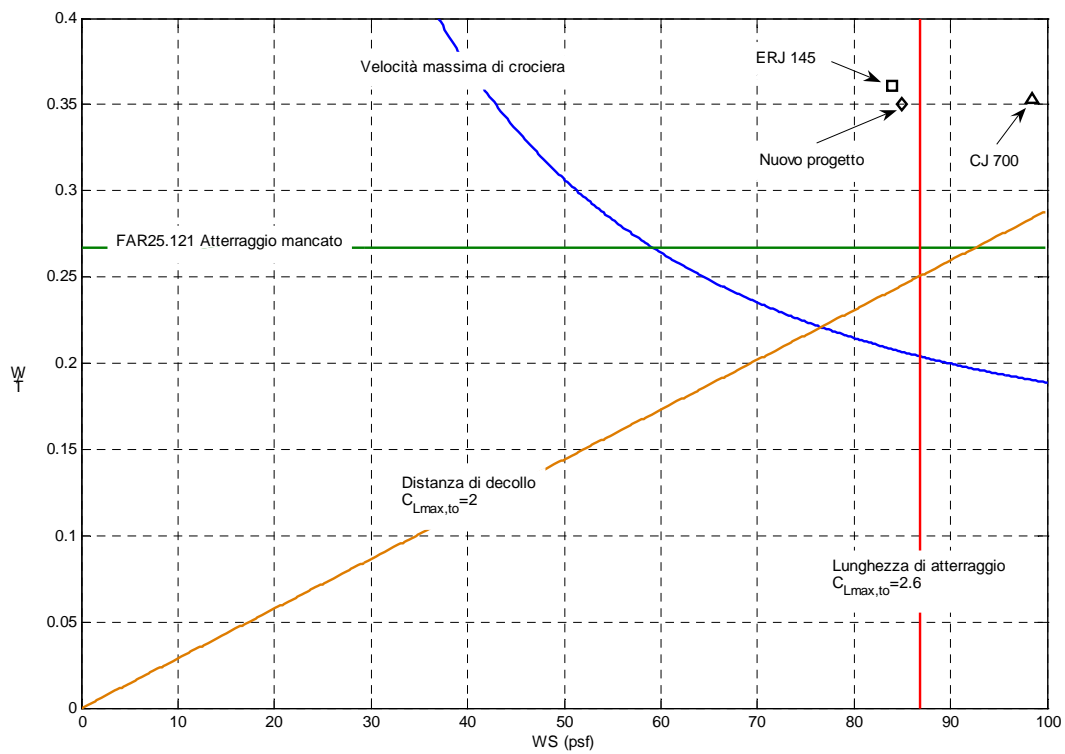


Figura 2.6

Il punto di progetto scelto è molto vicino a quello dell' ERJ 145; il CJ 700 ha invece un carico alare massimo sensibilmente superiore, oltre il vincolo imposto per il progetto in corso dalle norme sulla lunghezza di atterraggio. Questo può essere dovuto ad una ipersostentazione più spinta sul CJ 700, forse giustificata dal numero di passeggeri, superiore di 10 unità.