

3 DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

In questo capitolo si determineranno i parametri necessari ad ottemperare i requisiti richiesti nella specifica di progetto e nella fattispecie: la Superficie Alare S , la Potenza al decollo P_{TO} , i coefficienti di Portanza massimi in crociera, al decollo e all'atterraggio, indicati rispettivamente con C_{Lmax} , $C_{Lmax-TO}$, C_{Lmax-L} , ed infine l'Allungamento Alare $AR = b^2 / S$, dove b è l'Apertura Alare.

Tutti questi parametri sono propedeutici alla scelta del punto di progetto nel nostro velivolo nel piano $\left(\left(\frac{W}{P} \right)_{TO}, \left(\frac{W}{S} \right)_{TO} \right)$.

3.1 DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA VELOCITA' DI STALLO

La velocità di stallo è definita da :

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Lmax}}}$$

Per un velivolo monomotore ad elica tipo Piper Warrior essa è imposta dalla normativa FAR 23 :

$$V_s = 56 kts = 94.53 ft / s$$

$$V_{SL} = 50 kts = 84.4 ft / s$$

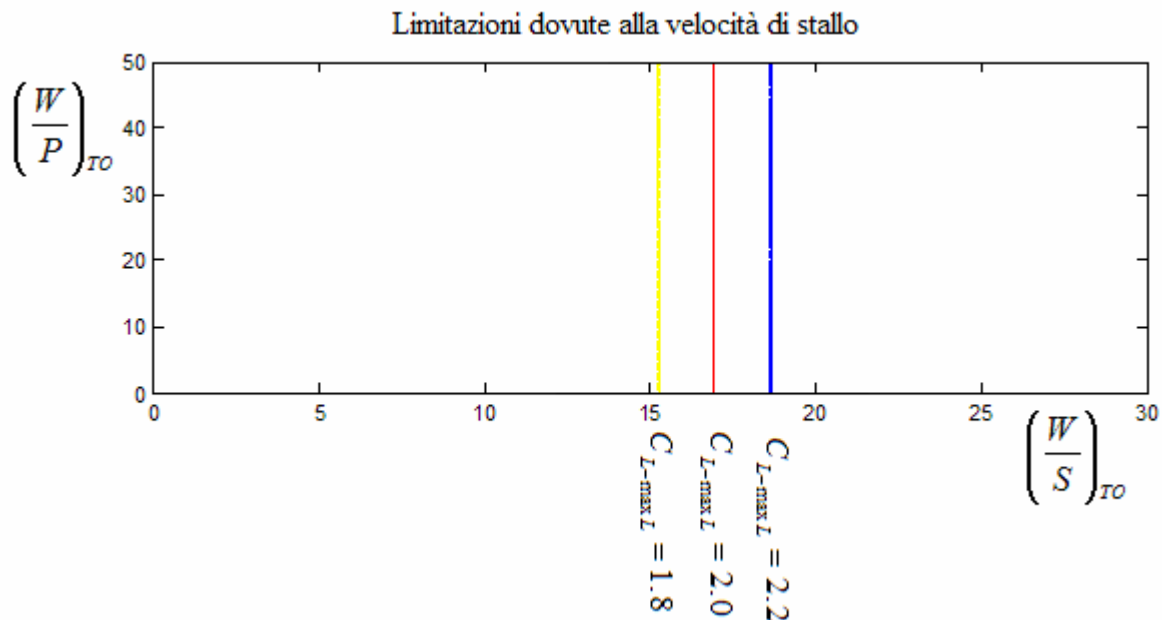
Scelti tre valori del C_{Lmax} , otteniamo le seguenti limitazioni:

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{TO} < V_s^2 \frac{\rho}{2} C_{Lmax} \quad \left(\frac{W}{S} \right)_{TO} < V_{SL}^2 \frac{\rho}{2} C_{Lmax}$$

$$\rho = 0.0023769 \frac{lb \cdot s^2}{ft^4}$$

Vs	Vs L	densità	Cl max	Cl max L	(W/S)to	(W/S) L
94,53	84,4	0,002377	1,5	1,8	15,92984	15,23836
94,53	84,4	0,002377	1,7	2	18,05382	16,93151
94,53	84,4	0,002377	1,9	2,2	20,1778	18,62467

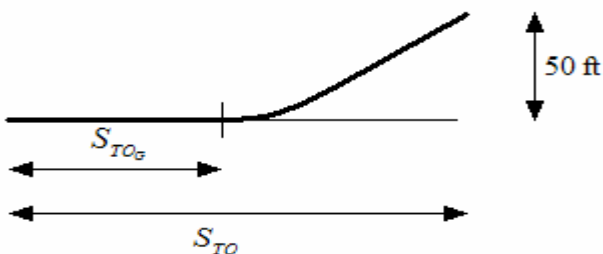
Che nel piano sopra indicato sono delle rette parallele all'asse delle ordinate. Di seguito rappresentiamo quelle relative alle condizioni più stringenti :



Ovviamente la parte di piano utile è quella a sinistra di tali rette, le unità di misura dei grafici saranno sempre $\left[\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}\right] = [psf]$, $\left[\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}\right] = \left[\frac{lb}{hp}\right]$.

3.2 DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA DISTANZA DI DECOLLO

Per il nostro velivolo valgono le normative FAR 23 ($W_{TO} < 12500lbs$), per le quali esiste una relazione statistica che lega la corsa di decollo a terra con quella di involo fino a 50 ft dal suolo :



$$S_{TOG} = 4.9TOP_{23} + 0.009TOP_{23}^2$$

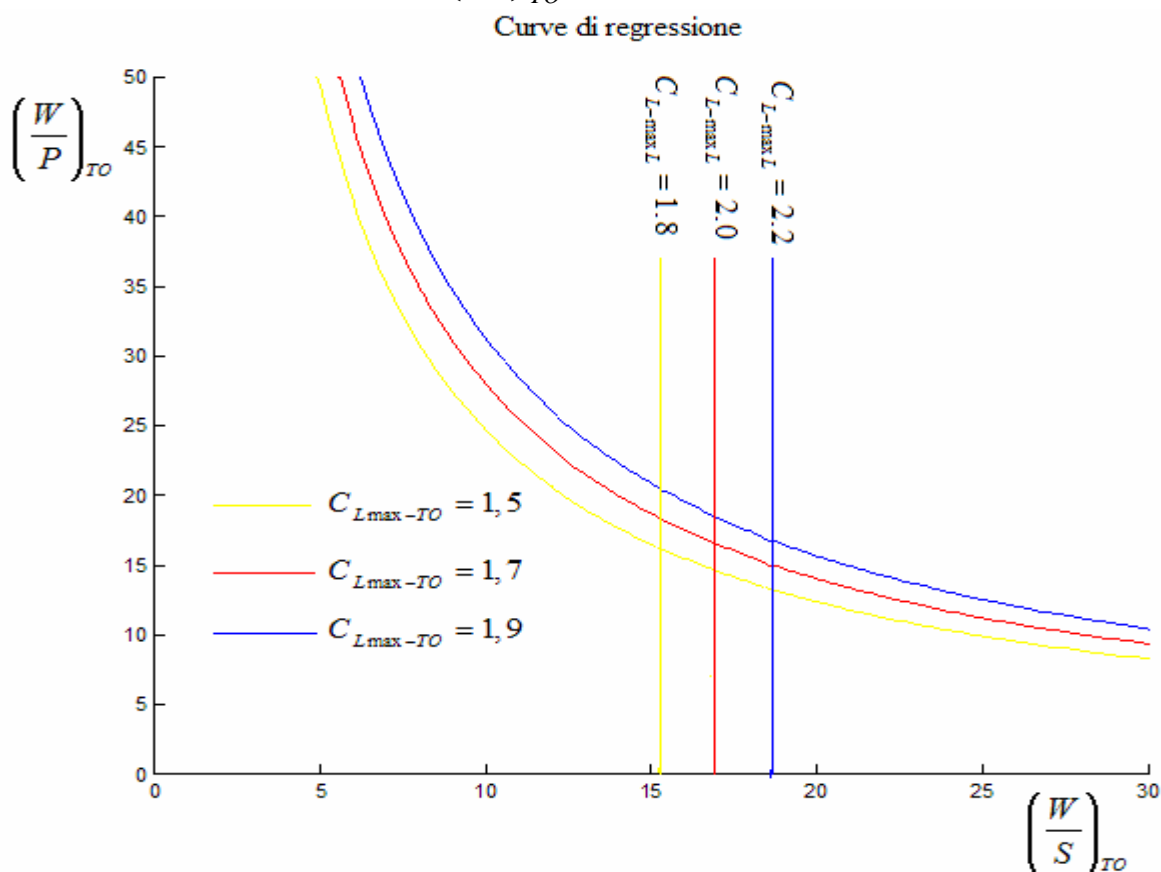
Dove S_{TO} e S_{TO_G} ci sono date dalla specifica e valgono :

$$S_{TO_G} = 1050 \text{ ft} \quad S_{TO} = 1650 \text{ ft}$$

$$\text{Con :} \quad TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma C_{L_{\max-TO}}} \quad \sigma = \frac{\rho}{\rho_o}$$

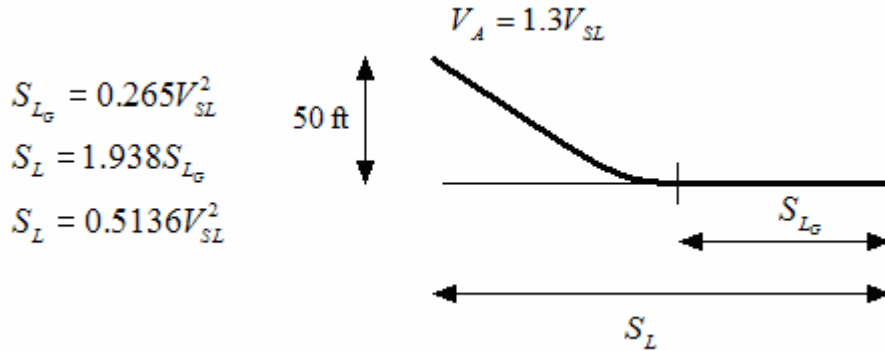
Risolvendo l'equazione otteniamo il valore $TOP_{23} = 164.44$, che sostituito nella relazione sovrastante per $\sigma = 1$, per diversi valori del $C_{L_{\max-TO}}$, ci permette di tracciare le Curve di Regressione :

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \sigma C_{L_{\max-TO}} TOP_{23} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}$$



Anche in questo caso la parte di piano significativa è quella al di sotto delle curve di regressione.

3.3 DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA LUNGHEZZA D'ATTEGGIO



$$S_{LG} = 0.265V_{SL}^2$$

$$S_L = 1.938S_{LG}$$

$$S_L = 0.5136V_{SL}^2$$

Anche in questo caso vi è una relazione statistica che lega la lunghezza d'atterraggio con la velocità di stallo in tale configurazione, tenendo sempre presente che per le FAR 23 i velivoli monomotori devono avere una $V_{SL} \leq 61 kts$.

Dalla specifica di progetto abbiamo i seguenti valori:

$$S_{LG} = 625 ft$$

$$S_L = 1160 ft$$

Inoltre per tenere in conto del fatto che il peso all'atterraggio è minore di quello al decollo, riferendoci alla tab.(3.3), avremo:

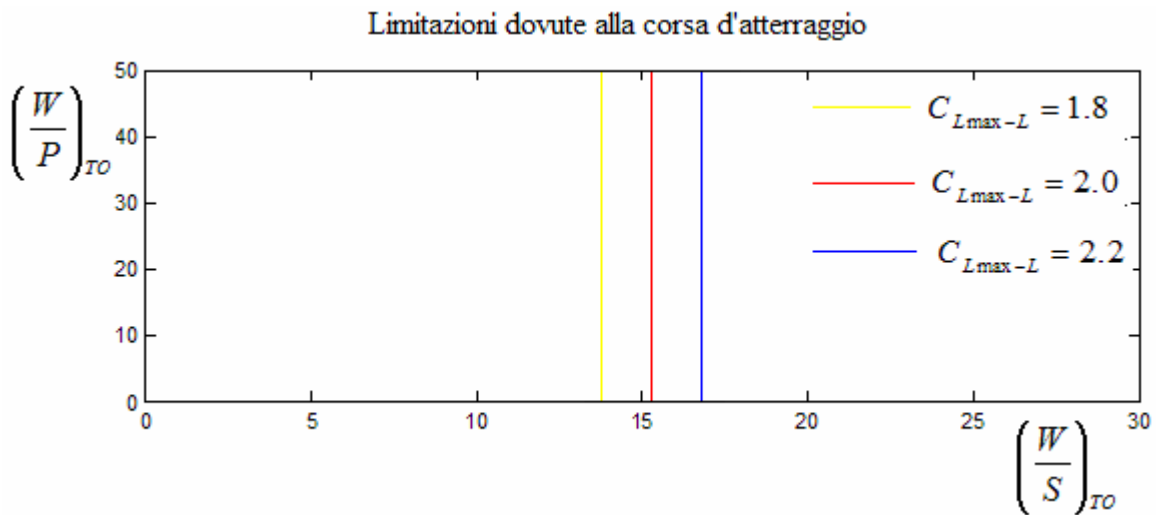
$$W_L = 0.997W_{TO}$$

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{S_L}{0.5136}} = 47.52 kts = 80.22 ft/s$$

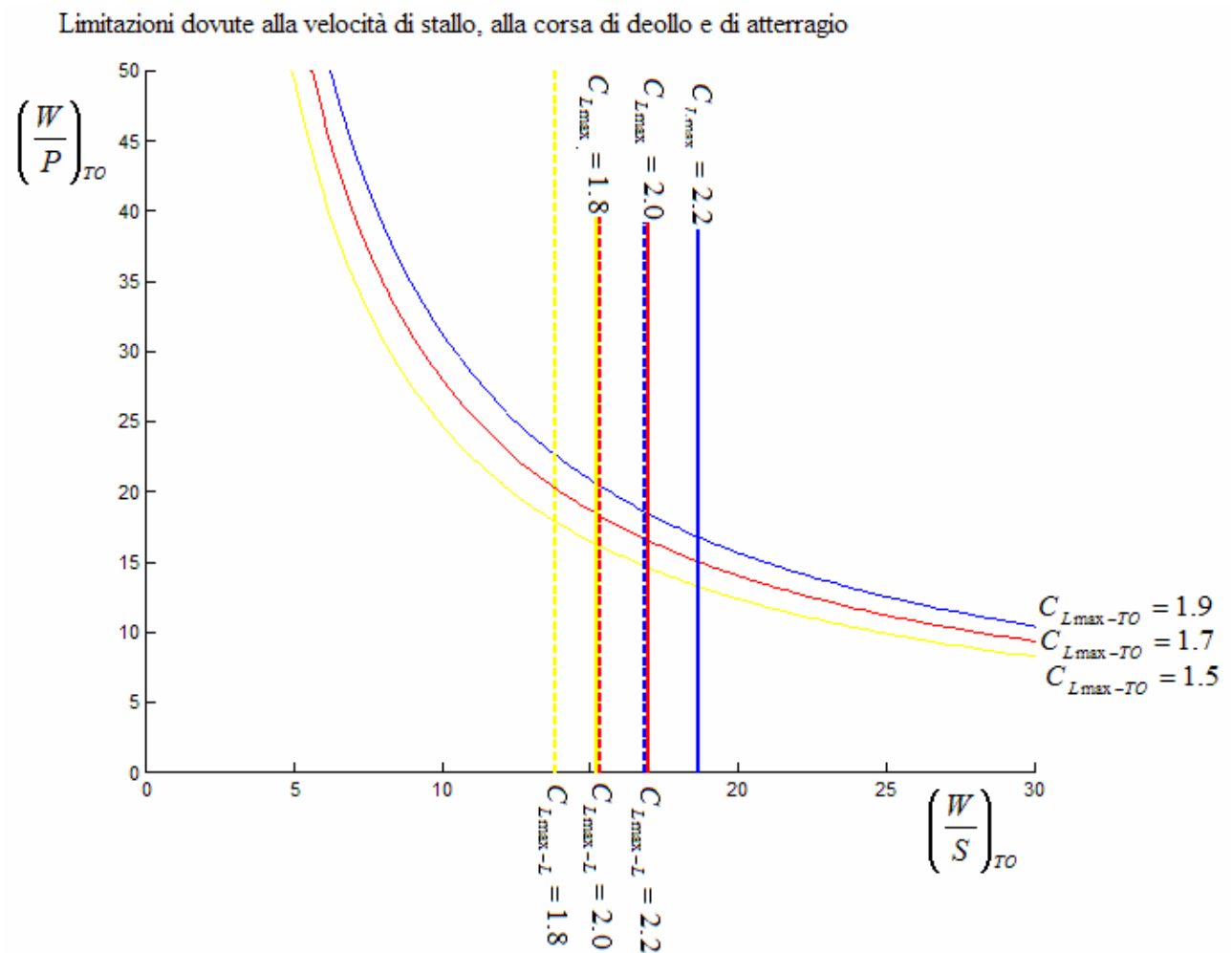
$$\left(\frac{W}{S}\right)_L \leq \frac{\rho}{2} V_{SL}^2 C_{Lmax-L}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \leq 1.003 \frac{\rho}{2} V_{SL}^2 C_{Lmax-L}$$

Vs L	Cl max L	(W/S) L
80,22	1,8	13,76635
80,22	2	15,29594
80,22	2,2	16,82554



Possiamo rappresentare tutte le limitazioni fin qui determinate su di un unico grafico, con la notazione che le limitazioni dovute alla lunghezza di atterraggio sono rappresentate con rette tratteggiate.



3.4 DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLE CARATTERISTICHE DI SALITA – STIMA DELLE POLARI

3.4.1 Introduzione

In questo paragrafo determineremo le polari del velivolo per le varie configurazioni di volo. In prima approssimazione possiamo riferirci alla polare parabolica :

$$C_D = C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad \text{dove: } C_{D_o} = \frac{f}{S} \quad f = \text{Area Parassita}$$

Esiste inoltre una relazione statistica tra f e la Superficie bagnata S_{wet} :

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

Dove a e b sono funzioni del coefficiente di attrito C_f dati dalla tab.(3.4).

Vi è inoltre anche una relazione tra S_{wet} e il W_{TO} :

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

Dove c e d sono costanti definite per ogni categoria di velivolo in tab.(3.5).

Il “modus operandi” è quello di fissare un valore di $\frac{W_{TO}}{S}$, tenendo conto dei velivoli della stessa classe e delle limitazioni determinate fino a questo punto, ricavare il valore di S, e successivamente scelto C_f , il valore di C_{D_o} .

Bisogna fissare inoltre il valore dell’Allungamento Alare AR, o equivalentemente dell’apertura alare b, ed un valore del fattore di Oshwald, e.

Successivamente dalla tab.(3.6) si ricavano i ΔC_{D_o} e i valori di “e” relativi alle varie configurazioni di volo.

3.4.2 Requisiti di salita

Per le FAR 23 vigono i seguenti requisiti:

FAR 23.65(AEO) $\Rightarrow RC \geq 300 fpm$
 $\Rightarrow CGR \geq 1/12 rad$
Configurazione : - carrello retrato
- ipersostentatori al decollo
- potenza max continua

FAR 23.67(OEI) $\Rightarrow RC \geq 0.027 V_{so}^2$ a $z = 5000 ft$
Configurazione : - carrello retrato
- ipersostentatori nella posizione più favorevole
- elica ferma in bandiera
- potenza al decollo sul motore operativo

FAR 23.77(AEO) $\Rightarrow CGR \geq 1/30 rad$
(atterraggio abortito) Configurazione: - carrello estratto
- ipersostentatori nella posizione di atterraggio
- potenza al decollo

Faremo inoltre le seguenti assunzioni:

a) $P_{TO} = 1.1 P_{max,cont} \Rightarrow \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{\left(\frac{W}{P} \right)_{max,cont}}{1.1}$

b) $\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = 0.85 \left(\frac{W}{P} \right)_{TO, z=5000}$

c) Nei requisiti riguardanti CGR si assume un assetto di salita ripida: $C_L = C_{Lmax} - 0.2$, dove C_{Lmax} è quello relativo al decollo o all'atterraggio rispettivamente per la (23.65) e per la (23.77).

Premettiamo che avendo a che fare con un monomotore la condizione (23.67)OEI(*One Engine Inoperative*) è stata trascurata.

3.4.3 Determinazione delle Polari

Noto il Peso massimo al decollo $W_{TO} = 2305.37lbs$, scegliamo un valore del carico alare al decollo pari a :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 16.81 psf \quad \Rightarrow \quad S = 137.14 ft^2 = 12.74 m^2$$

Ipotizzando un $C_f = 0.006$ otteniamo i seguenti coefficienti:

$$a = -2.2218 \quad b = 1 \quad c = 1.0892 \quad d = 0.5147$$

Da cui ricaviamo gli altri parametri:

$$S_{wet} = 10^c W_{TO}^d = 660.7 ft^2$$

$$f = 10^a S_{wet}^b = 3.96$$

$$C_{Do} = \frac{f}{S} = 0.0289$$

$$\text{Scegliamo inoltre : } AR = 7.3 \quad \Rightarrow \quad b = \sqrt{AR \cdot S} = 9.64 m = 31.64 ft$$

Configurazione	ΔC_{do}	e
pulita	0	0,85
ipersostentatori al decollo	0,015	0,8
ipersostentatori all'atterraggio	0,065	0,75
carrello esteso	0,02	ininfluente
elica ferma	0,005	ininfluente

Da questi dati otteniamo tutte le polari :

Configurazione

Polare

Pulita

$$C_D = 0.0289 + 0.0513C_L^2$$

Ipersostentatori al decollo

$$C_D = 0.0439 + 0.0545C_L^2$$

Ipersostentatori all'atterraggio

$$C_D = 0.0939 + 0.0581C_L^2$$

Ipers.decollo+carrello esteso

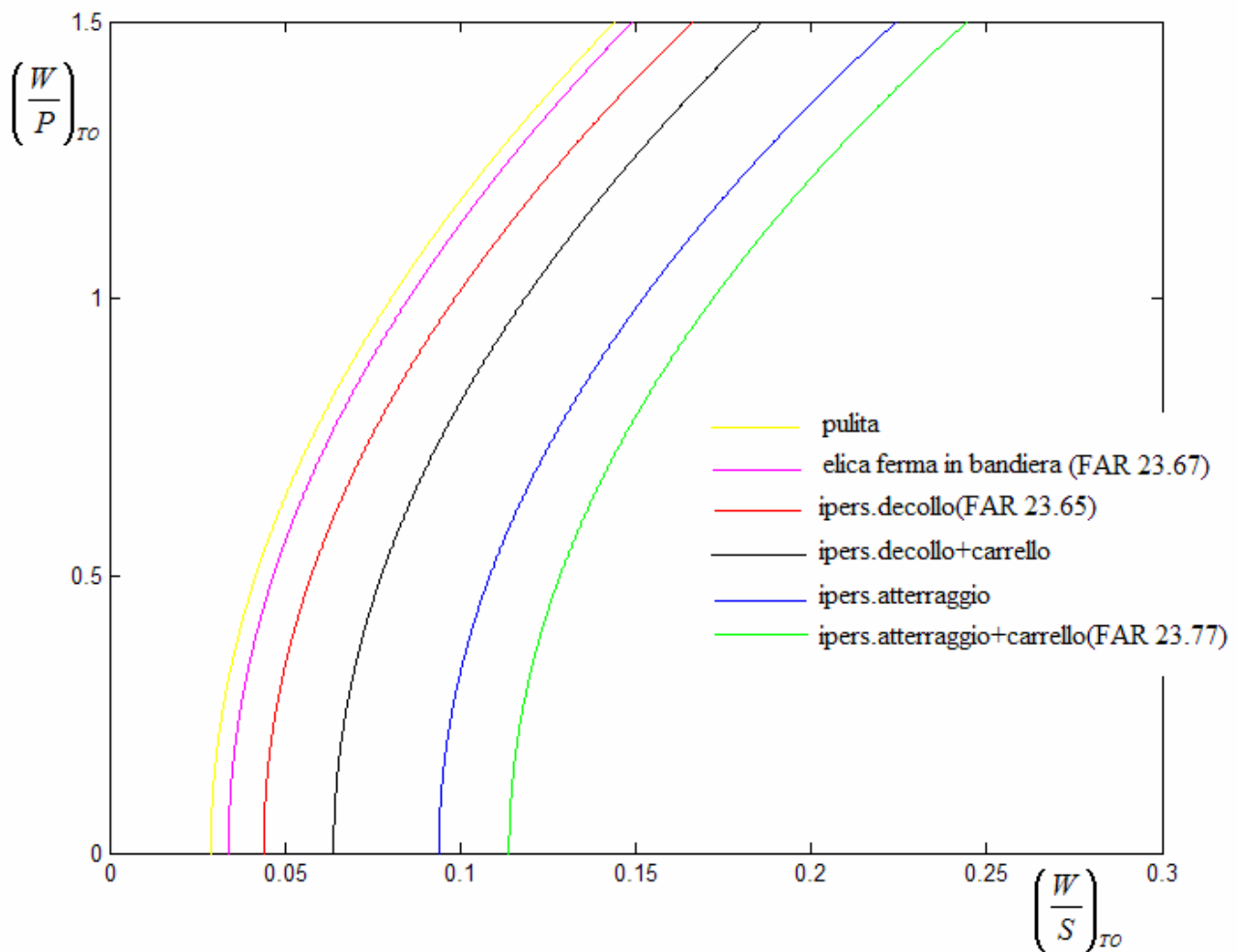
$$C_D = 0.0639 + 0.0545C_L^2$$

Ipers.atterraggio+carrello esteso

$$C_D = 0.1139 + 0.0581C_L^2$$

Elica ferma in bandiera

$$C_D = 0.0339 + 0.0513C_L^2$$



3.4.4 FAR 23.65 $RC \geq 300 \text{ fpm}$

$$RC = 33000 \left\{ \frac{\eta_P}{(W/P)} - \frac{\sqrt{W/S}}{19\sqrt{\sigma} \frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \right\}$$

$$RCP = \frac{RC}{33000} = \frac{300}{33000} = 0.0091 \frac{hp}{lbs}$$

In tal caso avremo :

$$(W/P) = (W/P)_{\max, cont} = 1.1(W/P)_{TO} \quad \text{e} \quad \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max}$$

Quest' ultima condizione si verifica nel punto P della polare, ovvero al punto di minima Potenza necessaria al volo orizzontale, identificato dalle seguenti relazioni :

$$\begin{cases} C_{L_P} = \sqrt{3} C_{L_E} = \sqrt{3\pi A Re C_{D_0}} \\ C_{D_P} = 4 C_{D_0} \end{cases}$$

$$C_{D_P} = 0.1156 \quad C_{L_P} = 1.261$$

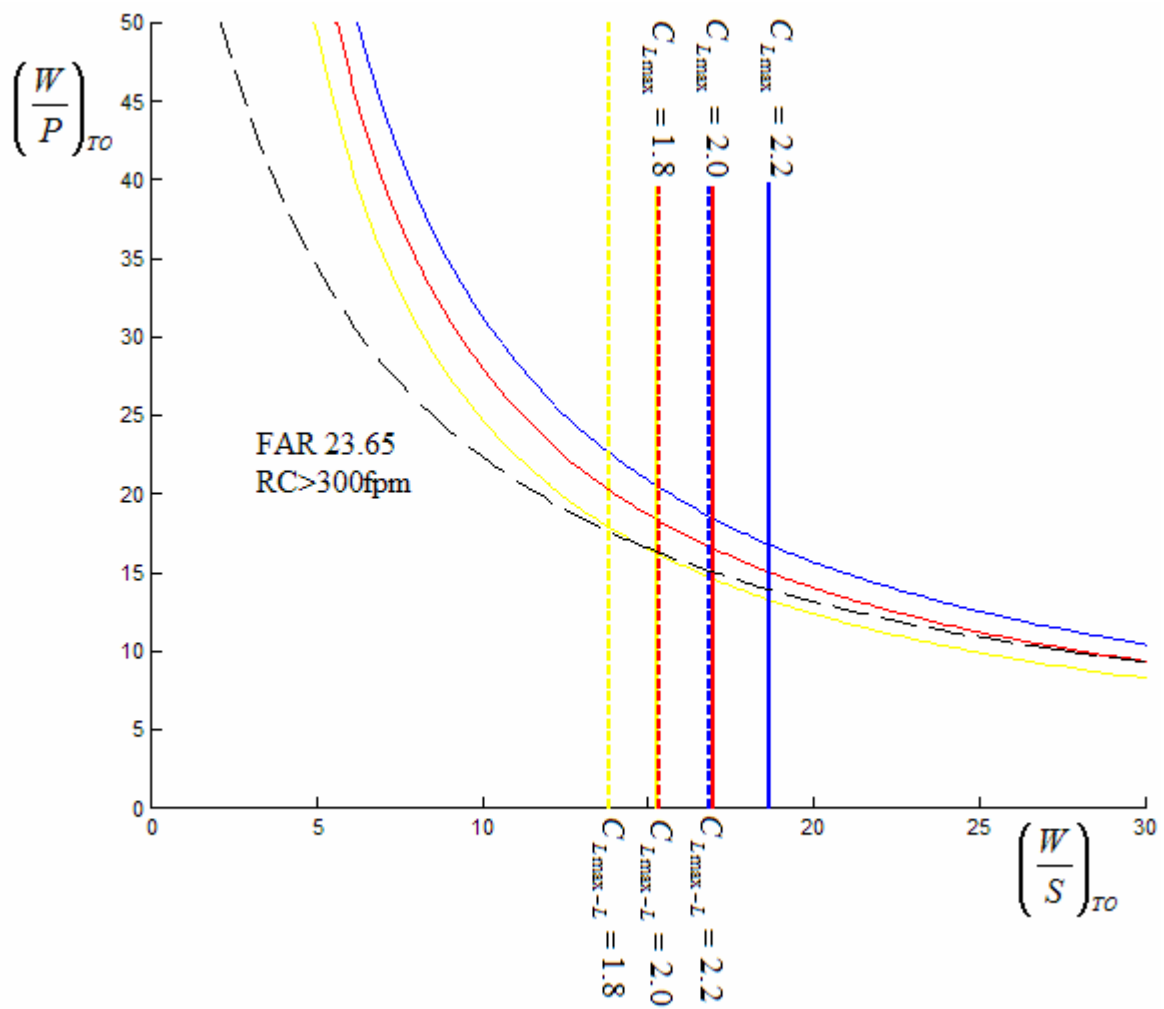
$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} = 12.25$$

Scegliendo quindi $\sigma = 1$, $\eta = 0.75$, e sostituendo in RCP otteniamo la curva nel

piano $\left(\left(\frac{W}{P} \right)_{TO}, \left(\frac{W}{S} \right)_{TO} \right)$, relativa a questa limitazione :

$$0.0091 = \left\{ \frac{0.75}{1.1(W/P)_{TO}} - \frac{\sqrt{(W/S)_{TO}}}{19 \cdot 12.25} \right\}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{158.736}{2.118 + \sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}}$$



3.4.5 FAR 23.65 $CGR > 1/12$

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

$$CGR = 1/12 = 0.0833$$

La polare da considerare è la 23.65 ma l'assetto è quella di salita ripida, per cui :

$$C_L = C_{L_{\max-TO}} - 0.2 = 1.7 - 0.2 = 1.5$$

$$C_D = 0.0439 + 0.0545 C_L^2 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{L}{D} \right) = 9.01$$

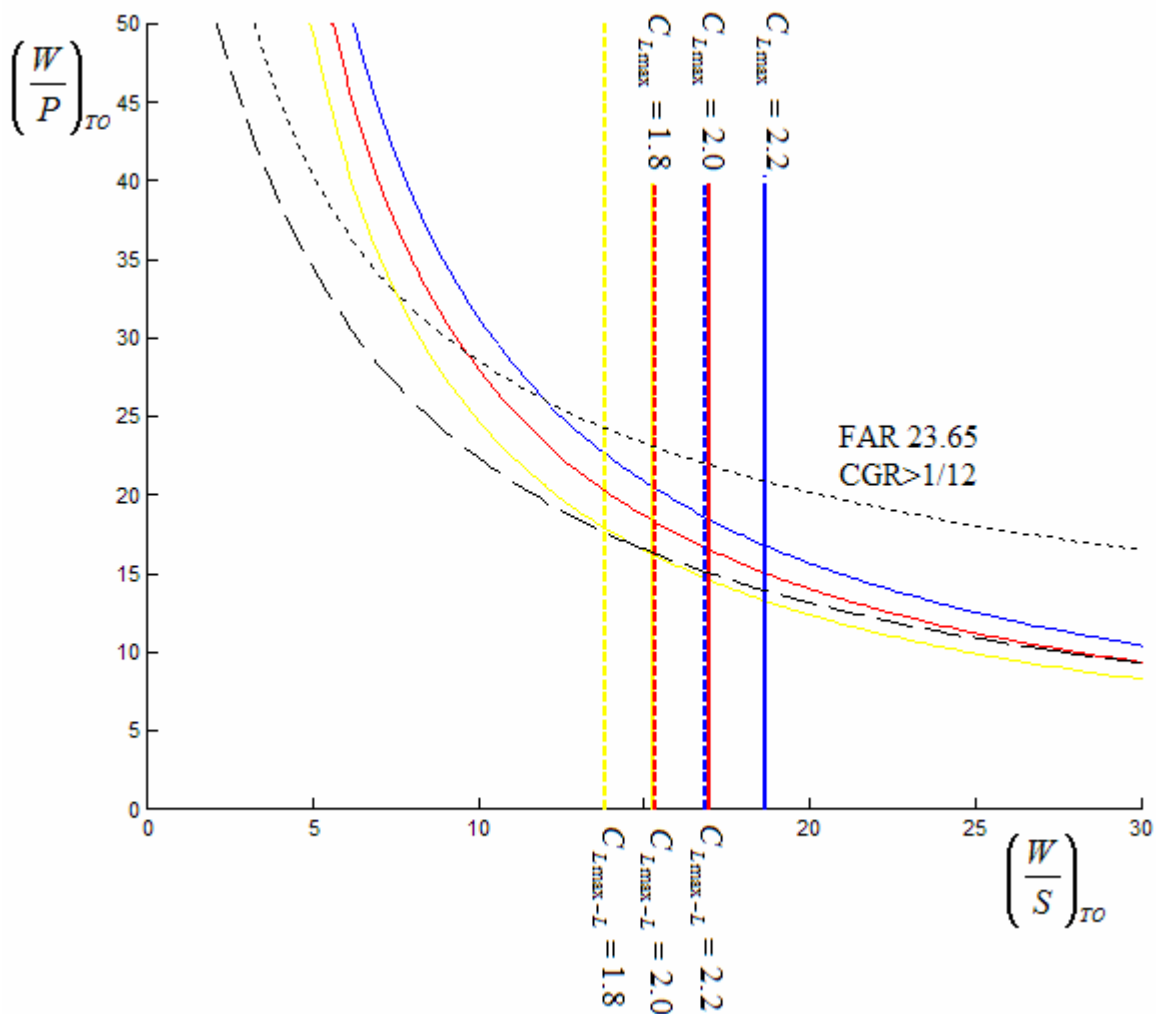
Sostituendo tutti i valori nella prima espressione:

$$\frac{18.97 \cdot 0.75}{1.1(W/P)_{TO} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = \left[0.0833 + \frac{1}{9.01} \right] \frac{1}{1.225}$$

Otteniamo finalmente:

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{90.05}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}$$

Che di seguito riportiamo graficamente:



Come era da aspettarsi tali limitazioni sono meno stringenti di quelle relative alla corsa di decollo.

3.4.6 FAR 23.77 $CGR \geq 1/30$

In questo caso bisogna assumere gli ipersostentatori in configurazione di atterraggio e il carrello estratto, che porta a scegliere un $C_{Lmax} = 1.9$, per cui assumendo un assetto di salita ripida avremo:

$$C_L = C_{Lmax} - 0.2 = 1.9 - 0.2 = 1.7$$

$$CGR = 1/30 = 0.0333$$

La polare da considerare è la seguente :

$$C_D = 0.1139 + 0.0581C_L^2$$

$$\text{Da cui : } C_L = 1.7 \quad \Rightarrow \quad C_D = 0.283 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{L}{D}\right) = 6.00$$

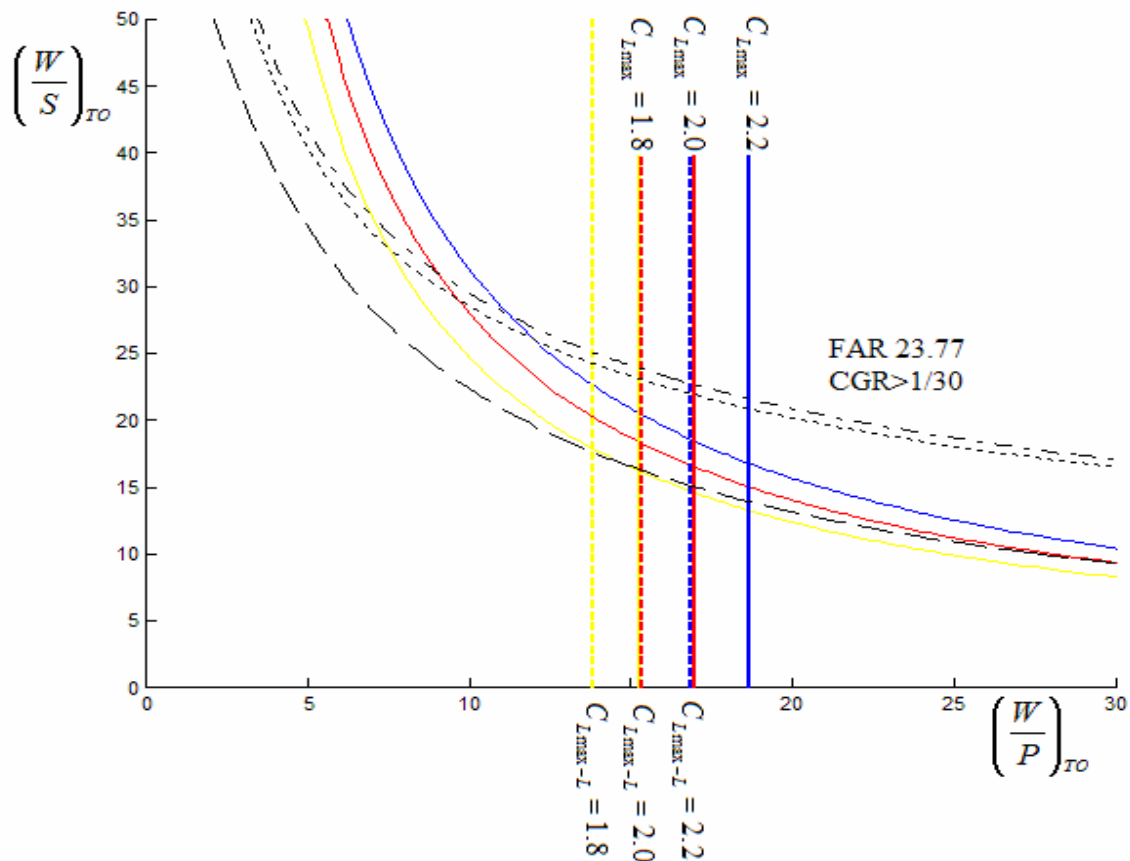
Infine sostituendo:

$$\frac{18.97 \cdot 0.75}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = CGRP = \left[CGR + \frac{1}{(L/D)} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$\frac{14.228}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}} = 0.153$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{93.157}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}$$

Che rappresentiamo di seguito insieme alle altre limitazioni:



3.5 DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE IN BASE ALLA VELOCITA' DI CROCIERA

Per i velivoli di una stessa classe la velocità di crociera in maniera pressoché lineare da un fattore detto “Indice di Potenza” definito come:

$$I_P = \sqrt[3]{\frac{(W/S)}{\sigma(W/P)_{cr}}}$$

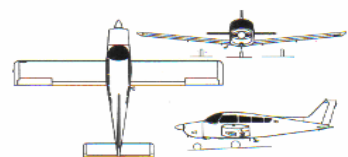
Dove il pedice cr sta ad indicare le condizioni di crociera.

E' necessario costruire il diagramma (V_{cr}, I_P) , per un numero congruo di velivoli simili a quello assegnato.

Riportiamo quì di seguito la lista dei velivoli considerati con le relative caratteristiche tecniche:

velivolo	motore	P [KW]	Vcr [Km/h]	Wto [Kg]	Zcr [m]	S [m ²]	Vs [ft/s]	Vs L	b [m]	AR
Beech 23	4 cilindri orizz.	134	233	1111	1370	13,56	101,89	91,14	9,98	7,35
HA HPT32	4 cilindri orizz.	194	250	1250	3050	15	102,76	91,91	9,5	6,02
ICA IAR	6 cilindri orizz.	216	285	1190	1500	15	100,27	89,68	10	6,67
Valmet L70	4 cilindri orizz.	149	220	1040	1525	14	97,02	86,78	9,63	6,62

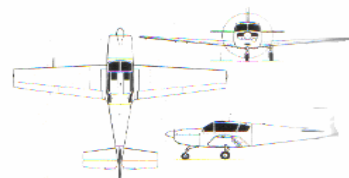
Beech Model 23 Musketeer



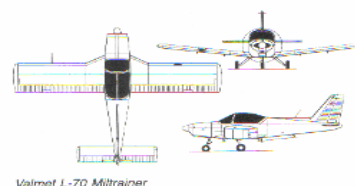
Hindustan Aeronautics HPT-32



ICA IAR-823



Valmet L-70 Miltrainer e L-80 TP



La Potenza erogata dai motori di questi velivoli, ad una certa quota, ad una certa velocità ed ad un certo grado di ammissione del combustibile è data dalla seguente formula:

$$P = k_z \cdot kV \cdot \varphi \cdot P_{TO} \qquad \text{dove} \quad \sigma = \frac{\rho(z)}{\rho_o}$$

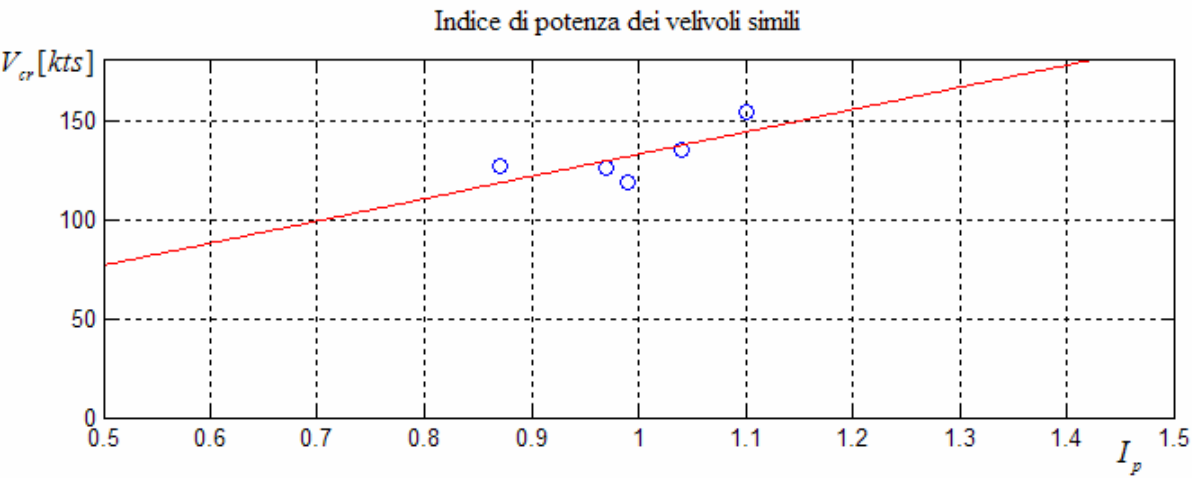
Notando dalle caratteristiche tecniche che tutti i velivoli sono dotati di un motore a pistoni, valgono le seguenti relazioni:

$$k_z = \sigma^{1.22} \qquad kV = 1$$

Che ci permettono di determinare tutti i dati necessari:

velivolo	(W/S) <i>to</i>	(W/P) <i>to</i>	V <i>cr</i>	Z <i>cr</i>	σ <i>cr</i>	K <i>z</i>	K <i>v</i>	φ	P <i>cr</i> /P <i>to</i>	(W/P) <i>cr</i>	l <i>p</i>
Beech 23	16,78	13,48	125,81	4494,7	0,875	0,850	1	0,75	0,6373	21,15282	0,968
HA HPT32	17,07	10,48	134,99	10006,4	0,738	0,690	1	0,75	0,5177	20,23431	1,046
ICA IAR	16,25	8,96	153,89	4921,2	0,864	0,837	1	0,75	0,6275	14,27432	1,096
Valmet L70	15,22	11,35	118,79	5003,2	0,862	0,834	1	0,75	0,6257	18,13581	0,991

Interpolando tutti i punti così ottenuti, verifichiamo che essi effettivamente si dispongono su di una retta:



Dalla specifica otteniamo un valore della velocità e della quota di crociera pari a :

$$V_{cr} = 126 kts \quad z_{cr} = 9000 ft$$

Entrando ne grafico sovrastante nelle ordinate col valore di V_{cr} leggiamo nelle ascisse il rispettivo valore dell' Indice di Potenza:

$$I_p = 0.94$$

$$\sigma_{cr} = 0.762 \quad \Rightarrow \quad k_z = \sigma^{1.22} = 0.718$$

$$\frac{P_{cr}}{P_{TO}} = k_z \cdot kV \cdot \varphi = 0.538$$

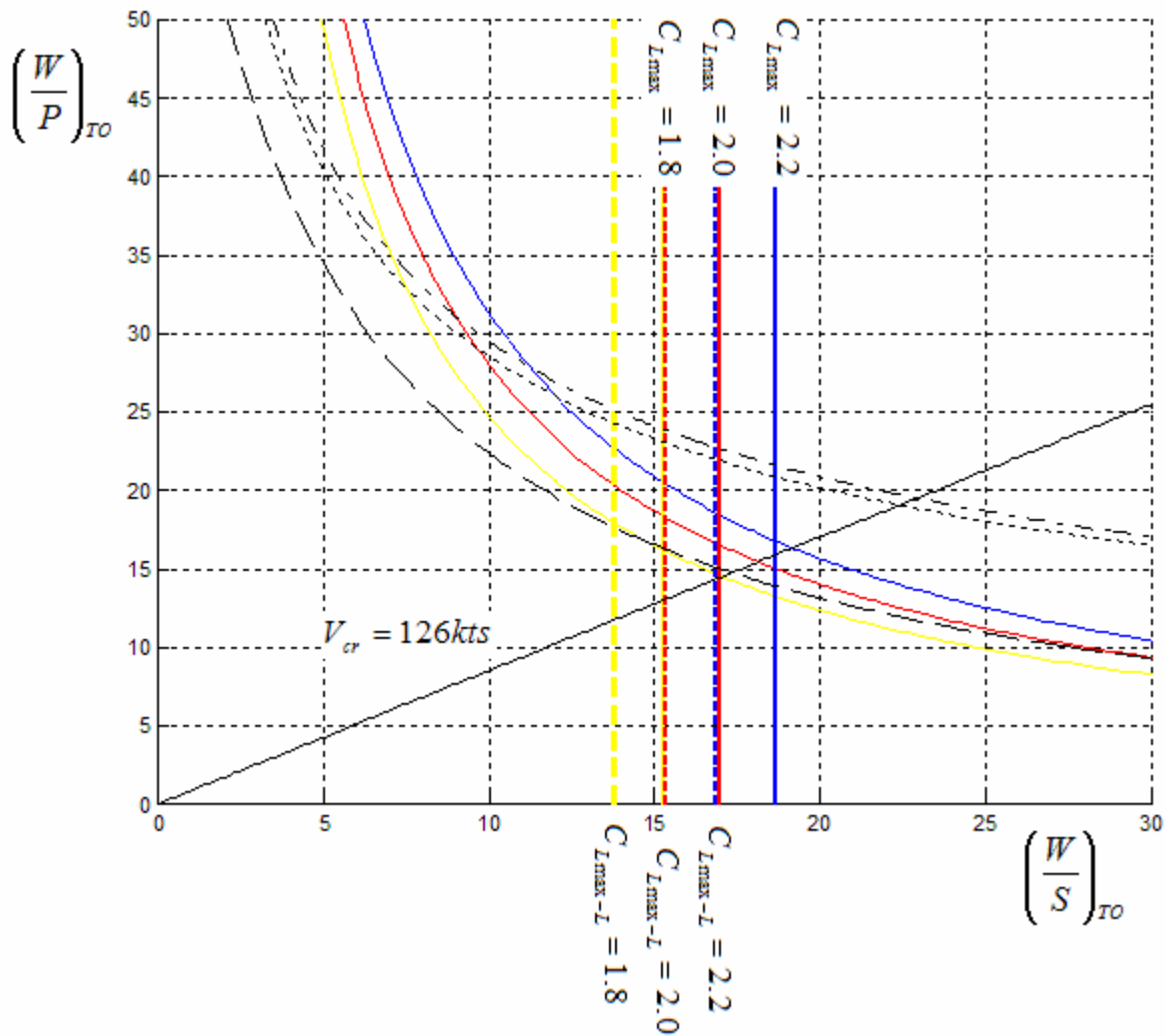
Dalla definizione di I_p :

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{P_{cr} / P_{TO}}{I_p^3 \sigma} \left(\frac{W}{S} \right)_{TO}$$

Sostituendo tutti i valori otteniamo l'ultima limitazione alla scelta del punto di progetto:

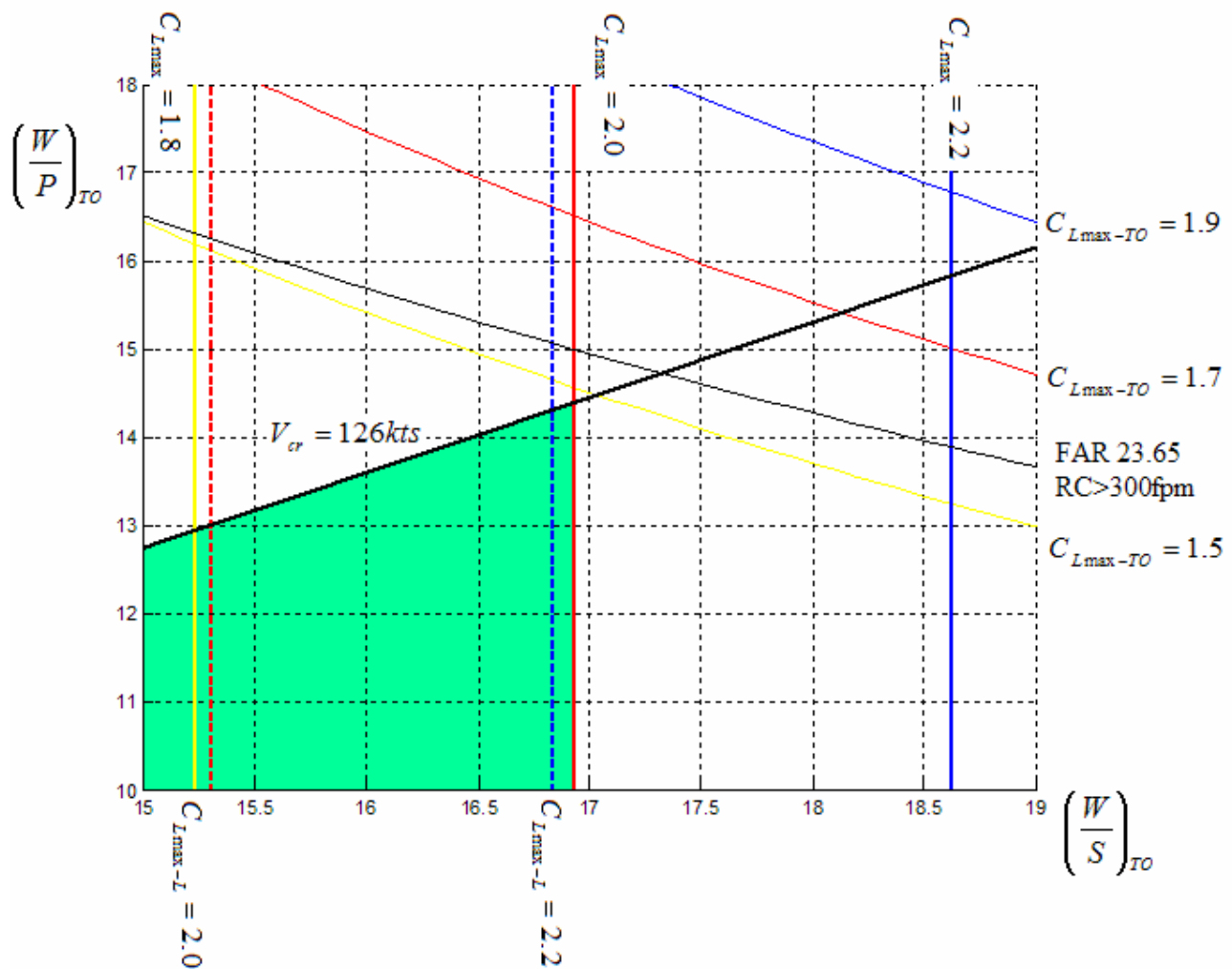
$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = 0.85 \left(\frac{W}{S} \right)_{TO}$$

Che rappresentiamo di seguito:



3.6 SCELTA DEL PUNTO DI PROGETTO

Dalle limitazioni fin qui ottenute possiamo finalmente determinare il punto di progetto, scegliendolo nella regione compresa tra la limitazione della velocità di crociera, la retta relativa alla limitazione massima della lunghezza d'atterraggio (tratteggiata in blu), che evidenziamo di sotto con il riempimento verde:



I valori della nostra scelta sono i seguenti:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 16.82 \text{ psf} \Rightarrow S = 12.73 \text{ m}^2 = 137.06 \text{ ft}^2$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = 14.31 \frac{\text{lb}}{\text{hp}} \Rightarrow P_{TO} = 161.1 \text{ CV} = 120 \text{ kW}$$

Per determinare il $C_{L\max-TO}$, basta imporre che una curva di regressione passi per il punto del piano così scelto da noi:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \sigma TOP_{23} C_{L\max-TO} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}$$

$$\text{Da cui : } C_{L\max-TO} = \frac{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma TOP_{23}} = 1.46$$

Riepiloghiamo brevemente tutti i parametri determinati da questo dimensionamento preliminare:

$$\begin{aligned} W_{TO} &= 2305 lbs \\ W_E &= 1042 lbs \\ W_F &= 364 lbs \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} V_S &= 94.53 ft/s = 56 kts \\ V_{S_L} &= 80.22 ft/s = 47.52 kts \\ V_{cr} &= 212.69 ft/s = 126 kts \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{L\max-TO} &= 1.46 \\ C_{L\max-L} &= 2.2 \\ z_{cr} &= 9000 ft = 2743 m \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} S &= 12.73 m^2 = 137.06 ft^2 \\ b &= 9.64 m = 31.64 ft \\ AR &= 7.3 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_f &= 0.006 \\ P_{TO} &= 161.1 CV = 120 kW \\ I_P &= 0.94 \end{aligned}$$