

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

Per determinare il punto di progetto bisogna calcolare le curve limitative $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ per ogni fase della missione, attenendosi alle formule statistiche della normativa FAR 23.

a) Dimensionamento in base alla velocità di stallo:

Per i velivoli bimotori ad elica le FAR 23 prevedono:

$V_s \leq 89 Kts \rightarrow$ velocità di stallo in configurazione pulita

$V_{SL} \leq 76 Kts \rightarrow$ velocità di stallo in configurazione di atterraggio

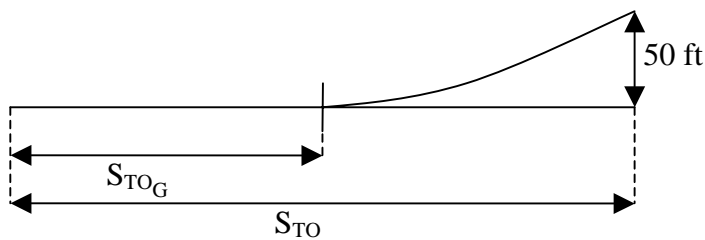
con i valori: $\rho = 0.0023769 \frac{lbs^2}{ft^4}$ V_s in $\left[\frac{ft}{s}\right]$ e scegliendo per un bimotore turboelica

i seguenti coefficienti di portanza massimi al decollo e all'atterraggio: $C_{LmaxTO} = 1.8$ avremo, $C_{LmaxL} = 2$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = V_s^2 \frac{\rho}{2} C_{LmaxTO} = 48.132 \frac{lb}{ft^2}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = V_{SL}^2 \frac{\rho}{2} C_{LmaxL} = 38.943 \frac{lb}{ft^2}$$

b) Dimensionamento in base alla distanza di decollo:



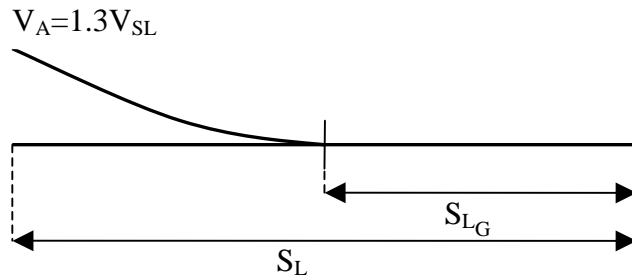
Dobbiamo prima trovare S_{TOG} . Dalle normative $S_{TO} = 1.66 S_{TOG}$, poiché dalle specifiche ho che

$S_{TO} = 2261 ft$, allora sarà $S_{TOG} = \frac{2261}{1.66} = 1362 ft$. Si fa riferimento alla seguente relazione

statistica: $S_{TOG} = 4.9 TOP_{23} + 0.009 TOP_{23}^2$ dove $TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma(C_{Lmax})_{TO}}$ (take off parameter)

Si ricava $TOP_{23} = 163.4$ per cui $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = 163.4 \frac{C_{LmaxTO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}$ al variare di $C_{LmaxTO} = [1.4 - 1.6 - 1.8 - 2]$

c) Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio:



Essendo dalle specifiche $S_L = 1672 \text{ ft}$, dalle norme si ha che $S_L = 1.938 S_{LG}$, $S_{LG} = 0.265 V_{SL}^2 \rightarrow S_L = 0.512 V_{SL}^2$, quindi $V_{SL} = 57.1 \text{ Kts} = 96.2 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$. Questo valore è inferiore a quello imposto dalla norma per cui è possibile sceglierlo per il dimensionamento.

Poiché $V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \sqrt{\frac{1}{C_{L_{\max L}}}}$, ed imponendo $\left(\frac{W}{S}\right)_L = \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ ricaviamo:

$$\boxed{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{V_{SL}^2}{\frac{2}{\rho C_{L_{\max L}}}} = 11.0 C_{L_{\max L}}} \quad \text{al variare di } C_{L_{\max L}} = [1.8 - 2 - 2.4 - 2.8]$$

d) Dimensionamento in base alla salita:

Bisogna prima fare una stima della polare per ogni configurazione di volo. L'espressione della polare è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{(\pi \cdot AR \cdot e)} \quad C_{D0} = \frac{f}{S}$$

Dalla relazione statistica seguente ricaviamo la S_{Wet} :

$$\log_{10} S_{WET} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} = 0.8635 + 0.5632 \cdot \log_{10} 9263 \Rightarrow S_{WET} = 1175 \text{ ft}^2$$

con c e d dalla tabella dei velivoli simili: $c = 0.8365$ $d = 0.5632$

Fissato $c_f = 0.0060$ otteniamo la seguente relazione: con $a = -2.2218$ e $b = 1$

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{WET} = -2.2218 + 1 \cdot \log_{10} 1175 \Rightarrow f = 7.04 \text{ ft}^2$$

Scelto $\frac{W_{TO}}{S} = 30$, valore plausibile con i velivoli simili $\Rightarrow S = 320 \text{ ft}^2 = 28.8 \text{ m}^2$

$$\text{Quindi } C_{D0} = \frac{f}{S} = \frac{7.04}{320} = 0.022. \text{ Scegliendo } AR = 8 \Rightarrow b = 50.6 \text{ ft} = 15.18 \text{ m}$$

Possiamo ora esprimere l'equazione della polare:

Polare in Configurazione pulita : $e = 0.85 \Rightarrow \boxed{C_D = 0.022 + 0.047C_L^2}$

Esaminiamo per i vari casi le modifiche alla resistenza parassita ed al fattore di Oswald scelte in base alla norma FAR 23 :

Configurazione pulita : $\Delta C_{D0} = 0 \quad e = 0.85$

Configurazione con ipersostentatori al decollo : $\Delta C_{D0} = 0.015 \quad e = 0.75$

Configurazione con ipersostentatori all'atterraggio : $\Delta C_{D0} = 0.070 \quad e = 0.70$

Configurazione con carrello esteso : $\Delta C_{D0} = 0.020$

Configurazione con elica in bandiera : $\Delta C_{D0} = 0.005$

Scriviamo adesso l'equazioni delle polari in base alle modifiche di cui sopra :

FAR 23.65 (AEO)
(Carrello retratto-ipersostentatori al decollo-potenza massima)

$$1) C_D = 0.041 + 0.053C_L^2 \quad e = 0.75$$

FAR 23.67 (OEI)
(Carrello retratto-elica ferma in bandiera)

$$2) C_D = 0.031 + 0.047C_L^2 \quad e = 0.85$$

FAR 23.77 (AEO)
(Carrello estratto-ipersostentatori all'atterraggio-potenza di decollo su tutti i motori)

$$3) C_D = 0.112 + 0.057C_L^2 \quad e = 0.70$$

Adesso possiamo ricavare le curve limitative $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ che sono :

- 2 per le FAR 23.65
- 1 per le FAR 23.67
- 1 per le FAR 23.77

-FAR 23.65-

$$RC \geq 300 \quad RCP = \frac{RC}{33000} = \frac{300}{33000} = 0.0091 \frac{hp}{lbs} \quad \sigma = 1 \text{ quota zero}$$

$$\text{calcolo di } \left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)_{\max} \rightarrow \text{dalla polare 1) } \left\{ \begin{array}{l} C_{LP} = \sqrt{3C_{LE}} = \sqrt{3\pi AR \cdot e C_{D0}} = 1.45 \\ C_D = 4C_{D0} = 0.148 \end{array} \right\} \rightarrow \left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)_{\max} = 11.8$$

Salita rapida

$$\text{rendimento elica } \eta_p = 0.8, RCP = \left[\frac{\eta_p}{\left(\frac{W}{P} \right)_{TO}} - \frac{\sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}}{19\sqrt{\sigma} \left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)_{\max}} \right] \rightarrow \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \leq \frac{179.36}{2.04 + \sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}}$$

$$CGR \geq \frac{1}{12} = 0.0833, \quad CGR = 0.0833, \quad CGRP = \frac{18.97\eta_p\sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}} = \left[CGR + \frac{1}{\left(\frac{L}{D} \right)} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

Essendo $C_{L\max TO} = 1.9$ il C_L di salita ripida vale $C_L = C_{L\max TO} - 0.2 = 1.7$ per cui $\frac{L}{D} = 15.6$

$$\text{Infine : } \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{15.17}{0.113\sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}}$$

FAR 23.67

$$RC \geq 0.027V_{SO}^2 \quad \text{dove } V_{SO} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}} \sqrt{\frac{1}{C_{L\max}}} \quad \text{è la velocità di stallo nella}$$

configurazione pulita. Essendo $\frac{W_{TO}}{S} = 30$ in base all'assunzione fatta inizialmente ,

$\rho = 0.002049$ e $\sigma = 0.862$ a quota $z = 5000 \text{ ft}$, avremo $V_{SO} = 80.1 Kts = 135.2 \frac{ft}{s}$. inoltre

$$\text{dalla polare 2) ricaviamo } \left\{ \begin{array}{l} C_{LP} = \sqrt{3C_{LE}} = \sqrt{3\pi AR \cdot e C_{D0}} = 1.32 \\ C_D = 4C_{D0} = 0.108 \end{array} \right\} \rightarrow \left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)_{\max} = 14.0$$

$$RCP = \frac{RC}{33000} = \frac{0.027V_{SO}^2}{33000} = \left\{ \frac{\eta_P}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - \frac{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}{19\sqrt{\sigma}\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)} \right\}, \text{ da cui sostituendo i valori si ha: } \sigma = 0.862$$

$$\boxed{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{0.8}{0.00526 + \frac{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}{245}}}$$

FAR 23.77

$$CGR \geq \frac{1}{30} = 0.033$$

Assunto $C_{L_{maxL}} = 2$, assetto di salita ripida $C_L = 2 - 0.2 = 1.8$

$$\text{Dalla polare 3) troviamo che } \begin{cases} C_{LP} = \sqrt{3C_{LE}} = \sqrt{3\pi AR \cdot e C_{D0}} = 2.43 \\ C_D = 4C_{D0} = 0.448 \end{cases} \rightarrow \frac{L}{D} = 6.0$$

$$CGRP = \frac{18.97\eta_P\sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = \left[CGR + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.162 \rightarrow \boxed{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{102.5}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}$$

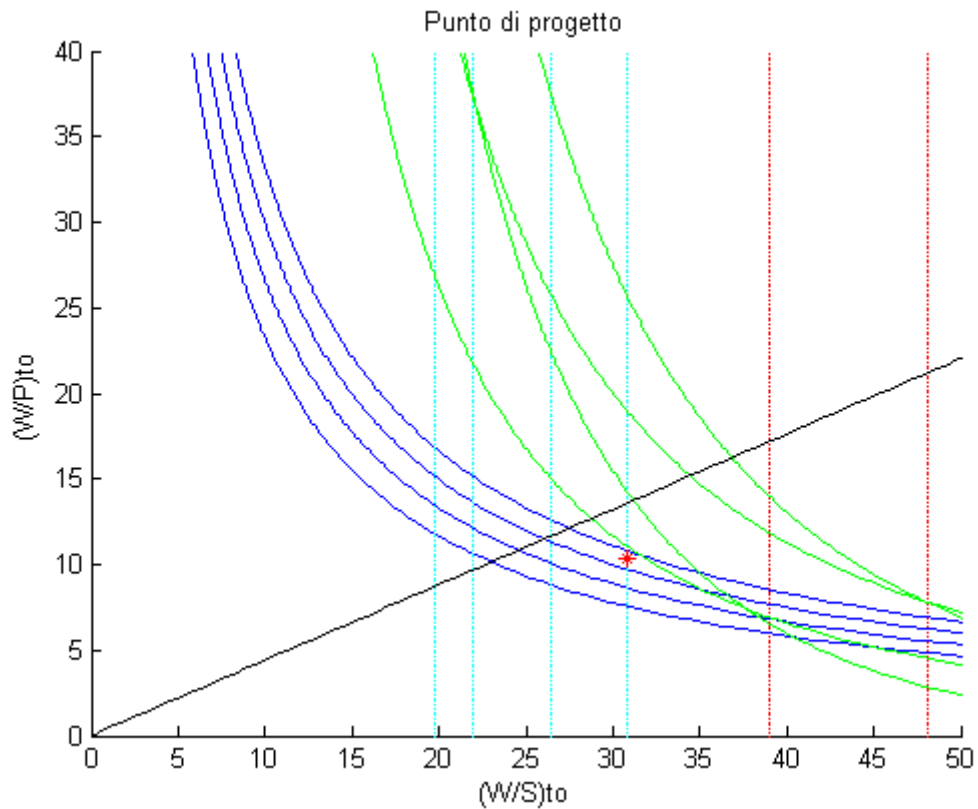
e) dimensionamento in base alla velocità di crociera :

$$\text{Consideriamo l'espressione dell' indice di potenza } I_P = \sqrt[3]{\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma\left(\frac{W}{P}\right)_{Cr}}}, \text{ da una analisi di velivoli}$$

simili si è scelto : $I_P = 1.20$ con $\sigma = 0.516$ a quota $z = 21000 ft$ e $\left(\frac{W}{P}\right)_{Cr} = 0.56\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$ da cui

$$\boxed{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = 2.27\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}$$

Riportiamo tutte le curve trovate su un unico grafico :



In base alle limitazioni trovate e in base alle specifiche di progetto si è scelto il seguente punto:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 30.8 \frac{lb}{ft^2} \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{to} = 10.3 \frac{lb}{hp}$$

Da questa coordinata si ricavano i parametri geometrici di avan-progetto:

$$\begin{aligned} S &= 300.7 \text{ ft}^2 = 27 \text{ m}^2 \\ AR &= 8 \\ b &= 49 \text{ ft} = 14.7 \text{ m} \\ C_{L_{max}} &= 1.9 \\ C_{L_{max} L} &= 2.5 \\ P &= 2 \cdot 450 = 900 \text{ hp} \end{aligned}$$