

SILMA PRESTAZIONI

CONSIDERAZIONI PRELIMINARI

Rendimento propulsivo

- Elica a passo fisso (velivoli piccoli)
POT max 150 hp circa

crociera	$\eta_p = 0.75$
salita	$= 0.55 \div 0.60$
vel max	$= 0.60 \div 0.70$
attesa	$= 0.60$

- Elica passo variabile ($n = \text{cost}$; const. speed propeller)

crociera	$\eta_p = 0.80 \div 0.85$
vel max	$= 0.80 \div 0.83$
salita	$= 0.70 \div 0.75$
attesa	$= 0.70$

- Turbolica impiego regionale

crociera	0.85
vel max	0.85
salita	$0.75 \div 0.80$
attesa	0.77

consumo spec.

vel. monomotore	$C_p = 0.5 \div 0.6$	$\frac{lb}{hp \cdot h}$
vel. uim o VEL	$C_p = 0.6$	
bimotore	$C_p = 0.5 \div 0.6$	
turbolica region.	$= 0.4 \div 0.5$	

Se siamo in quota, considerare le seguenti riduzioni di potenza all'albero

MOTORE A PISTONI

$$\pi_a(z) = \pi_0 \cdot \epsilon^{1.28} \quad \epsilon = \frac{p(z)}{p_0}$$

TURBOCOMPRESSO (SUPERCHARGED)

$$\pi_a = \pi_0 \text{ fino a } z = z_{\text{rist}}; \epsilon_{\text{rist}}$$

$$\pi_a = \pi_0 \cdot [1.05 - 1.227(\epsilon_{\text{rist}} - \epsilon)] \quad \begin{matrix} z > z_{\text{rist}} \\ \text{(cioè)} \\ \epsilon < \epsilon_{\text{rist}} \end{matrix}$$

TURBOEUGA (es. PT6A-27 da 680 hp)

$$\text{fino a } 5000 \text{ ft} \quad \pi_a = \pi_0 [1 - 0.3623 \epsilon (1 - \epsilon)]$$

$$z > 5000 \text{ ft} \quad \pi_a = \pi_0 [-0.202 + 1.8532 \cdot \epsilon - 0.6013 \cdot \epsilon^2]$$

C'è anche una variata con la velocità

$$\pi_a = \pi_{a,0} \left[1 - 0.002635 \left(\frac{V}{100} \right) + 0.02838 \left(\frac{V}{100} \right)^2 \right]$$

$\uparrow$
a $V=0$

con V [kts]

Per i velivoli a getto (TURBOFAN) utilizzare

$$T(z) = T_0 \cdot \epsilon^{0.83}$$

PRESTAZIONI

VELOCITÀ MAX VOLO LIVELLATO

ELICA

$$P_d = \eta_p \cdot P_a = D \cdot V = \frac{1}{2} \rho_0 \epsilon S \cdot C_D V^3$$

Aumento η_p in corrisp di V_{MAX} , si assume inizialmente

$C_D = 1.1 C_{D0}$; P_a è la pot max alla quota considerata

→ Si ricava $V = V_{MAX}$ dall'equazione sopra

→ Si ricava il $C_L = \frac{2}{\rho_0 \epsilon S} \frac{W}{V^2}$

→ Si ricava $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e}$ dalla polare

→ Si risolve di nuovo l'equazione con il nuovo C_D
e si itera fino a convergenza

GETTO

$$P_d = T_0 \cdot \epsilon^{0.83} = D = \frac{1}{2} \rho_0 \epsilon S C_D V^2$$

Come prima, porre inizialmente $C_D = 1.1 C_{D0}$

VEL CROCIERA

Supponiamo che si voglia la vel di crociera ad una certa quota Z (con un certo E) e ad una certa % di potenza (o spinta)

Ad es. 60% potenza

$$\pi_a = \pi_b(Z) \cdot 0.60$$

e si risolve come prima, magari partendo da un $C_D = 1.3 \div 1.4 C_{D0}$

Lo stesso per i velivoli a getto con la spinta.

VEL. SALITA

● ELICA

Rateo in funzione di V e quota

$$AC = 76 \eta_p \frac{\pi_a}{W} - \frac{1}{2} \rho_0 \epsilon \frac{C_{Do}}{9.81 \left(\frac{W}{S}\right)} V^3 - \frac{2}{\pi A Re} \frac{1}{\epsilon} \frac{1}{\rho_0} \left(\frac{W}{S}\right)^{9.81} \frac{1}{V}$$

con $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ed $\epsilon = \rho/\rho_0$ a quella quota

$$\pi_a [\text{hp}] \quad W [\text{kg}] \quad \left(\frac{W}{S}\right) \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}\right] \quad V [\text{km/h}]$$

● Att.ne che $Re = R \cdot e = \frac{b e^2}{S} = \frac{b^2}{S} \cdot e \Rightarrow b e = \sqrt{e} \cdot b$

$$AC_{\max} = 76 \eta_p \frac{\pi_a}{W} - 2.97 \sqrt{\frac{W}{\epsilon}} \frac{f^{1/4}}{b e^{3/2}}$$

con $f = C_{Do} \cdot S$ e sempre $\pi_a [\text{hp}]$ e $W [\text{kg}]$

Quota tang. teorica (teor. ceiling)

$$E_{TT} = \left[\frac{2.97 \sqrt{W} \frac{f^{1/4}}{b e^{3/2}}}{76 \eta_p \frac{\pi_a}{W}} \right]^2$$

GETTO

$$RC = \frac{T}{W} \frac{V}{3.6} - 0.0624 E \frac{C_{Do}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \frac{V^3}{46.656} - 5.098 \frac{1}{E} \frac{1}{Ae} \left(\frac{W}{S}\right) \frac{3.6}{V}$$

SALITA RAPIDA

T [kg] W [kg] V [km/h]

$$q_{fc} = \frac{T}{6f} \cdot \Gamma \cdot 9.81$$

$$\text{con } \Gamma = \left[1 + \sqrt{1 + \frac{3}{E_{max}^2} \left(\frac{T}{W}\right)^2} \right] \quad (\Gamma \approx 2)$$

$$\Rightarrow V_{fc} = 3.6 \left[\frac{2}{\rho_0 E} q_{fc} \right]^{1/2} \quad \text{in [km/h]}$$

Si può usare una relazione approssimata

$$V_{fc} = \sqrt{\frac{2}{3} \frac{T \cdot 9.81}{\rho_0 E f}} \cdot 3.6 \quad \text{in [km/h]}$$

cioè

$$V_{fc} = \frac{8.316}{\sqrt{E}} \sqrt{\frac{T}{f}} \quad \text{sempre in [km/h]}$$

$$RC_{max} = 1.54 \left(\frac{T}{W}\right) \sqrt{\frac{T}{f}} \frac{1}{\sqrt{E}} - 2.21 \frac{\left(\frac{W}{b_e^2}\right) \frac{1}{\sqrt{E}}}{\sqrt{\frac{T}{f}}}$$

AUTONOMIE

1 ELICA

$$[sm] \quad R = 375 \frac{\eta_p E}{C_p} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

$$C_p = \begin{matrix} 0.5 \\ 0.6 \end{matrix} \left. \begin{matrix} \text{monom.} \\ \text{bimot.} \end{matrix} \right\}$$

$$[km] \quad R = 603.5$$

$$\begin{matrix} 0.5 \\ 0.4 \end{matrix} \left. \begin{matrix} \text{T.E. reg.} \end{matrix} \right\}$$

$$\left[\frac{lb}{hp \cdot h} \right]$$

$$[nm] \quad R = 325.86$$

Aut. oraria

$$\bullet [h] \quad E = 603.5 \left(\frac{1}{V} \right) \frac{\eta_p E}{C_p} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

$$V [km/h]$$

$$325.86 \left(\frac{1}{V} \right)$$

$$V [kts]$$

GETTO

$$[nm] \quad R = \left(\frac{V}{C_j} \right) \left(\frac{L}{D} \right) \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

$$\text{con } V [kts]$$

$$C_j \left[\frac{lb}{lb \cdot h} \right] \approx 0.7$$

$$[h] \quad E = \left(\frac{1}{C_j} \right) \left(\frac{L}{D} \right) \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

CORSA DI DECOLLO

CORSA AL SUOLO

Indicando con $K = \frac{V_{LOF}}{V_s}$

con K tipicamente $= 1.2 \div 1.15$

$$TOR_G = \frac{1}{g \rho_0} \frac{(W/S)}{E C_{D1}} \ln \left[\frac{\frac{\bar{I}}{W} - \mu}{\frac{\bar{I}}{W} - \mu - \frac{C_{D1}}{C_{LMAX}} K^2} \right]$$

con $\mu \approx 0.02$

$$C_{D1} = C_{Dg} - \mu C_{Lg}$$

Pone $C_{Dg} = C_{D0} + 0.025 + C_{Lg}^2 / \pi A R e$

$$C_{Lg} \approx 0.7$$

con C_{Dg} e C_{Lg} coeff di resist e port. durante la corsa

$\bar{I}$ è una spinta media

$$TOR_V = \frac{\frac{K_2^2 - K_1^2}{g \rho_0} \frac{W/S}{C_{LMAX}} + h}{\frac{\bar{I}}{W} - K_{12}^2 \frac{C_{D0}}{C_{LMAX}} - \frac{C_{LMAX}}{K_{12}^2 \pi A e}}$$

$$K_1 = \frac{V_{LOF}}{V_s} \approx 1.15$$

$$K_2 = \frac{V_{OST}}{V_s} = 1.22$$

$$K_{12} = \sqrt{\frac{K_1^2 + K_2^2}{2}}$$

$$TOR = TOR_G + TOR_V$$

una relazione più facile da usare è
di tipo statistico

$$TOR = 1.66 TOR_G$$

$$TOR_G = 4.9 TOP + 0.009 TOP^2 \quad [\text{in ft}]$$

$$TOP (\text{Take-off parameter}) = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{C_{LMAX TO}}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right) \left[\frac{lb}{ft^2} \right] \quad \left(\frac{W}{P}\right) \left[\frac{lb}{hp} \right]$$

Esempio

CESSNA SKYHAWK

$$P_a = 160 \text{ hp}$$

$$W_{To} = 1090 \text{ kg}$$

$$W_{Fuel} = 151 \text{ lt} = 106 \text{ kg}$$

$$W_E = 650 \text{ kg}$$

$$S = 16.17 \text{ m}^2$$

$$\frac{W}{S} = 67.3 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$b = 10.92$$

$$AR = 7.52$$

$$C_{D0} = 0.032$$

$$e = 0.75$$

$$b_e = \sqrt{e} \cdot b = 9.45 \text{ m}$$

$$f = C_{D0} S = 0.517 \text{ m}^2$$

VEL MAX

Imponendo $C_D = 1.1 C_{D0} = 0.0352$

e $\eta_p = 0.73$ (in corrisp di V_{MAX} , con elica a passo fisso)

$$\underbrace{P_a \cdot 745 \cdot \eta_p}_{\text{è in Watt}} = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot S \cdot C_D \cdot V^3$$

è in Watt

$$V = 63 \text{ m/s} = 227 \text{ Km/h}$$

$$q = \dots \rightarrow C_L = \frac{W}{qS} = 0.27 \rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} = 0.0360$$

metto il nuovo valore di C_D nell'equaz e trovo

$$V = 62.5 = 225 \text{ Km/h}$$

iterando ancora si giunge facilmente a convergenza

RC_{max} at S/L (Max rate of climb at S/L)

~~con~~ onumo $\eta_p = 0.6$; con $\epsilon = 1$ (S/L)

$$RC_{max} = 76 \cdot 0.6 \cdot \frac{160}{1090} - 2.97 \sqrt{1090} \frac{(0.517)^{1/4}}{(9.45)^{3/2}}$$

$$= 6.7 - 2.9$$

$$= 3.8 \text{ m/s ; cioè } 228 \text{ m/min}$$

AUTONOMIA

Supponiamo di volare ad $E = E_{max} = \sqrt{\frac{\pi}{4}} \sqrt{\frac{A \cdot e}{C_{D0}}} = \sqrt{\frac{\pi}{4}} \sqrt{\frac{b e^2}{f}}$

$$E_{max} = 11.76$$

Questo onetto si ottiene in corrisp di circa il 45% della potenza.

~~Per~~ Per la crociera posso porre $\eta_p = 0.80$
 $C_p = 0.57$

(Il C_p al 75% sarebbe anche 0.50, ma al 45% sale un po') ; inoltre $W_{fin} = 1090 - 100 \text{ kg}$

$$R = 325.86 \cdot 0.8 \cdot \frac{11.76}{0.57} \ln\left(\frac{1090}{990}\right) = 517 \text{ nm}$$

TO - RUN

$$TOR_g = \frac{1}{g \rho_o} \frac{(w/s)}{E C_{Dro}} \ln \left[\frac{T/W - \mu}{T/W - \mu - \frac{C_{Dro}}{C_{max}} k^2} \right]$$

$$\mu = 0.02$$

$$w/s = 660.2 \text{ N/m}^2$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$\rho_o = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$E = 1$$

$$C_{Dro} = C_{D0} + 0.025 + C_{Lg}^2 / \pi A R e \quad C_{Lg} = 0.7$$
$$= 0.032 + 0.025 + \frac{0.7^2}{3.14 \cdot 7.52 \cdot 0.75} = 0.0846$$
$$0.0276$$

~~Q/Q~~
~~R/R~~

$$D_p = 1.91 \text{ m} \quad A_p = 2.86 \text{ m}^2 = 30.77 \text{ sqft}$$

$$\text{Power load} = 5.20 \left(\frac{160}{30.77} \right) \frac{\text{hp}}{\text{ft}^2}$$

Dal diag 6.19 entro con 5.20 e trovo

$$\frac{\text{lb}}{\text{hp}} = 5.2 \rightarrow T_{ST} = 800 \text{ lb}$$

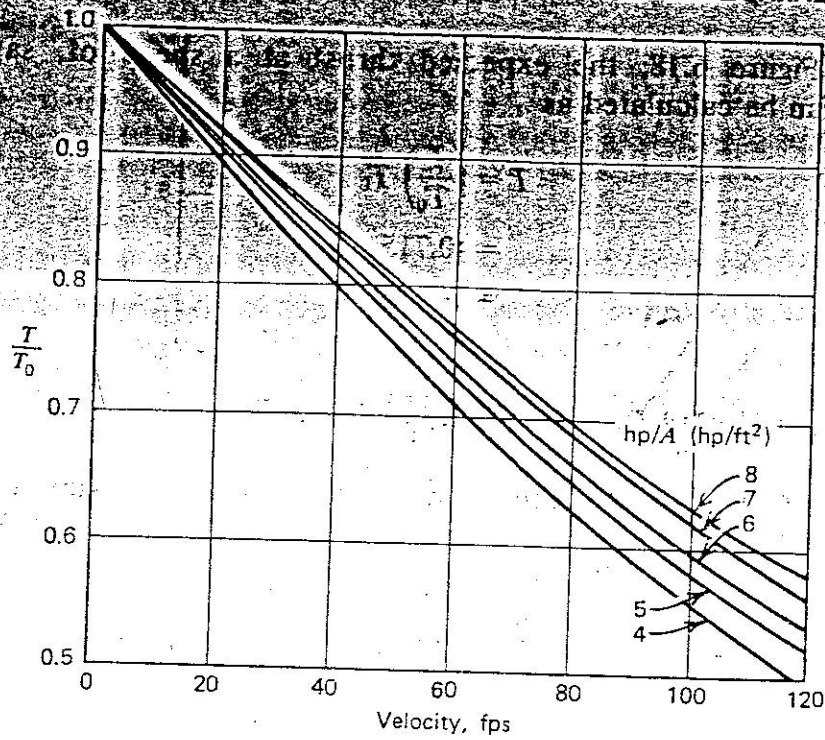


Figure 6.18 Decrease of thrust with velocity for different power loadings.

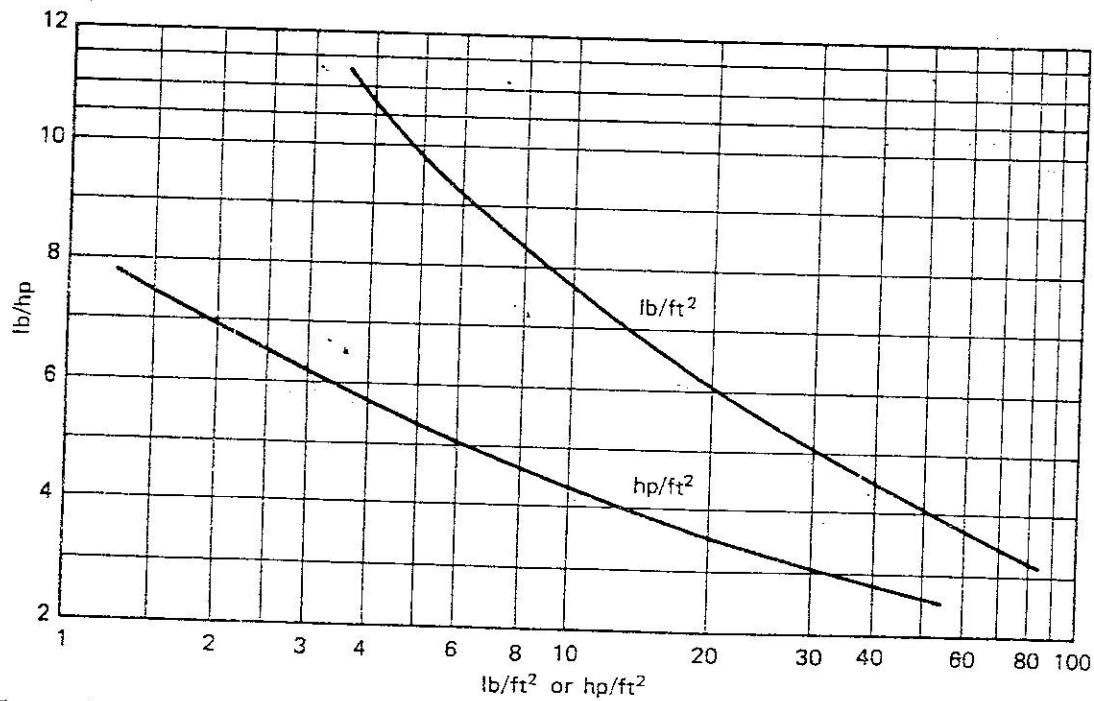


Figure 6.19 Static performance of propellers or rotors.

P : max endurance prop-driven & min power req
 E : range prop-driven & min thrust req & max endurance jet
 A : range jet

$(E/\sqrt{C_L})_{\max}$
 $E_{\max}$
 $(E/\sqrt{C_L})_{\max}$

$C_{LE} = \sqrt{\pi A R_e C_{D0}}$
 $V_E = \sqrt{\frac{4}{\rho^2 \pi} \frac{W}{l b_e^2}}$
 $P_P = \sqrt[3]{\frac{2}{27} W} \sqrt[3]{\frac{1}{b_e^2}} \sqrt[3]{\frac{64}{\rho^2 \pi^3}}$

$E_E = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{A R_e}{C_{D0}}}$
 $T_E = \sqrt{\frac{W}{\pi \frac{b_e^2}{4}}}$

1 inch = 2.54 cm
 1 ft = 0.3048 m
 1 lb = 0.454 kg
 1 mph = 0.447 m/s
 1 kt = 0.515 m/s
 $\rho_{\text{air}} = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
 $\rho_{\text{water}} = 1000 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

$1 = S \cdot C_{D0}$
 $A R_e = A R / k$
 $b_e = b / k$

	C_D / C_{D0}	C_L / C_{LE}	$E / E_{\max}$	V / V_E	T / T_E	P / P_P
P	4	$\sqrt{3}$	$\frac{\sqrt{3}}{2}$	$\frac{1}{\sqrt{3}}$	$\frac{2}{\sqrt{3}}$	1
E	2	1	1	1	1	$\frac{\sqrt[3]{27}}{2}$
A	$\frac{4}{3}$	$\frac{1}{\sqrt{3}}$	$\frac{\sqrt{3}}{2}$	$\sqrt{3}$	$\frac{2}{\sqrt{3}}$	$\sqrt{3}$