

### 3 - Calcolo del Punto di progetto.

#### 3.1 Il punto di progetto

Scopo di questo calcolo è quello di determinare due parametri di progetto fondamentali del velivolo: il carico alare ed il rapporto spinta-peso. La scelta di questi parametri deve essere compiuta nel rispetto delle normative e dei requisiti di specifica. Ognuno di questi requisiti si traduce in pratica, infatti, in un vincolo nel piano W/S-T/W.

#### 3.2 Distanza di decollo

Il velivolo da progettare deve avere una distanza di decollo al massimo pari a 6500 ft secondo la specifica. In questa fase preliminare del progetto, in mancanza dei dati del nostro velivolo, si farà spesso uso di relazioni statistiche basate sui velivoli esistenti della stessa categoria. Nel caso del decollo si introduce il parametro TOP25:

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma C_{L_{max,TO}} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \quad (3.1)$$

che è legato alla corsa di decollo dalla relazione statistica:

$$S_{to_{PL}} = 37.5 TOP_{25} \quad (3.2)$$

Nel nostro caso abbiamo quindi un TOP25 pari a 173.33. Il limite di decollo si traduce quindi in una stella di rette passanti per l'origine degli assi con inclinazione

inversamente proporzionale al coefficiente massimo di portanza in decollo. Il punto di progetto dovrà trovarsi al di sopra della retta corrispondente al coefficiente di portanza reale.

### 3.3 Lunghezza di atterraggio

La lunghezza di atterraggio, se trascuriamo eventuali meccanismi di inversione della spinta, dipende solo dal carico alare e non dal sistema propulsivo. Per questo, il vincolo imposto dalla specifica, che prescrive una lunghezza di atterraggio non superiore a 4500 ft a livello del mare, è una retta parallela all'asse delle ordinate. La velocità di approccio è legata alla corsa di atterraggio dalla seguente relazione:

$$S_{F_L} = 0.3 \cdot V_A^2 \quad (3.3)$$

nota la velocità di approccio, si può stimare quella di stallo in atterraggio, inferiore del 30 %,

$$V_A = 1.3 V_{s_L} \quad (3.4)$$

$$V_{s1} = 174.5 \text{ km/h} = 94.2 \text{ knts}$$

Dall'equilibrio alla traslazione verticale, assumendo un peso pari al 90 % di quello massimo al decollo, otteniamo diverse rette a seconda del coefficiente di portanza massimo con ipersostentatori in configurazione di atterraggio.

### 3.4 Salita

Per la determinazione del vincolo di salita è necessario stimare le polari aerodinamiche. Si utilizzerà in generale il modello di polare parabolica:

$$C_D = C_{D_{min}} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (3.5)$$

Per calcolare il CDo si possono sfruttare delle relazioni statistiche:

$$\begin{aligned} \log_{10} S_{wet} &= c + d \log_{10} W_{to} \\ \log_{10} f &= a + b \log_{10} S_{wet} \end{aligned} \quad (3.6)$$

I coefficienti statistici saranno quelli tipici della categoria dei velivoli da trasporto con motori turbofan:

$$a = -2.5229 \quad b = 1 \quad c = 0.0199 \quad d = 0.7531$$

Grazie a queste due relazioni, essendo già noto il peso massimo al decollo, stimato in 49497 lb, possiamo ricavare l'area parassita  $f$ . Tuttavia, per calcolare il CDo, bisogna assumere a questo punto un valore per la superficie alare, e quindi per il carico alare. Si è posto, in base ad un confronto con velivoli simili:

$$W/S = 85 \text{ psf}$$

$$S = 582.3 \text{ ft}^2$$

Con queste assunzioni si ottiene:

$$C_{Do} = f / S = 0.0185 \quad (3.7)$$

Per il fattore di Oswald, l'allungamento alare e le correzioni alle polari relative a configurazioni non pulite si sono fatte le seguenti assunzioni, basate sempre sull'osservazione dei velivoli simili.

	Crociera	Decollo	Atterraggio	Avvicinamento	Carrello estratto
$\Delta C_{Do}$	0	0.015	0.065	0.04	0.02
e	0.83	0.77	0.72	0.745	0

Tab 3.1

Allungamento Alare: 7.7

I parametri per la configurazione di avvicinamento sono stati calcolati come media tra quelli di atterraggio e decollo. Si è assunta inoltre una polare corretta in effetto suolo:

$$C_D = C_{D_{min}} + K_{ES} \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (3.8)$$

con

$$K_{ES} = 0.9$$

Inoltre bisogna valutare la velocità di stallo in decollo, per cui dobbiamo fissare il  $C_{Lmax}$  in configurazione di decollo. Assumendo:

$$C_{Lmaxtakeoff} = 1.8$$

Avremo:

$$V_{sto} = 119 \text{ knts}$$

Le normative impongono che l'angolo massimo di salita sia maggiore di un certo valore  $K_1$ ,

$$CGR = \frac{T}{W} - \frac{1}{E} \quad (3.9)$$

$$CGR \geq K_1 \quad (3.10)$$

nelle condizioni

$$T = K_2 T_{\max_{to}} \quad ; \quad W = K_3 W_{to} \quad (3.11)$$

Condizioni imposte dalla normativa:

FAR 25.111 Transizione in salita

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.15 V_{S_{to}} \quad T = 0.5 T_{\max_{to}} (OEI) \quad W = W_{to} \quad (3.12)$$

- configurazione di decollo con carrello retrato in effetto suolo

FAR 25.121 Transizione in salita

$$CGR \geq 0 \quad V = 1.15 V_{S_{to}} \quad T = 0.5 T_{\max_{to}} (OEI) \quad W = W_{to} \quad (3.13)$$

- configurazione di decollo con carrello estratto in effetto suolo

FAR 25.121 Secondo tratto in salita

$$CGR \geq 0.024 \quad V = 1.2V_{S_0} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI) \quad W = W_{to} \quad (3.14)$$

-configurazione di decollo con carrello represso

FAR 25.121 Salita in rotta

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.25V_S \quad T = 0.8 \cdot 0.5T_{\max_{to}} (OEI, Spinta a massima continuativa) \quad W = W_{to} \quad (3.15)$$

-configurazione pulita

FAR 25.119 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.032 \quad V = 1.3V_{S_L} \quad T = T_{\max_{to}} \quad W = 0.9W_{to} \quad (3.16)$$

-configurazione di atterraggio con carrello estratto

FAR 25.111 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.021 \quad V = 1.5V_{S_A} \quad T = 0.5T_{\max_{to}} (OEI) \quad W = 0.9W_{to} \quad (3.17)$$

-configurazione di avvicinamento

La condizione più gravosa e quindi dimensionante risulta essere proprio quella di atterraggio mancato con un motore in operativo.

La specifica di progetto chiede invece che il velivolo possa salire alla quota di crociera di 30000 ft in un tempo non superiore a 15 min. Calcolando il tempo di salita come:

$$t_c = \int_0^{h_{cr}} \frac{dz}{RC_{\max}(z)} \quad (3.18)$$

ed assumendo che la salita avvenga al punto E della polare ed alla massima spinta continuativa:

$$C_L = 0.6$$

$$E = E_{\max} = 16$$

Un rapporto Spinta-Peso pari a 0,3 comporta un tempo di salita di 14 minuti. In realtà il massimo rateo di salita si ottiene a velocità maggiori di quella corrispondente al punto E, il che fornisce un certo margine di sicurezza. Si è visto che le condizioni di massimo rateo di salita si hanno infatti per:

$$C_L = 0.37$$

$$C_D = 0.25$$

In queste nuove condizioni per  $T/W = 0.28$  il tempo di salita calcolato è di 13.7 minuti, che soddisfa il requisito di specifica. Quindi possiamo continuare a considerare come limite di progetto per la salita quello derivante dalla FAR 25.111.

### 3.5 Crociera

L'ultimo vincolo che bisogna tener presente è quello di crociera. La specifica impone un Mach massimo di crociera pari almeno a 0,78 a 30000 ft. A tale quota abbiamo:

velocità del suono 300 m/s

rapporto di densità 0,4

fattore di riduzione della spinta 0,33

La spinta va ridotta ulteriormente rispetto a quella massima al decollo di un fattore 0,8 per evitare il surriscaldamento del motore. Anche il carico alare è stato però ridotto rispetto a quello al decollo del 5 %.

Si ottiene dalla seguente relazione un'unica curva nel piano di progetto:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D_0} q \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}} + \frac{1}{q \pi A R e} \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \quad (3.19)$$



### 3.6 Scelta del punto di progetto

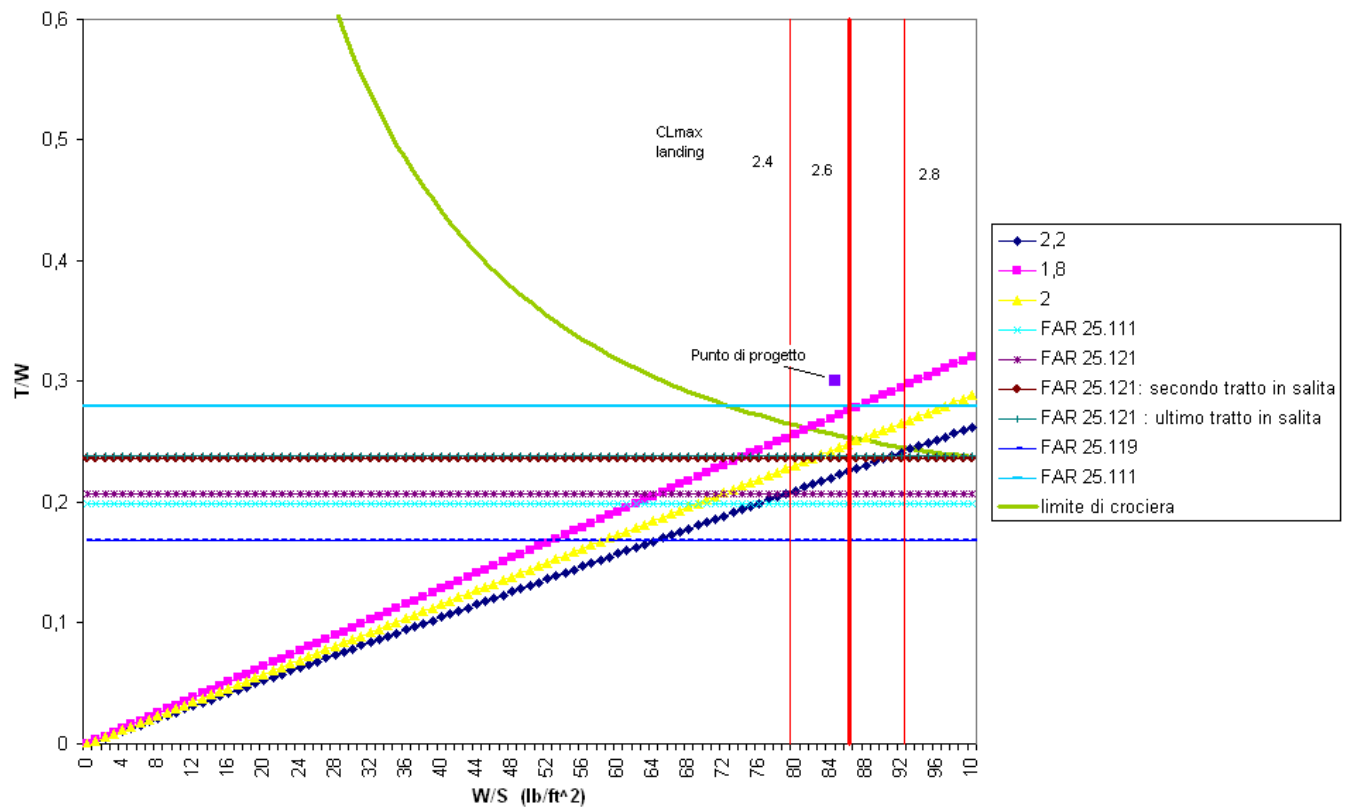


Fig. 3.1 – Grafico sinottico delle condizioni per la scelta del punto di progetto

La scelta è stata compiuta bloccando il  $CL_{max}$  in decollo a 1.8 e quello in atterraggio a 2.6 (retta rossa di spessore maggiore). Il Punto di progetto è individuato in definitiva dai valori

$$W/S = 85 \text{ psf}$$

$$T/W = 0.3$$