



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale


Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag

Corso Manovre e Stabilità

ELICHE - EFFETTI DELLA SPINTA

Docente
Fabrizio Nicolosi

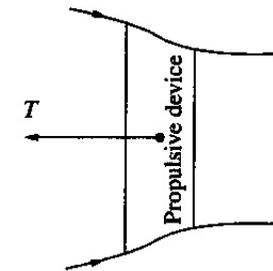
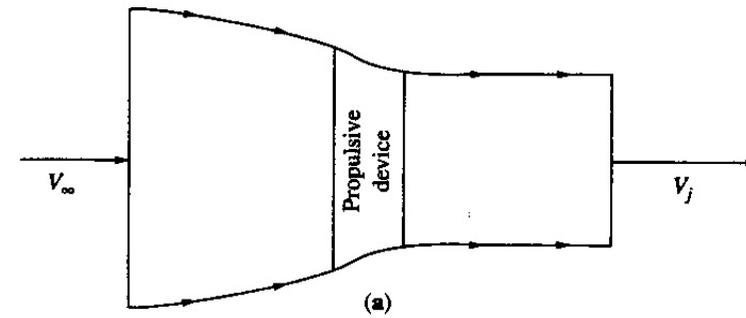
Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli "Federico II"
e.mail : fabrnico@unina.it



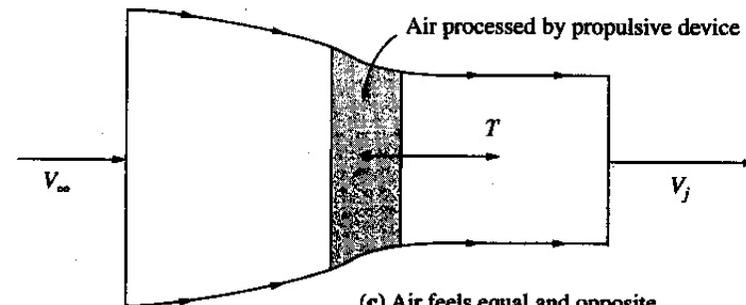
Gruppi propulsivi

Generazione spinta - Principio

$$T = \dot{m}(V_j - V_\infty)$$



(b) Propulsive device produces thrust T acting to the left.



(c) Air feels equal and opposite force T acting to the right.



Gruppi propulsivi

Motoelica

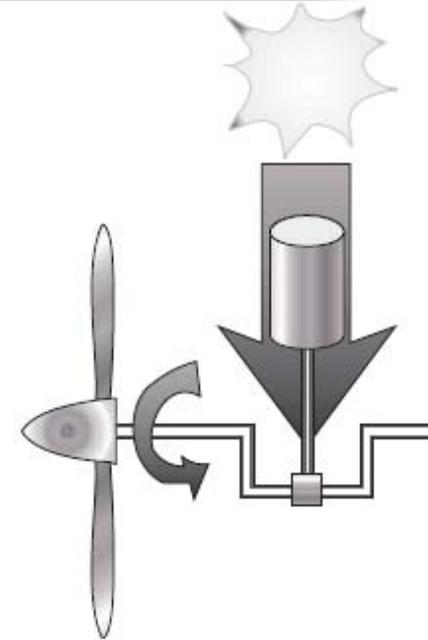
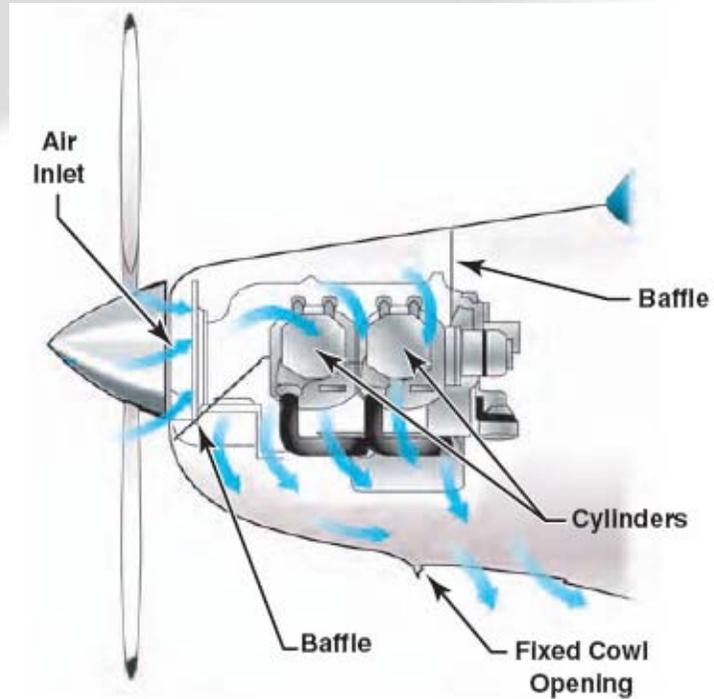
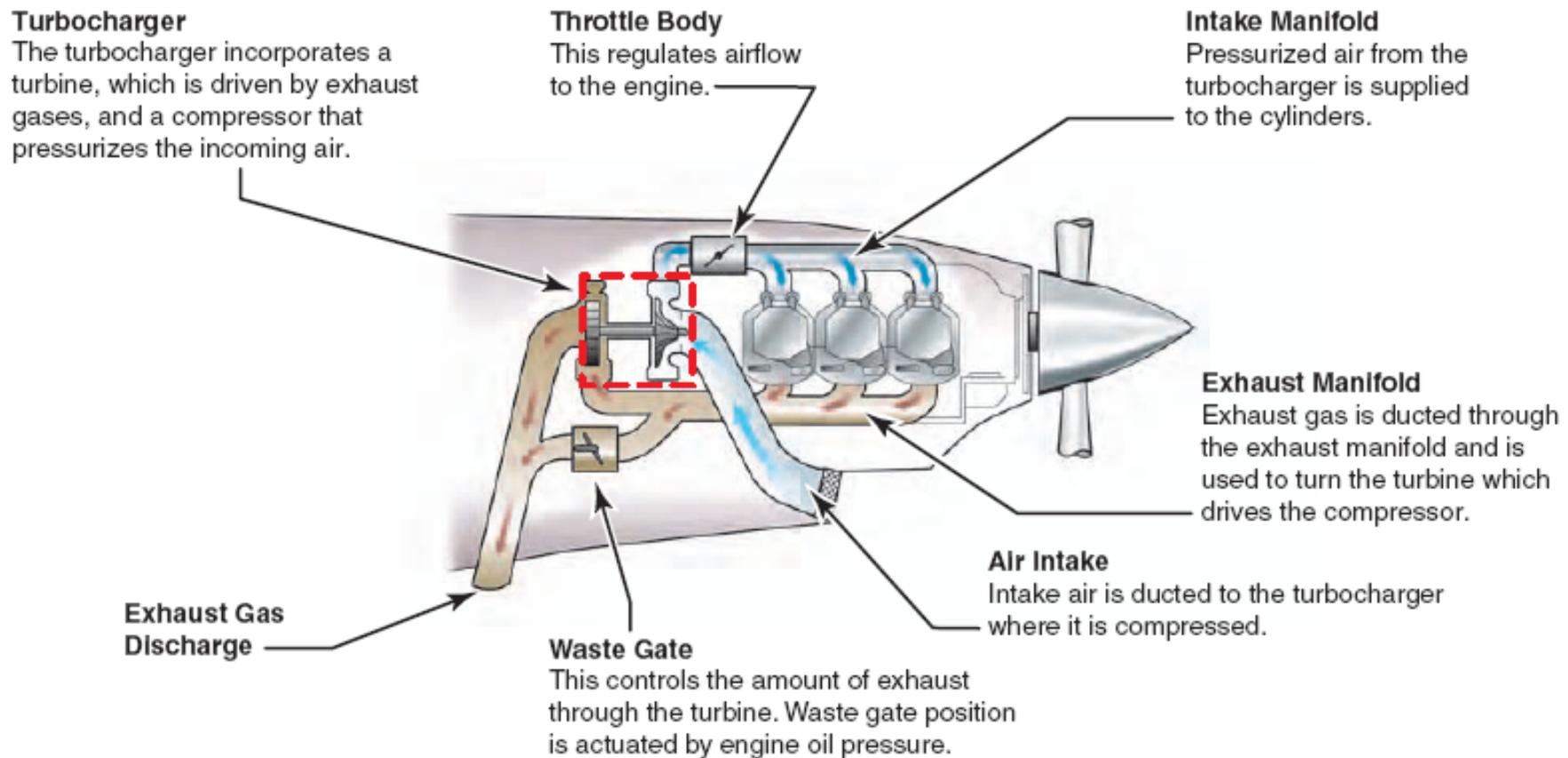


Fig. 5.7. How a piston engine converts chemical energy to propeller rotation.



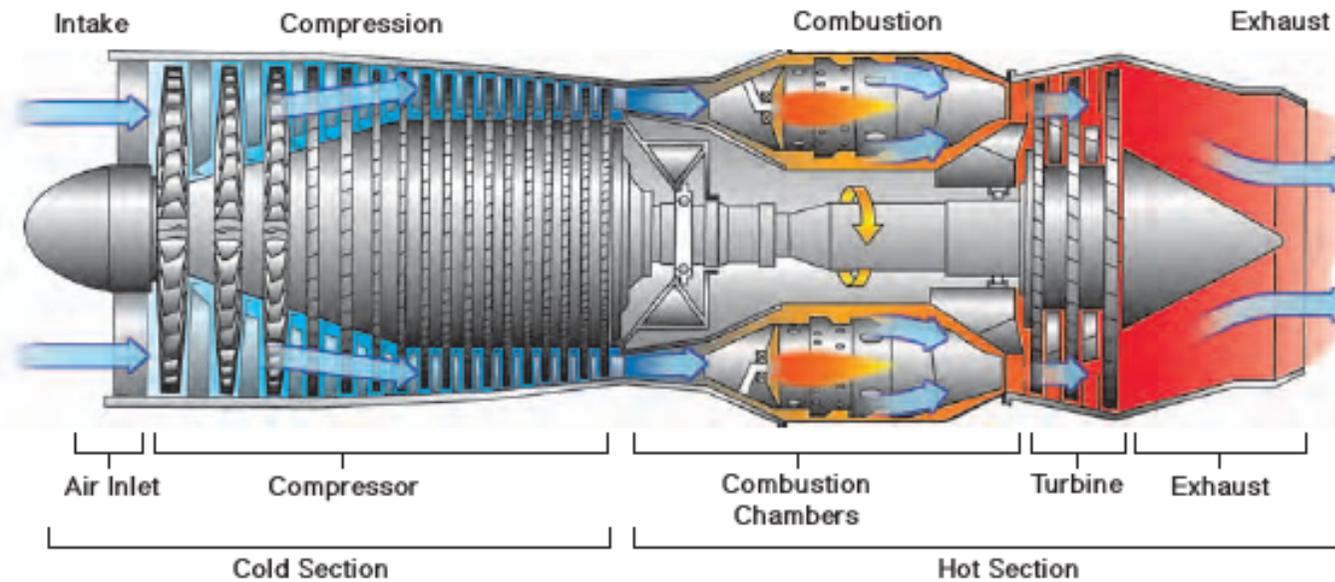
Gruppi propulsivi

Motoelica+Turbocompressore



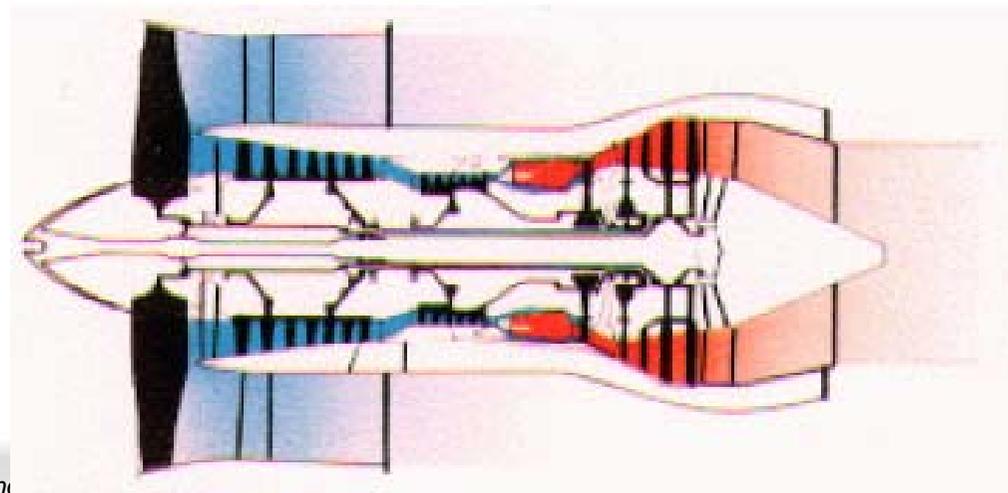
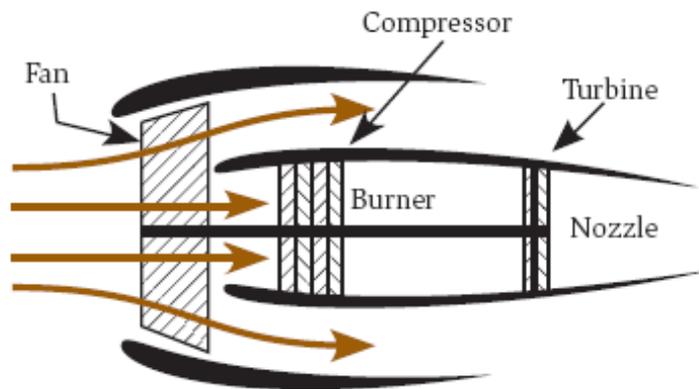
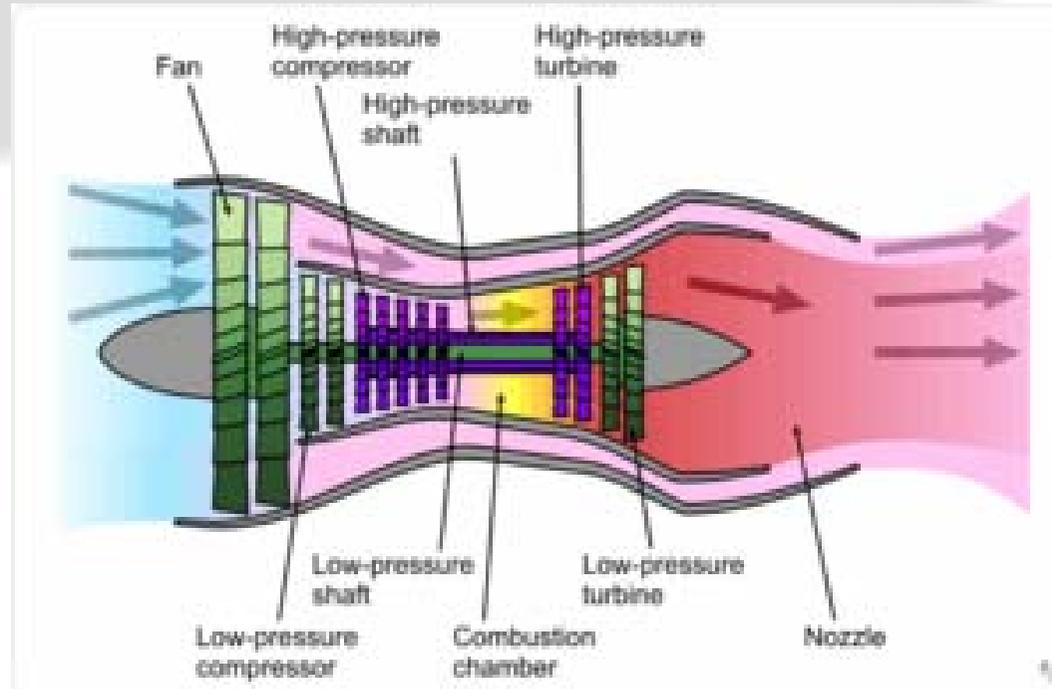
Gruppi propulsivi

Turbogetto



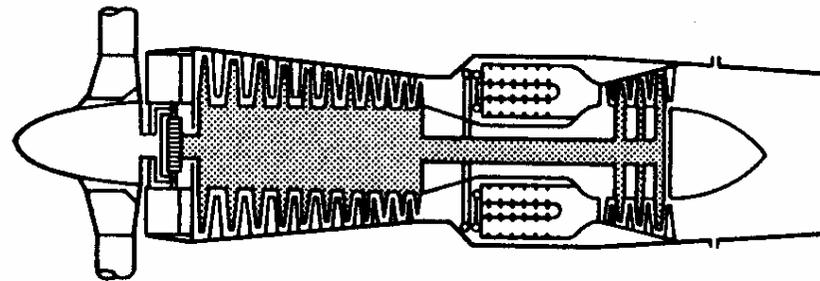
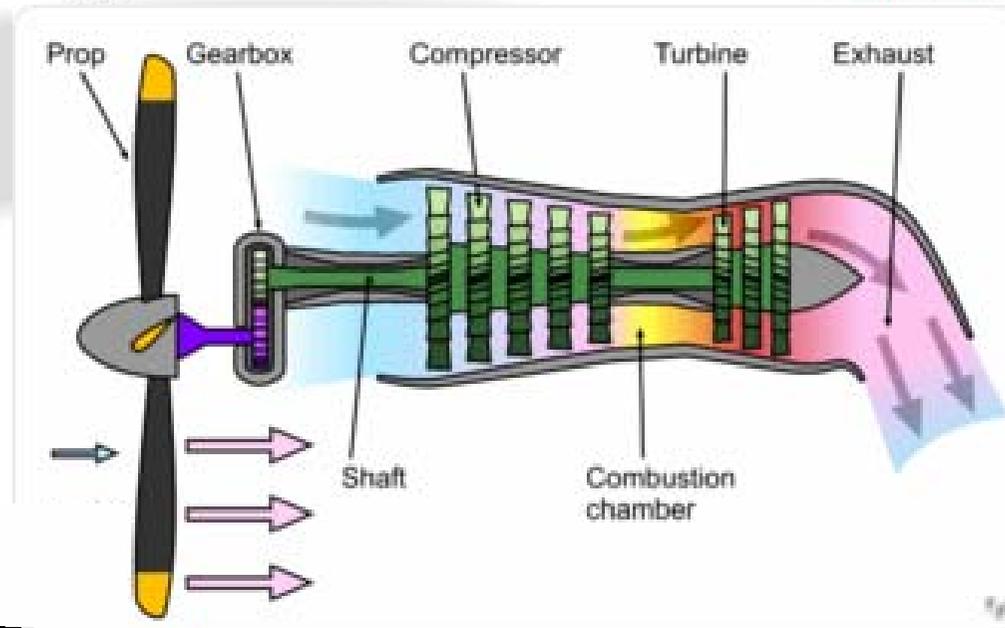
Gruppi propulsivi

Turbofan

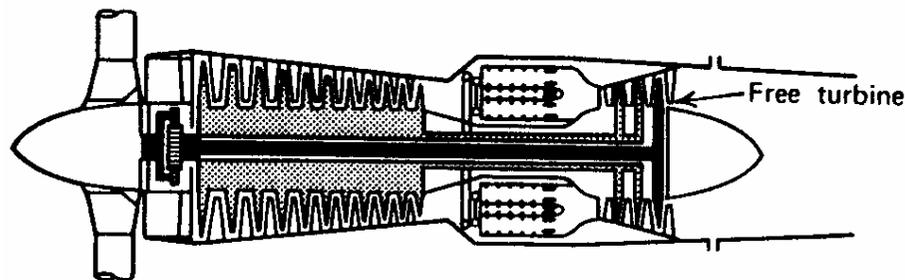


Gruppi propulsivi

Turboprop (ATR)



(d)



(e)

ELICHE

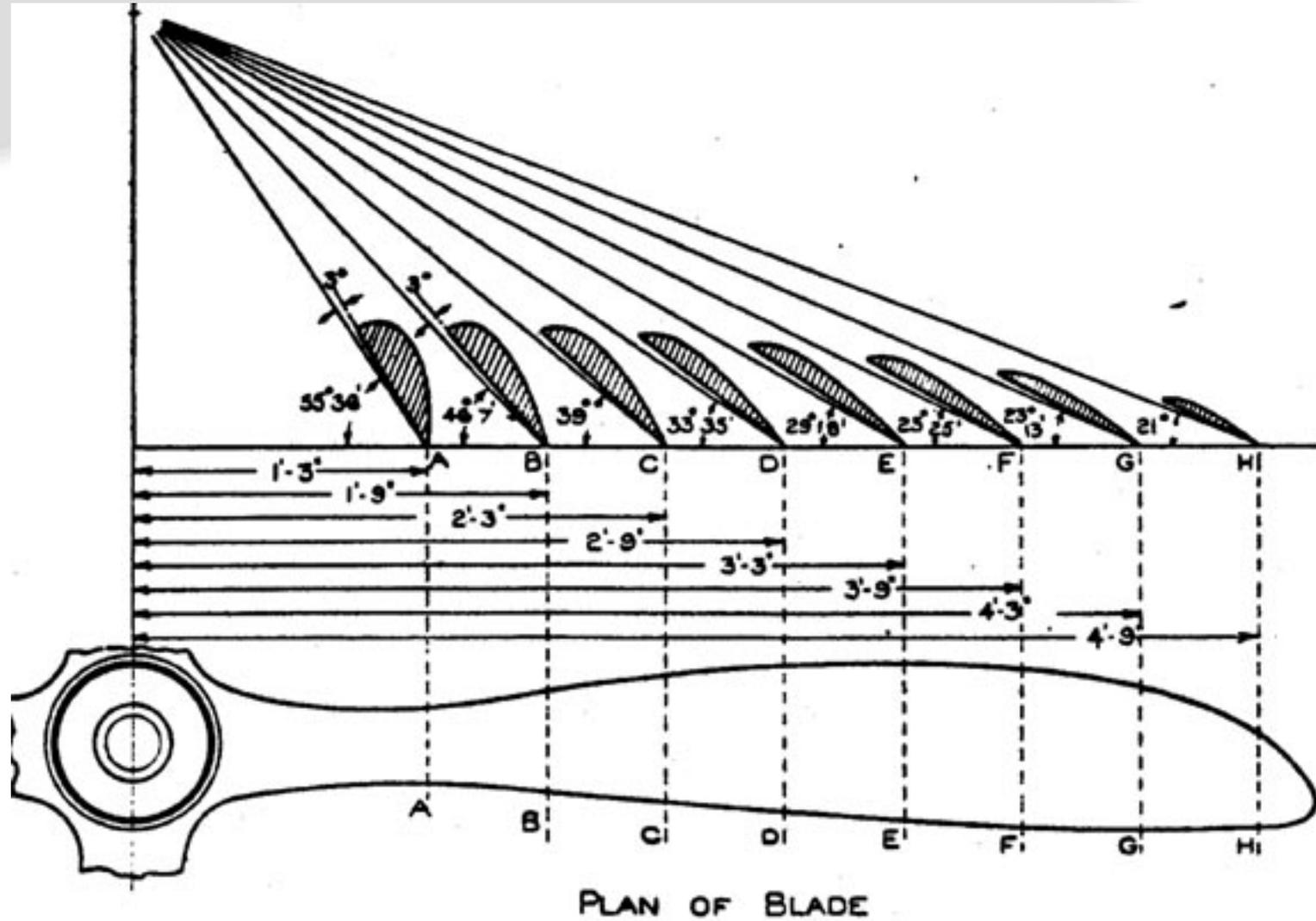


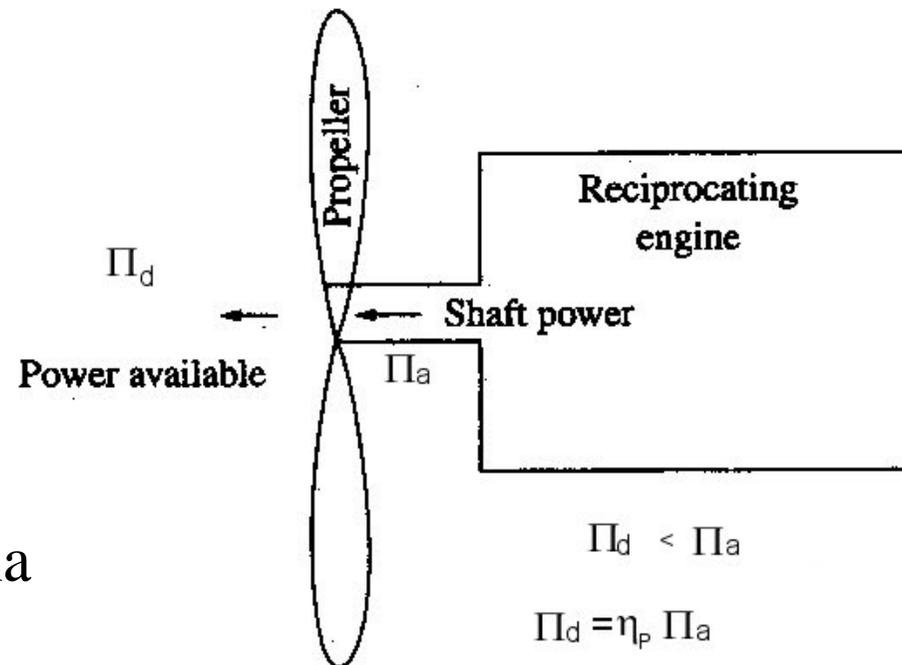
FIG. 219.—Lay-out of an Aircscrew.

ELICHE

$$\Pi_d = \eta_{pr} \Pi_a$$

Il rendimento dell'elica è una funzione del *rapporto di avanzamento* J definito come

$$J = \frac{V_\infty}{ND}$$



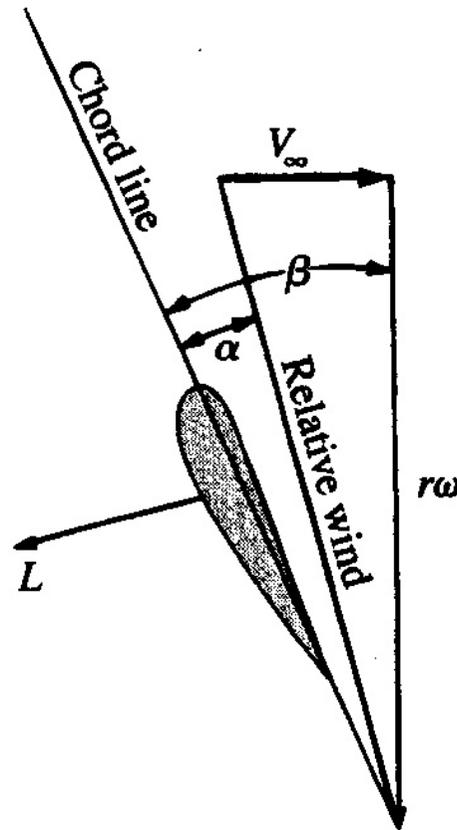
ELICHE

$$(r\omega)_{tip} = \pi ND$$

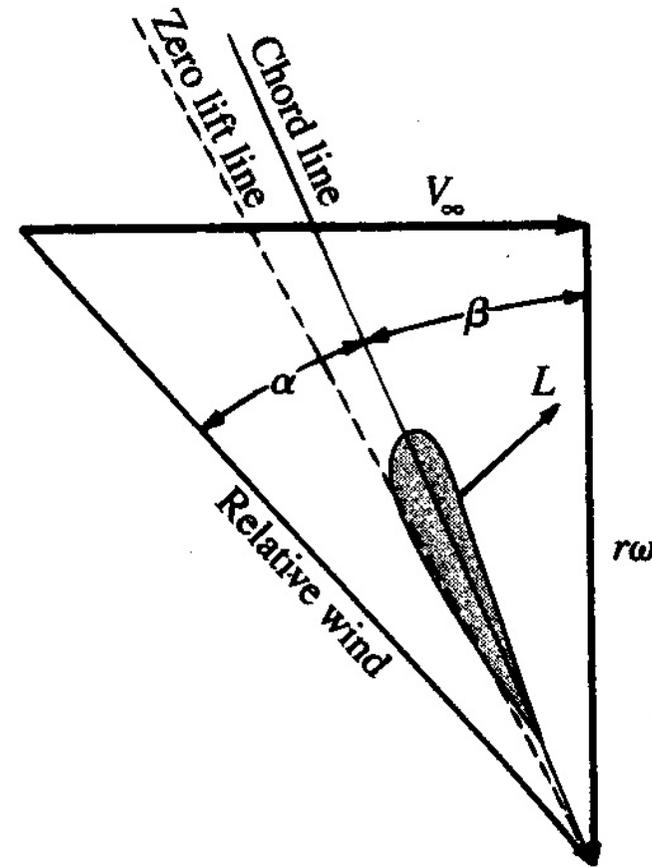
$$\frac{V_\infty}{r\omega} = \frac{V_\infty}{r(2\pi N)}$$

(angolo vel locale)

$$\left(\frac{V_\infty}{r\omega}\right)_{tip} = \frac{V_\infty}{(D/2)(2\pi N)} = \frac{V_\infty}{\pi ND} = \frac{J}{\pi}$$



(a)



(b)



ELICHE

$$(r\omega)_{tip} = \pi ND$$

$$\frac{V_\infty}{r\omega} = \frac{V_\infty}{r(2\pi N)} \quad (\text{angolo vel locale}) \quad \left(\frac{V_\infty}{r\omega}\right)_{tip} = \frac{V_\infty}{(D/2)(2\pi N)} = \frac{V_\infty}{\pi ND} = \frac{J}{\pi}$$

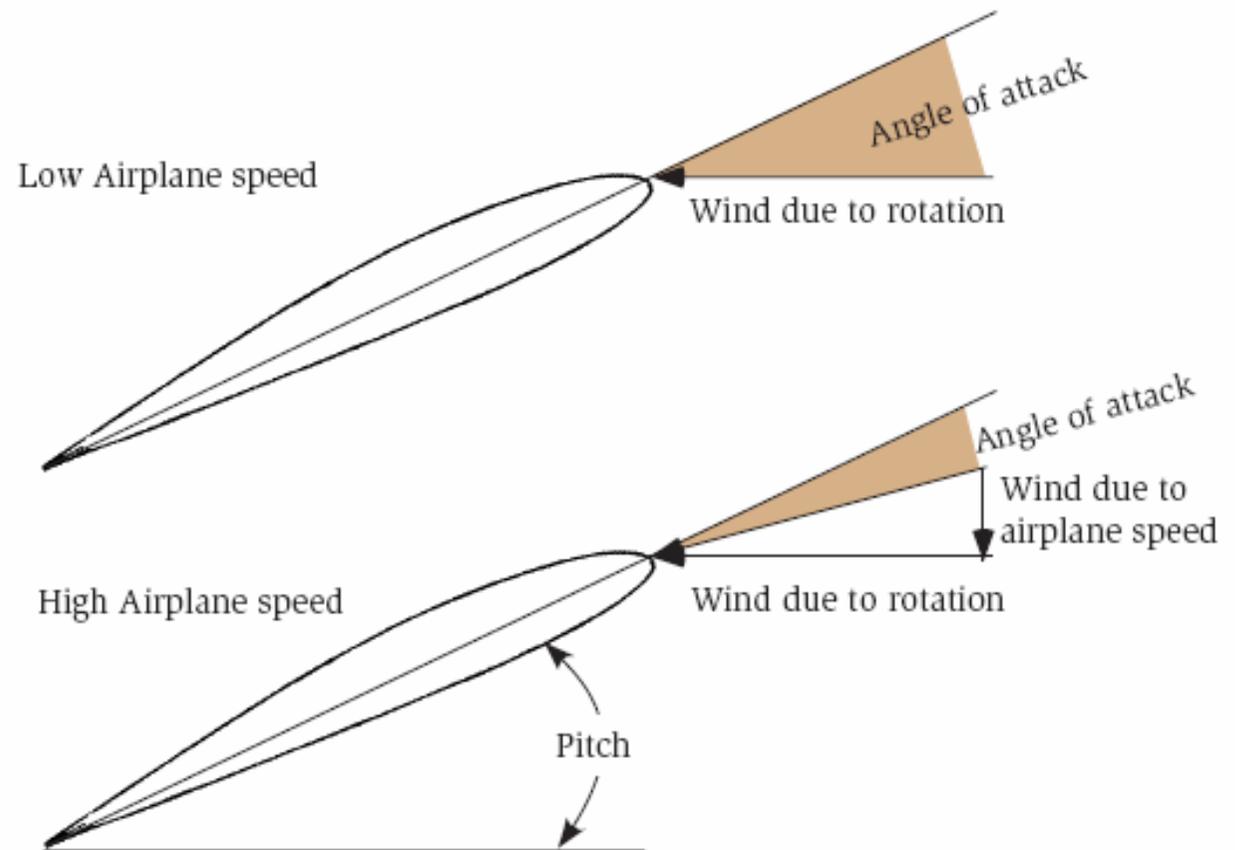
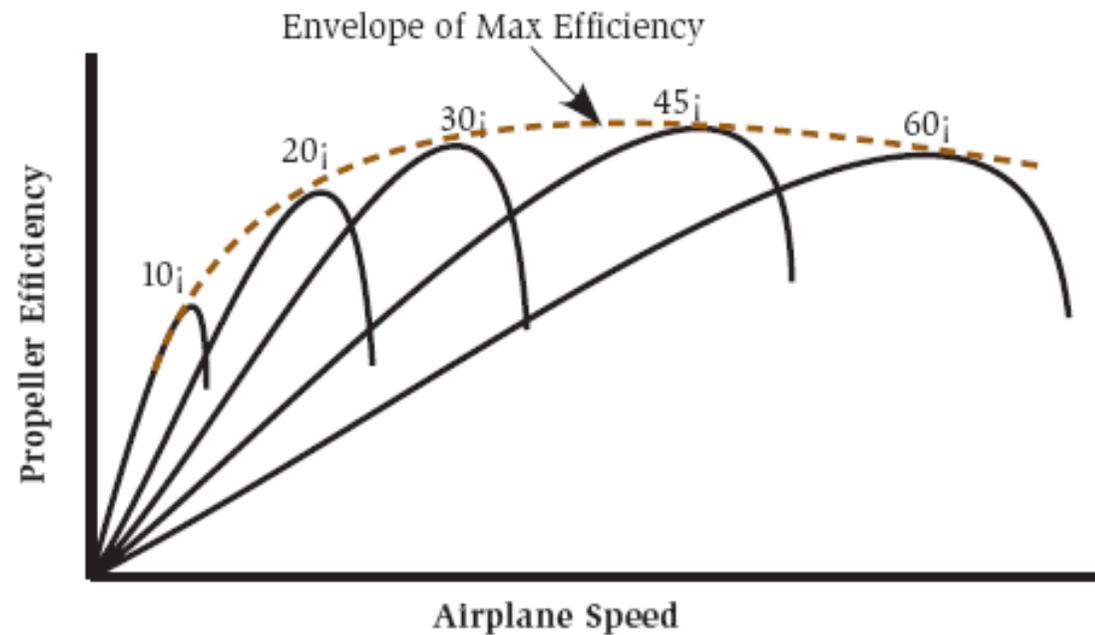
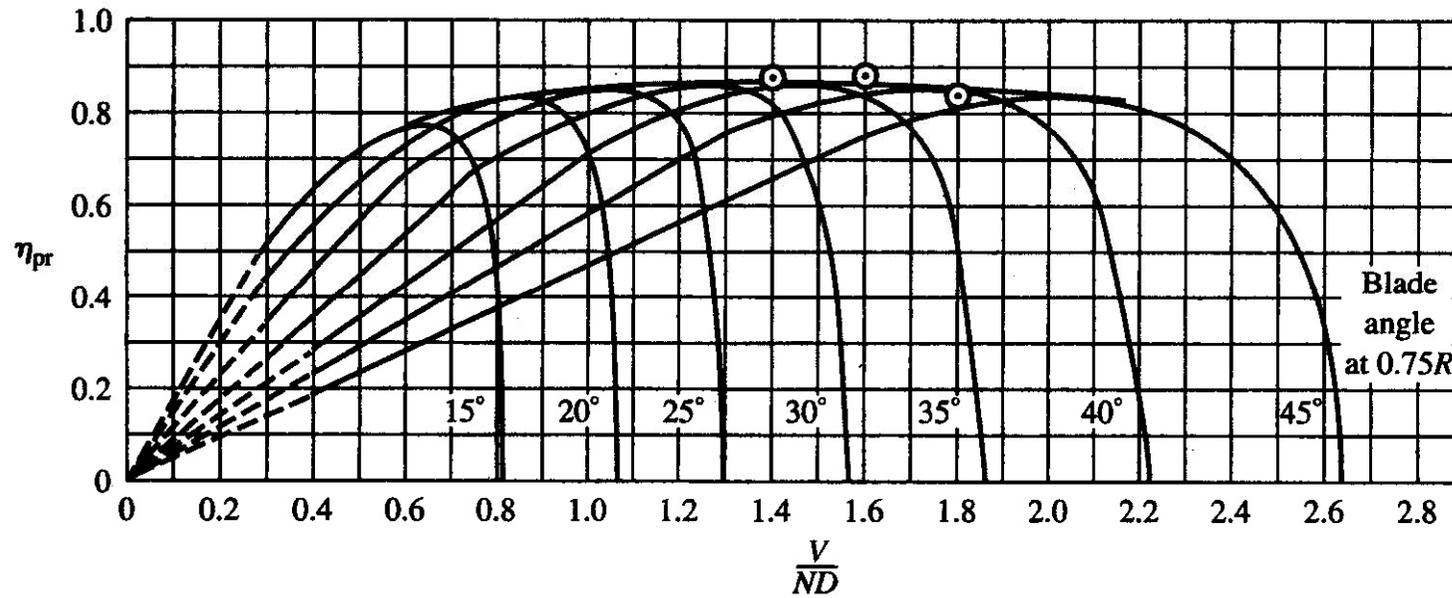


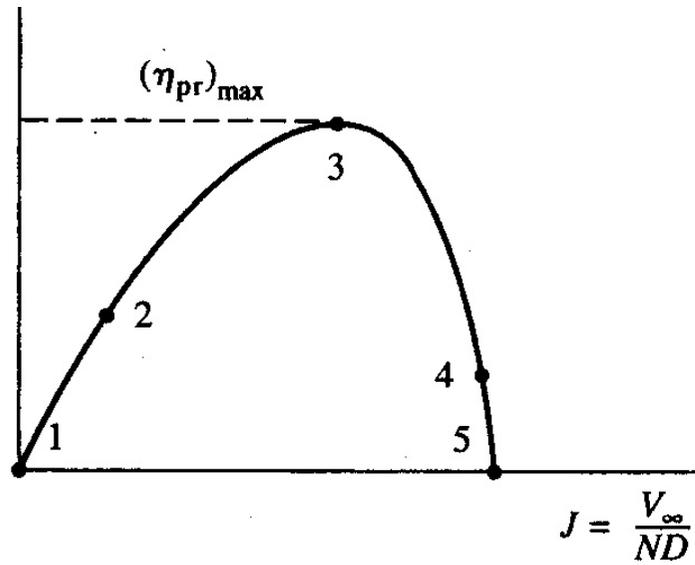
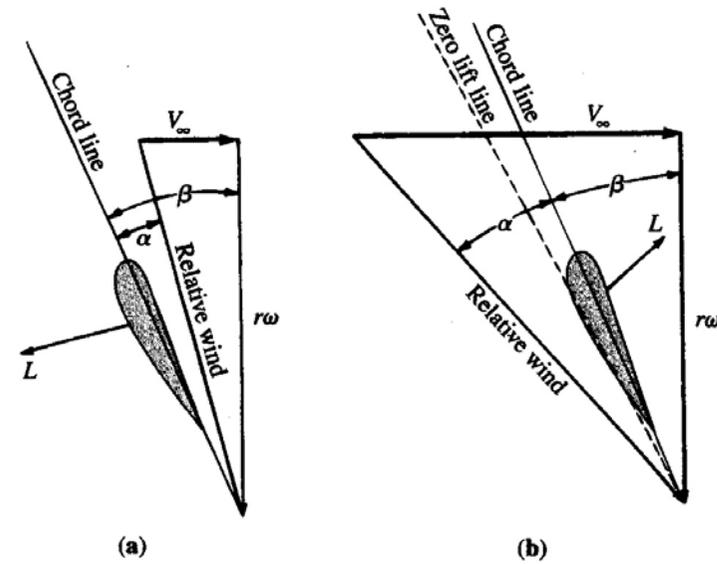
Fig. 5.5. Angle of attack of a rotating propeller.



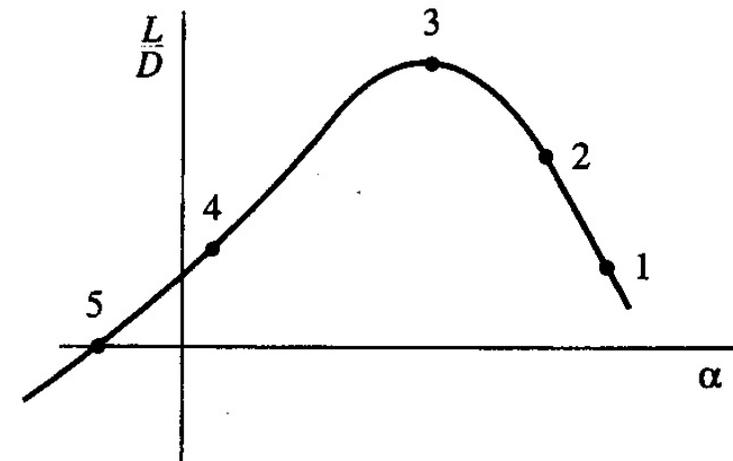
ELICHE



ELICHE



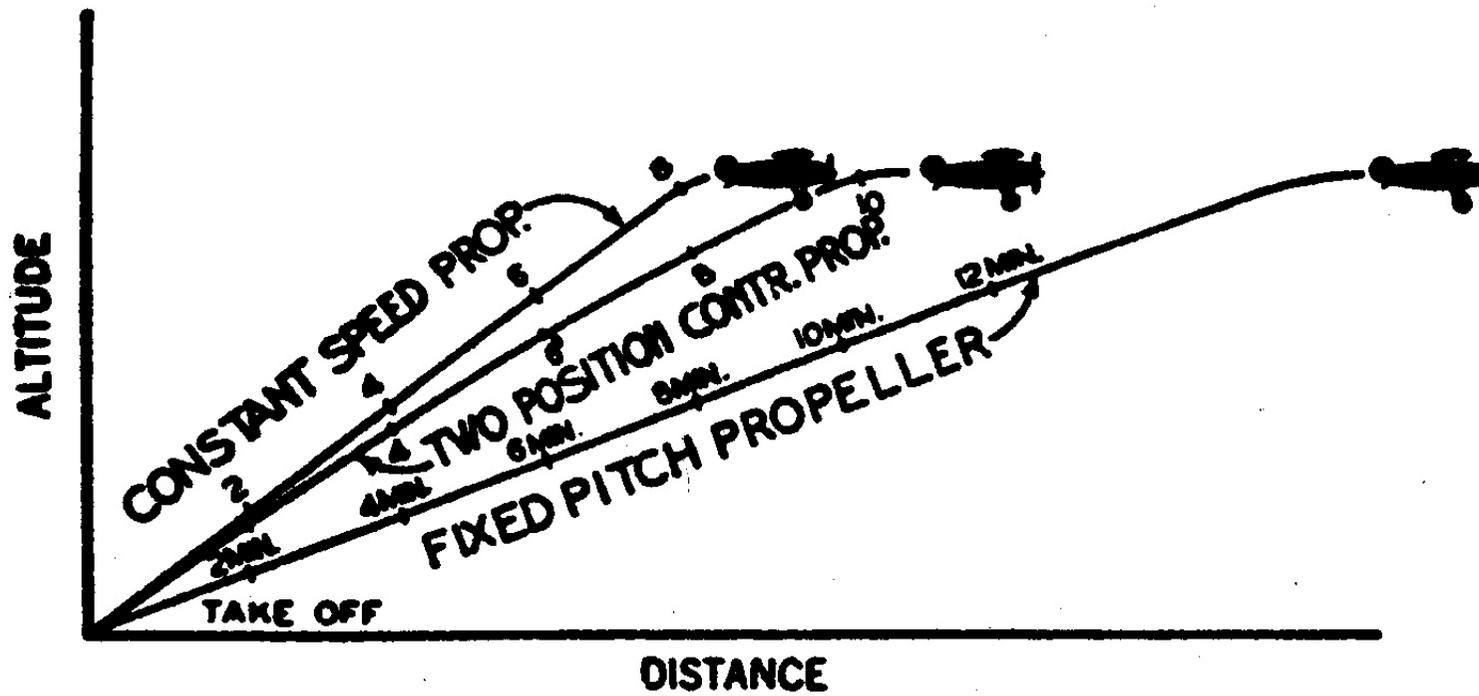
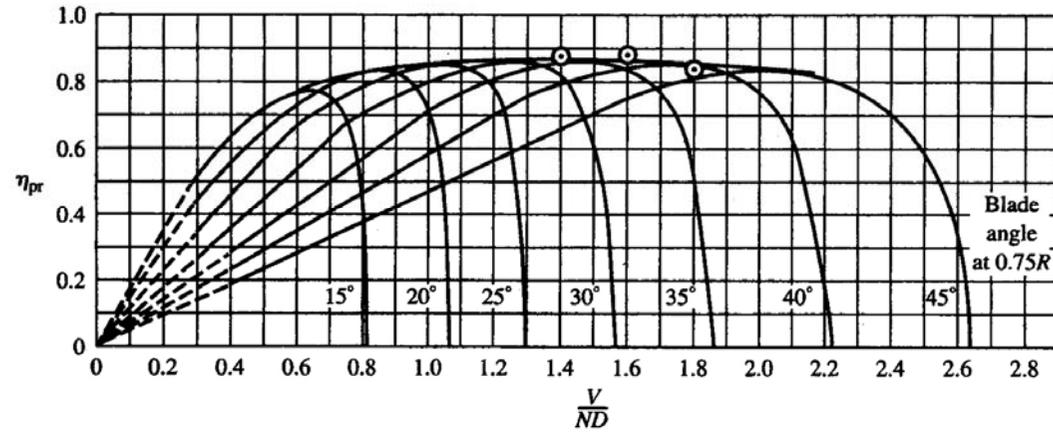
(a) Propeller efficiency



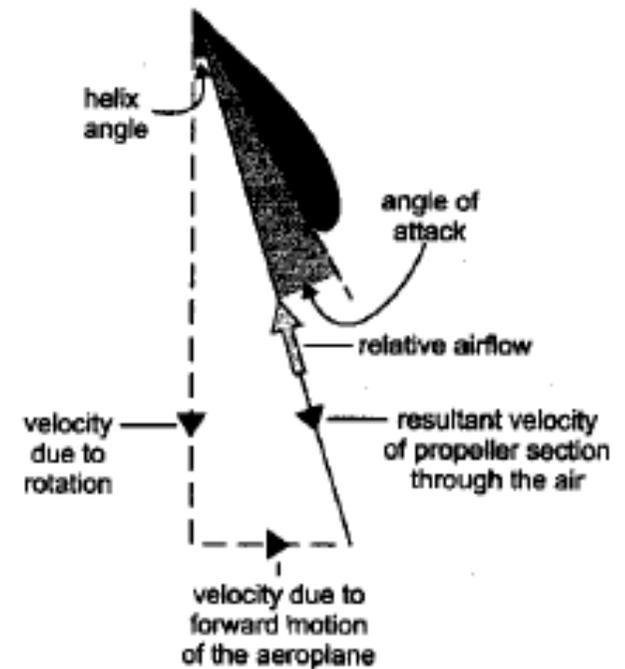
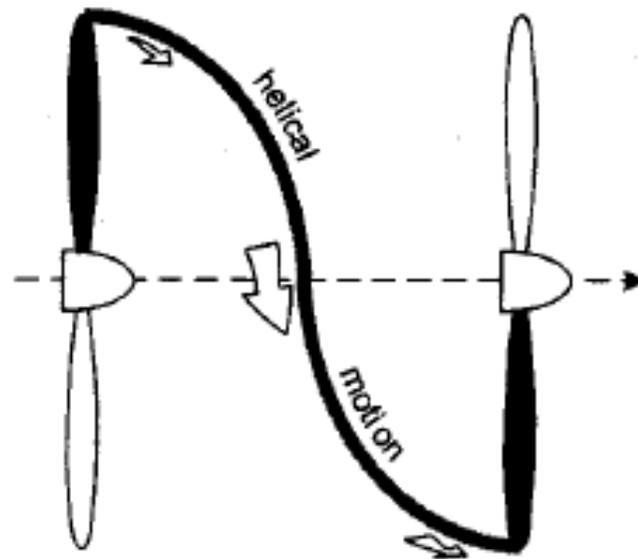
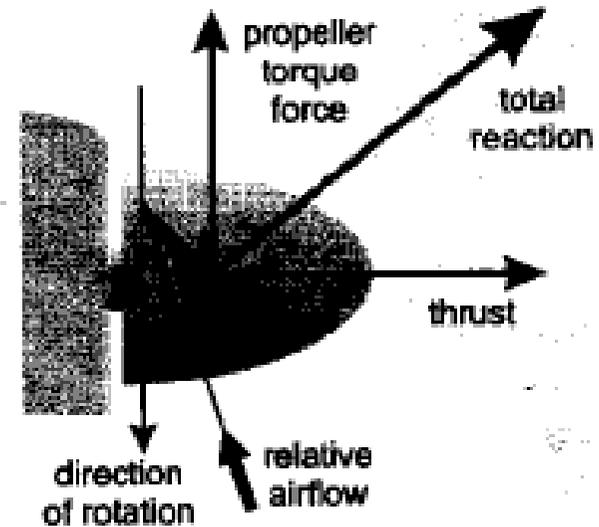
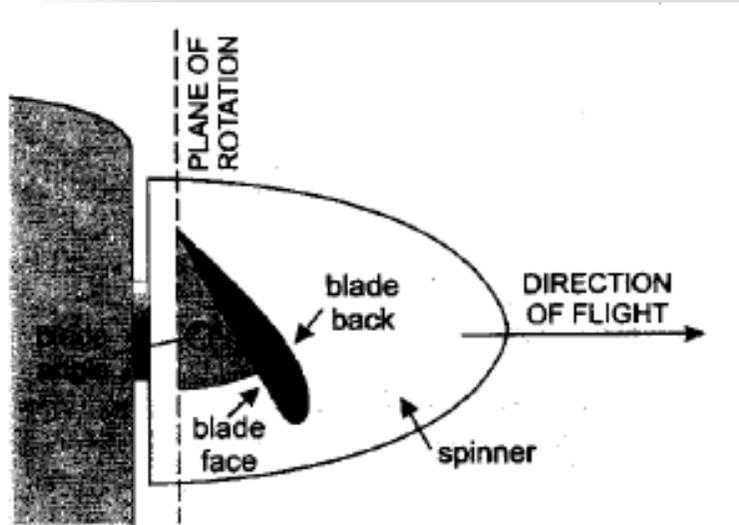
(b) Lift-to-drag ratio of a given propeller airfoil cross-section

ELICHE

- Elica a passo variabile
- Elica a giri costanti

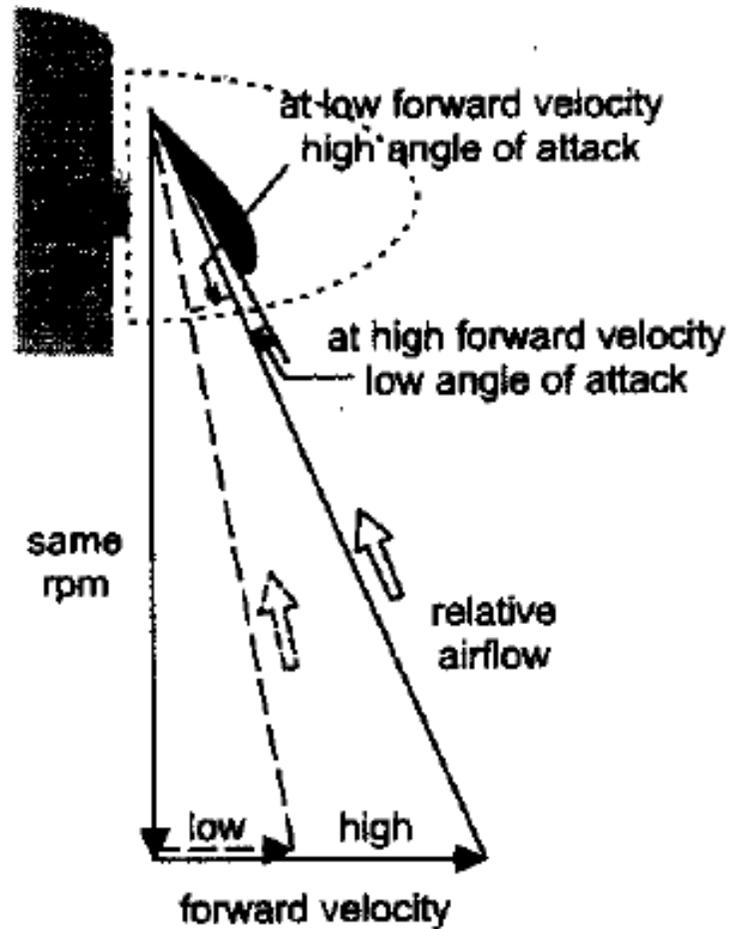


ELICHE

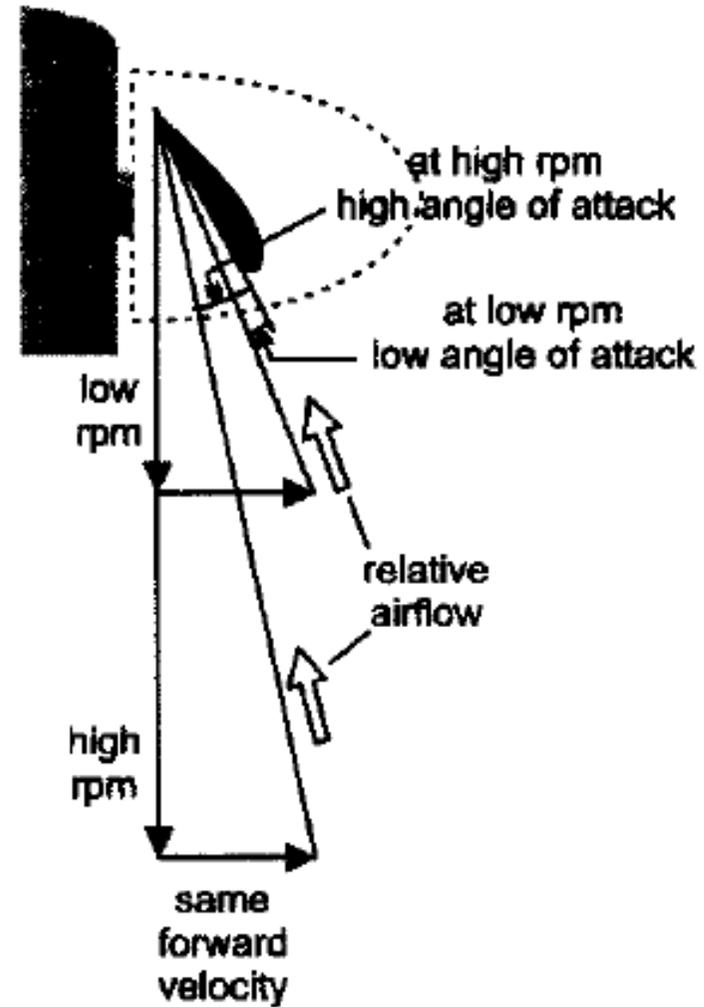


ELICHE

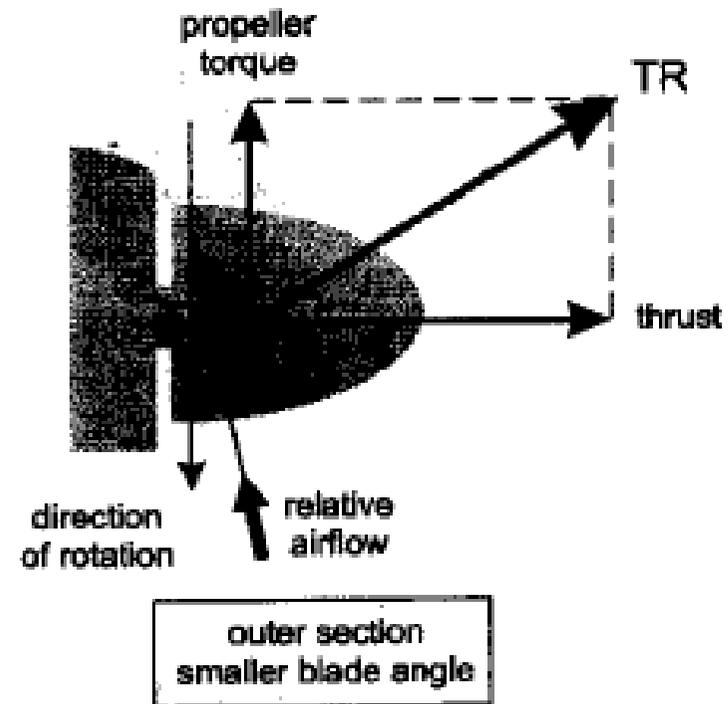
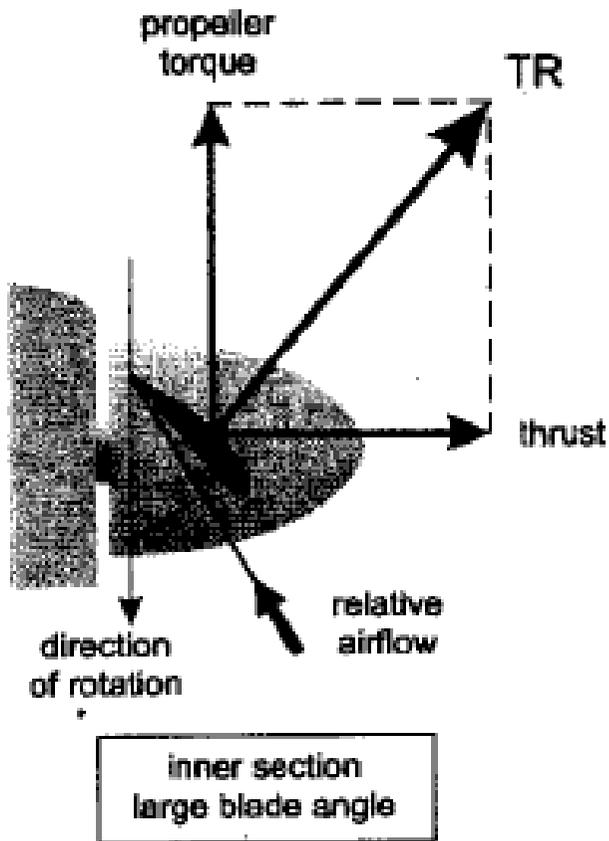
**different forward velocity
same rpm**



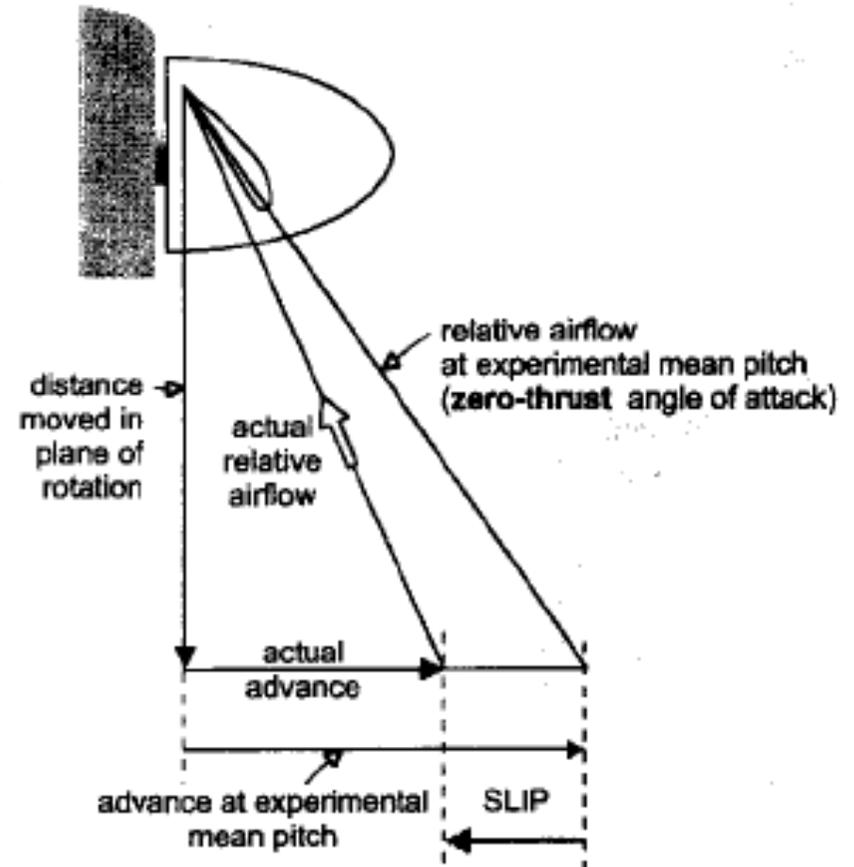
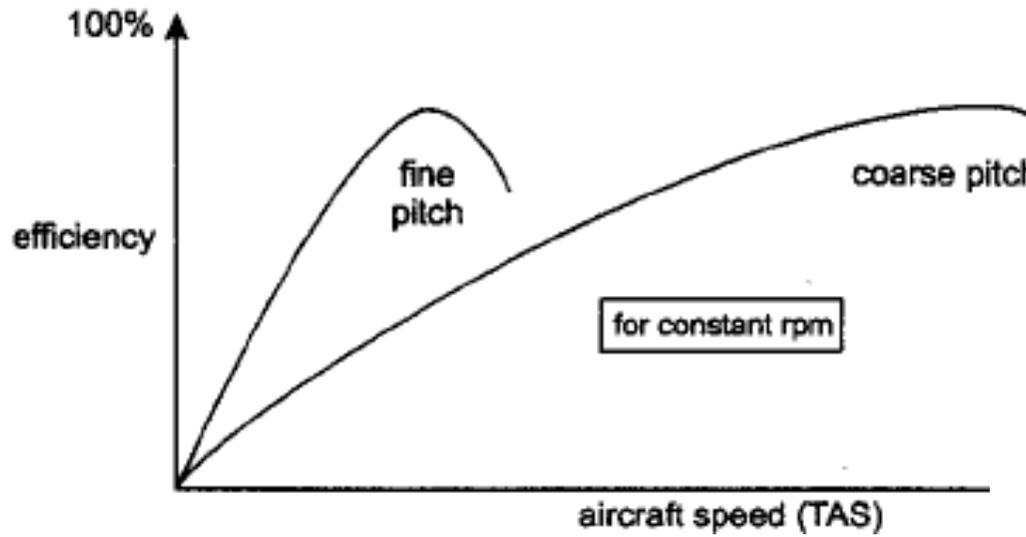
**same forward velocity
different rpm**



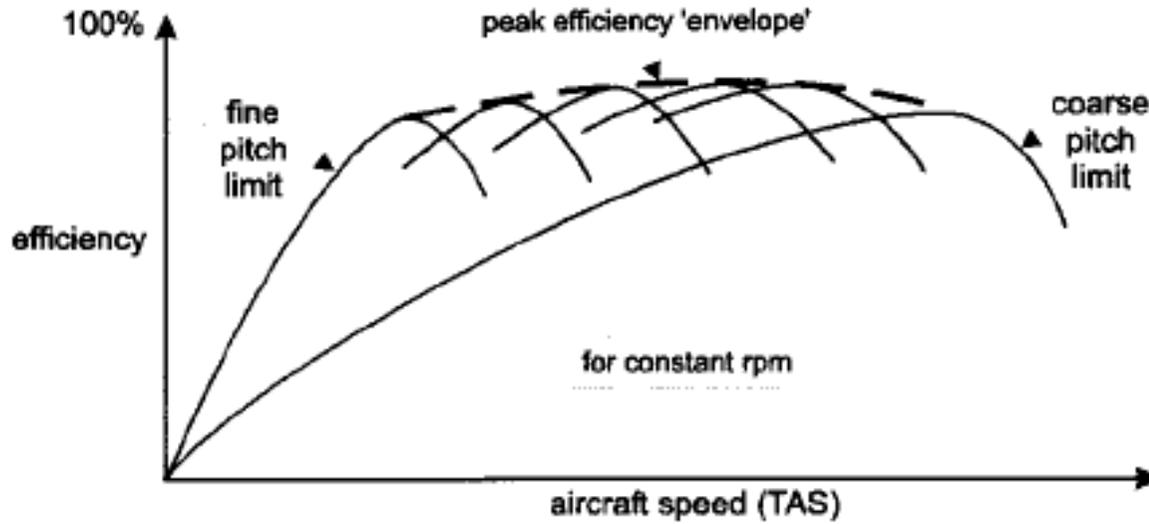
ELICHE



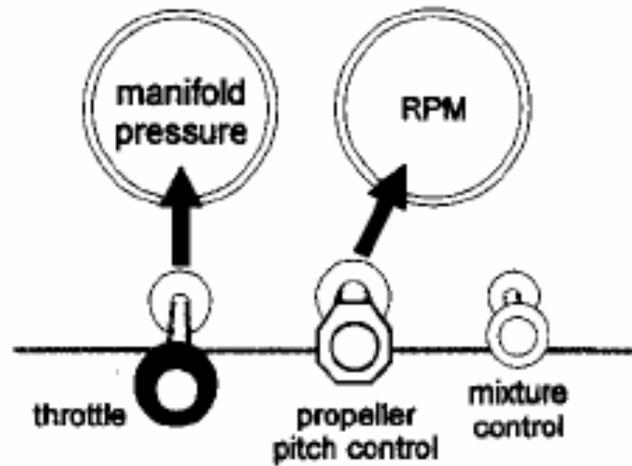
ELICHE



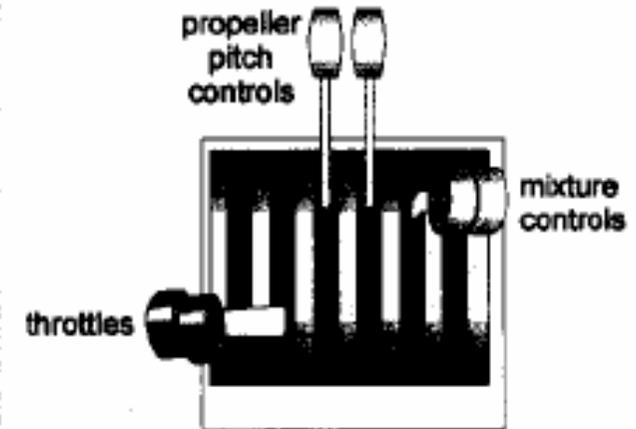
ELICHE



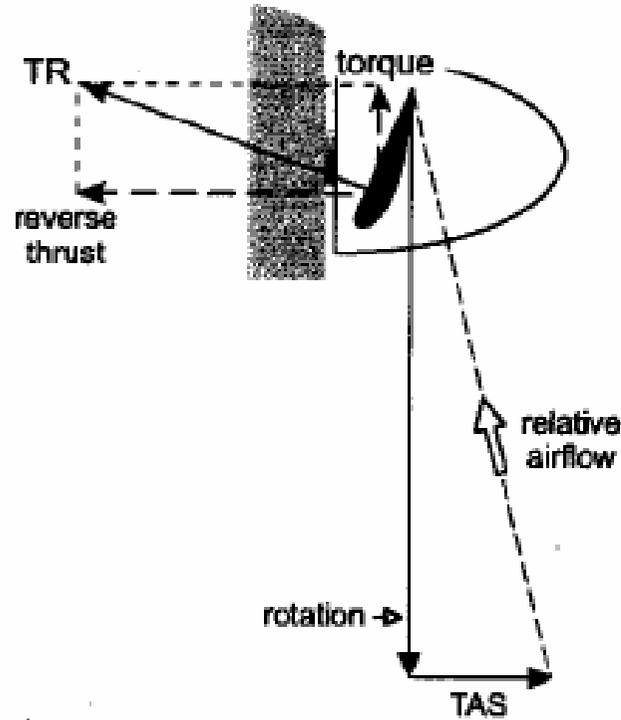
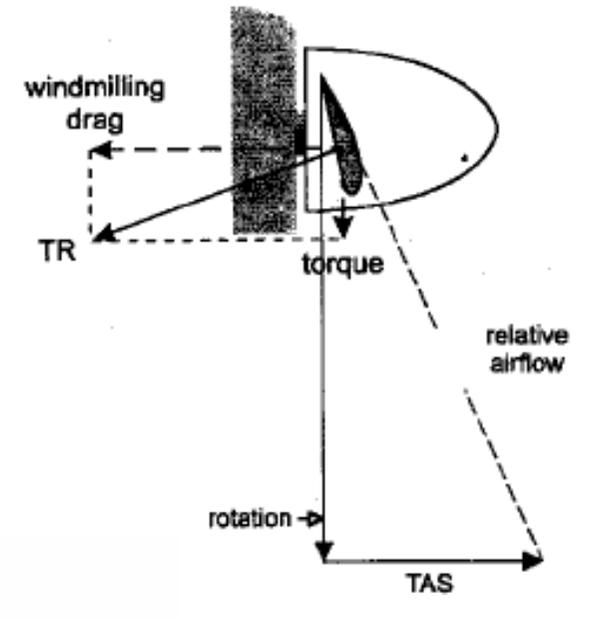
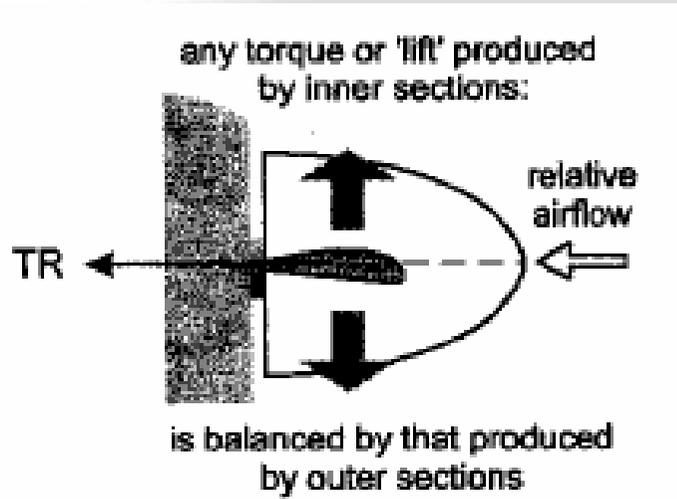
in-panel controls



quadrant controls



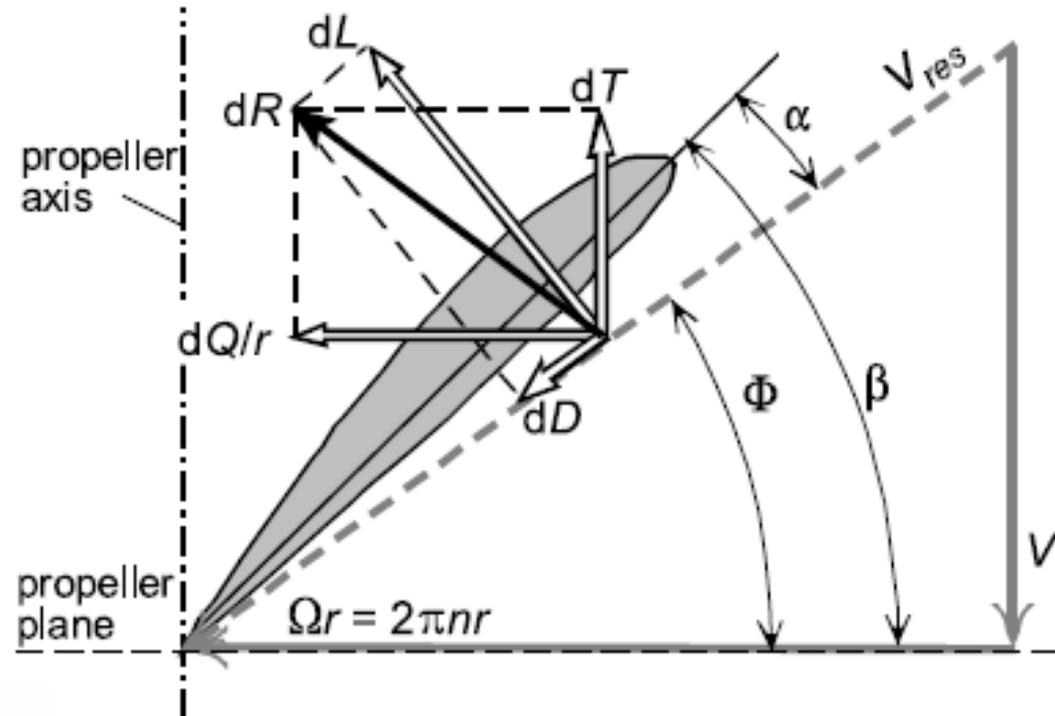
ELICHE



ELICHE – Elemento di pala

$$dL = c_l \frac{1}{2} \rho v_{res}^2 c dr$$

$$dD = c_d \frac{1}{2} \rho v_{res}^2 c dr$$



$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi$$

$$dQ/r = dL \sin \phi + dD \cos \phi$$

$$T = B_p \int_{R_h}^{R_p} (c_l \cos \phi - c_d \sin \phi) \frac{1}{2} \rho v_{res}^2 c dr$$



ELICHE – Coefficienti

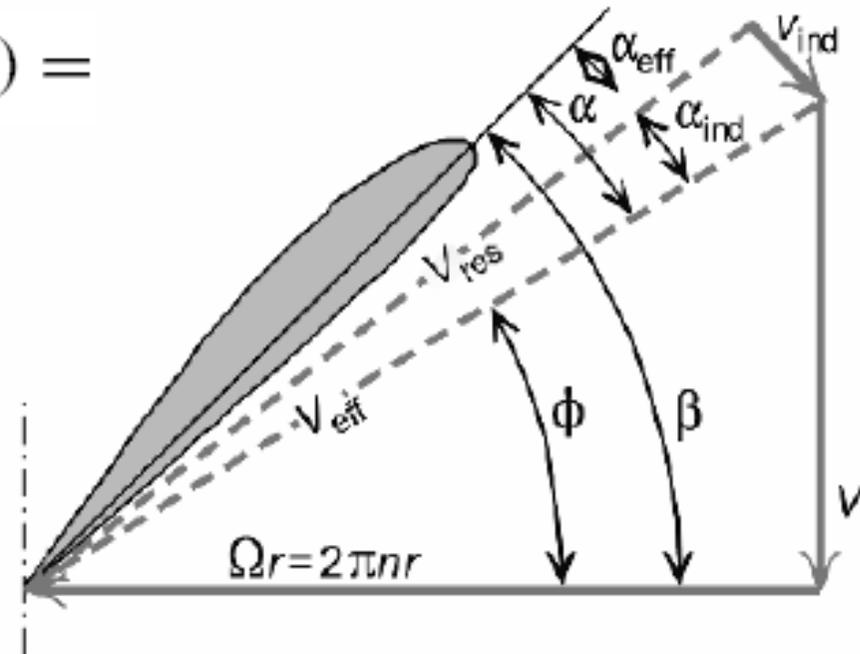
$$\alpha = \beta - \phi = \beta - \arctan(V / \Omega r) =$$

$$= \beta - \arctan\{(J / \pi)(R_p / r)\}$$

$$C_T \hat{=} \frac{T}{\rho n^2 D_p^4}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \cdot n^2 \cdot D_p^5}$$

$$C_P \hat{=} \frac{P_p}{\rho n^3 D_p^5}$$



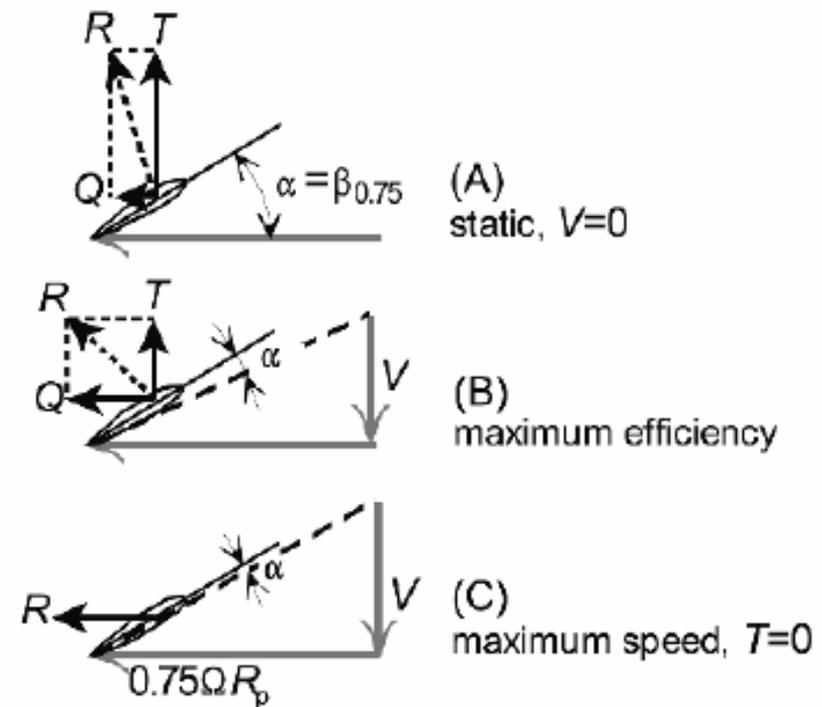
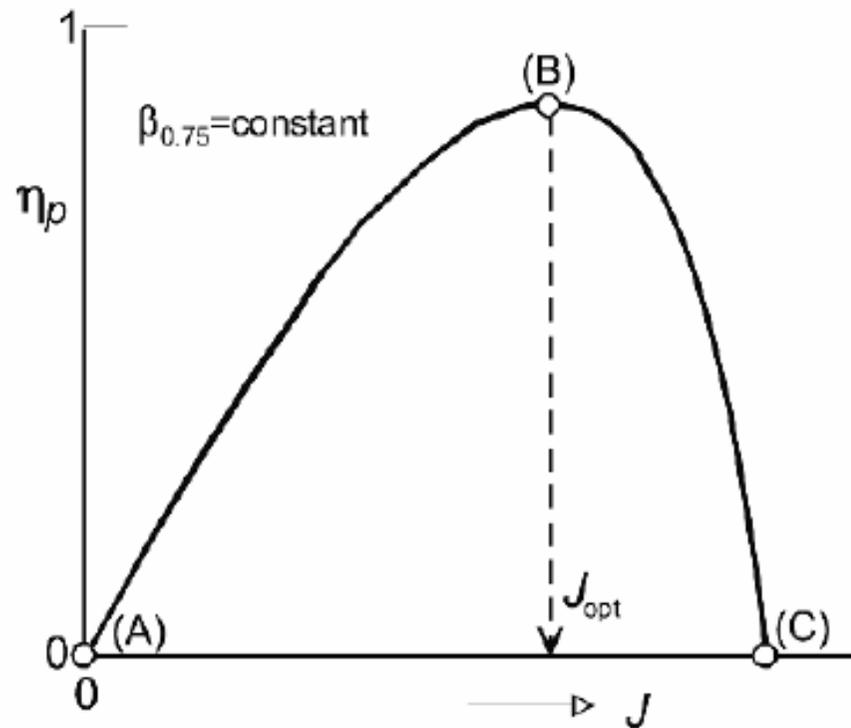
(b) Local flow at a blade element

I coefficienti di Renard (spinta e coppia) dipendono dal rapporto di avanzamento J (da cui dipende alfa), da Re e da $Mach$

ELICHE – Rendimento propulsivo

$$\eta_p \stackrel{\wedge}{=} \frac{P_{av}}{P_{br}} = \frac{TV}{P_{br}}$$

$$\eta_p = \frac{C_T}{C_P} J.$$



ELICHE – Coefficiente di trazione C_t

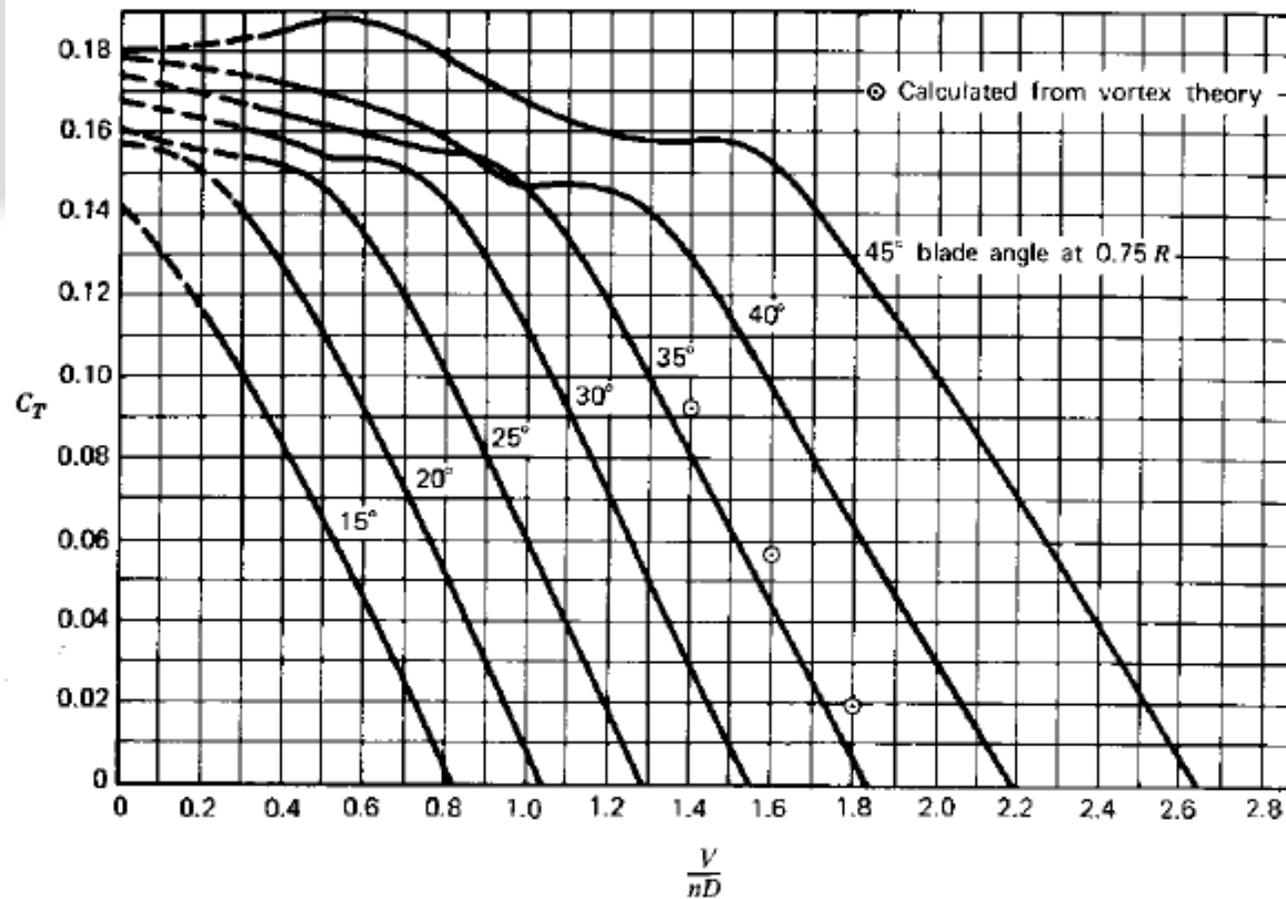
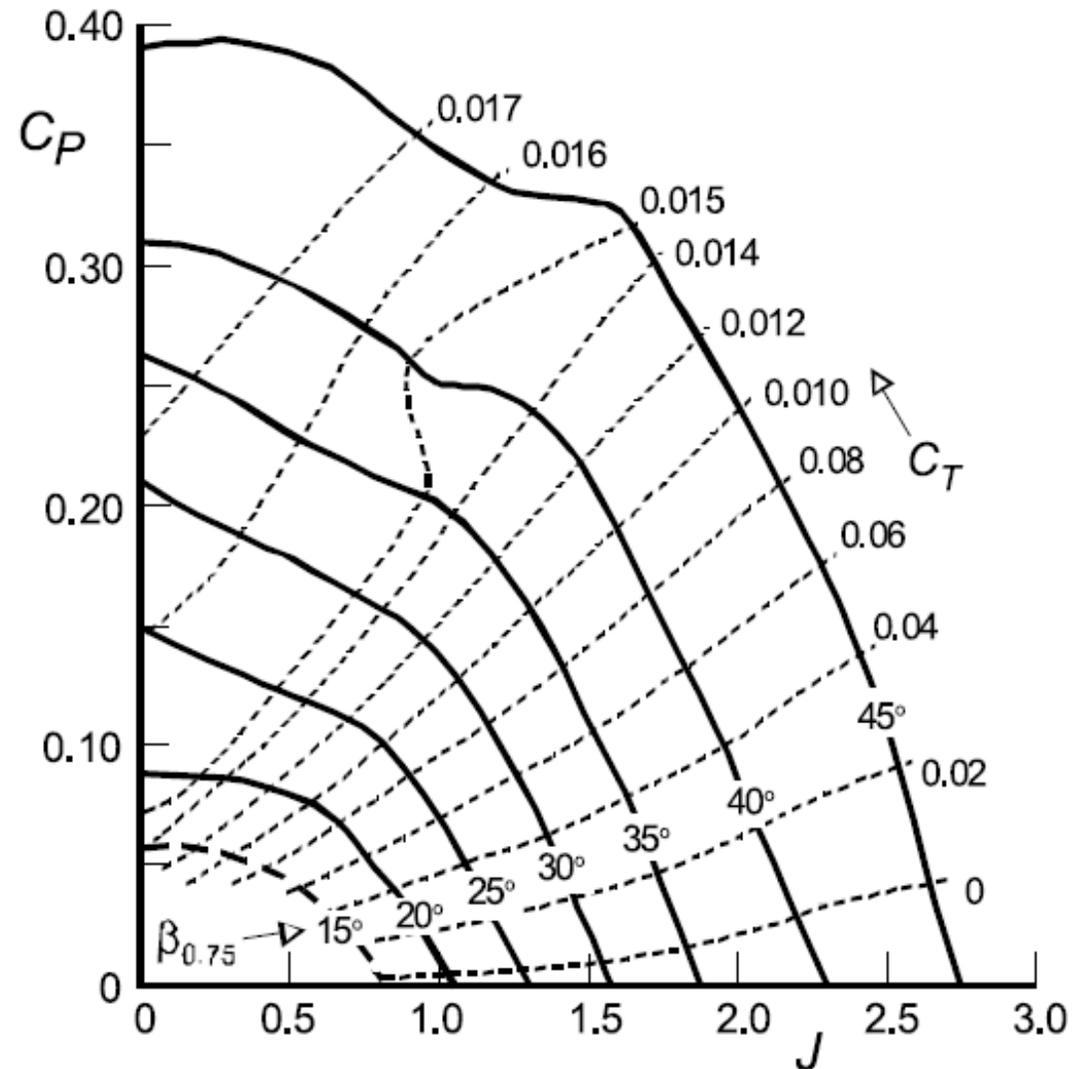


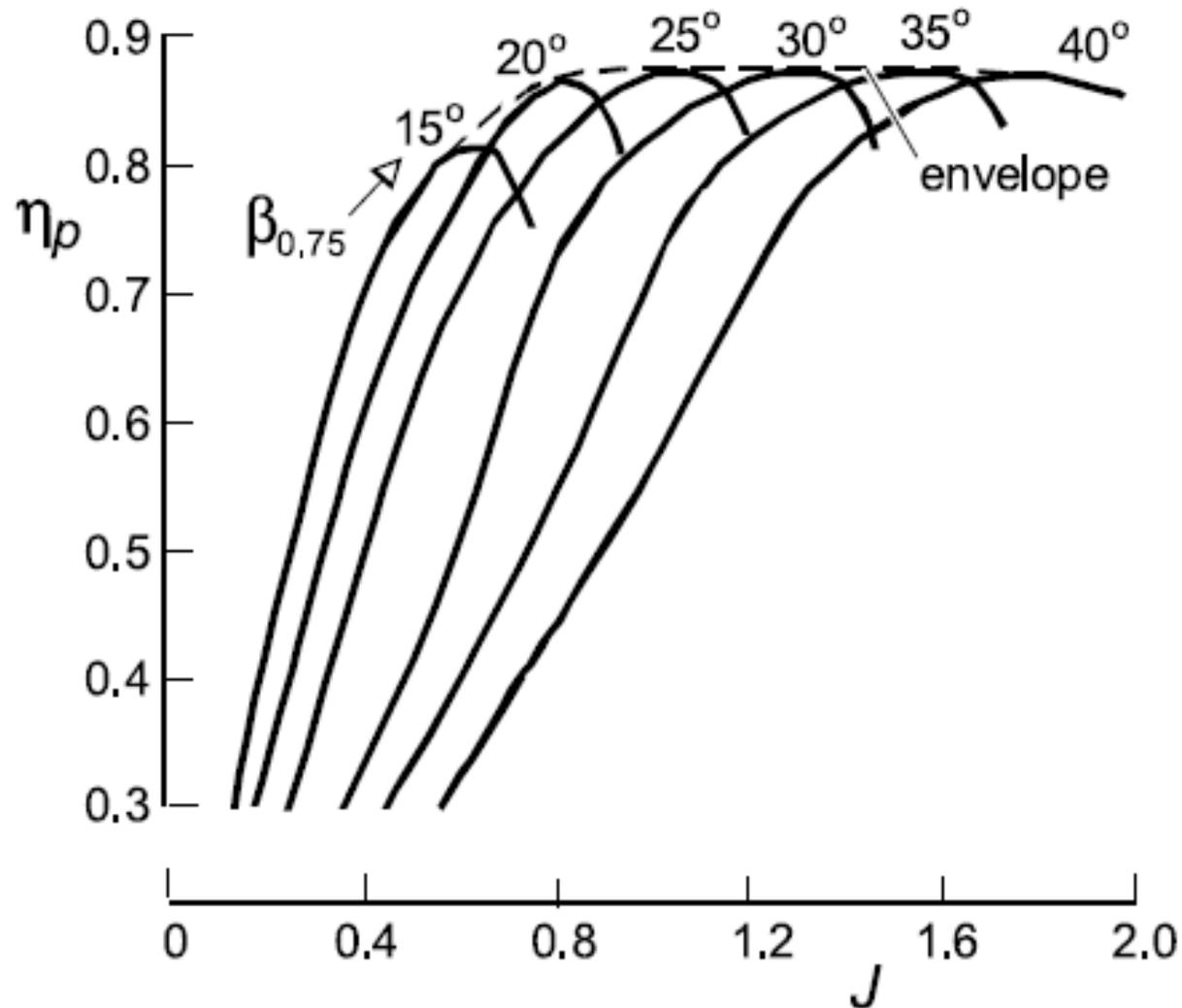
Figure 6.12 Thrust coefficient curves for propeller 5868-9, Clark-Y section, three blades.



ELICHE – Coefficiente di potenza C_p



ELICHE – Rendimento propulsivo



Sistema propulsivo (Elica/Jet) – Effetti diretti ed indiretti

EFFETTI Diretti:

- Effetto dovuto alla spinta e ai momenti che essa determina rispetto al CG
- Coppia di contrasto che si scarica all'albero e va compensata dagli alettoni
- Momenti di beccheggio o di imbardata dovuti al flusso NON assiale (anche in caso di jet)

EFFETTI Indiretti:

- Effetto sul piano orizzontale e verticale per aumento di pressione dinamica sotto l'effetto della scia dell'elica o del motore (jet).
- Effetto relativo al flusso deviato sulla deriva in caso di elica monomotore o di eliche co-rotanti
- effetto sul downwash
- effetto sulla portanza e sul momento dell'ala per la zona dietro al propeller (configurazioni con motori sub-alari)

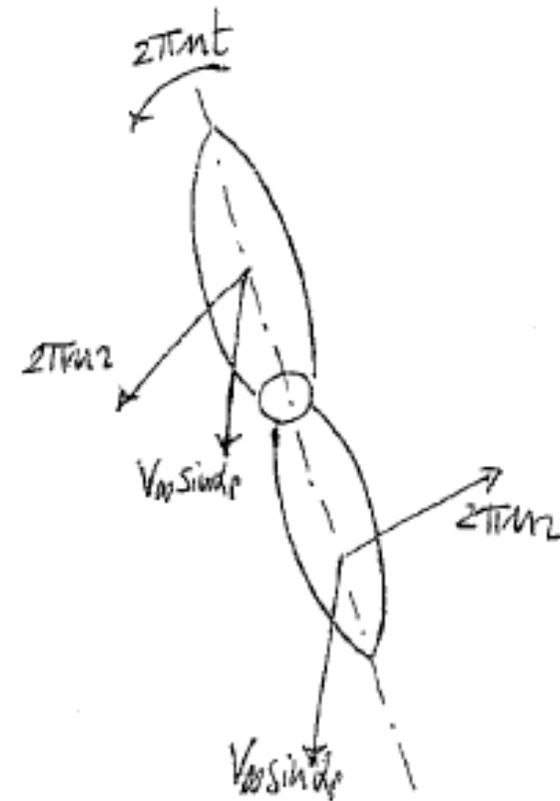
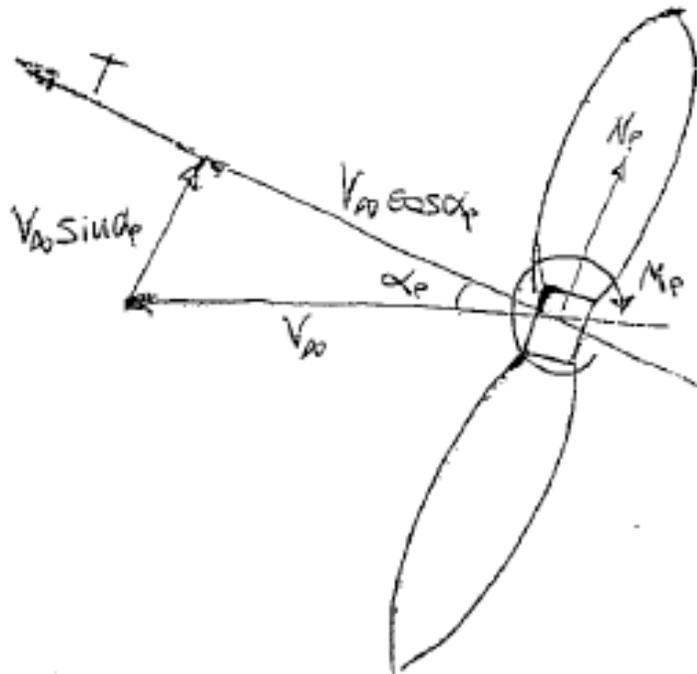


ELICHE – Flusso non assiale

In flusso non assiale l'elica lavora ad un alfa pari ad α_p

Se l'angolo spazzato al tempo t è $2\pi nt$, la velocità complessiva è:

$$V_p = 2\pi nr + V \sin \alpha_p \sin(2\pi nt)$$



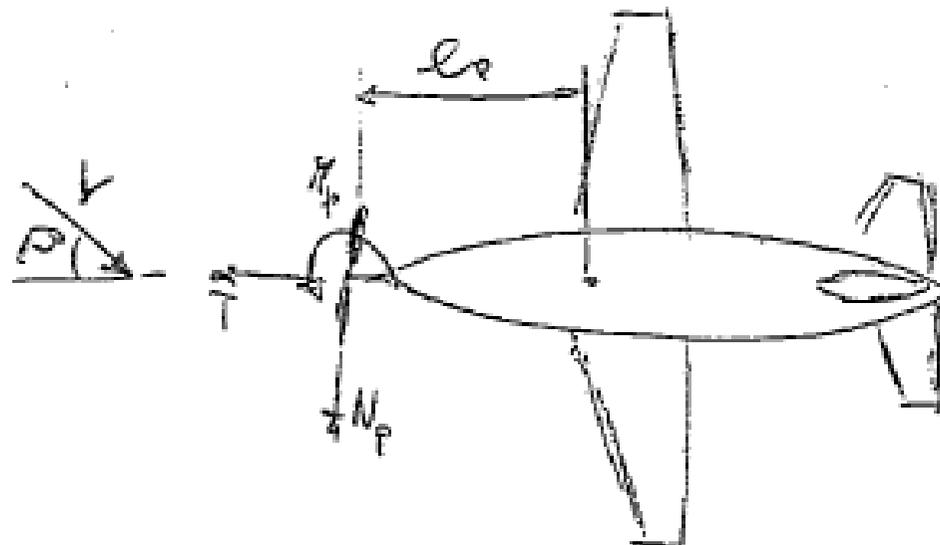
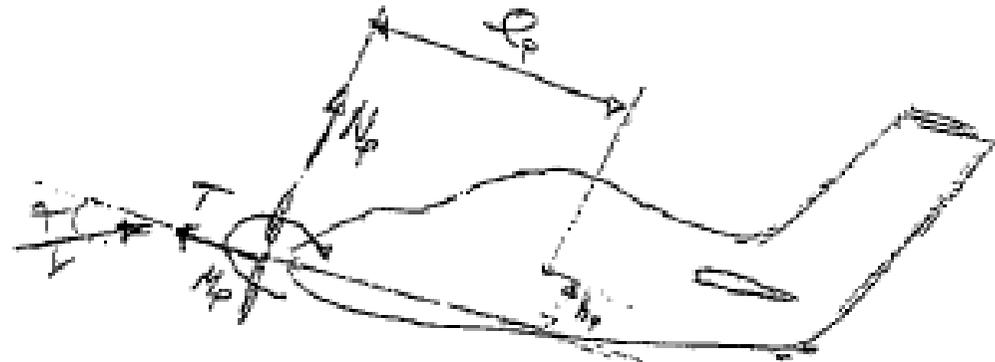
ELICHE – Flusso non assiale

In flusso non assiale l'elica lavora ad un alfa pari ad α_p

Per la presenza di alfa nel piano longitudinale nasce una forza sul disco N_p , che per il braccio l_p rispetto al CG fa nascere un momento di beccheggio.

NB: Se l'elica è vicino all'ala l'alfa che vede non è alfa perché c'è l'effetto del UPWASH

Per la presenza di beta nel piano latero-direzionale nasce una forza sul disco N_p , che per il braccio l_p rispetto al CG fa nascere un momento di imbardata.



ELICHE – Effetti diretti

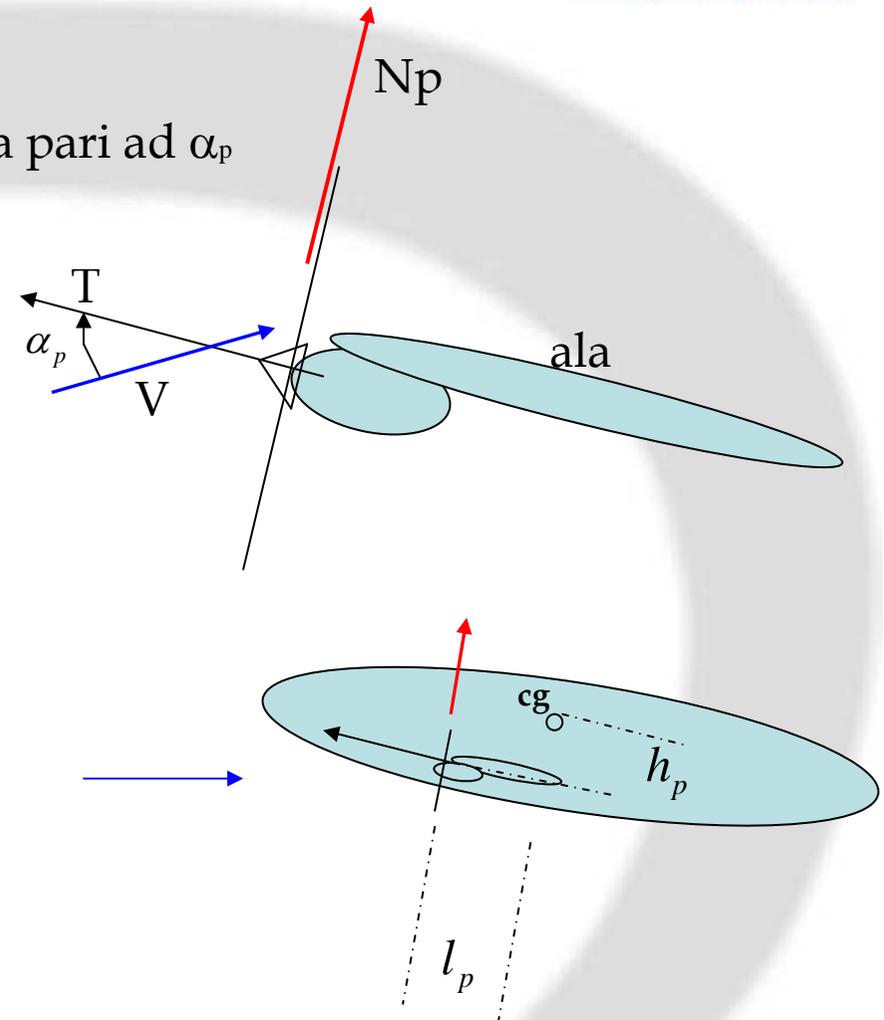
In flusso non assiale l'elica lavora ad un alfa pari ad α_p

Sotto l'effetto del UPWASH
L'elica vede un alfa pari a:

$$\alpha_p = \alpha + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha$$

$$M_P = T \cdot h_p + N_P \cdot l_p$$

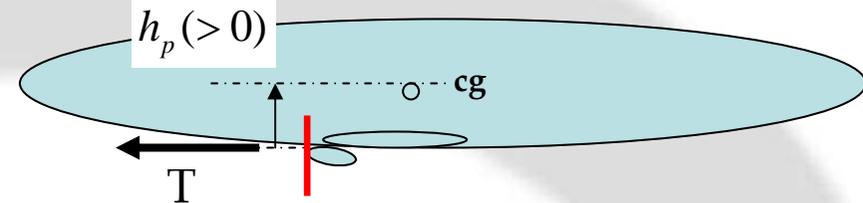
$$C_{M_p} = \frac{M_P}{qSc}$$



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO di T dovuto ad h_p

$$M_P = T \cdot h_p$$



$$T_c = \frac{T}{\rho \cdot V^2 \cdot D^2}$$

Spinta adimensionalizzata (coefficiente di spinta)

$$C_{M_p} = \frac{M_P}{qSc} = T_c \cdot (\rho \cdot V^2 \cdot D^2) \cdot \frac{1}{qS} \cdot \frac{h_p}{c} = 2 \cdot T_c \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{h_p}{c}$$

Per l'equilibrio $T=D$ o anche in funzione della potenza all'albero:

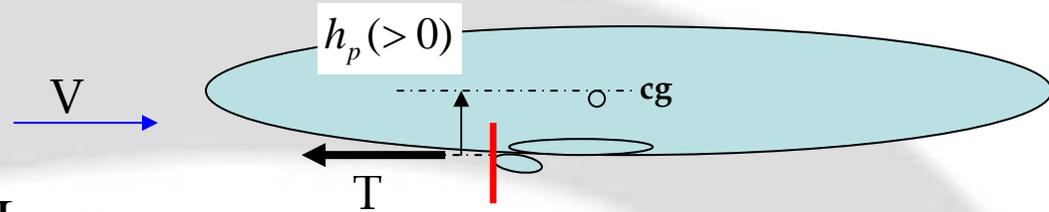
$$T = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{V}$$

$$T_c = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{V} \cdot \frac{1}{\rho \cdot V^2 \cdot D^2} = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{\rho \cdot V^3 \cdot D^2}$$



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO di T dovuto ad h_p



$$T_c = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{V} \cdot \frac{1}{\rho \cdot V^2 \cdot D^2} = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{\rho \cdot V^3 \cdot D^2}$$

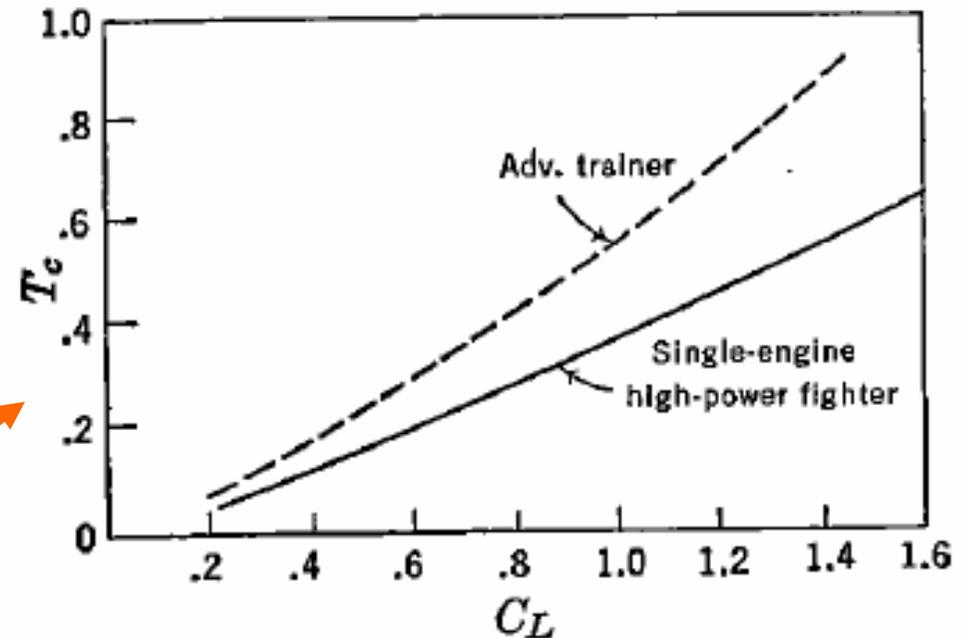
Ma:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}}$$

Quindi:

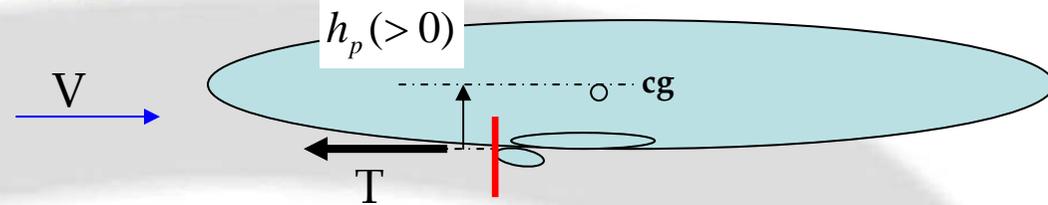
$$T_c = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{\rho \cdot \frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{3/2}} \cdot (C_L)^{3/2}$$

$$T_c = K \cdot \eta_p \cdot (C_L)^{3/2}$$



ELICHE – Effetti diretti

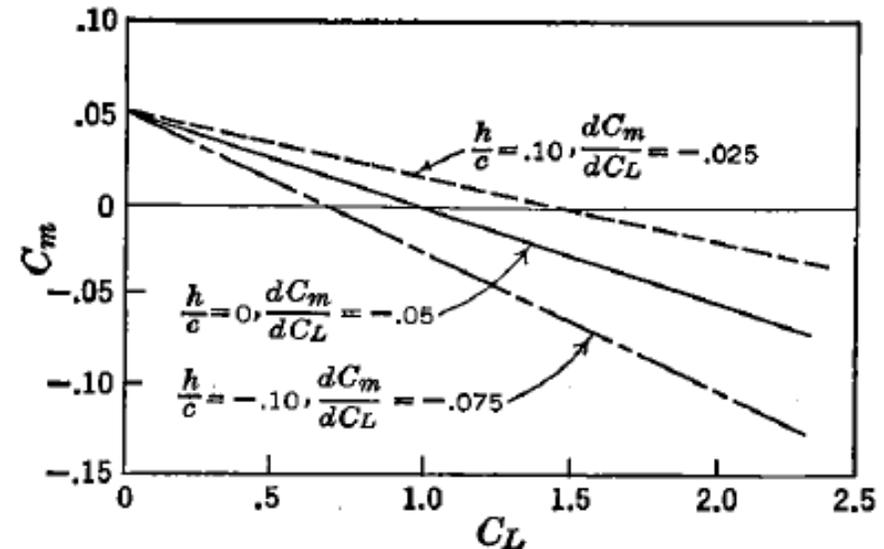
EFFETTO di T dovuto ad h_p



$$C_{M_p} = 2 \cdot T_c \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{h_p}{c} = 2 \cdot \left(K \cdot C_L^{3/2} \right) \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{h_p}{c}$$

Ciò comporta per $h_p > 0$ una derivata di C_{M_p} rispetto al C_L positiva, cioè instabilizzante !!

In definitiva se la spinta agisce sotto il cg ($h_p > 0$) all'aumentare di alfa (e di C_L) (e quindi al ridursi della velocità in volo livellato) il coefficiente di momento subisce una variazione positiva, cioè instabilizzante.



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

$N_p =$ forza normale al disco

$$M_P = N_p \cdot l_p$$

$$C_{N_p} = \frac{N_p}{(q \cdot S_p)} = \frac{N_p}{(q \cdot \pi \cdot D^2 / 4)}$$

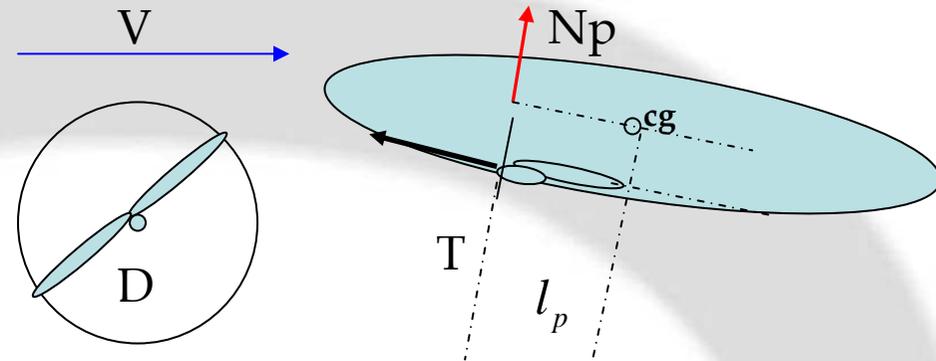
Coefficiente di forza normale al disco
Adimensionalizzato per l'area del disco dell'elica

$$C_{M_p} = \frac{N_p \cdot l_p}{(q \cdot S \cdot c)} = C_{N_p} \left(q \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \right) \cdot \frac{l_p}{c} \frac{1}{qS}$$

$$C_{M_p} = C_{N_p} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

con

$$C_{N_p} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha} \alpha_p$$



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

$$C_{M_p} = C_{N_p} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

$$C_{N_p} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha} \alpha_p$$

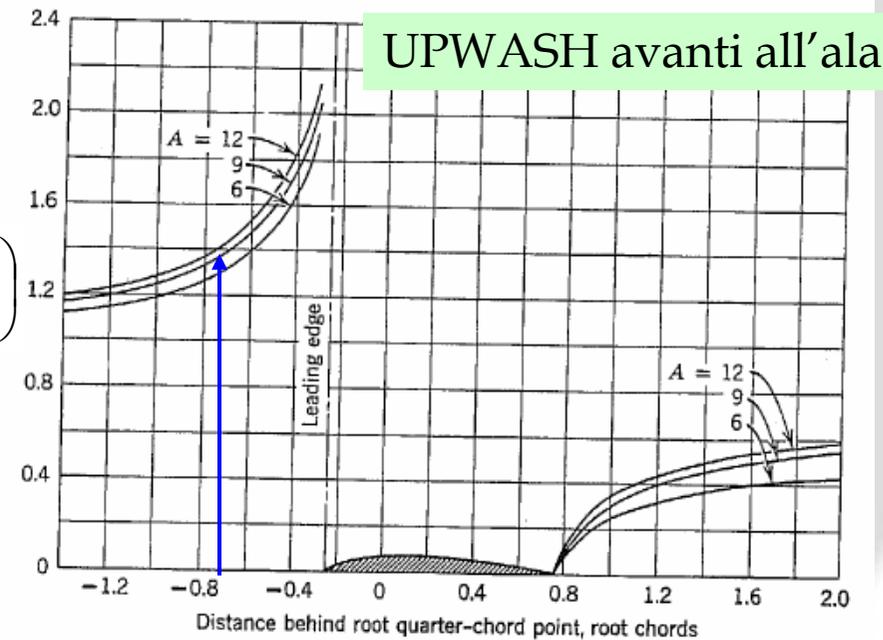
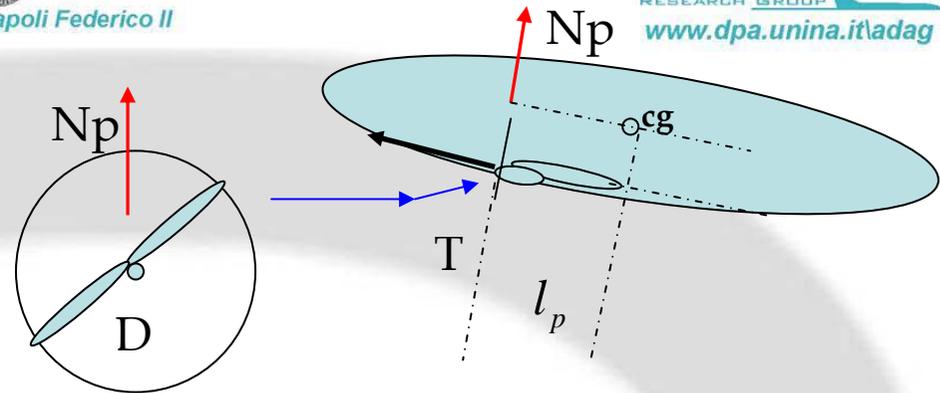
$$\alpha_p = \alpha + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha$$

$$\alpha_p = \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \alpha$$

$$\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} = \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Ad es. circa 1.4 per disco elica a 0.5 corde avanti al l.e.

Per elica avanti al cg ($l_p > 0$) l'effetto è instabilizzante, cioè produce una derivata rispetto ad alfa > 0 .

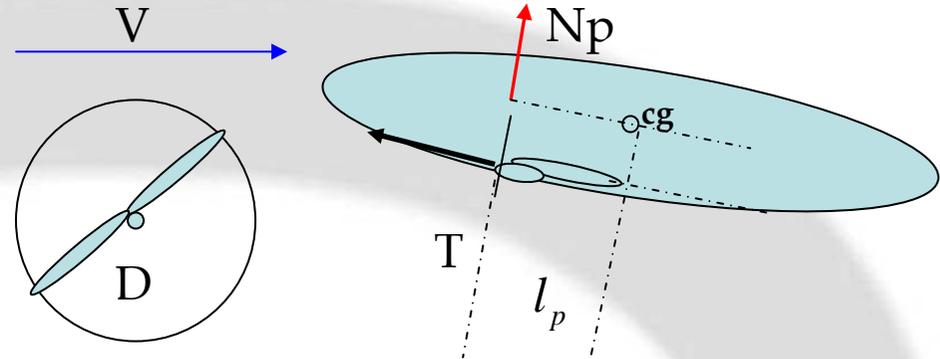


$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{M_p}}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{dC_L}$$

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

$$C_{M_p} = C_{N_p} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$



$$C_{N_p} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha} \alpha_p$$

$$\alpha_p = \alpha + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha = \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \alpha$$

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{M_p}}{d\alpha_p} \cdot \frac{d\alpha_p}{dC_L}$$

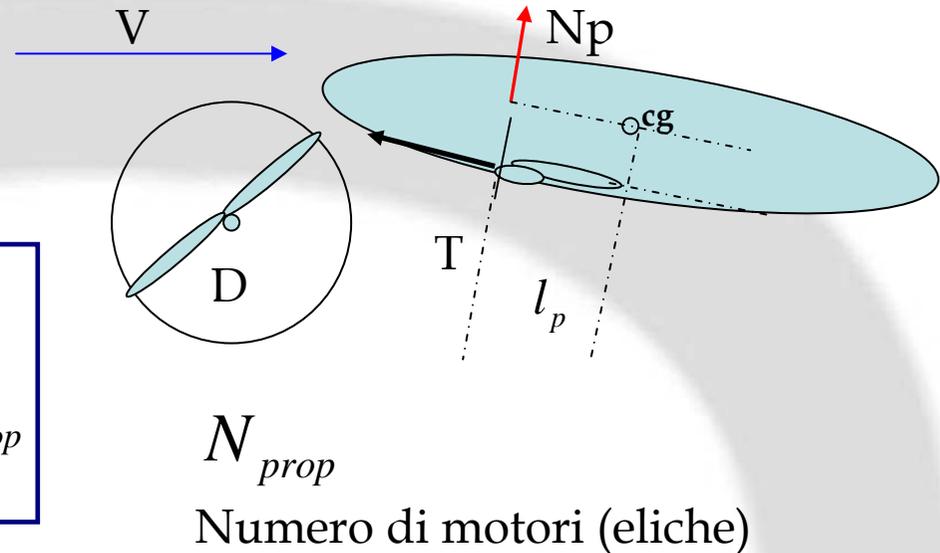
$$\frac{d\alpha_p}{dC_L} = \frac{d\alpha_p}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{dC_L} = \frac{\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)}{C_{L\alpha_w}}$$

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p} \cdot \frac{S_p}{S} \cdot \frac{l_p}{c} \cdot \frac{\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)}{C_{L\alpha_w}}$$

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p} \cdot \frac{S_p}{S} \cdot \frac{l_p}{c} \cdot \frac{\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{C_{L\alpha_w}} \cdot N_{prop}$$



$\frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p}$ Dipende dal numero di pale e dal tipo di elica, ma
vale circa:

0.0024 [1/°]	2 pale
0.0040 [1/°]	4 pale
0.0065	6 pale

CONDIZIONI FULL POWER

Quindi, assumendo la pendenza della retta di portanza = 0.08 [1/°] e il rapporto $S_p/S=0.16$ (per un velivolo bimotore con $S=26$ mq e $D=2.34$ m)

$S_p/S=0.19$ (per un velivolo monomotore, Cessna Caravan con $S=26$ mq e $D=2.54$ m)

$S_p/S=0.20$ (per ATR72 con $S=61$ mq e $D=4$ m)

Ne deriva, assumendo un valore medio pari a 0.18 e, con disco dell'elica posizionato a circa 0.8*corda dal cg (e 0.5 dal l.e., quindi cg al 30%) si può ricavare l'upwash =>



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

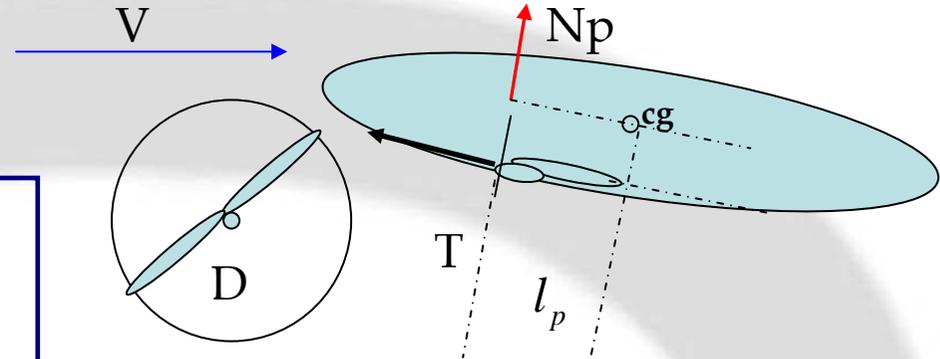
$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p} \cdot \frac{S_p}{S} \cdot \frac{l_p}{c} \cdot \frac{\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{C_{L\alpha_w}} \cdot N_{prop}$$

$\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ Dal grafico vale 1.4 per disco a 0.5 corde dal l.e.

Quindi con i dati precedenti
($S_p/S=0.18$) in caso di bimotore
con elica quadripala :

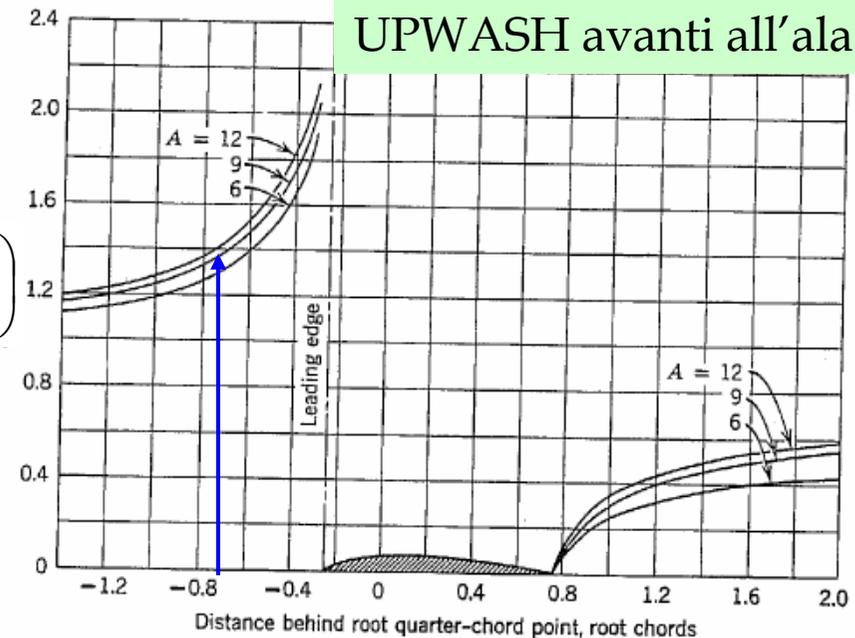
$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.0040 \cdot (0.18) \cdot 1 \cdot \frac{1.4}{0.08} \cdot N_{prop}$$

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.013 \cdot N_{prop} = 0.026$$



N_{prop} Numero di motori (eliche)

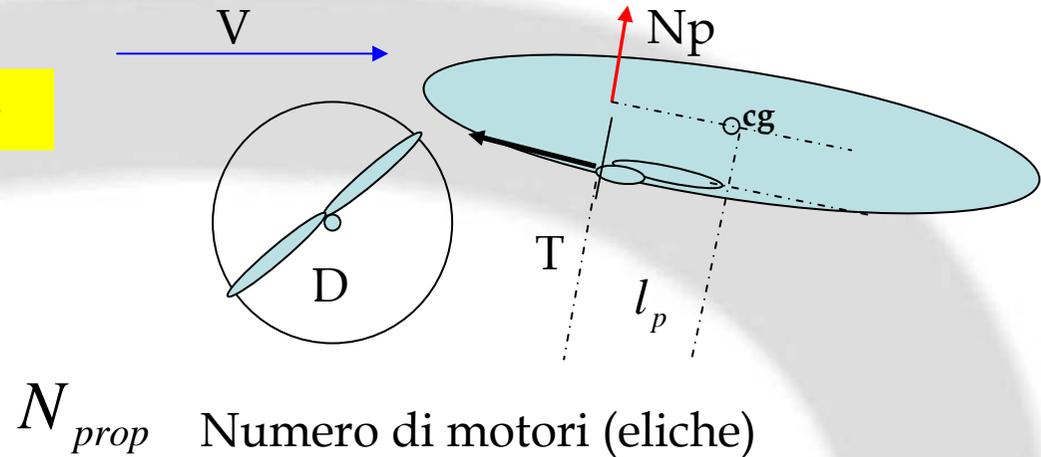
UPWASH avanti all'ala



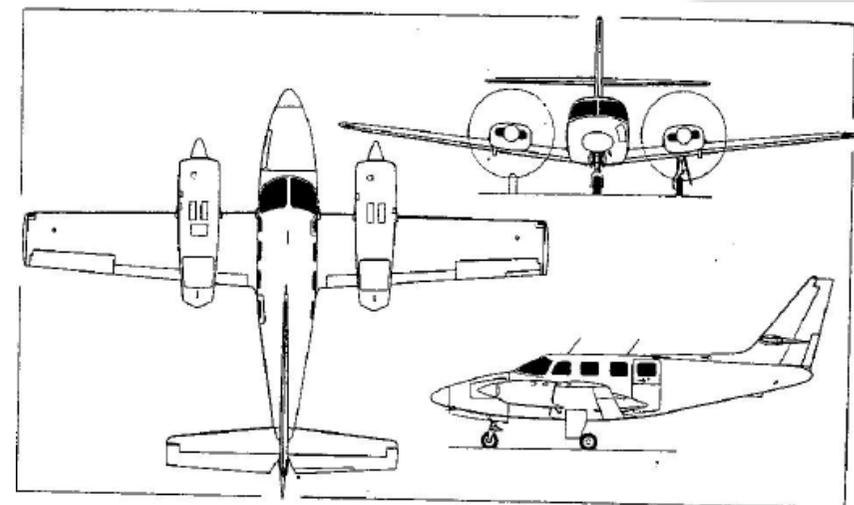
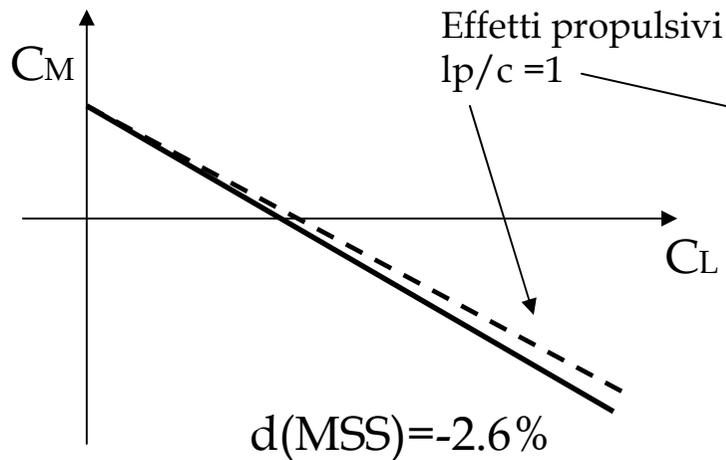
ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.013 \cdot N_{prop} = 0.026$$



Questo significa che un velivolo tipo quello in figura
Ho uno spostamento del punto neutro in avanti
di circa il 2.6% per l'effetto instabilizzante delle eliche
in flusso non assiale



Cessna Model T303 Crusader (two Continental TSIO-520-AE engines) (Pilot Press)

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

In caso di velivolo monomotore
È meno, ma simile. Infatti l'upwash è quasi zero
(disco molto avanti rispetto all'ala)

$$\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 1$$

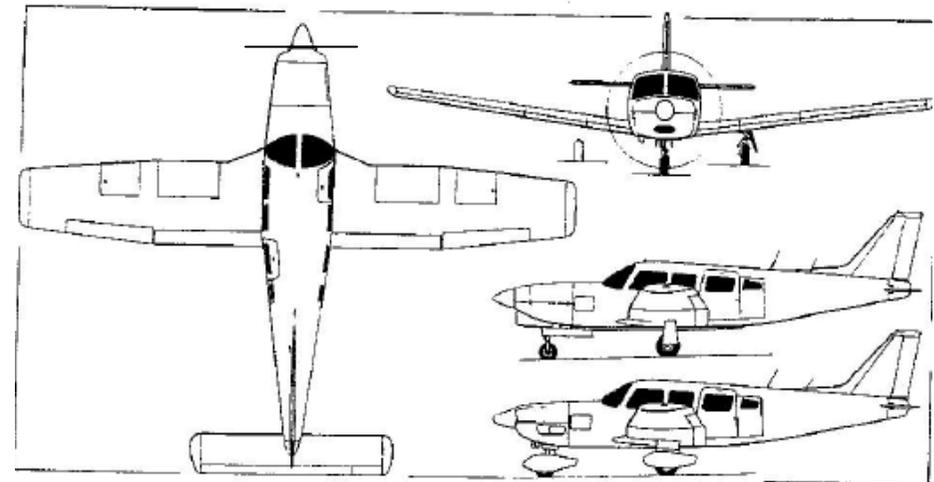
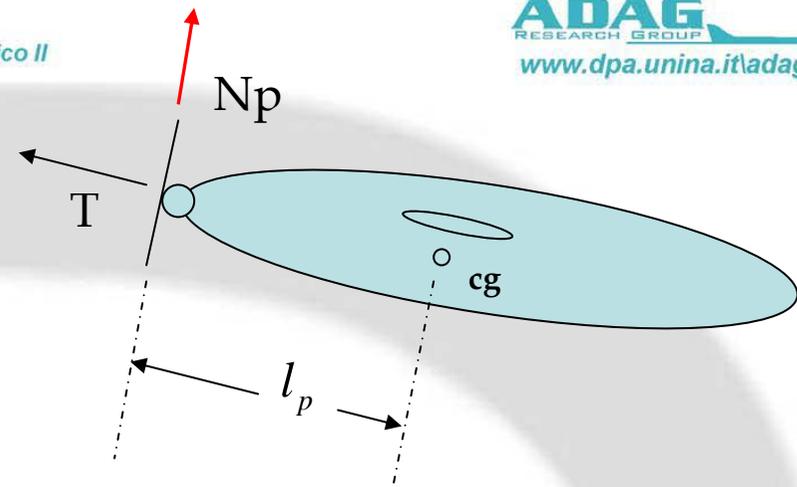
ma l_p/c è circa 2.5 , ma $N_p=1$ (1 motore)

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.0040 \cdot (0.18) \cdot \frac{l_p}{c} \cdot \frac{1}{0.08} \cdot 1$$

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.0040 \cdot (0.18) \cdot 2.5 \cdot \frac{1}{0.08} \cdot 1$$

$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.023$$

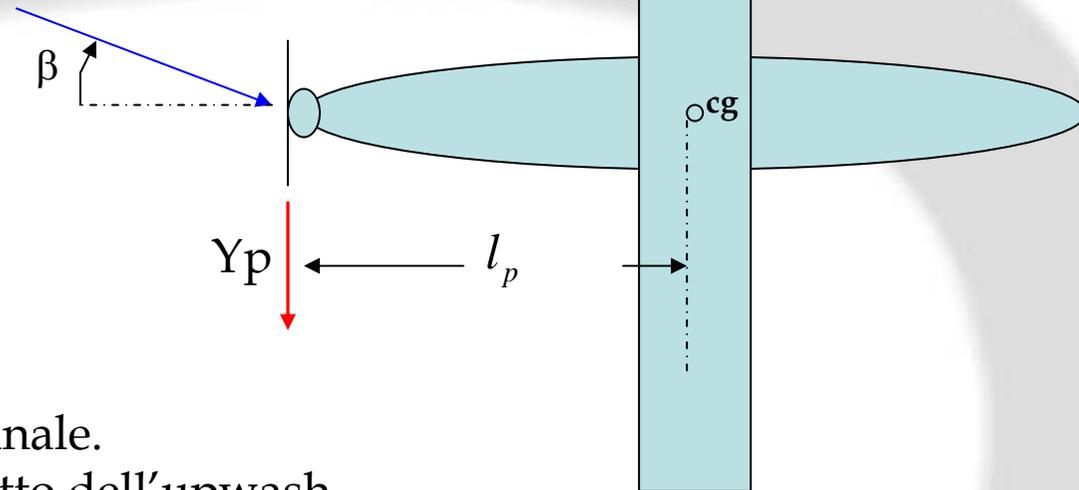
Questo significa che un velivolo tipo quello in figura
Ho uno spostamento del punto neutro in avanti
di circa il 2.3% per l'effetto instabilizzante delle eliche
in flusso non assiale



Piper PA-32R-301T Turbo Saratoga SP, with additional side view (bottom right) of PA-32-301 Saratoga

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - YAW



Effetto analogo al caso longitudinale.
La differenza è che non c'è l'effetto dell'upwash.

$$C_{N_p} = C_{Y_p} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

$$C_{N_p} = - \left(\frac{dC_{Y_p}}{d\beta} \cdot \beta \right) \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

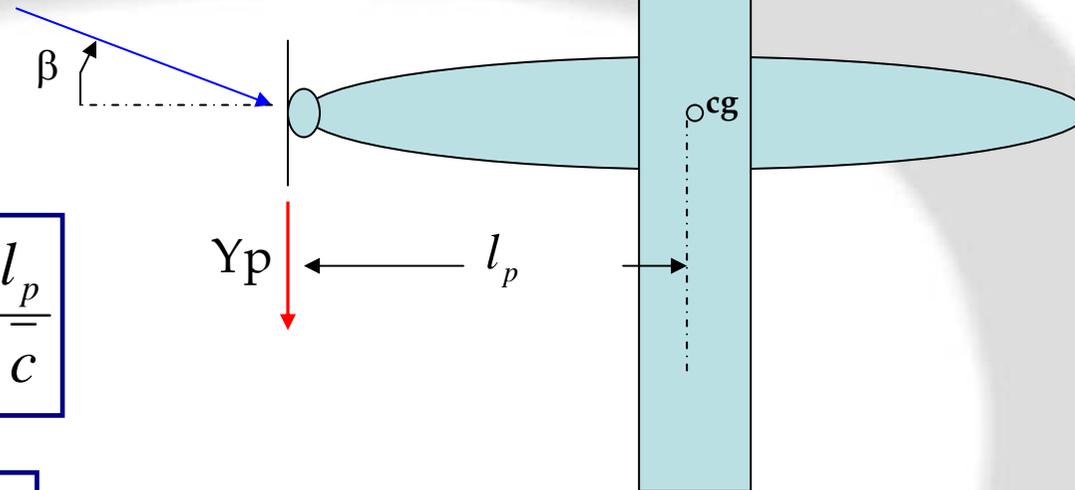
Un beta >0 provoca la nascita di forza Yp negativa che per lp positivo fornisce Np antiorario, cioè negativo.

=> L'effetto del propulsore, se davanti al cg è instabilizzante anche in imbardata.



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - YAW



$$C_{N_p} = - \left(\frac{dC_{Yp}}{d\beta} \cdot \beta \right) \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

$$C_{N_{\beta p}} = - \left(\frac{dC_{Yp}}{d\beta} \right) \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D^2}{S} \cdot \frac{l_p}{c}$$

Questo C_{n_beta} si va ad aggiungere a quello generale dovuto alla somma di ala, fusoliera + PV.

Ovviamente la derivata vale quanto quella longitudinale, cioè :

$$\left(\frac{dC_{Yp}}{d\beta} \right) = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p}$$

Dipende dal numero di pale e dal tipo di elica, ma

vale circa: 0.0024 [1/°] 2 pale

0.0040 [1/°] 4 pale

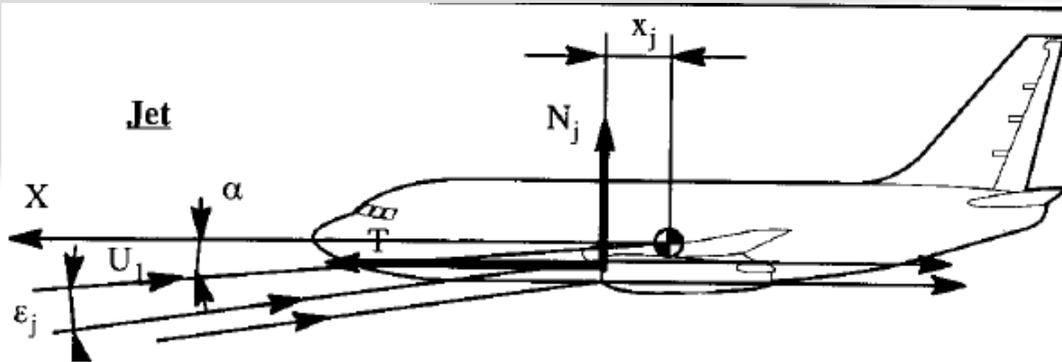
0.0065 6 pale

COND.

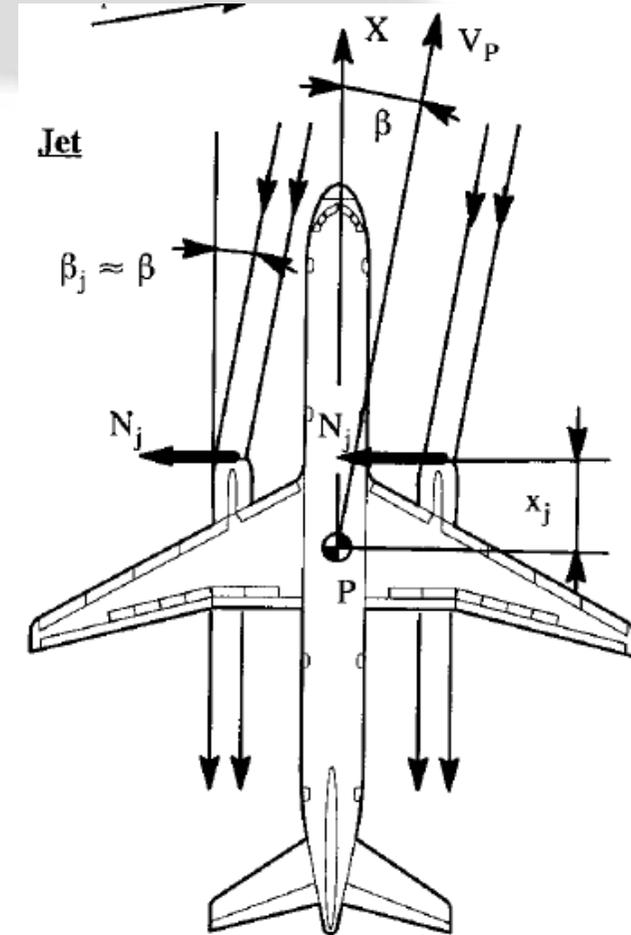
FULL POWER

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET



Approccio simile, sia in alfa che in beta



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET

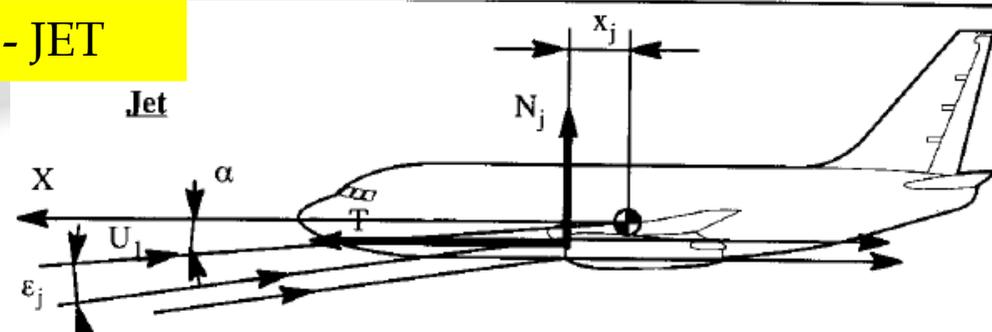
$$\dot{N}_j = \dot{m} \cdot V \cdot \alpha_j$$

Variazione di quantità di moto

$$M_j = N_j \cdot x_j = \left(\dot{m} \cdot V \cdot \alpha_j \right) \cdot x_j$$

$$C_{M_j} = \frac{M_j}{qSc} = \dot{m} \cdot \frac{V}{1/2 \cdot \rho \cdot V^2} \cdot \frac{\alpha}{57.3} \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \frac{x_j}{c}$$

$$\frac{dC_{M_j}}{d\alpha} = 0.035 \cdot \frac{\dot{m}}{\rho \cdot V} \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \frac{x_j}{c}$$



• È la portata di massa in ingresso alla inlet del motore

\dot{m}

V

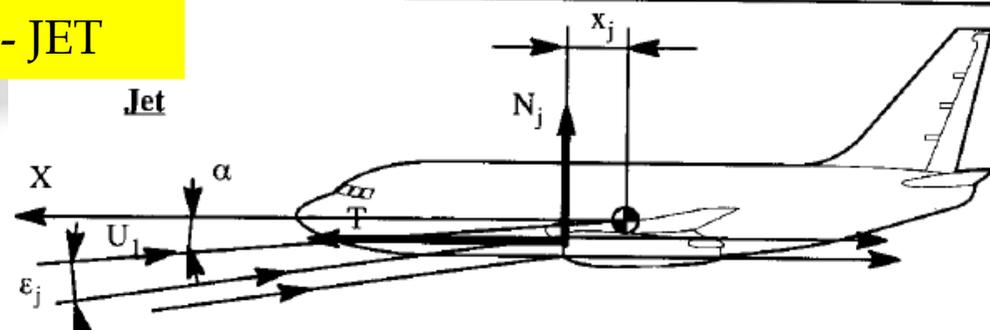
velocità di volo [m/s]

$$\alpha_j = \alpha \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

[1/deg]

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET



$$\frac{dC_{M_j}}{d\alpha} = 0.035 \cdot \frac{\dot{m}}{\rho \cdot V} \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{x_j}{c}$$

• È la portata di massa in ingresso alla inlet del motore [Kg/s]

V velocità di volo [m/s]

$$\frac{dC_{M_j}}{dC_L} = 0.035 \cdot \frac{\dot{m}}{\rho \cdot V} \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{x_j}{c} \cdot \frac{1}{C_{L\alpha}}$$

$C_{L\alpha}$ In [1/°]

Bisogna stimare la portata di massa in ingresso (funzione del regime di volo)

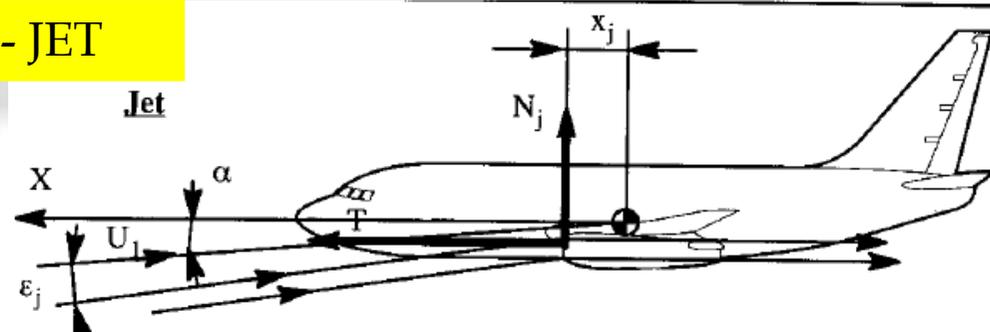
con T_0 [Kg] Spinta max al decollo del motore

$$\dot{m} \approx 0.040 \cdot T_0$$

(in un motore da 10000 Kg di spinta (B737) => $\dot{m} = 400$ Kg/s)

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET



$$\frac{dC_{M_j}}{dC_L} = 0.035 \cdot \frac{\dot{m}}{\rho \cdot V} \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{x_j}{c} \cdot \frac{1}{C_{L\alpha}}$$

Velivolo tipo B737 =>

$$\frac{dC_{M_j}}{dC_L} = 0.035 \cdot \frac{400}{0.5 \cdot 260} \cdot \frac{1}{100} \cdot (1.5) \cdot (0.5) \cdot \frac{1}{0.08}$$

$$\frac{dC_{M_j}}{dC_L} = 0.010$$

Quindi shift in avanti del p. neutro
di 1% per ogni motore (quindi 2% tot)

Con:

$$C_{L\alpha} = 0.080$$

$$\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 1.5$$

$$\frac{x_j}{c} = 0.5$$

$$V = 260 \text{ m/s}$$

$$\rho = 0.50 \text{ Kg/m}^3$$

$$S = 100 \text{ mq}$$

$$\dot{m} = 400 \text{ Kg/s}$$

ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET

in beta non c'è l'upwash e si adimensionalizza con b :

$$\frac{dC_{M_j}}{d\beta} = 0.035 \cdot \frac{\dot{m}}{\rho \cdot V} \cdot \frac{1}{S} \cdot \frac{x_j}{b} \quad \text{In [1/°]}$$

