

REQUISITI

- a) vel. di stallo
- b) lung. di decollo
- c) lung. di atterraggio
- d) vel. di crociera
- e) vel. di salita
- f) tempo di salita
- g) vel. max (vel getto)
- h) manovrabilit  (acrobatici e militari)

Si tratta di determinare i seguenti parametri che permettono di soddisfare i requisiti

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{T0} \rightarrow S$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{T0} \left(\frac{I}{W}\right)_{T0} \rightarrow P_{T0} \text{ (elica)} / T_{T0} \text{ (getto)}$$

$$C_{Lmax}, C_{Lmax-T0}, C_{Lmax-L}$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \text{ allungam alare}$$

a) Dimens. in base alla vel. di stallo (SALTARE NEL CASO DI VEL TRASP GETTO)

La vel. di stallo si esprime con $V_S = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{Lmax}}}$

Le FAR 23 ($W_{T0} \leq 12500 \text{ lbs}$) prevedono che per i velivoli monomotori V_{SL} (conf atterraggio) sia $\leq 61 \text{ kts}$

Tenendo conto di questa limitazione per i vel. monomotori si devono osservare

V_S vel stallo in conf pulita

V_{SL} " in conf atterraggio (flaps down)

Tali valori vanno scelti considerando i valori riportati su Jane's per velivoli della stessa classe.

Ad es. :

• velivolo monomotore ad elica tipo PIPER WARRIOR 1-22

$$V_s = 56 \text{ kts}$$

$$V_{SL} = 50 \text{ kts}$$

(limitaz. importa dalla FAR23)

• vel bimotore elica (Beech King Air)

$$V_s = 89 \text{ kts}$$

$$V_{SL} = 76 \text{ kts}$$

• vel ~~bi~~ turborelica transp reg. (ATR 42)

$$V_s = 96 \text{ kts}$$

$$V_{SL} = 72 \text{ kts}$$

Si ~~scelgono~~ scelgono i valori per il C_{Lmax} nelle due configurazioni (tab. 3.1) e si ottengono due limitazioni per il conico alare

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{To} < V_s^2 \frac{\rho}{2} C_{Lmax}$$

$$\rho = .0023769 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^3}$$

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

$$V_s \text{ in } \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$\Rightarrow \frac{W}{S} \text{ in psf} = \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$$

Ovviamente va considerata la più stringente delle due.

Esempio:

Velivolo ~~bi~~ ad elica ;

$$V_s < 60 \text{ kts}$$

$$V_{SL} < 50 \text{ kts}$$

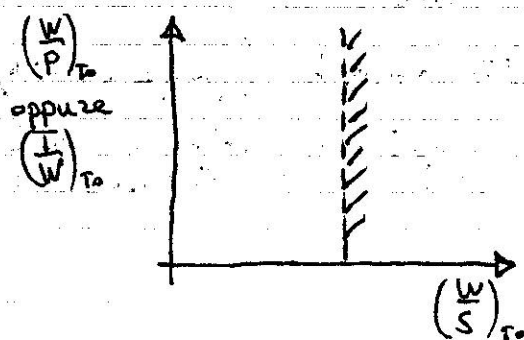
$$C_{Lmax} = 1.60$$

$$C_{Lmax-L} = 2.00$$

$$V_s < 60 \text{ kts} \rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_{To} < \text{~~19.5~~ 19.5 psf}$$

$$V_{SL} < 50 \text{ kts} \rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_{To} < \text{~~17.0~~ 17.0 psf}$$

si considererà quindi la limitazione $\left(\frac{W}{S}\right)_{To} < 17.0 \text{ psf}$



è uguale per velivoli ed elica ed a getto

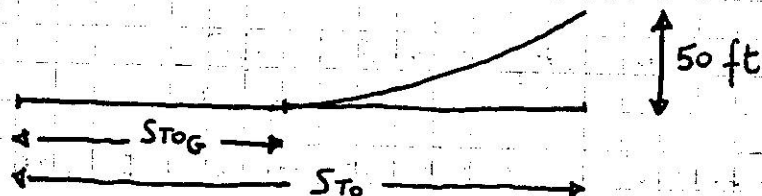
b) Dimension. in base DIST DI DECOLLO

1-23

Bisogna distinguere i velivoli cert. con FAR 23 e quelli con FAR 25. (Per quelli leggeri utilizzare comunque la FAR 23)

FAR 23 ($W_{TO} \leq 12500$ lbs)

Esiste una relazione di tipo statistico



$$ST_{0G} = 4.9 TOP_{23} + 0.009 TOP_{23}^2 \quad (1)$$

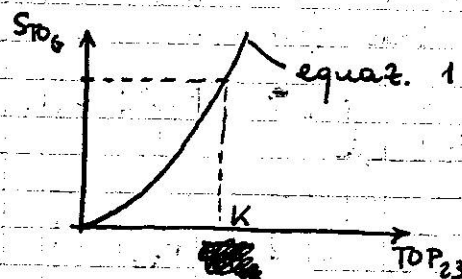
$$ST_0 = 1.66 ST_{0G}$$

con ST_0 e ST_{0G} in [ft]

$$\text{con } TOP_{23} = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma C_{L_{MAX-TO}}}$$

con $(W/S)_{TO}$ in psf ; $(W/P)_{TO}$ in $\frac{\text{lbs}}{h}$, $\sigma = \frac{P}{P_0}$ (dip quota)

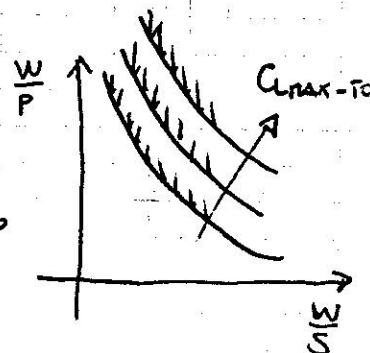
Asseguando ST_0 (da cui può essere ricavato ST_{0G}) oppure direttamente ST_{0G} si ricava il corrispondente limite per il parametro TOP_{23}



Per un certo valore di σ (specifica) e ~~per~~ per 2-3 valori di $C_{L_{MAX-TO}}$ si possono ottenere delle curve limite per $(W/P)_{TO}$ in funzione di $(W/S)_{TO}$

$$TOP_{23} \leq K \Rightarrow (W/P)_{TO} \leq \frac{K \sigma C_{L_{MAX-TO}}}{(W/S)_{TO}}$$

che è una iperbole nel piano $(W/P)_{TO} - (W/S)_{TO}$



Ad es. dalla specifica di un veliv. bimotore
ad elica

S_{TO} minore di 1500 ft a $z = 5000$ ft

$$S_{TO} \leq 1500 \text{ ft} \rightarrow S_{TOG} \leq 9036 \text{ ft}$$

~~9036~~

$$9036 = 4.9 TOP_{23} + 0.009 TOP_{23}^2$$

$$\rightarrow TOP_{23} \leq 145.6 \frac{\text{lbs}^2}{\text{ft}^2 \text{ hp}}$$

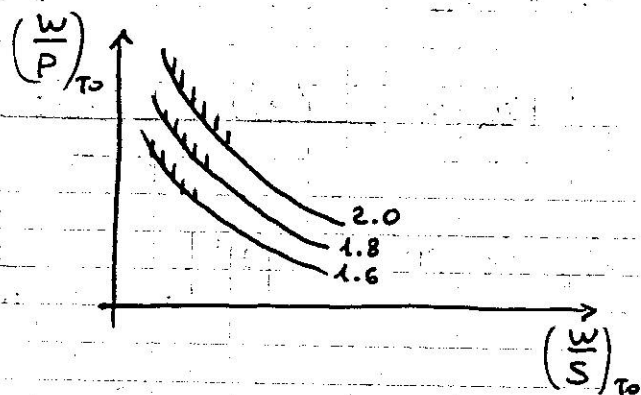
Paiché a $z = 5000$ ft $\rightarrow \sigma = 0.8616$

la relazione diventa

$$(W/P)_{TO} (W/S)_{TO} < 125.4 \cdot C_{MAX-TO}$$

E si possono ottenere
3 curve per i valori
di C_{MAX-TO}

$$C_{MAX-TO} = \begin{matrix} 1.60 \\ 1.80 \\ 2.00 \end{matrix}$$



Nel caso (peraltro non molto comune) che il velivolo
certificato a FAR 23 sia un velivolo con motore a getto
occorre sostituire $(W/P)_{TO}$ con $(T/W)_{TO}$

Per far questo si può utilizzare la relazione ottenuta
su base statistica

$$T_{TO} \approx 2.8 P_{TO} \quad \text{con } P_{TO} \text{ in [hp] e } T_{TO} \text{ in [lbs]}$$

Quindi la relazione

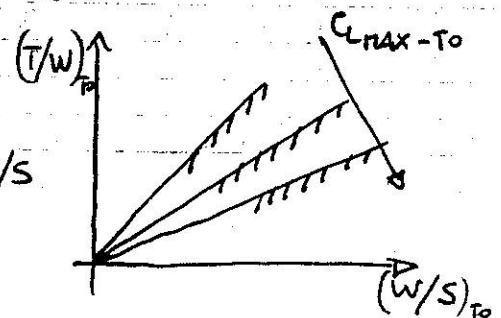
$$TOP_{23} < K \rightarrow \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma C_{MAX-TO}} < K$$

diventa

$$2.8 \frac{(W/S)_{TO}}{(T/W)_{TO}} \frac{1}{\sigma C_{MAX-TO}} < K$$

$$\text{con } \frac{T}{W} \text{ in } \left[\frac{\text{lbs}}{\text{lbs}} \right]$$

↑
che è una retta
nel piano $T/W - W/S$



Anche per i velivoli certificati con la FAR25 esiste una relazione statistica fra la dist. di decollo S_{TOFL} (definita come ~~dist. di~~ lunghezza di campo necessaria al decollo, tenendo anche in conto dell'eventualità del decollo abortito) e i parametri $(W/S)_{TO}$ e $(W/P)_{TO}$ o $(T/W)_{TO}$.

$$S_{TOFL} = 37.5 TOP_{25} \quad \text{con } S_{TOFL} \text{ in [ft]}$$

e TOP_{25} definito con:

$$TOP_{25} = \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma C_{LMAX-TO} (T/W)_{TO}} \quad \begin{array}{l} (W/S)_{TO} \text{ in [psf]} \\ (T/W)_{TO} \text{ in [lbs/lbs]} \end{array}$$

Nel caso in cui il velivolo è certificato con la FAR25 per un velivolo ad elica (Turboelica da trasp regionale) bisogna sostituire $(T/W)_{TO}$ con $(W/P)_{TO}$. Si usa sempre la relazione

$$T_{TO} = 2.8 P_{TO}$$

ed il parametro TOP_{25} diventa

$$TOP_{25}^{ELICA} = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{2.8 \sigma C_{LMAX-TO}} \quad \text{per i velivoli ad elica}$$

$$\text{con } \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \text{ in [psf]} \text{ e } \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \text{ in } \left[\frac{\text{lbs}}{\text{hp}}\right]$$

Esempio:

velivolo a getto $S_{TOFL} \leq 5000 \text{ ft}$ a $z = 8000 \text{ ft}$

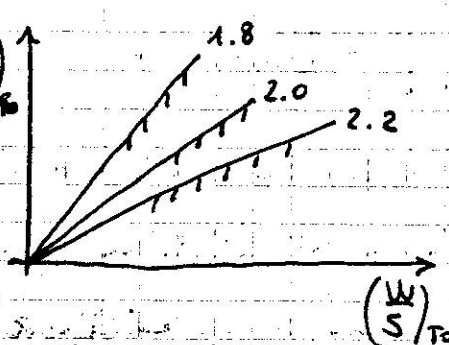
$$TOP_{25} \leq 133.3 \frac{\text{lbs}}{\text{ft}^2} \quad (\text{cioè psf})$$

$$\text{con } \sigma = 0.786 \quad \frac{(W/S)_{TO}}{C_{LMAX-TO} (T/W)_{TO}} \leq 104.8$$

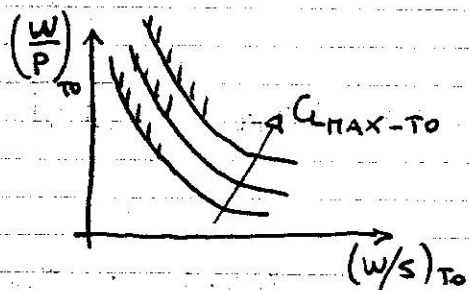
con $C_{LMAX-TO} = 1.8$
 2.0
 2.2

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

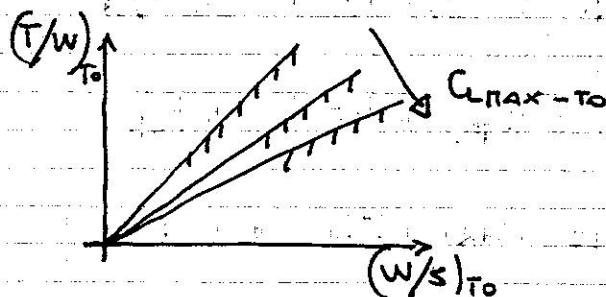
1-26



Quindi, ricapitolando, per i velivoli ad elica la limitazione relativa al decollo è un'iperbole, mentre nel caso del velivolo a getto è una retta.



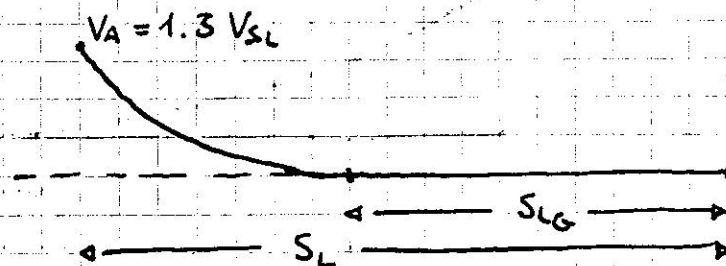
ELICA



GETTO

c) dimensionam in base alla lung. atterraggio

1-27



FAR 23

Esiste una relazione statistica fra S_{LG} e la vel. di stallo in configurazione di atterraggio V_{SL}

$$S_{LG} = 0.265 V_{SL}^2 \quad \text{con } S_{LG} \text{ in [ft] e } V_{SL} \text{ in [kts]}$$

Inoltre

$$S_L = 1.938 S_{LG}$$

da cui

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

esempio

W_L : peso all'atterraggio

$$z = 5000 \text{ ft} \quad S_L \leq 2500 \text{ ft}$$

Inoltre considerare che $W_L < W_{To}$, ad esempio, da tab. 3.3, per un velivolo ad elica bimotores, si può scegliere $W_L = 0.95 W_{To}$

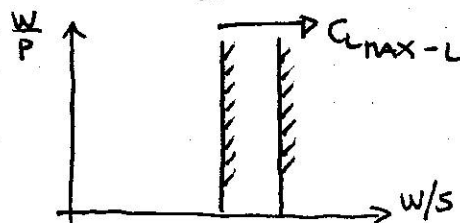
(In ogni caso dall'analisi dei pesi dovrebbe essere noto il rapporto fra W_L e W_{To}).

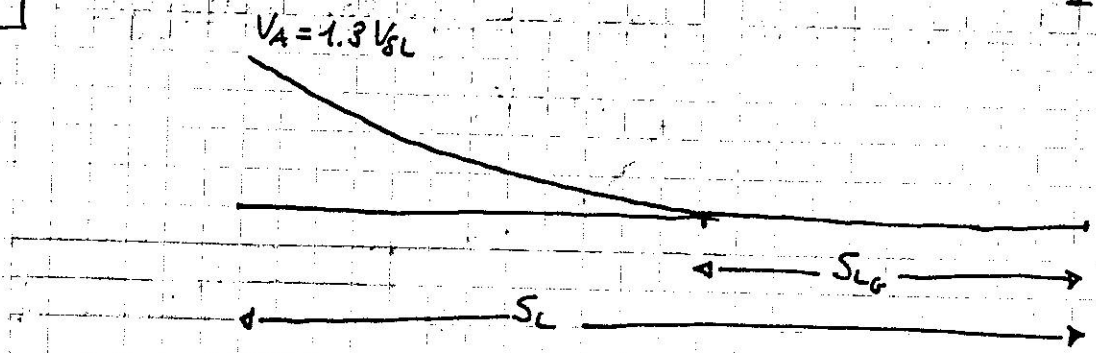
$$V_{SL} \leq \sqrt{\frac{2500}{0.51}} = 69.8 \text{ kts}$$

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \sqrt{\frac{1}{C_{MAX-L}}} \quad \text{con } V_{SL} \text{ in } \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$\Rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_L \leq 14.2 C_{MAX-L} \Rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_{To} \leq 14.9 C_{MAX-L}$$

scelti 2-3 valori per C_{MAX-L} ho le rette che mi limitano il carico alare.





Per la FAR 25 la lunghezza del campo di atterraggio è definita come la lunghezza della dist. TOT di atterraggio (S_L) divisa per 0.6; cioè

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

Inoltre, in base statistica $S_{FL} = 0.3 V_A^2$

[ft]

[kts]

Poiché $V_A = 1.3 V_{SL}$ ne viene fuori una limitazione per V_{SL} e quindi per $\left(\frac{W}{S}\right)_L \rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$

esempio:

velivolo trasp. getto

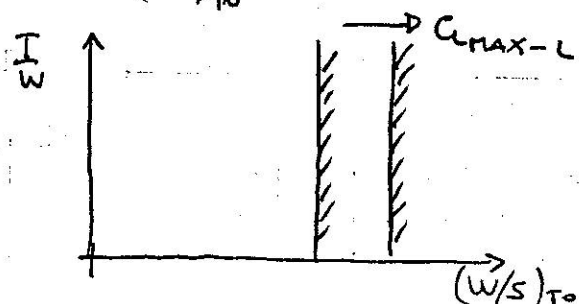
$$S_{FL} = 5000 \text{ ft a } z=0$$

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

$$V_A = \sqrt{\frac{5000}{0.3}} = 129.1 \text{ kts}$$

$$V_{SL} = \frac{129.1}{1.3} = 99.3 \text{ kts} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \sqrt{\frac{1}{C_{L_{MAX-L}}}}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_L \leq 33.4 \cdot C_{L_{MAX-L}} \rightarrow \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \leq 39.3 C_{L_{MAX-L}}$$



d) dimensionam. in funz. caratter. di salita

1-29

STIMA DELLE POLARI

È necessaria una stima della polare nelle varie configurazioni di volo.

Polare parabolica

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

Il $C_{D0} = \frac{f}{S}$ dove f è definita "area parassita"

Esiste una relazione fra la sup. bagnata S_{wet} e f

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad (1)$$

con a e b funzioni del q , vedi tab. 3.4

Esiste anche una relazione fra S_{wet} e W_{To}

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{To} \quad (2)$$

con c e d definiti per ogni categoria di velivoli.

Come si opera:

- Dalla (2), noto W_{To} si ottiene S_{wet}
- Dalla (1) si ottiene f , una volta fissato il q

Fissando un valore plausibile di $\frac{W_{To}}{S}$ (velivoli steno clone); tenendo ovviamente in conto le limitazioni già determinate connesse a stallo, decollo e atterr.

si ricava

~~da~~ S e successiv. $C_{D0} = \frac{f}{S}$

Inoltre va fissato un valore di b (apertura) o di A

$AR = b^2/S$ ed un valore di "e" per la config. pulita (ad. es. $e = 0.85$)

Scelti i valori di ΔC_{D0} ed "e" relativi alle config. di decollo ed atterraggio (tab. 3.6) si possono ricavare le polari relative alle varie config.

$$RC = \frac{dh}{dt}$$

$$\begin{cases} L = W \cos \gamma \\ T = D + W \sin \gamma \end{cases}$$

$$\sin \gamma = \frac{T-D}{W} \approx \gamma = \text{CGR} \quad (\text{Climb gradient})$$

$$RC = V \sin \gamma = \frac{TV - DV}{W} = \frac{\pi_d - \pi_m}{W}$$

$$\pi_m = DV = \frac{1}{2} \rho S C_D V^3 \quad \text{con} \quad V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_L}}$$

$$\Rightarrow \frac{\pi_m}{W} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}}$$

$$(RC)_{\max} \rightarrow \left(\frac{\pi_m}{W}\right)_{\min} \rightarrow \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max} \quad \text{PUNTO P} \quad \begin{cases} C_{L_P} = \sqrt{3} C_{L_E} = \sqrt{3\pi A e C_{D_0}} \\ C_{D_P} = 4 C_{D_0} \end{cases}$$

VELIV ELICA

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

o meglio

$$RC = 33000 \left\{ \frac{\eta_P}{(W/P)} - \frac{\sqrt{W/S}}{19\sqrt{e} \frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \right\} \quad \text{in [fpm]}$$

Poiché

↑
RCP

$$\text{CGR} = \gamma = \frac{RC}{V} \quad \text{con} \quad V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_L}}$$

$$\text{CGR} = \frac{18.97 \eta_P \sqrt{\sigma}}{(W/P)(W/S)^{1/2}} \sqrt{C_L} - \frac{1}{(L/D)} \quad [\text{rad}]$$

CGR è max in pron. dello stallo

$$\text{Si può pone} \quad \text{CGRP} = \frac{18.97 \eta_P \sqrt{\sigma}}{(W/P)(W/S)^{1/2}}$$

$$CGRP = \left[CGR + \frac{1}{(L/D)} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

VEL GETTO

$$RC = \gamma \cdot V = CGR \cdot V$$

$$\text{e } CGR = \frac{T}{W} - \frac{D}{W}$$

$$\text{con } \frac{D}{W} = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{W} C_D V^2 = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{W} C_D \left(\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_L} \right) = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{(L/D)}$$

$$\Rightarrow CGR = \frac{T}{W} - \frac{1}{(L/D)}$$

Con tutti i motori operativi AEO

$$\frac{T}{W} = \left[CGR + \frac{1}{(L/D)} \right] \quad \text{AEO}$$

e con 1 motore critico inoperativo OEI

$$\frac{(N-1)}{N} \frac{T}{W} = \left[CGR + \frac{1}{(L/D)} \right] \quad \text{OEI}$$

Per i velivoli a getto $(CGR)_{\max} \rightarrow (L/D)_{\max} \rightarrow \text{PUNTO E}$

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{\max} = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{A e}{C_{D0}}}$$

Dimensionam in base ai req. tempi di salita e tangenza

RC_0 at sea lev [fps]

1-32

RC

$$RC = RC_0 \left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right)$$

$$RC_0 = \left(\frac{h_{abs}}{t_{ce}}\right) \ln \left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right)^{-1}$$

Difatti $dt = \frac{dz}{RC}$ $T = \int_0^{\bar{z}} \frac{1}{RC} dz$

Nota $t_{ce} \rightarrow RC_0$

tangenza

FAR 23

FAR 23.65 (AEO)

$$\rightarrow RC \geq 300 \text{ fpm}$$

$$\rightarrow CGR \geq 1/12 \text{ rad}$$

Config.

- canello retratto
- ipersost. decollo
- potenza max continua

FAR 23.67 (OEI)

$$\rightarrow RC \geq 0.027 V_{so}^2 \text{ [fpm]} \text{ a } z = 5000 \text{ ft}$$

Config.

- canello retratto
- ipersost. posiz. + favorevole
- elica ferma in bandiera
- pot. decollo sul motore operati.

FAR 23.77 (AEO)

(attenaggio abortito)

$$\rightarrow CGR \geq 1/30 \text{ rad}$$

Config.

- canello estratto
- ipersost. pos. attenaggio
- pot. decollo

Fare le seguenti operazioni

a) $P_{T0} = 1.1 P_{max, cont} \rightarrow (W/P)_{T0} = \frac{(W/P)_{max, cont}}{1.1}$

b) $(W/P)_{T0, z=0} = (W/P)_{T0, z=5000} \cdot 0.85$

c) Nei requisiti che riguardano CGR, assumere un onetto pari a $(C_{Lmax} - 0.2)$ (salita ripida) dove C_{Lmax} è il C_{Lmax} nella configurazione decollo (23.65) o attenaggio (23.77).

Esempio: VELIVOLO BIMOTORE ad EUCA

1-34

$$W_{T0} = 7000 \text{ lbs} = W_L$$

Come primo passo, bisogna determinare le polari del velivolo.

Dal legame tra W_{T0} e S_{wet} si ricava $S_{wet} = 1060 \text{ ft}^2$

Ipotizzando un $C_f \approx 0.0050$ si ottiene, utilizzando la relazione $\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$

$$f = 5 \text{ ft}^2$$

$$\text{Assumendo } \left(\frac{W}{S}\right)_{T0} = 35 \text{ psf} \rightarrow C_{D0} = 5/200 = 0.025$$

$$\text{Si assume } e = 0.80$$

$$AR = 8$$

$$\rightarrow \pi AR e = 20.1$$

$$\text{Inoltre IPERSOST DECOLO } \Delta C_{D0} = 0.015$$

$$\text{ATTER } \Delta C_{D0} = 0.060$$

$$\text{CARRELLI ESTESI } \Delta C_{D0} = 0.020$$

Quindi

Polare config. FAR 23.65

$$C_D = 0.025 + 0.015 + \frac{C_L^2}{20.1}$$

FAR 23.67

$$C_D = 0.025 + 0.005 + \frac{C_L^2}{20.1}$$

↑
elica
ferma

oppure aggiungere 0.015 nel caso che si ritenga la pos. decollo la più favorevole

FAR 23.71

$$C_D = 0.025 + 0.060 + 0.020 + \frac{C_L^2}{20.1}$$

FAR 23.65 , RC $\geq$ 300

1-35

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

Dall'espressione di RCP

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

In tal caso $(W/P) = (W/P)_{\text{max,cont}} = (W/P)_{T0} \cdot 1.1$

$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\text{max}}$, nel caso della polare relativa alla config FAR 23.65

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\text{max}} = 12.1$$

ed inoltre $\sigma = 1$ (livello mare)

Quindi, con $\eta_p = 0.80$

$$\left\{ \frac{0.80}{(W/P)_{T0} \cdot 1.1} - \frac{\sqrt{(W/S)_{T0}}}{19 \cdot 1 \cdot 12.1} \right\} = 0.0091$$

e si ottiene una curva nel piano $(W/P)_{T0}$, $(W/S)_{T0}$

FAR 23.65 CGR $> 1/12$

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

$$CGR = 1/12 = 0.0833$$

La polare da considerare è $C_D = 0.040 + \frac{C_L^2}{20.1}$

Se $C_{L_{\text{max},T0}} = 1.8$ $C_L = 1.80 - 0.20 = 1.6$ (onetto salita ripida,

$\rightarrow (L/D) = 9.6$; sostituendo nell'espress. precedente

$$\frac{18.97 \cdot 0.8 \cdot 1}{(W/P)_{T0} \cdot 1.1 \sqrt{(W/S)_{T0}}} = \left[0.0833 + \frac{1}{9.6} \right] \frac{1}{\sqrt{1.6}}$$

$$\boxed{\text{FAR 23.67 } RC > 0.027 V_{so}^2} \quad (V_{so} \text{ in } \frac{\text{fts}}{\text{sec}}) \quad 1-36$$

V_{so} è la velocità di stallo nella config. scelta (+ favorevole)
 Assumendo che la config + favorevole sia con flap retratti
 (conf. pulita) se C_{Lmax} in conf. pulita = 1.6 ho

$$V_{so} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{(W/S)_{to}} \sqrt{\frac{1}{C_{Lmax}}} \quad \text{con } \rho (5000 \text{ ft}) = 0.002049 \frac{\text{slugs}}{\text{ft}^3}$$

Quindi V_{so} in ~~ft/sec~~ [kts] ~~ft/sec~~

$$V_{so} = 0.5925 \sqrt{\frac{2}{0.002049}} \sqrt{(W/S)_{to}} \sqrt{\frac{1}{1.6}} \quad (A)$$

Nella config relativa alla FAR 23.67 la polare è

$$C_D = 0.025 + 0.005 + \frac{C_L^2}{20.1} = 0.030 + \frac{C_L^2}{20.1}$$

L'onetto di salita rapida si ha' con $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) = \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{max} =$
 $\left(\frac{C_{Lp}^{3/2}}{C_{Dp}}\right)$; che in tal caso $\bar{e}_* = 13$ e a $z=5000 \rightarrow \sigma = 0.862$

$$RCP = \left\{ \frac{0.80}{(W/P)_{to, OGI, z=5000}} - \frac{\sqrt{(W/S)_{to}}}{19 \sqrt{0.862} \cdot 13} \right\} = \frac{RC}{33000} = \frac{0.027 V_{so}^2}{33000}$$

$$\text{Ma } (W/P)_{to, OGI, z=5000} = 2 (W/P)_{to, z=5000} = 2 \frac{1}{0.85} (W/P)_{to, z=0}$$

Quindi l'espressione da considerare è

$$\left\{ \frac{0.80}{\frac{2}{0.85} (W/P)_{to}} - \frac{\sqrt{(W/S)_{to}}}{19 \sqrt{0.862} \cdot 13} \right\} = \frac{0.027 V_{so}^2}{33000}$$

con V_{so} porì all'espressione (A)

Si dovrebbe ricavare un'espressione analoga anche nel
 caso di ipersost. nella posit. decollo (cambia C_{Lmax} nella (A) e
 la polare, quindi $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{max}$

$$\boxed{\text{FAR 23.77} \quad \text{CGR} \geq 1/30}$$

1-37

$$\text{CGR} = 1/30 = 0.0333$$

Assumendo, con { ipersost. attenuaggio
conello estratto } $\rightarrow C_{L\text{MAX}} = 2$

Assumendo un onetto pari a quello di salita ripida

$$C_L = 2 - 0.2 = 1.8$$

La polea da considerare è $C_L = 0.1050 + \frac{C_L^2}{20.1}$

In corrispondenza di $C_L = 1.8 \quad \left(\frac{L}{D}\right) = 6.8$

Quindi

$$\text{CGRP} = \left[0.0333 + \frac{1}{6.8} \right] \frac{1}{\sqrt{1.8}} = 0.1345$$

ed infine

$$\frac{18.97 \cdot 0.8}{(W/P)_{T0} \sqrt{(W/S)_{T0}}} = \text{CGRP} = 0.1345$$

$$\left[\text{In quanto } \left(\frac{W}{S}\right)_L = \left(\frac{W}{S}\right)_{T0} \text{ e per la FAR 23.77 } \left(\frac{W}{P}\right) = \left(\frac{W}{P}\right)_{T0} \right]$$

Le 4 relazioni (2 della 23.65, la 23.67 e la 23.77)

~~sono~~ forniscono le curve rappresentate nella pagina seguente.

{ REQUISITI DI SALITA }

1-38

FAR 25

FAR 25.111 (OEI)

(tratto iniz. salita)

CGR $\geq$ 0.012 bimotori
0.015 trimotori
0.017 quadrimot.

config.

- Ipersost decollo
- canello retratto
- $V = V_2 = 1.2 V_{STO}$
- Pot o Spinta DECOU
- eff. suolo

FAR 25.121 (OEI)

(traumiz salita)

CGR $\geq$ 0 bimot
0.003 trimot
0.005 quadrim.

config.

- Ipersost decollo
- canello estratto
- Pot/Spinta decollo
- $V_{LOF} < V < V_2$
- eff. suolo

(II° tratto salita)

CGR $\geq$ 0.024
0.027
0.030

config.

- Ipers. decollo
- canello retratto
- Pot/Spinta decollo
- $V = V_2$

(salita in rotta)

CGR $\geq$ 0.012
0.015
0.017

config

- Ipersost retratti
- canello retratto
- Pot/Spinta max cont
- $V = 1.25 V_s$

FAR 25.119 (AEO)

$CGR \geq 0.032$

1-39

(atterraggio mancato)

config.

- conello estratto
- Iperrost atterraggio
- $V = 1.3 V_{SL}$
- $W = W_{L, max}$

FAR 25.121 (OEI)

$CGR \geq 0.021$

bimot

0.024

trimot

0.027

quadrim.

(atterraggio mancato)

config.

- Iperrost conf. avvicinam.
- $V = 1.5 V_{SA}$
- Pot/Spinta decollo
- $W = W_{L, max}$

P.S. In condizioni di avvicinamento
si può assumere

$$C_{L, max, A} = (C_{L, max, TO} + C_{L, max, L}) \cdot \frac{1}{2}$$

Analogamente $\Delta C_{D0, A} = \frac{1}{2} (\Delta C_{D0, TO} + \Delta C_{D0, L})$

Dimensionam. in base ai requisiti di salita 1-40

FAR25 - TURBOELICA DA TRASPORTO REGIONALE

Esempio

Velivolo da 50 pass.

$$W_{To} = 44.530 \text{ lbs} = 20200 \text{ kg}$$

$$W_E = 26770 \text{ lbs}$$

~~Relazione~~ Relazione per la vel. stallo

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{\frac{1}{\sigma}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{max}}}$$

$$\text{con } V_s \left[\frac{\text{ft}}{\text{sec}} \right]$$

$$\rho_0 = 0.0023769 \frac{\text{lb} \cdot \text{s}^2}{\text{ft}^4} \quad \frac{W}{S} = [\text{psf}]$$

Di rapido utilizzo con V in [kts]:

$$\frac{W}{S} = \frac{C_{max} \cdot V_s^2 \cdot \sigma}{295.374} \quad \text{con } \frac{W}{S} [\text{psf}] \quad V_s [\text{kts}]$$

$$V_s = 108 \text{ kts}$$

$$V_{sL} = 80 \text{ kts}$$

$$C_{max} = 1.7$$

$$C_{max_{To}} = 2$$

$$C_{max_L} = 3$$

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{To} < \del{67.13} 67.13$$

$$\left(\frac{W}{S} \right) \leq 65.00$$

Polazi

$$C_f = 0.0040$$

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

$$c = -0.0866 \quad d = 0.8099 \quad \rightarrow S_{wet} = 4768 \text{ ft}^2$$

~~Q~~

$$S_{scelta} = 61.82 \text{ m}^2 \quad \left(\frac{W}{S_{To}} = 60 \text{ psf} ; S = 742.16 \text{ ft}^2 \right)$$

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

1-41

$$C_f = 0.004 \rightarrow a = -2.3979$$

$$f = 19.07$$

$$C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0257$$

$$b = 26 \text{ m} \quad AR = 10.9$$

Conf.	e	ΔC_{D0}	$1/\pi AR e$
Pulita	0.85		$1/29.10$
TO	0.80	0.010	$1/27.39$
L	0.75	0.055	$1/25.68$
Carz. est.		0.019	
Elica ferma		0.005	

$$CONF \text{ PULITA} \quad C_D = 0.0257 + \frac{C_L^2}{29.1}$$

$$CONF \text{ PULITA, carz est} \quad C_D = 0.0447$$

$$TO, \text{ con retz.} \quad C_D = 0.0357 + \frac{C_L^2}{27.39}$$

$$TO, \text{ con est} \quad C_D = 0.0547 + \frac{C_L^2}{27.39}$$

$$L, \text{ con retz} \quad C_D = 0.0807 + \frac{C_L^2}{25.68}$$

$$L, \text{ con est} \quad C_D = 0.0997$$

Elica ferma

FAR 25.111 (OEI)

CGR > 0.012

1-42

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

$V = 1.2 V_{STO}$, IPERS TO, CARR RETR, SPINTA TO

Paiche $C_{L_{max TO}} = 2.0$ $C_L = \frac{2.0}{1.44} = 1.39$

$C_D = 0.1062$ $\frac{L}{D} = 13.09$

$$CGRP = \left[0.012 + \frac{1}{13.09} \right] \frac{1}{\sqrt{1.39}} = 0.0750$$

$$\frac{W}{P} \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \eta_p \sqrt{\sigma}}{CGRP} = \frac{18.97 \cdot 0.85 \cdot 1}{0.0750} = 215$$

$$\Rightarrow \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{1}{2} \left(\frac{W}{P} \right)_{OEI}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \sqrt{\frac{W}{S}} = 107.5$$

FAR 25.121 CGR > 0. (raccordo)

~~V~~ $V_{LOF} < V < 1.2 V_{STO}$ con. estz ipers TO
 $\uparrow$
 $1.1 V_{STO}$

$V = 1.1 V_{STO}$ $C_L = 1.65$ $C_D = 0.154$ $\frac{L}{D} = 10.71$

$CGRP = 0.0726$ (meno string.)

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{111}{\sqrt{(W/S)_{TO}}}$$

FAR 25.121 CGR > 0.024

1-43

$V = 1.2 V_{STO}$ $C_L = 1.39$ $C_D = 0.125$ $\frac{L}{D} = 11.12$
uguale alla prima, ma

$$CGRP = [0 + 0.090] \frac{1}{\sqrt{1.39}} = 0.0763$$

È + string.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{T0} \leq \frac{105.62}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{T0}}}$$

FAR 25.121 CGR > 0.024 (seconda fase di salita)

~~else~~ $V = 1.2 V_{STO}$

$C_L = 1.39$ $C_D = 0.1062$ $L/D = 13.09$

$$CGRP = [0.024 + 0.07639] \frac{1}{\sqrt{1.39}} = 0.085$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{T0} \leq \frac{95}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{T0}}} \quad + \text{CRITICA TRA LE PRIME !!}$$

FAR 25.121 CGR > 0.012 salita in zotta

$V = 1.25 V_S$ con: α_{etz} IPERS. RETR $P_{MAX CONT}$

~~else~~ $C_{max} = 1.7$ $C_L = \frac{1.7}{(1.25)^2} = 1.088$

$C_D = 0.0663$ $L/D = 16.4$

$$CGRP = [0.012 + 0.0610] \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.070$$

~~adesso stringo~~

(anche se $P_{MAX CONT} = 0.93 P_{T0}$) $\left(\frac{W}{P}\right)_{T0} \leq \frac{107.1}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{T0}}}$

$$V = 1.5 V_{SA} \quad \text{con. estz.} \quad \text{IP. AVVIC.} \quad P_{T0}$$

$$C_{L_{MAX_{T0}}} = 2.0$$

$$C_{L_{MAX_L}} = 3.0 \quad C_{L_{MAX_A}} = 2.7$$

$$C_L = \frac{2.7}{(1.5)^2} = 1.2$$

$$C_{D_{T0}} = 0.1073 \quad (\text{con. estz.})$$

$$C_{D_L} = 0.137 \quad (\quad)$$

$$C_D = C_{D_{T0}} + \frac{C_{D_L}}{2} = 0.122$$

$$\frac{L}{D_A} = 9.84$$

$$\text{CGRP} = [0.021 + 0.102] \cdot \frac{1}{\sqrt{a}} = 0.112$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{T0} \leq \frac{72}{\sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{T0}}}$$

e' la più string in
assoluto

~~Ad es. per $\left(\frac{W}{S} \right)_{T0} = 60 \rightarrow \left(\frac{W}{P} \right)_{T0} = 9.8$~~

Tenendo conto, per questo tipo di motori una relaz

$$P_{T0} (+50F) = P_{T0} (ST) \cdot \del{0.95} 0.95$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{T0} \leq \frac{72 \cdot 0.95}{\sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{T0}}} = \del{68.4} \frac{68.4}{\sqrt{\left(\frac{W}{S} \right)_{T0}}}$$

$$\text{Ad es. } \left(\frac{W}{S} \right)_{T0} = 60 \text{ psf} \quad \left(\frac{W}{P} \right)_{T0} = 8.83$$

$$\rightarrow P_{T0} = 5043 \text{ hp} \quad (2 \text{ da } 2500 \text{ shp})$$

DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE - VELOCITA' DI CROCIERA

La limitazione derivante dall'imporre nella specifica che il velivolo abbia una certa velocità di crociera si basa sul fatto che per i velivoli di una certa classe la velocità di crociera è legata in modo pressoché lineare dal cosiddetto "INDICE DI POTENZA" I_p , definito come :

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

(dove σ sta per valore di potenza in crociera).

Bisogna innanzitutto costruire tale diagramma. Dai dati disponibili sul Jane's si costruisce la tabella con i dati riportati sotto per 3-5 velivoli della stessa classe.

Bisogna costruire il diagramma $I_p - V_{cr}$ per una serie di velivoli della stessa classe. E' bene distinguere i velivoli a seconda se il carrello è fisso o retrattile e se l'ala è o meno controventata.

Ad esempio per la classe dei monomotori ad elica con ala controventata ho

(i valori sono nelle unità del sist. anglosassone)

Per ricavare K_z e K_v riferirsi ai seguenti valori, dipendentemente dal tipo di motorizzazione :

$$P = k_z \cdot k_v \cdot \phi \cdot P_{to}$$

$$\sigma = p(z)/p_o$$

(P è la potenza in quota ad una certa velocità ed ad un certo grado di ammissione ϕ).

Motore a pistoni

$$K_z = \sigma^{1.22} \quad , \quad K_v = 1.$$

Motore a pistoni turbocompresso (supercharged)

σ_R è la σ corrispondente alla quota di ristabilimento

$$K_z = 1 + 0.05 (1 - \sigma) / (1 - \sigma_R) \quad \sigma [1 : \sigma_R]$$

$$K_z = 1.05 - 1.22741 (\sigma_R - \sigma) \quad \sigma < \sigma_R$$

$$K_v = 1.$$

Turboelica

$$\sigma [1 : 0.86] \quad K_z = 1.00 - 0.36232 (1 - \sigma)$$

$$\sigma < 0.86 \quad (z > 5000 \text{ ft}) \quad K_z = -0.2019 + 1.8532 \sigma - 0.6013 \sigma^2$$

$$K_v = 1.0 - 0.00263513 (V/100) + 0.0283865 (V/100)^2 \quad \text{con } V \text{ in [Kts]}$$

VELIVOLO	(W/S) _{to}	(W/P) _{to}	V _{cr} (Kts)	Z _{cr} (ft)	σ_{cr}	k _z	k _v	ϕ	P _{cr} /P _{to}	(W/P) _{cr}	I _p	V _{cr} /I _p
Cessna Skyhawk	13.8	15	120	8000	.787	.74	1	0.75	0.56	27	0.86	139
Cessna Skylane	17.8	13.5	142	8000	.787	.74	1	0.75	0.56	24.3	0.97	146
Cessna 208 Caravan	26.1	12.2	184	10000	.74	.83	1.09	0.75	0.68	17.9	1.25	147

Si può ricavare il coeff I_p :

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

Si può vedere che il rapporto tra V_{cr} e I_p per i 3 velivoli fornisce un valore medio pari a circa 142 (coeff angolare della retta di interpolazione nel diagramma V_{cr} - I_p).

In effetti i valori di V_{cr} (in Kts) e I_p dei vari velivoli simili possono essere messi su un diagramma (ogni velivolo rappresentato da un punto).

Entrero' nel diagramma con V_{cr} e ricavo il valore di I_p per il mio velivolo (cio' significa che il mio velivolo e' in similitudine con quelli simili).

Supponiamo che nel caso del nostro velivolo :

$V_{cr}=150$ Kts e $Z_{cr}=8000$ ft

Dal diagramma precedentemente costruito (in effetti basta il coeff angolare =142) trovo :

$$I_p = 150/142 = 1.06$$

(anche se piu' correttamente dovrei porre tutti i punti sul diagramma, trovare la curva interpolante ai minimi quadrati e poi entrare con V_{cr} e ricavare I_p per il mio velivolo).

Un esempio di tale procedura e' riportato nel diagramma alla pagina seguente che e' stato costruito per la classe dei velivoli turboelica da trasporto regionale.

Con il valore di I_p trovato ho :

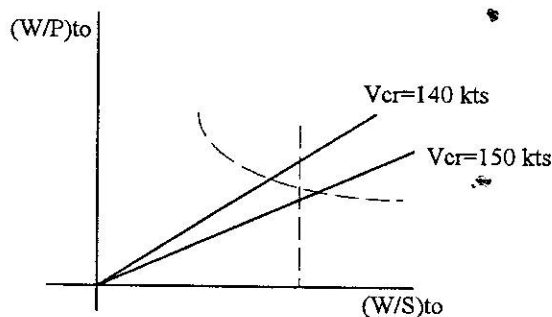
$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 1.179 \cdot \sigma \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{cr}$$

cioè, assumendo un motore a pistoni per cui a 8000ft ed in crociera
 $k_z=0.74$, $k_V=1.0$, $\phi=0.75 \Rightarrow k_z \cdot k_V \cdot \phi = 0.56$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} = 1.179 \cdot 0.787 \cdot \frac{1}{0.56} \left(\frac{W}{P}\right)_{to} = 1.65 \left(\frac{W}{P}\right)_{to}$$

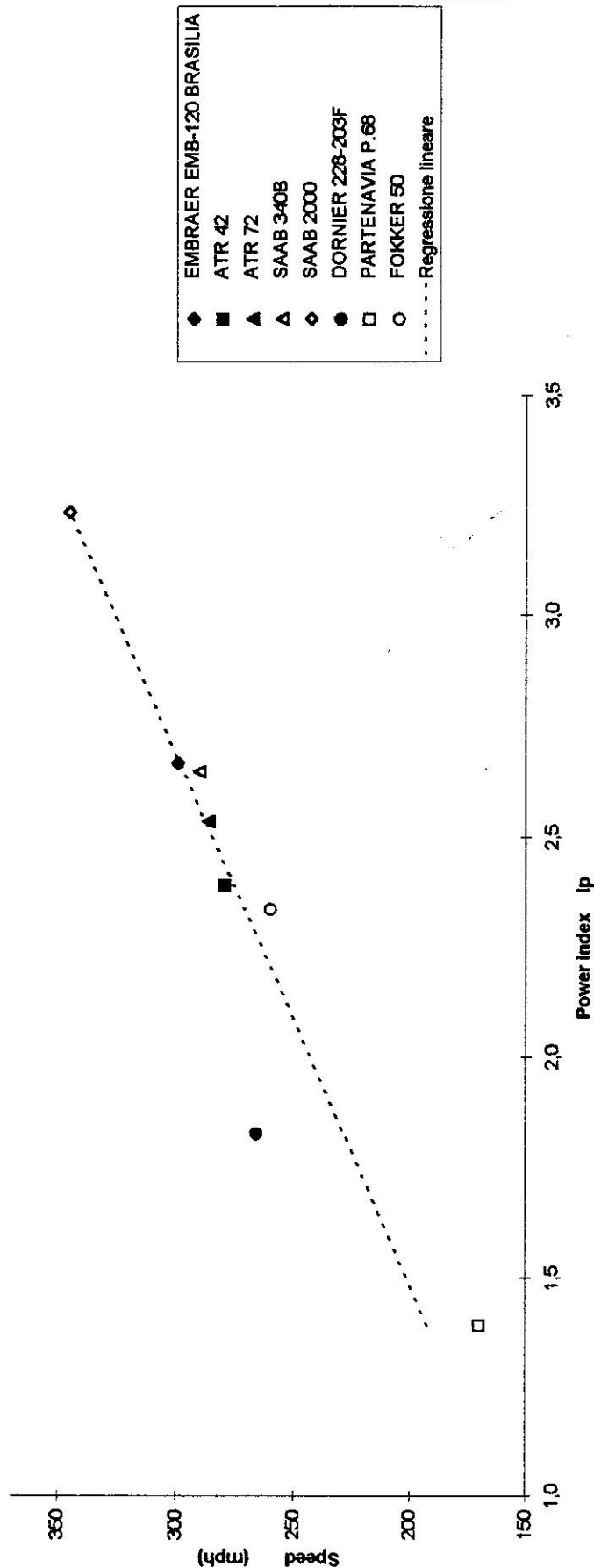
Questa è la relazione da considerare per la limitazione relativa alla V_{cr} .

Ovviamente, riducendo V_{cr} nella specifica la limitazione diventa meno restrittiva.



	VCR (mph)	(W/S) _{TO} (lbs/eqft)	W/P (lbs/sph)	Z (ft)	σ _{cr}	Ip
EMBRAER EMB-120 BRASILIA	299	59,8	7,04	25000	0,447	2,7
ATR 42	279	62,79	10,23	25000	0,447	2,4
ATR 72	286	72,2	9,88	25000	0,447	2,5
SAAB 340B	290	63,33	7,62	25000	0,447	2,6
SAAB 2000	345	78,33	6,44	31000	0,360	3,2
DORNIER 228-203F	266	41,6	9,23	10000	0,738	1,8
PARTENAVIA P.68	170	21,9	10,96	10000	0,738	1,4
FOKKER 50	260	55,5	9,7	25000	0,447	2,3

Indice di potenza



Devono essere soddisfatte le equazioni

$$T_{reg} = C_D q S$$

$$W = C_L q S$$

Con polare parabolica

$$T_{reg} = C_{D0} q S + \frac{C_L^2 q S}{\pi A e}$$

Dividendo per il peso

$$\left(\frac{T}{W}\right) = C_{D0} q \left(\frac{S}{W}\right) + \left(\frac{W}{S}\right) \frac{1}{q \pi A e}$$

Assegnato

$$\begin{matrix} M_{cr} & (\text{Mach}) \\ Z_{cr} & (\text{quota}) \end{matrix} \Rightarrow q \text{ in } [\text{psf}]$$

Tenere conto dell'eventuale ΔC_{D0} dovuto alla comprimibilità.

Si ottiene con una relazione tra

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} \text{ e } \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \approx \left(\frac{W}{S}\right)_{T_0}$$

Bisogna poi passare da $\left(\frac{T}{W}\right)_{cr}$ a $\left(\frac{T}{W}\right)_{T_0}$

Si può far riferimento ai dati della tabella o del grafico che comunque danno un valor medio

$$\frac{T_{\max M_{cr} Z_{cr}}}{T_0} = 0.23$$

$$\frac{T_{cr}}{T_0} \approx 0.18 \div 0.19$$

Poi, se ho specificato il M_{cr} , cioè asciera, devo supporre che sto al 75 ÷ 80 % della spinta, quindi

Table A5.1 Powerplant data - civil turbo-fan engines

Manufacturer	Engine type	Sea level static thrust (ISA)		SLST specific fuel consumption (lb/lbf/h)	Bypass ratio	Dry mass consumption		Maximum typical cruise thrust (Mach)/ALT 1000 ft	T_{cr}/T_0	Typical cruise specific fuel consumption (lb/lbf/h)		Length		Fan diameter	
		kN	lbf × (1000)			kg	lb					m	in	m	in
Allied Signa Engines	TFE 731-5	19.1	4.3		3.34	409	900	0.98/0.8/40	0.8	0.222	1.66	65.4	0.75	29.7	
BMW Rolls-Royce	BR 710	65	14.75		4.0	209	460	3.58/0.8/35	0.64	0.243	5.1*	200.8	1.11	43.7	
BMW Rolls-Royce	BR 715	88.8	19.9		4.7			4.4/0.8/35	0.62	0.22	5.2*	205	1.34	52.8	
CFE	738-1	25.5	5.72	0.39	5.3			1.3/0.8/40	0.645	0.223	2.52	99.2	0.9	35.5	
CFM International	CFM 56-3B	89	20	0.38	5.0	1943	4280	4.86/0.8/35	0.67	0.243	2.36	93	1.52	59.8	
CFM International	CFM 56-5C	139	31.2	0.32	6.6	2490	5494	6.9/0.8/35	0.57	0.221	2.62	103	1.84	72.4	
General Electric	CF34-3A1	41	9.22	0.36											
General Electric	CF6-80-C2	233	52.5	0.32	5.05	4250	9360	11.3/0.85/35	0.215		2.615	103	1.24	48.8	
General Electric International	GE90-85B	377	84.7		8.4	7080	15600				4.00	161	2.36	92.9	
General Electric International Aero. Eng.	V2500-A1	111.2	25		5.4	2304	5074	5.07/0.8/35	0.58		4.8	192	3/35	132	
Pratt & Whitney	JT8D-200	77	17.4		1.77	2070	4524	4.95/0.8/30	0.724	0.284	3.92	154	1.17	46	
Pratt & Whitney	PW4052-4460	231	52	0.51	5.8	4268	9400	-/0.8/35	0.537		3.37	133	2.38	94	
Pratt & Whitney	PW 4084	376	84	0.34	6.41	6606	14550				3.37	133	2.84	112	
Canada	PW 305B	23.6	5.23	0.39	4.5	427	940	1.15/0.8/40	0.68	0.220	2.07	81.5	0.8	31.5	
Rolls-Royce	TAY 611	61.6	13.85		3.04	1340	2951	2.55/0.8/35	0.69		2.4	9			
Rolls-Royce	RB211-535E4	178	40.1		4.3	3300	7264	8.5/0.8/35	0.60		2.99	117		43.7	
Rolls-Royce	RB211-524G	258	58		4.3	4390	9670	11.8/0.85/35	0.57		3.18	125	2.19	86.2	
Rolls-Royce	Trent 768	300	67.5		5.0	4785	10550	11.5/0.82/35	0.565		3.9	153.5	2.47	97.2	
Rolls-Royce	Trent 890	406	91.3		5.74	6000	13100	13/0.83/35	0.557		4.3	169	2.79	110	
Textron	LF507-1F	31.1	7	0.406	5.6	629	1385				1.48	58.3	1.2	47.2	
Lycorning															
Williams Rolls-Royce	FJ44	8.2	1.9	0.48	3.28	202	445	0.6/0.7/30	0.75		1.18	46.5	0.6	24	

* Nacelle dimensions.

** Maximum climb rating.

$$T_{cr} \approx 0.8 T_{cr \max}$$

cioe

$$\left(\frac{T_{cr}}{T_0} \right)$$

$$= 0.8 \times 0.23 = 0.18$$

MEDIO

$$0.24 = 0.19$$

1-49

3.6.4 Cruise Speed Sizing of Jet Airplanes

At maximum level speed the following equations are simultaneously satisfied:

$$T_{\text{reqd}} = C_{D_0} \bar{q} S \quad (3.57)$$

$$W = C_{L_0} \bar{q} S \quad (3.58)$$

If a parabolic drag polar is assumed, Eqn. (3.57) can be written as:

$$T_{\text{reqd}} = C_{D_0} \bar{q} S + C_{L_0}^2 \bar{q} S / \pi A e \quad (3.59)$$

Dividing by weight:

$$(T/W)_{\text{reqd}} = C_{D_0} \bar{q} S / W + W / \bar{q} S \pi A e \quad (3.60)$$

If the maximum speed is specified at some combination of Mach number and altitude, then the dynamic

pressure, $\bar{q}$ is known. For a given value of zero lift drag coefficient, C_{D_0} , it is possible to use

Eqn. (3.60) to construct relations between T/W and W/S which satisfy the maximum speed requirements.

The maximum speed tends to be specified at a value of weight, below take-off weight, that is at:

$$W = kW_{TO} \quad (3.61)$$

where k is a number $0 < k < 1.0$. The required take-off wing loading must therefore be obtained from:

$$(W/S)_{TO} = k^{-1} (W/S)_{\text{Eqn. (3.60)}} \quad (3.62)$$

Similarly, the required thrust-to-weight ratio at take-off must be reconstructed from the thrust-to-weight ratio found from Eqn. (3.60). To do this requires knowledge of how the installed thrust of the airplane varies with Mach number and with altitude.

The methodology just discussed works fine for speeds at Mach numbers below that where compressibility effects play a role. If compressibility is important (and generally above $M=0.5$ it is), a modification of C_{D_0}

will be required. Figure (3.32) shows how ΔC_{D_0} can be quickly found.

3.6.5 Example of Sizing to Maximum Speed for a Jet

It is desired to size an airplane with $W_{TO} = 10,000$ lbs so that it has a maximum speed of $M = 0.9$ at sealevel.

At this high Mach Number, the effects of drag rise need to be accounted for.

From Figure 3.22b, at 10,000 lbs, a wetted area estimate for this airplane is: $S_{wet} = 1,050 \text{ ft}^2$.

From Figure 3.21b, assuming a $C_f = 0.0030$, it is seen that: $f = 3.2 \text{ ft}^2$.

A typical value for wing loading is taken to be 60 ft^2 . This implies $S = 167 \text{ ft}^2$ and therefore:

$$C_{D_0} = 0.0192$$

The compressibility drag increment is assumed to be 0.0030. Assuming $A = 5$ and $e = 0.8$, Eqn.(3.60) can be written as:

$$T/W = 26.6/(W/S) + (W/S)/15,080$$

The following tabulation can now be made:

$(W/S)_{TO}$	Profile Drag Term	Induced Drag Term	T/W $M = 0.9$	$(T/W)_{TO}$ static
psf				
40	0.665	0.003	0.668	1.07
60	0.443	0.004	0.447	0.72
80	0.333	0.005	0.338	0.54
100	0.266	0.007	0.273	0.44

Figure 3.33 shows the region of W/S and T/W for which the speed requirement is met. Note the advantage of high wing loading at high speed and at sealevel.

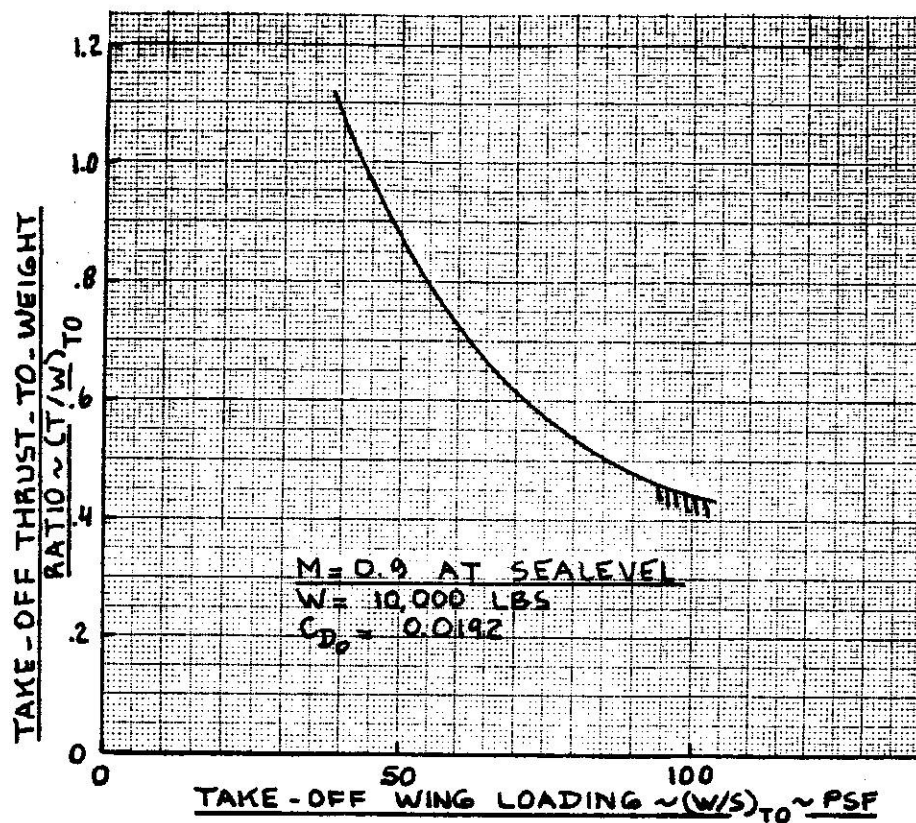
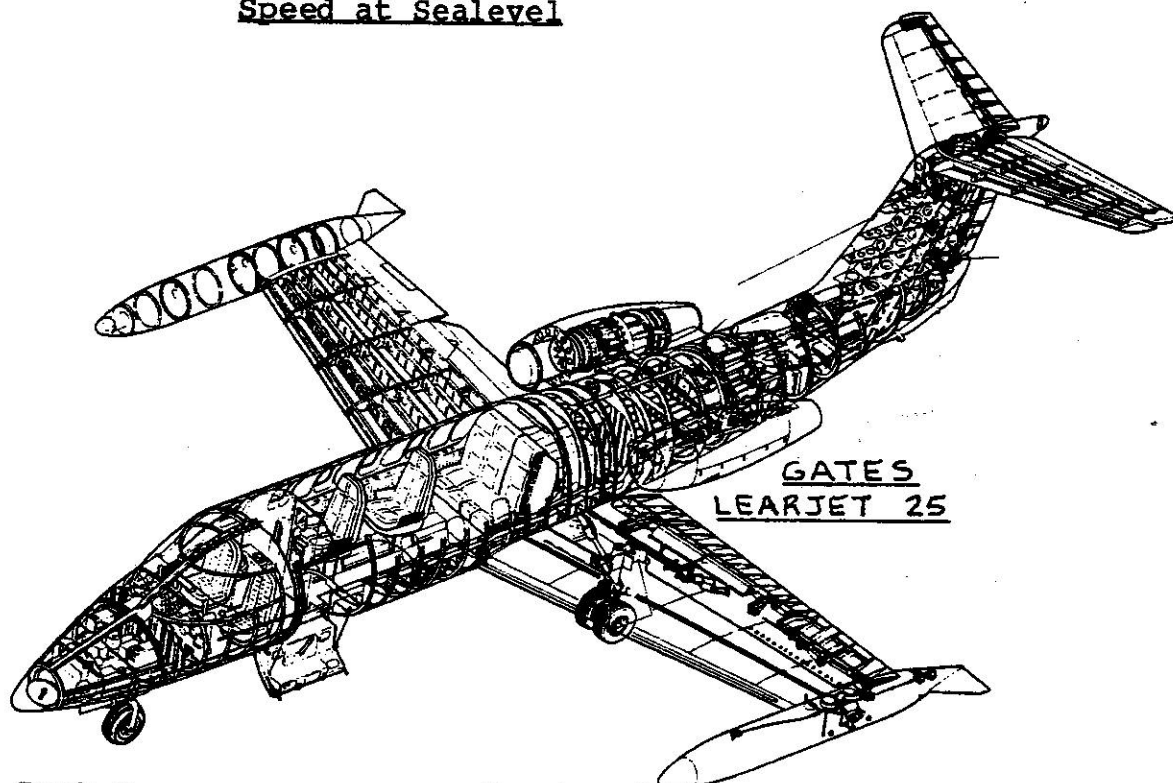


Figure 3.33 Allowable Values of Wing Loading and Thrust-to-Weight Ratio to Meet a Given Maximum Speed at Sealevel



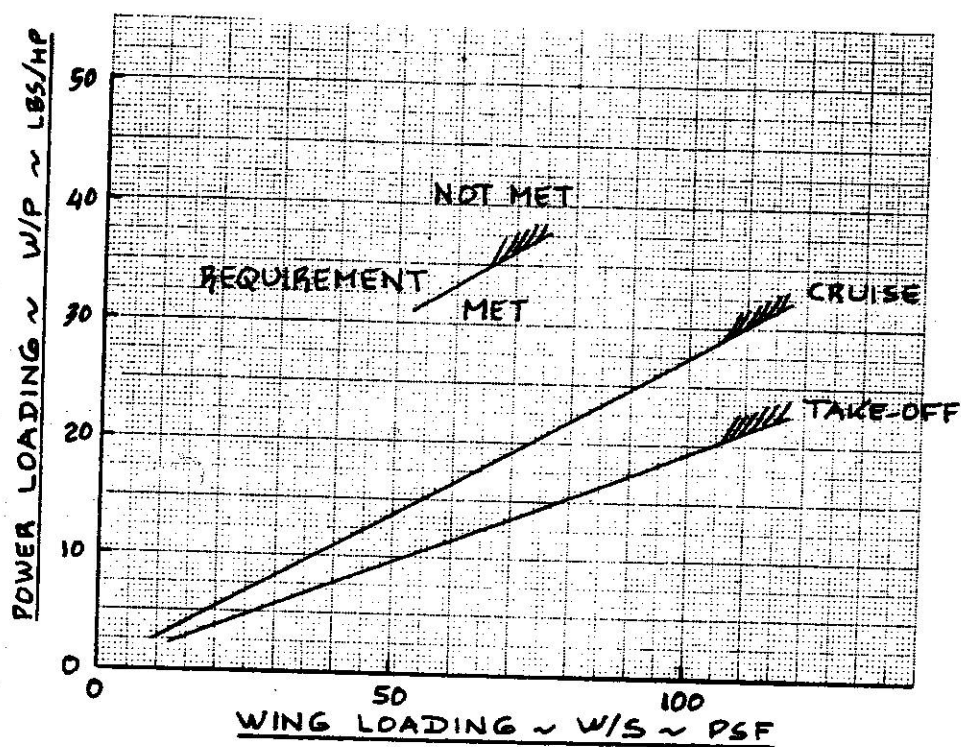


Figure 3.31 Allowable Values of Wing Loading and Thrust-to-Weight Ratio to Meet a Given Cruise Speed

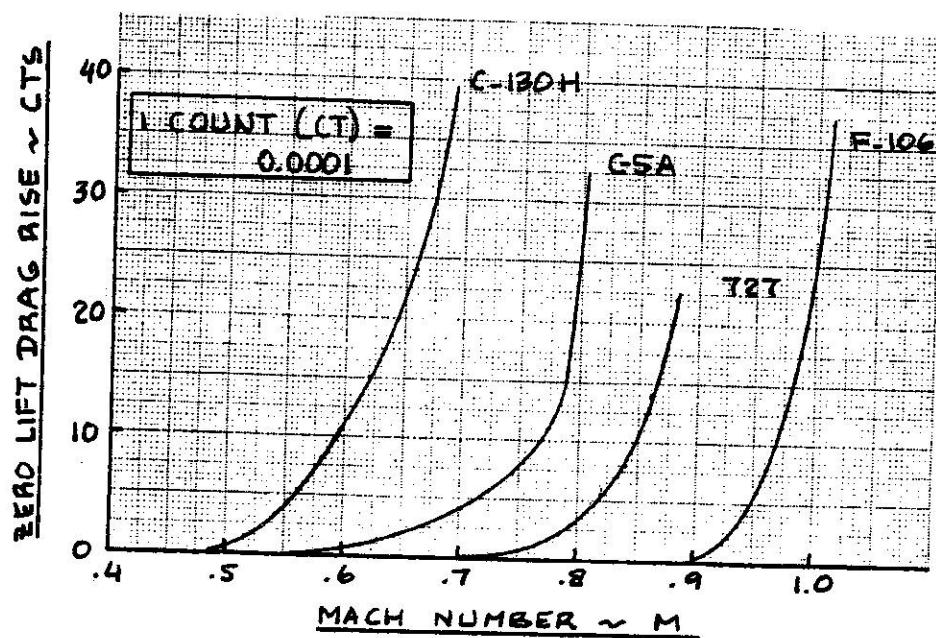


Figure 3.32 Rapid Method for Estimating Drag Rise

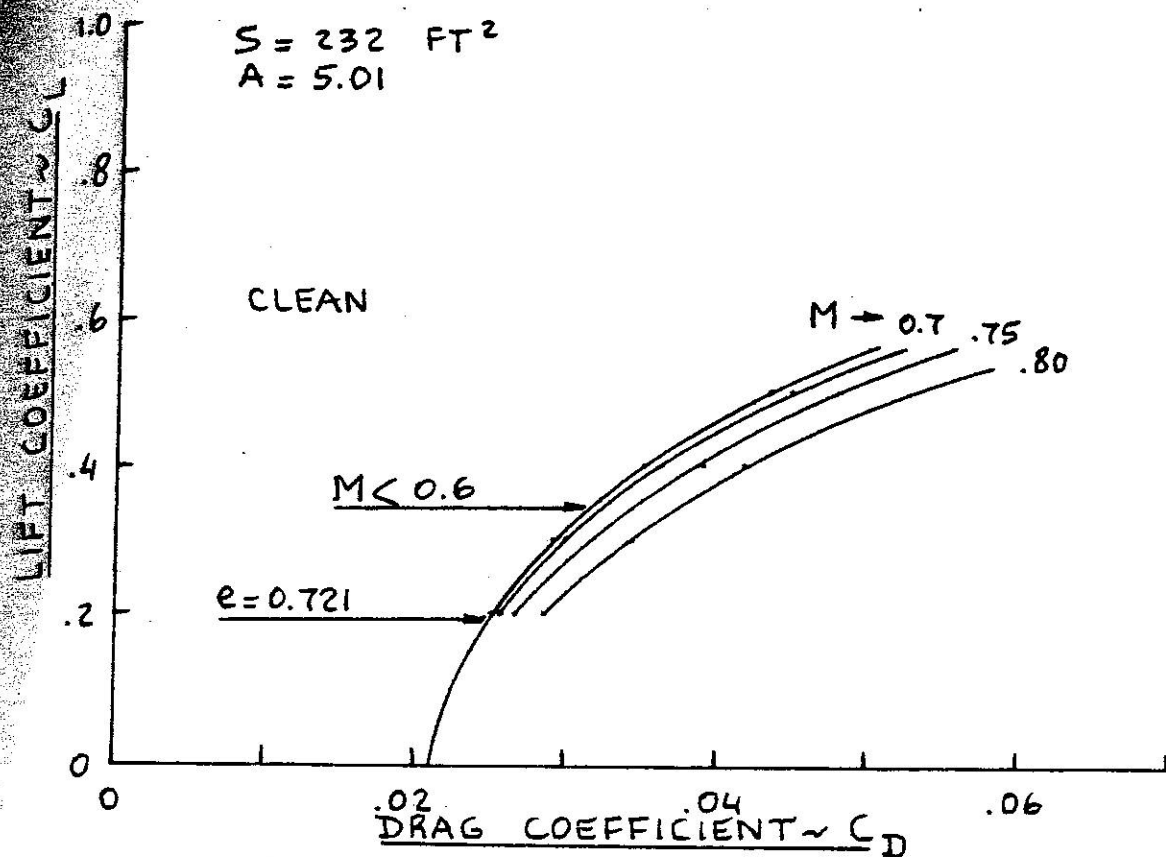


Figure 5.11 Drag Polars: Learjet M25

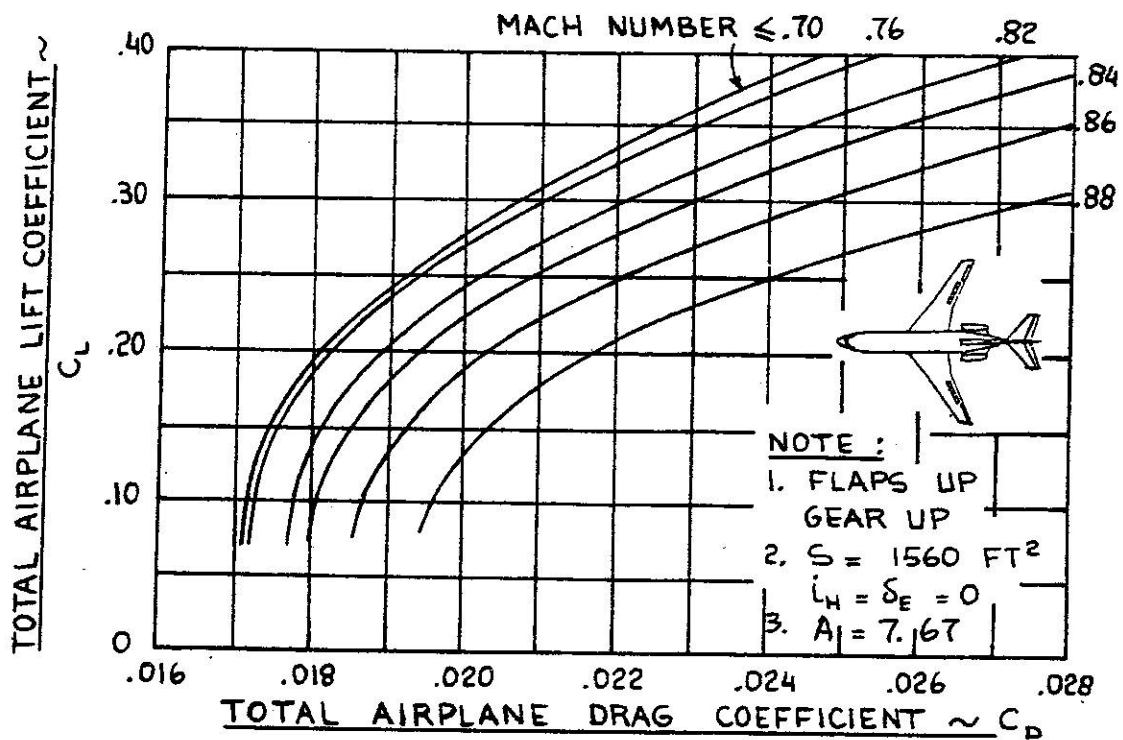


Figure 5.12 Drag Polars: Boeing 727-100

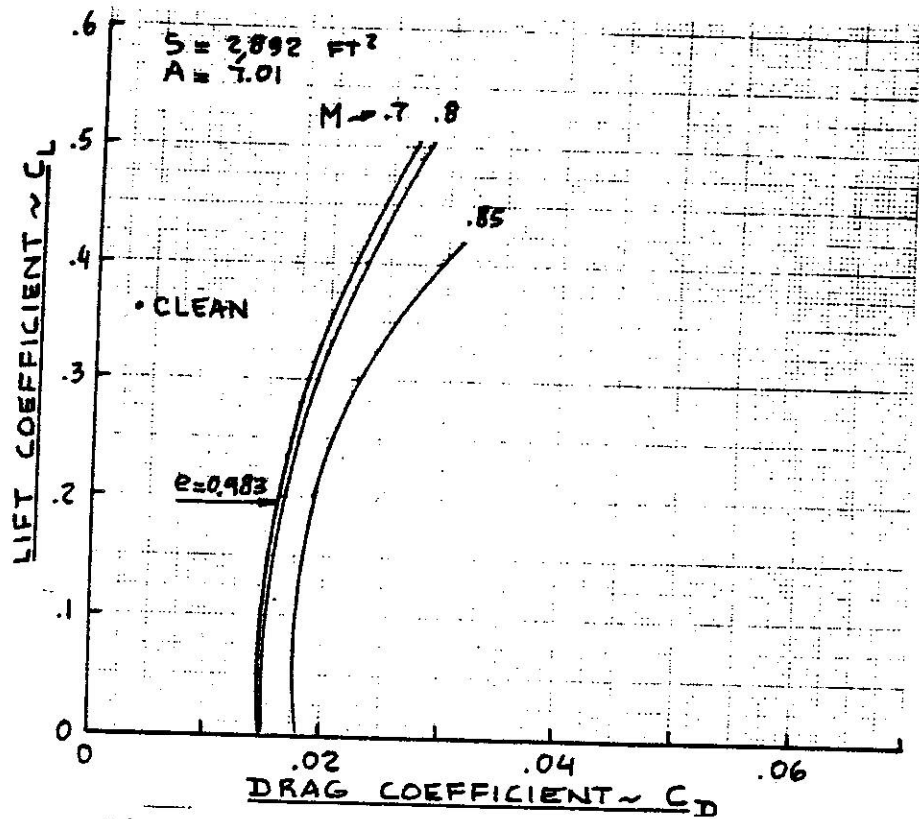


Figure 5.13 Drag Polars: Boeing 707-320B

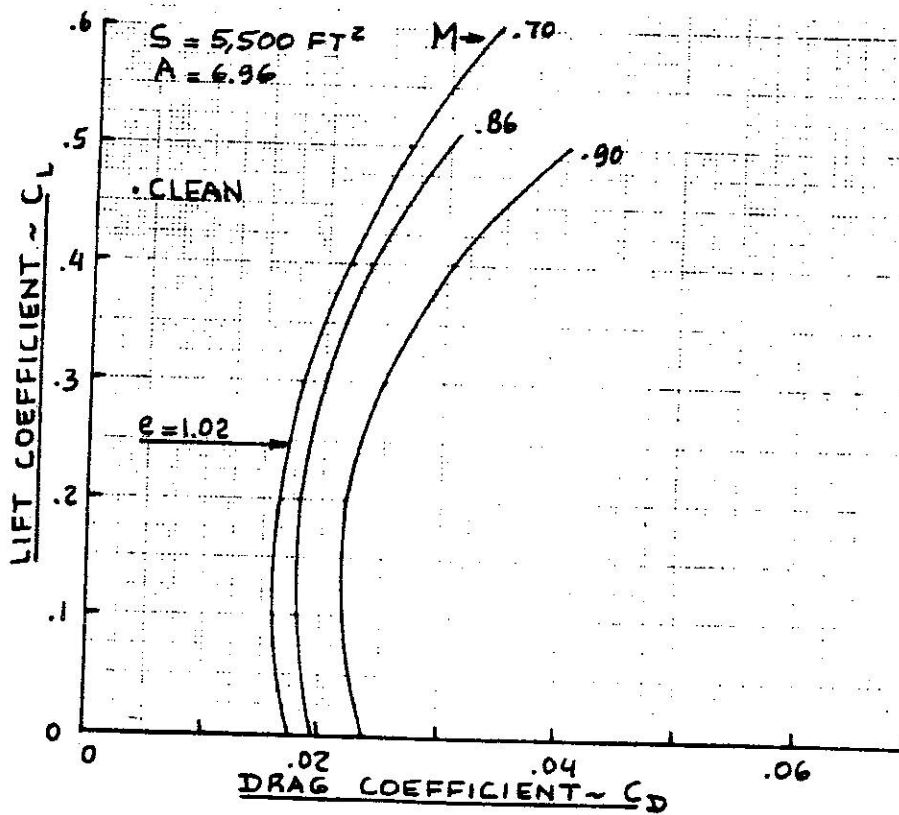


Figure 5.14 Drag Polars: Boeing 747-200