



Corso Progetto Generale Velivoli

Equilibrio e Stabilità longitudinale (PARTE 2)

**Docente
Fabrizio Nicolosi**

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



EFFETTI PROPULSIVI

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)
- effetto dello slipstream sul coefficiente di momento del wing-body (in particolare della fusoliera)

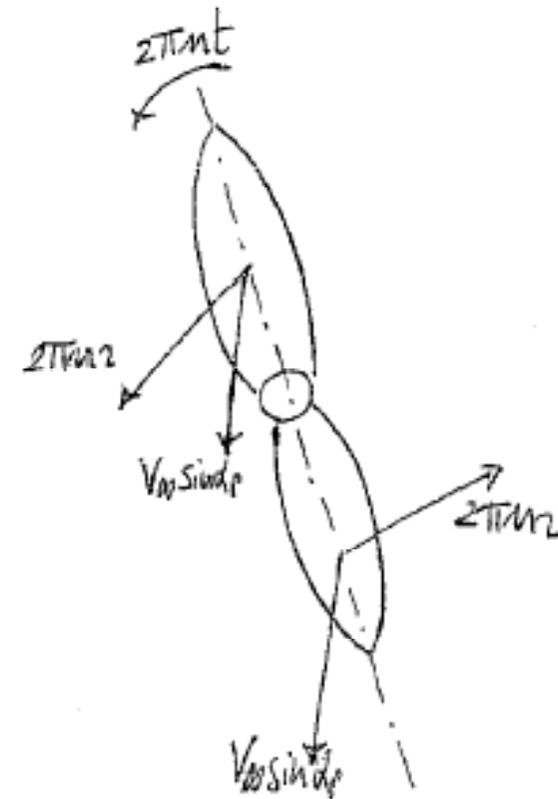
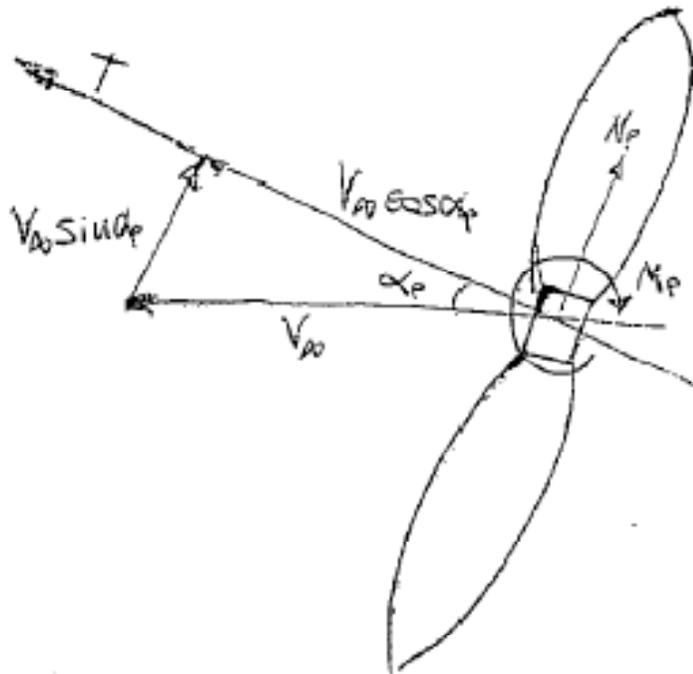


ELICHE – Flusso non assiale

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:

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



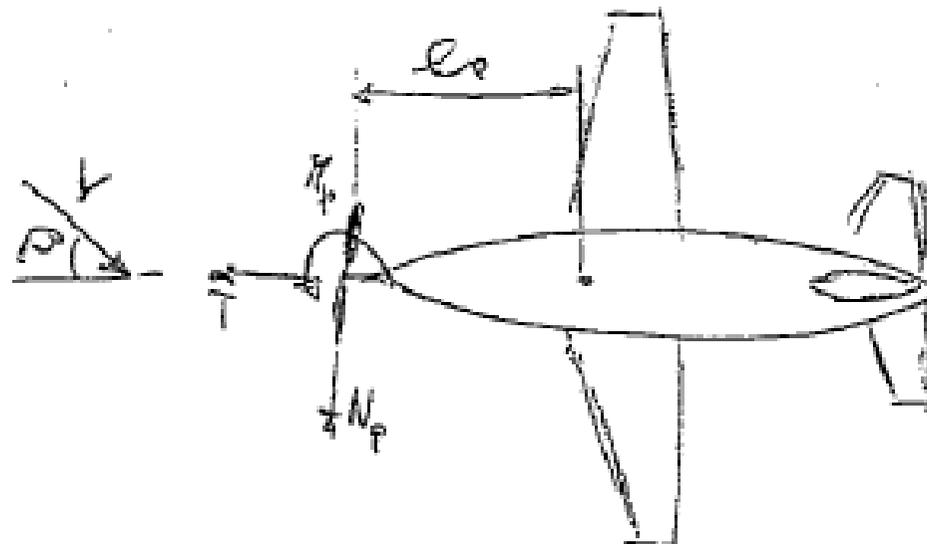
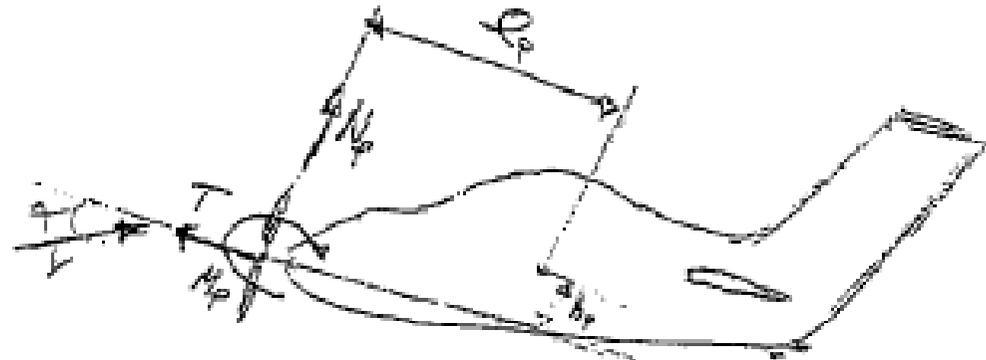
ELICHE – Flusso non assiale

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

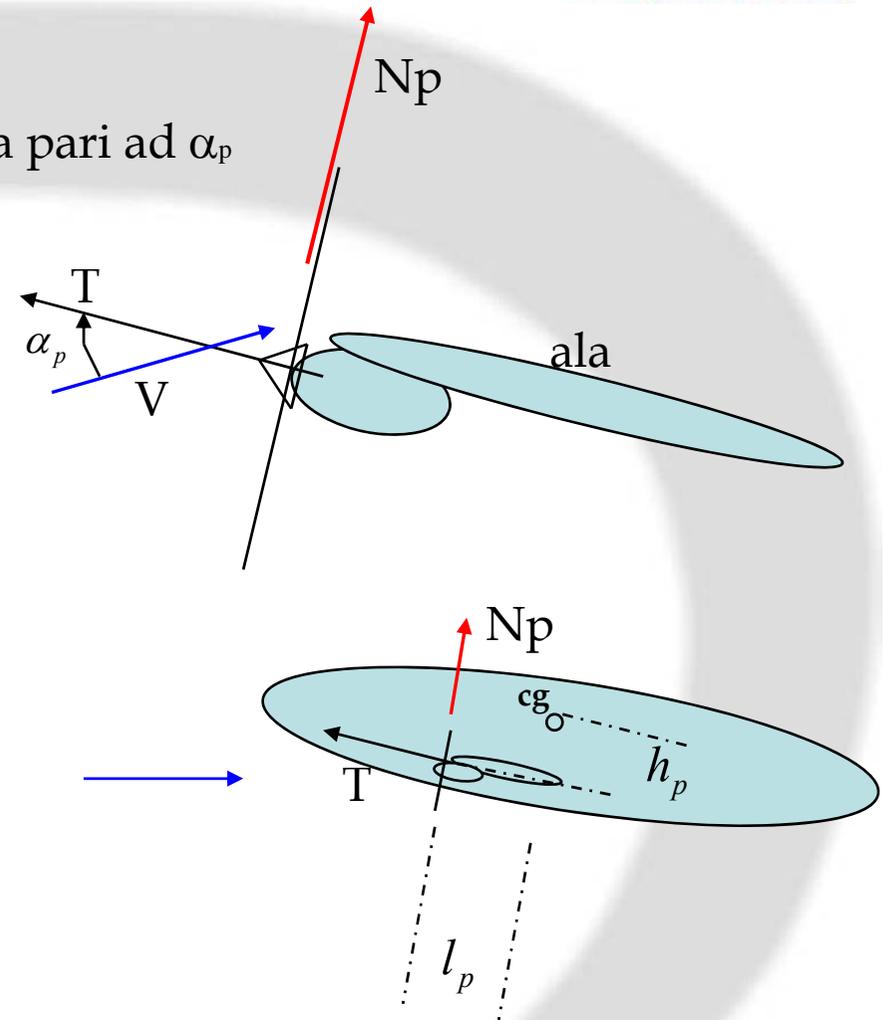
In flusso non assiale l'elica lavora ad un alfa pari ad α_p

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

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

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

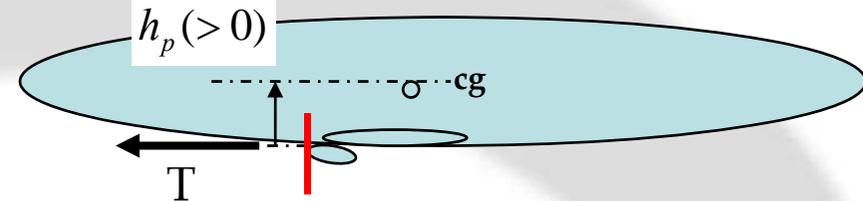
$$C_{M_p} = \frac{M_P}{qSc}$$



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:

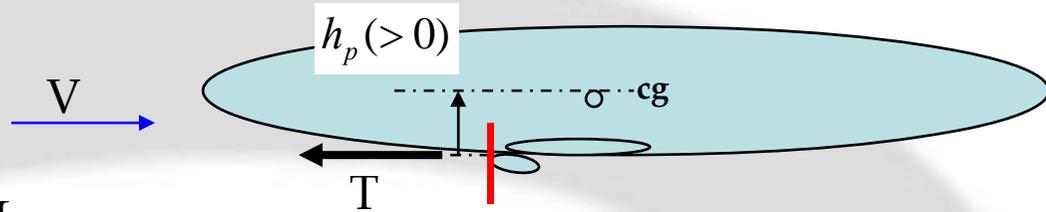
$$T = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{V}$$

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



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO di T dovuto ad h_p



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

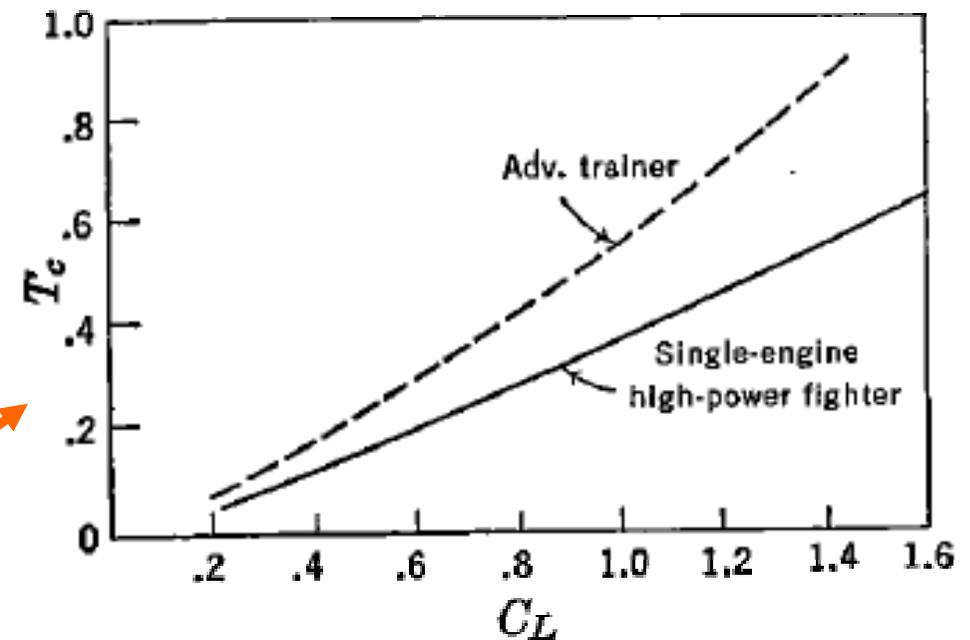
Ma:

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

Quindi:

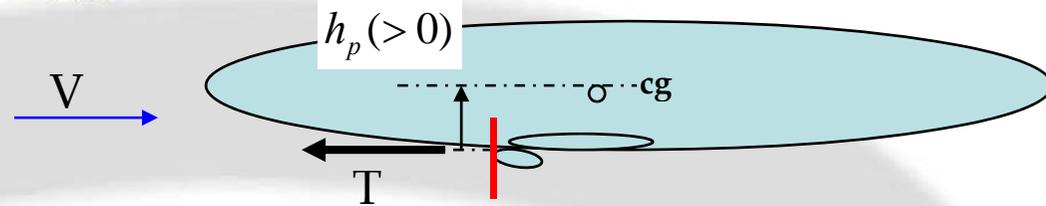
$$T_c = \frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{\rho \cdot \frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{3/2}} \cdot (C_L)^{3/2}$$

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



ELICHE – Effetti diretti

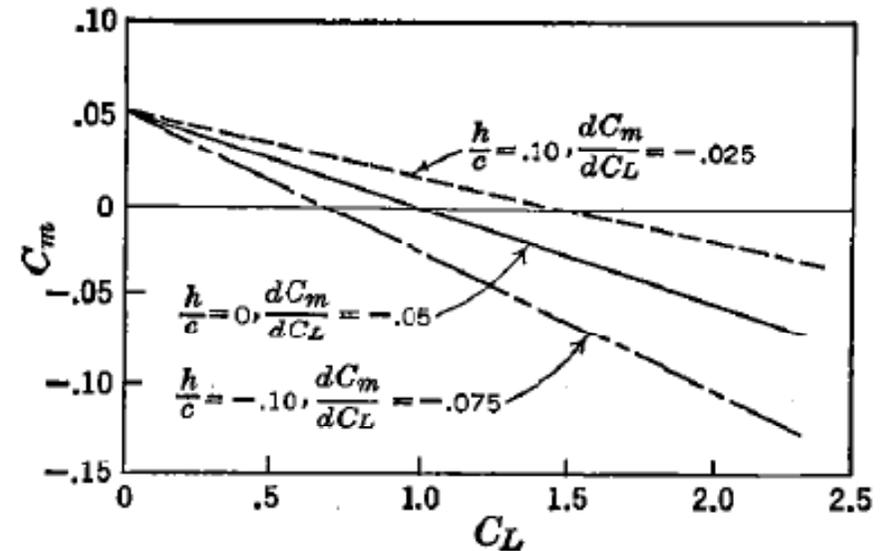
EFFETTO di T dovuto ad h_p



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

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

$$M_P = N_p \cdot l_p$$

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

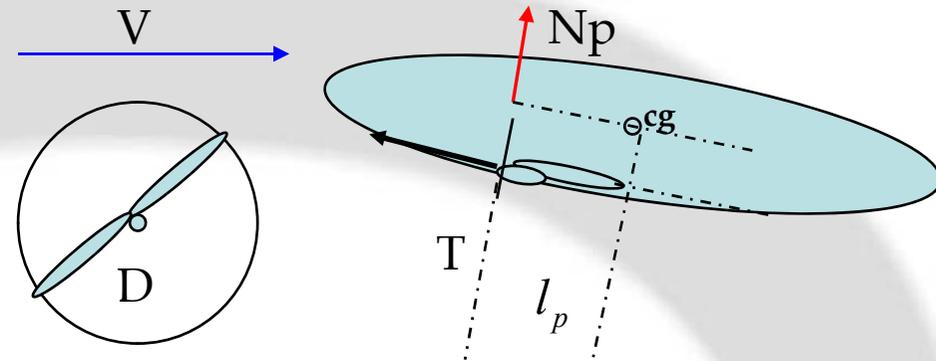
Coefficiente di forza normale al disco
Adimensionalizzato per l'area del disco dell'elica

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

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

con

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



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale

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

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

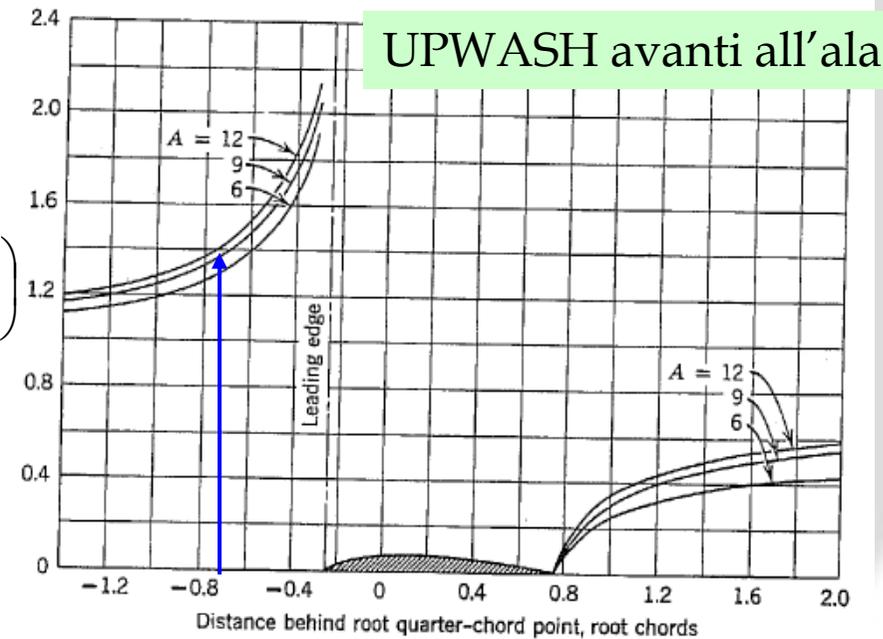
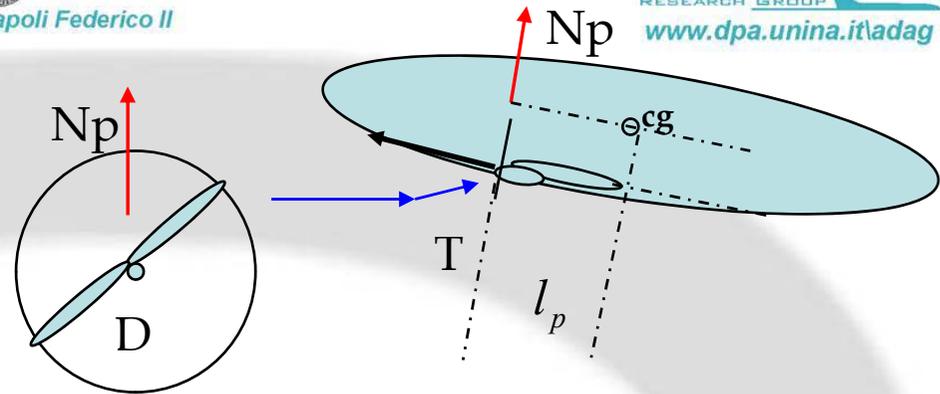
$$\alpha_p = \alpha + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha$$

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

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

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

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

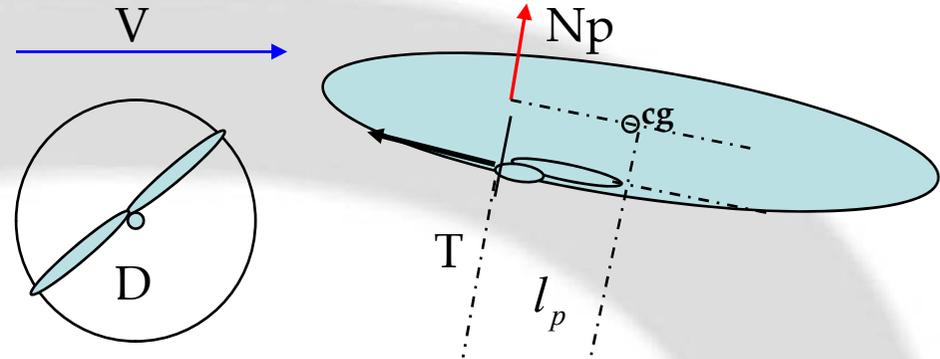
$$C_{N_p} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha} \alpha_p$$

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

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

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

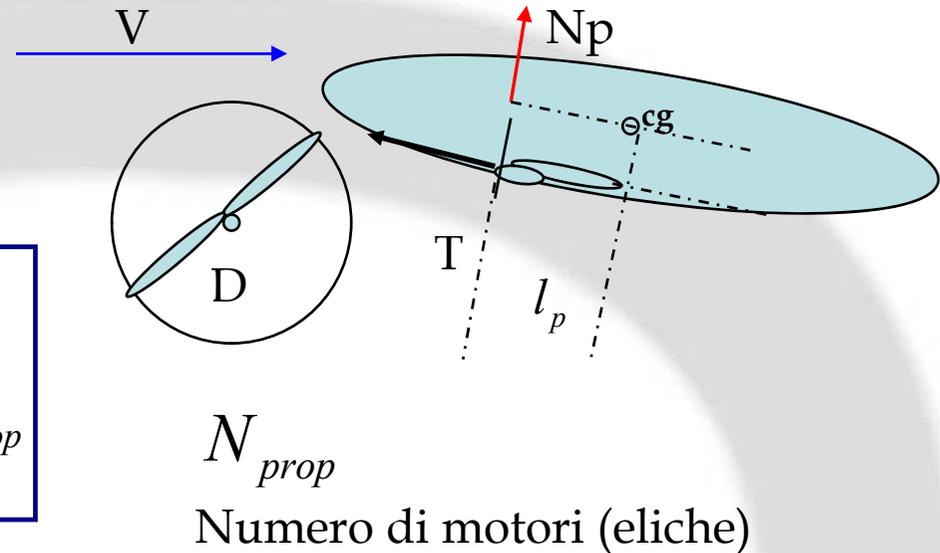
$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p} \cdot \frac{S_p}{S} \cdot \frac{l_p}{c} \cdot \frac{\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)}{C_{L\alpha_w}}$$



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 $0.8 \cdot \text{corda}$ 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

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

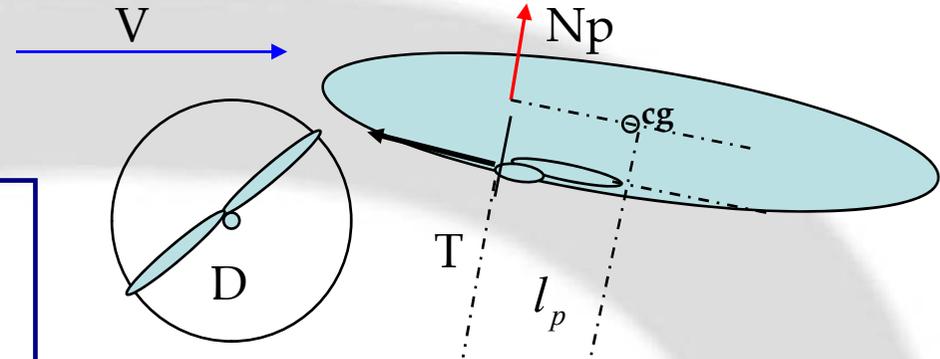
$\left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ Dal grafico vale 1.4 per disco a 0.5 corde dal l.e.

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

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

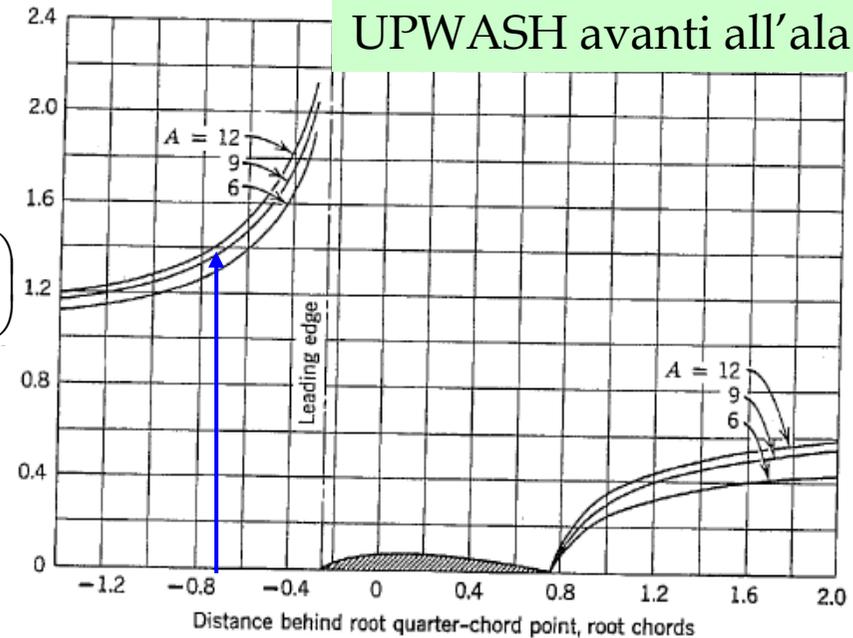
$$\frac{dC_{M_p}}{dC_L} = 0.0040 \cdot (0.18) \cdot 1 \cdot \frac{1.4}{0.08} \cdot N_{prop}$$

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



N_{prop} Numero di motori (eliche)

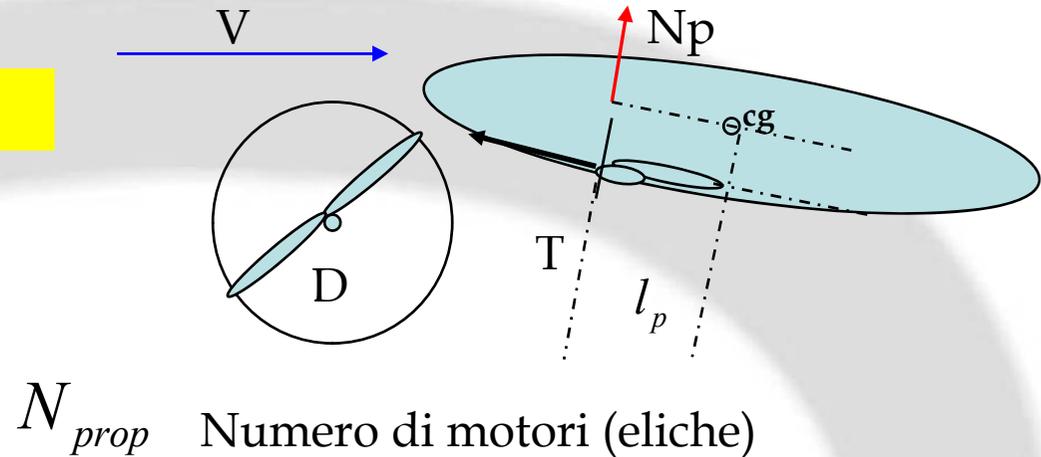
UPWASH avanti all'ala



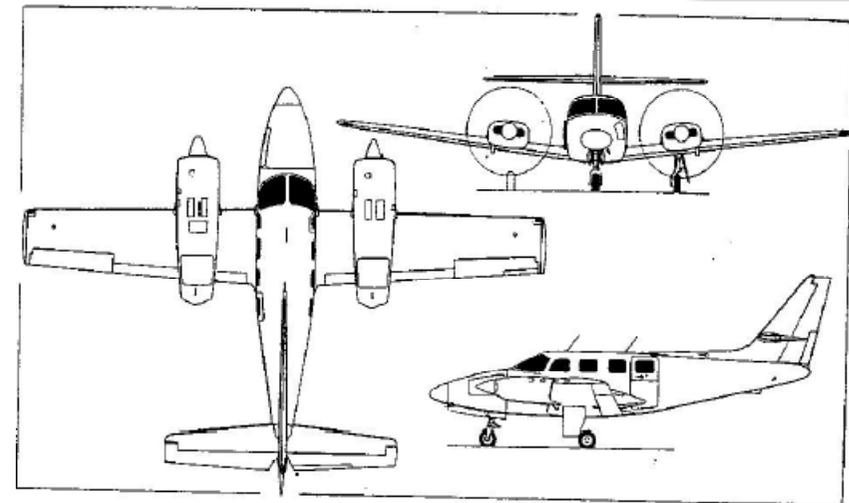
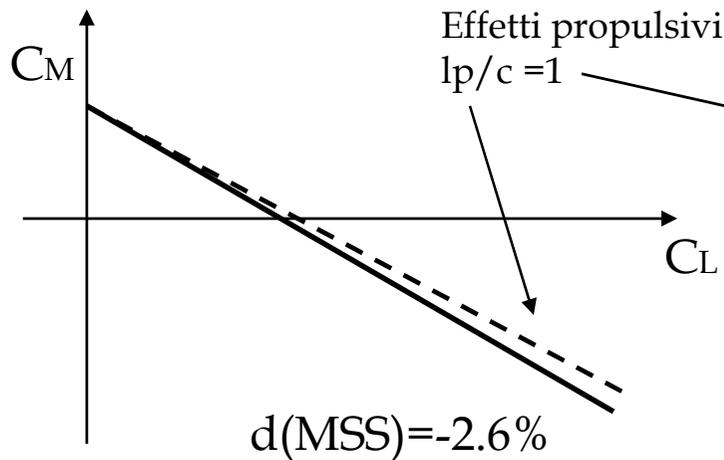
ELICHE – Effetti diretti

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)

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

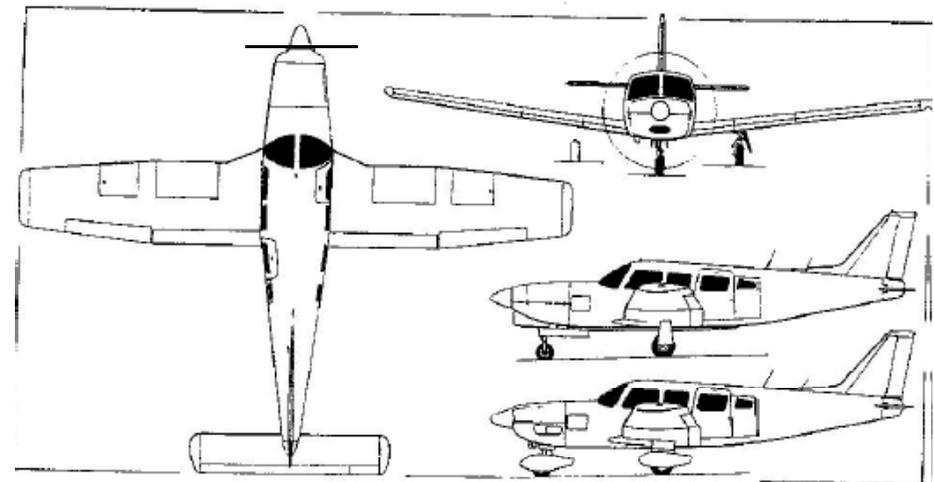
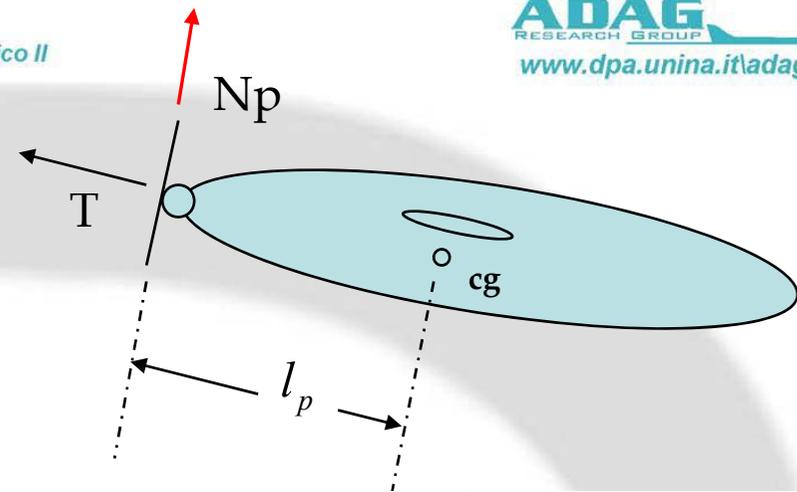
ma l_p/c è circa 2.5 , ma $N_p=1$ (1 motore)

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

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

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

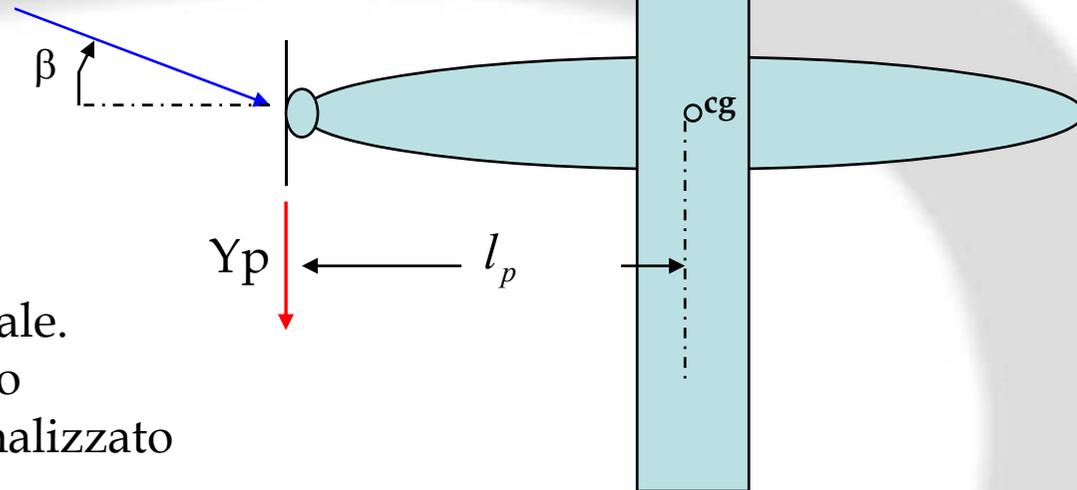
Questo significa che un velivolo tipo quello in figura
Ho uno spostamento del punto neutro in avanti
di circa il 2.3% per l'effetto instabilizzante delle eliche
in flusso non assiale



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. Inoltre è adimensionalizzato
rispetto all'apertura alare b .

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

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

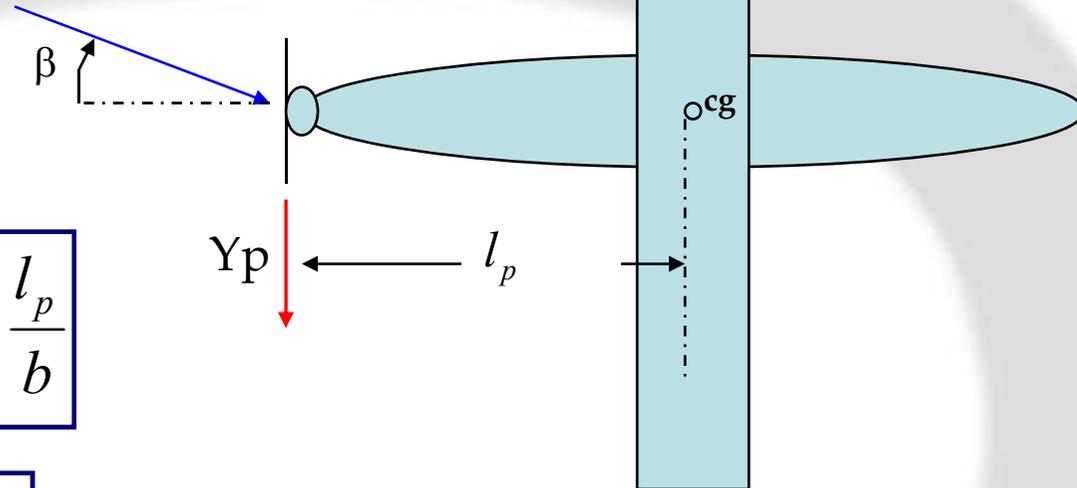
Un $\beta > 0$ provoca la nascita di forza Y_p
negativa che per l_p positivo fornisce N_p
antiorario, cioè negativo.

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



ELICHE – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - YAW



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

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

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 :

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

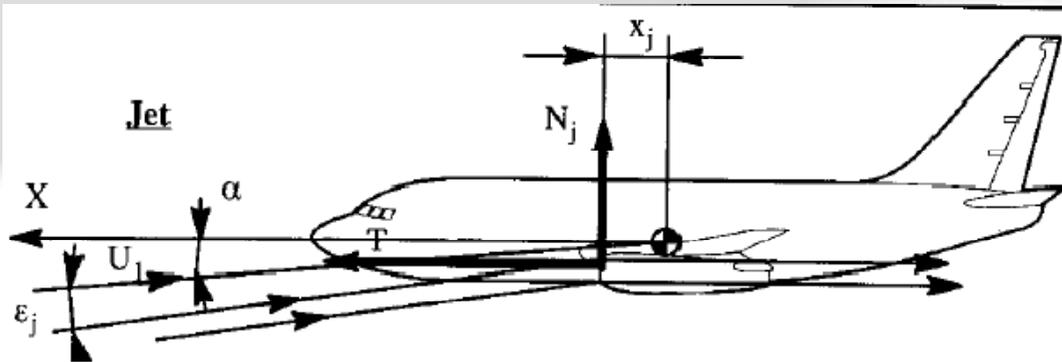
Dipende dal numero di pale e dal tipo di elica, ma vale circa:

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

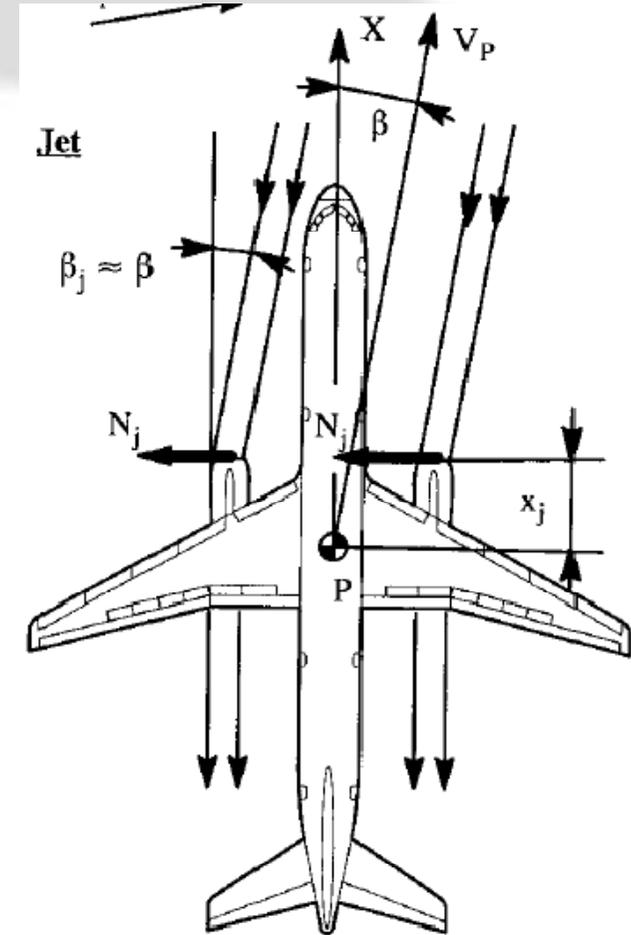
COND.
FULL POWER

JET – Effetti diretti

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET



Approccio simile, sia in alfa che in beta



EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET

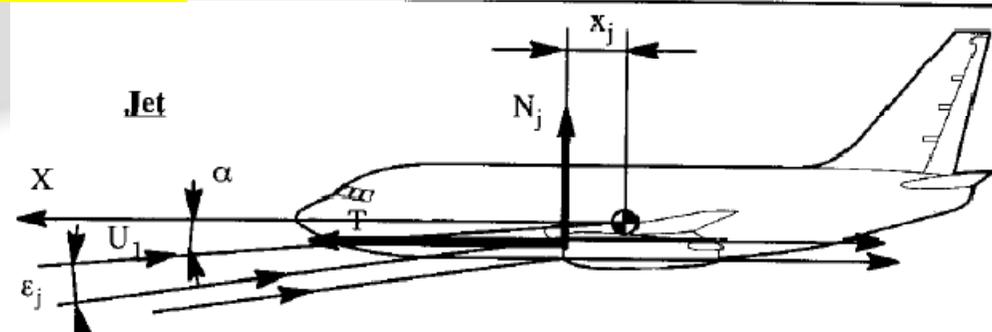
$$N_j = \dot{m} \cdot V \cdot \alpha_j$$

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}

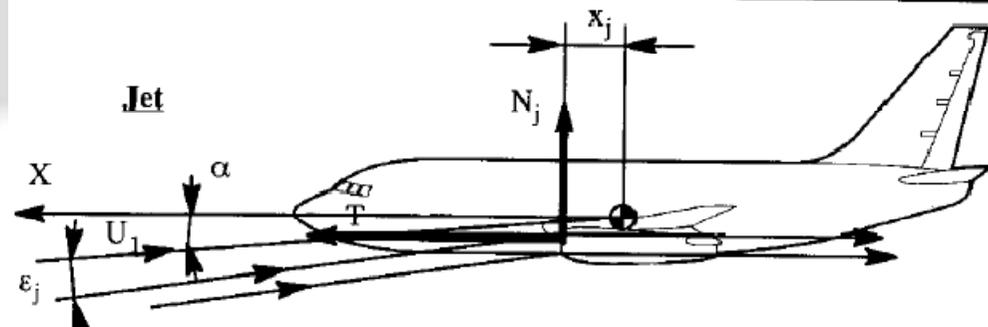
V

velocità di volo [m/s]

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

[1/deg]

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)

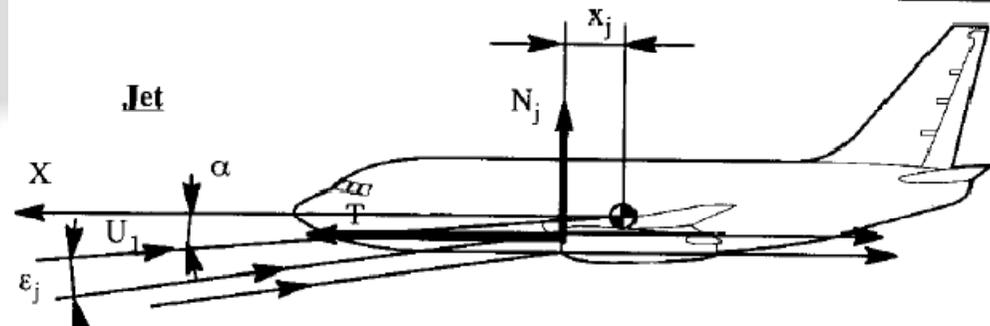
con T_0 [Kg] Spinta max al decollo del motore

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

(in un motore da 10000 Kg di spinta (B737) =>

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

EFFETTO dovuto al flusso non assiale - JET



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

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:

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

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

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

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

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

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

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

EFFETTI PROPULSIVI -Stabilità

I precedenti effetti vengono ridotti in condizioni di elica “trasparente” , cioè $T_c=0$ (Prop windmilling).

In ogni caso, per eliche (o motori a getto) posizionati molto avanti rispetto al CG possono fornire contributi instabilizzanti significanti.

TYPE AIRPLANE	ΔN_0
Single-engine fighters	-.04
Twin-engine medium bombers	-.06
Multiengined heavy bombers	-.10
Twin-engine cargo	-.08
Four-engine cargo	-.10
Pusher-type airplane	0

Spostamento del punto neutro a com bloccati tra condizione prop windmilling e full power

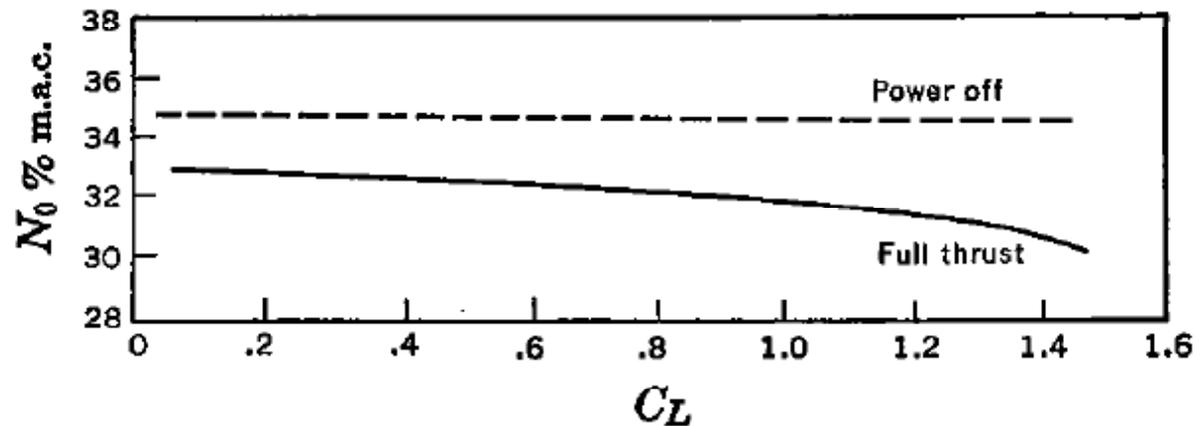
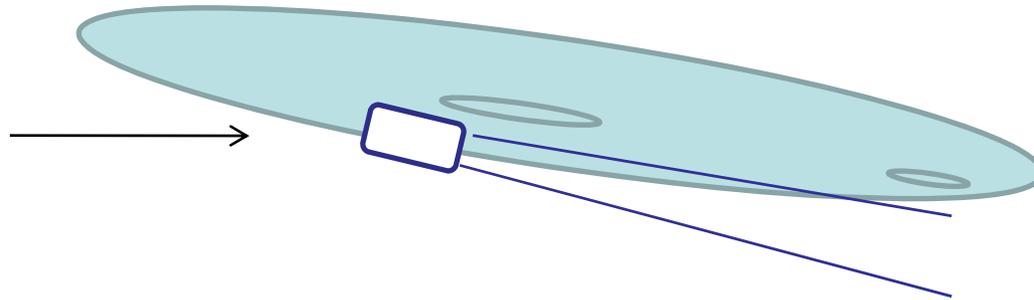


EFFETTI PROPULSIVI -Stabilità

Il tipico effetto per un velivolo a getto è uno spostamento in avanti del 2-3% del punto neutro.

L'effetto indiretto del getto sul flusso (sull'angolo) che incide sul piano di coda non è trascurabile, anzi può essere l'effetto predominante.

Il getto modifica il downwash sul piano di coda (vedi perkins).



EFFETTI PROPULSIVI -Stabilità

Di fatto la posizione più critica del CG in relazione alla stabilità (posizione massima arretrata) va considerata in condizioni di full-power, dove solitamente si ha un avanzamento del punto neutro.

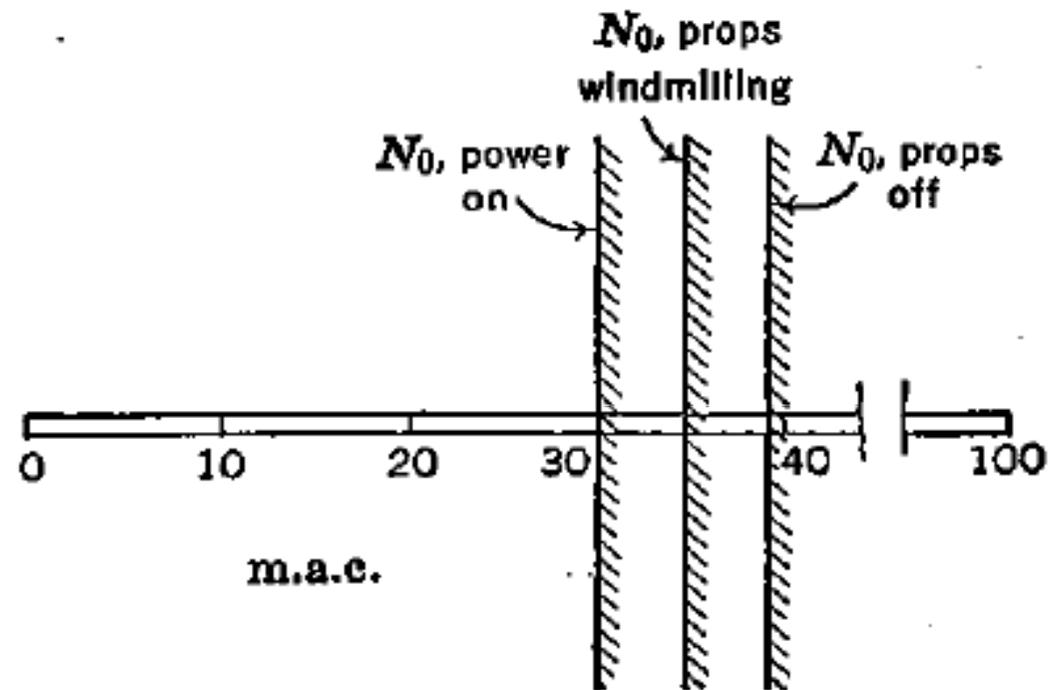


FIGURE 5-30. Typical aft c.g. limits.



EFFETTI PROPULSIVI - Controllo

Per quanto detto, richiamato il fatto che il δ_e dipende dal margine di stabilità, la condizione più critica per la posizione massima avanzata del CG in relazione al controllo sarà quella di prop windmilling (o al limite motore off).

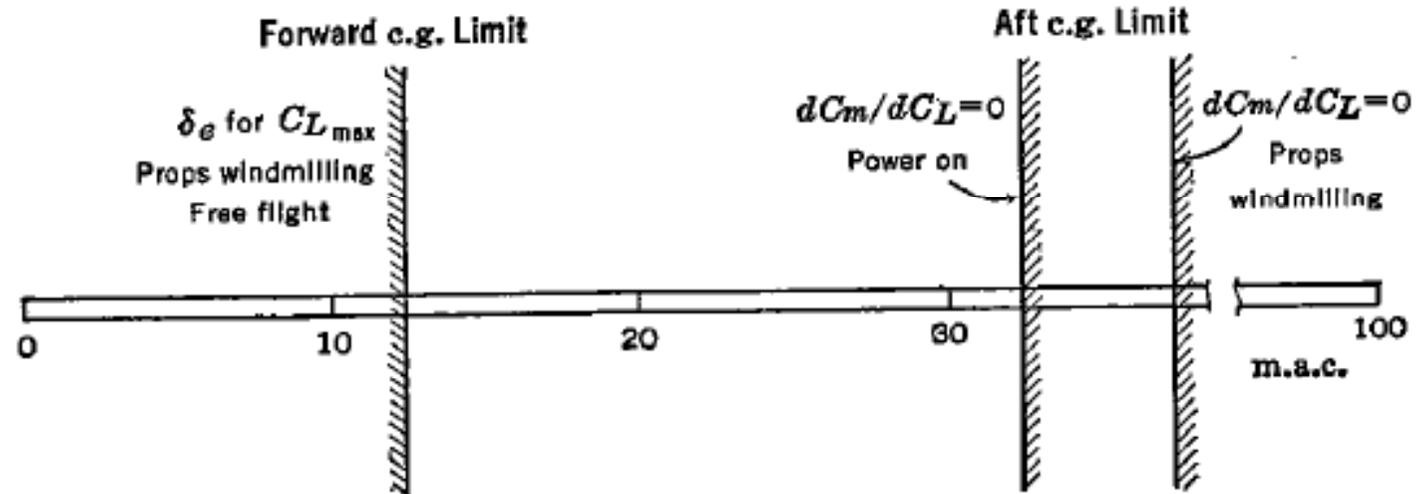


FIGURE 5-38. Typical center of gravity limits.



EFFETTI PROPULSIVI - Controllo

In effetti, richiamando anche l'effetto suolo, che incide sulla stabilità (meno downwash), la condizione più critica per il Cg avanzato sarà quella in effetto suolo (e prop windmilling).

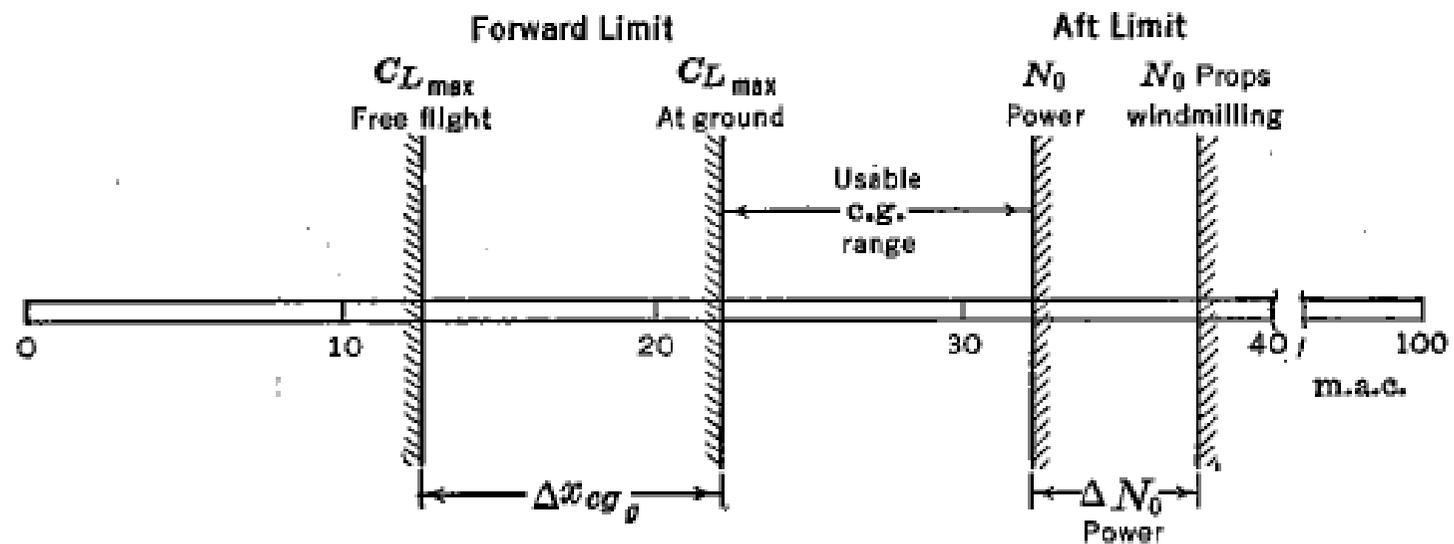


FIGURE 5-41. Center of gravity limits.



STABILITA' e CONTROLLO - Riepilogo

Ai fini della posizione massima arretrata, gli effetti propulsivi precedenti si sommano a quelli dovuti ai comandi liberi.

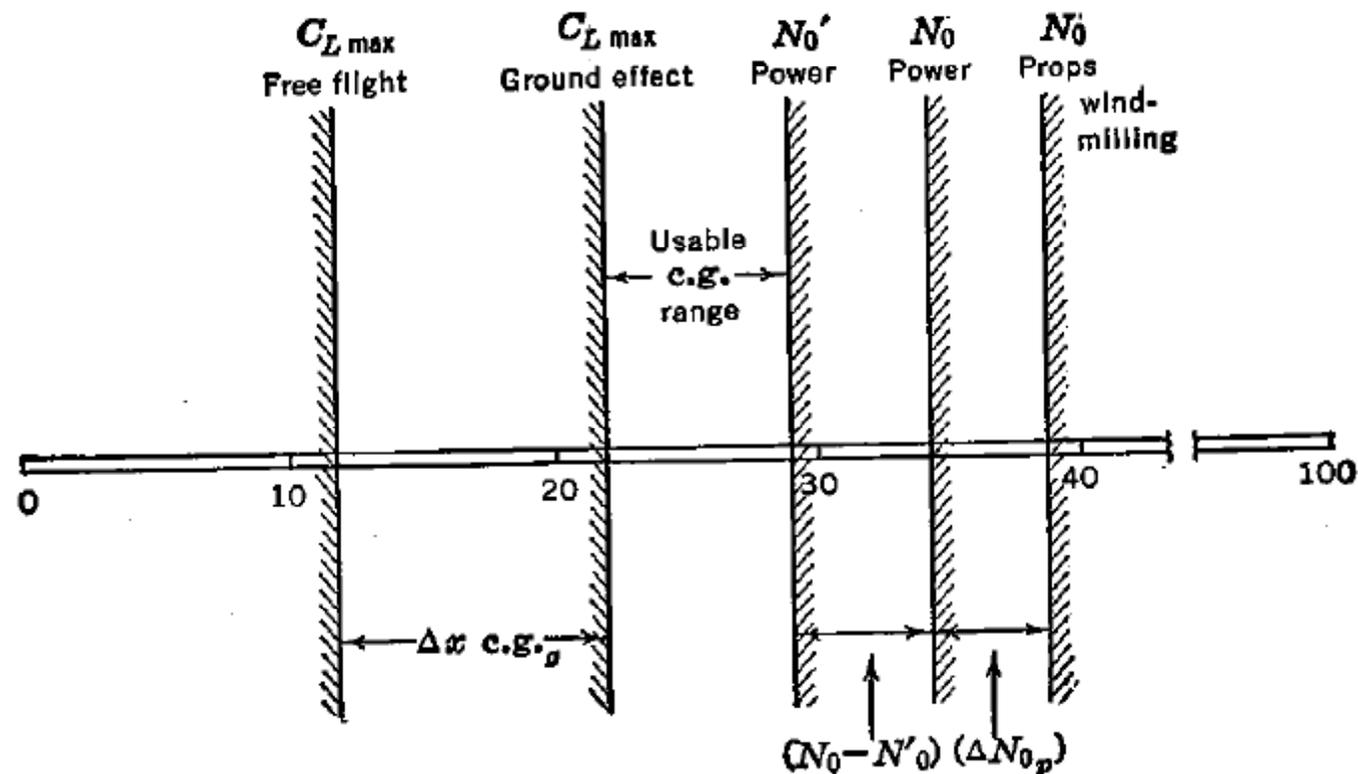


FIGURE 6-25. Typical center of gravity limits.



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) = x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot F$$

$$F = \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \quad \text{Fattore riduzione termine stabilizzante coda}$$

Il margine di stabilità statica a comandi liberi è un parametro fondamentale per gli sforzi di barra.

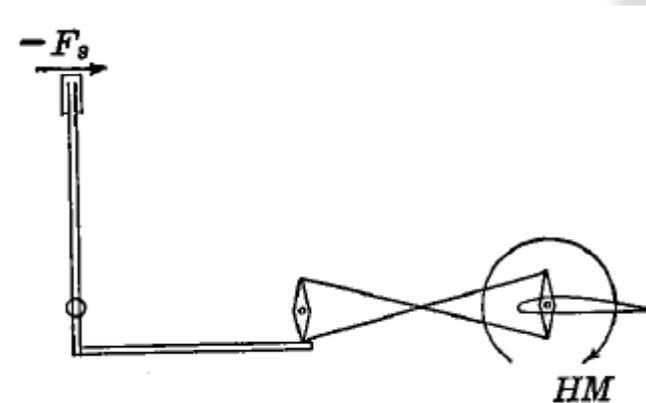


FIGURE 6-17. Elevator-stick gearing.



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$\frac{F_s \times l_s \times \delta_s}{2} = \frac{HM \times \delta_e}{2}$$

Eguaglianza dei lavori

$$F_s = HM \frac{\delta_e}{l_s \delta_s}$$

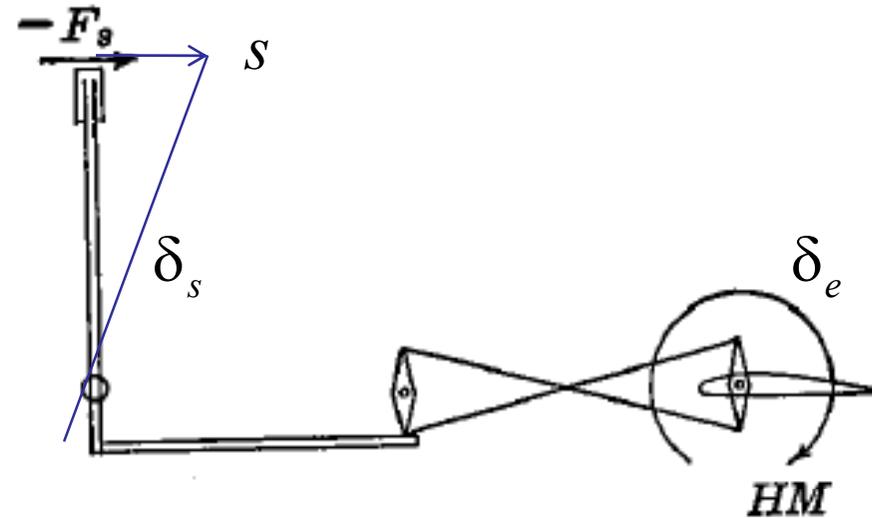


FIGURE 6-17. Elevator-stick gearing.

Poiché il denominatore è = allo spostamento della barra di comando "s", la frazione :

$$G = \frac{d\delta_e}{d(l_s \cdot \delta_s)} = \frac{d\delta_e}{ds}$$

Viene chiamato GEARING (rapporto cinematico di trasmissione).

$$F_s = -G \cdot HM$$

$$F_s = -GC_{he} S_e C_e q \eta t$$

GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = -GC_{h_e}S_e c_e q \eta t$$

$$C_{h_e} = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha_s + C_{h_{\delta_e}} \delta_e + C_{h_{\delta_t}} \delta_t$$

$$F_s = -GS_e c_e q \eta t (C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha_s + C_{h_{\delta_e}} \delta_e + C_{h_{\delta_t}} \delta_t)$$

$$\alpha_s = \alpha_t = \alpha - \varepsilon + i_t$$

$$\alpha_s = (\alpha_{ASS} - i_w - \alpha_{oL}) - \varepsilon + i_t$$

$$\alpha_s = \frac{C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_t - (i_w + \alpha_{oL})$$

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = -GS_e c_e q \eta_t (C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha_s + C_{h\delta_e} \delta_e + C_{h\delta_t} \delta_t)$$

$$\alpha_s = \frac{C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_t - (i_w + \alpha_{oL})$$

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

$$F_s = -GS_e c_e \frac{1}{2} \rho V^2 \eta_t \left[C_{h0} + C_{h\alpha} \left(\alpha_0 + \frac{C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - i_w + i_t \right) + C_{h\delta} \left(\delta_{e0} - \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} \frac{C_L}{C_{m\delta}} \right) + C_{h\delta_t} \delta_t \right] \quad (6)$$

$$K = -GS_e c_e \eta_t$$

$$A = C_{h0} + C_{h\alpha} (\alpha_0 - i_w + i_t) + C_{h\delta} \delta_{e0}$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = -GS_e c_e \frac{1}{2} \rho V^2 \eta_t \left[C_{h0} + C_{h\alpha} \left(\alpha_0 + \frac{C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - i_w + i_t \right) + C_{h\delta} \left(\delta_{e0} - \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} \frac{C_L}{C_{m\delta}} \right) + C_{h\delta t} \delta_t \right] \quad (6)$$

$$K = -GS_e c_e \eta_t$$

$$A = C_{h0} + C_{h\alpha} (\alpha_0 - i_w + i_t) + C_{h\delta} \delta_{e0}$$

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 \left[A + \frac{C_{h\alpha} C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} C_L \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} + C_{h\delta t} \delta_t \right]$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 \left[A + \frac{C_{h\alpha} C_L}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} C_L \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} + C_{h\delta t} \delta_t \right]$$

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot \left[A + C_{h\delta t} \delta_t - C_L \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \right]$$

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

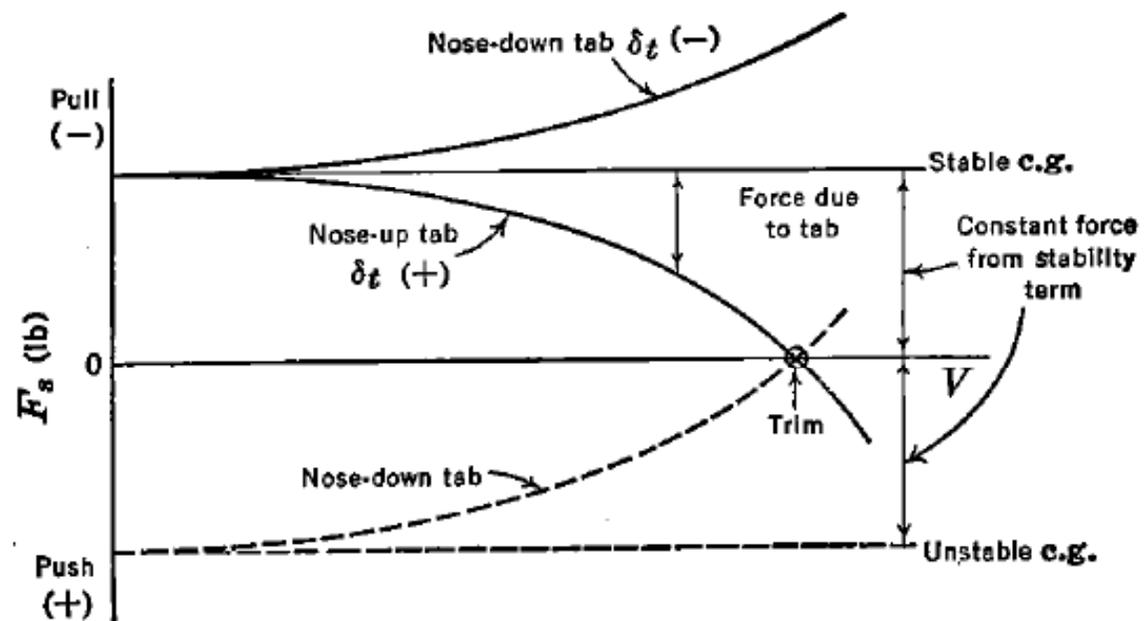
$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 (A + C_{h\delta t} \delta_t) - K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}}$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 (A + C_{h\delta t} \delta_t) - K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right) F_{\text{free}}$$

$$\frac{dF_s}{dV} = K \rho V (A + C_{h\delta t} \delta_t)$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 (A + C_{h\delta t} \delta_t) - K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}}$$

Tramite il termine dovuto al tab posso far sì che ad ogni velocità posso ottenere $F_s=0$.
Imponendo nell'equazione $V=V_{\text{trim}}$:

$$C_{h\delta t} \delta_t = \frac{2W/S}{\rho V_{\text{Trim}}^2} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} - A$$

$$F_s = K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} \left(\frac{V^2}{V_{\text{Trim}}^2} - 1 \right)$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

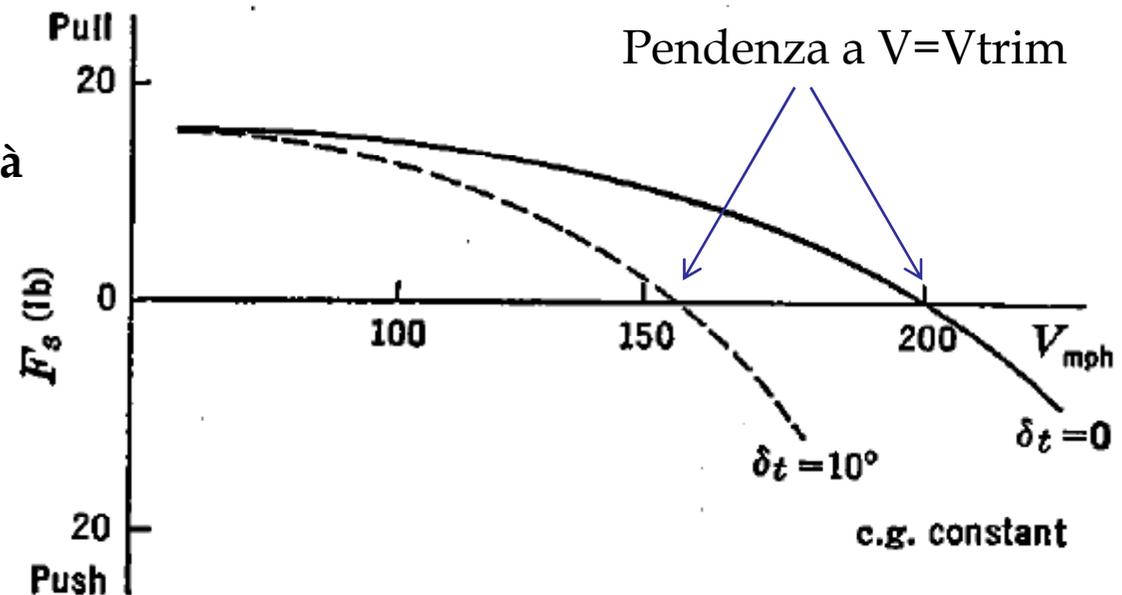
$$F_s = K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} \left(\frac{V^2}{V_{\text{Trim}}^2} - 1 \right)$$

$$\frac{dF_s}{dV} = 2K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} \frac{V}{V_{\text{Trim}}^2}$$

$$\frac{dF_s}{dV} = 2K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right) \frac{1}{V_{\text{Trim}}}$$

NB:

La derivata di F_s rispetto a V
Dipende dal Margine di Stabilità
a Com Liberi.



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

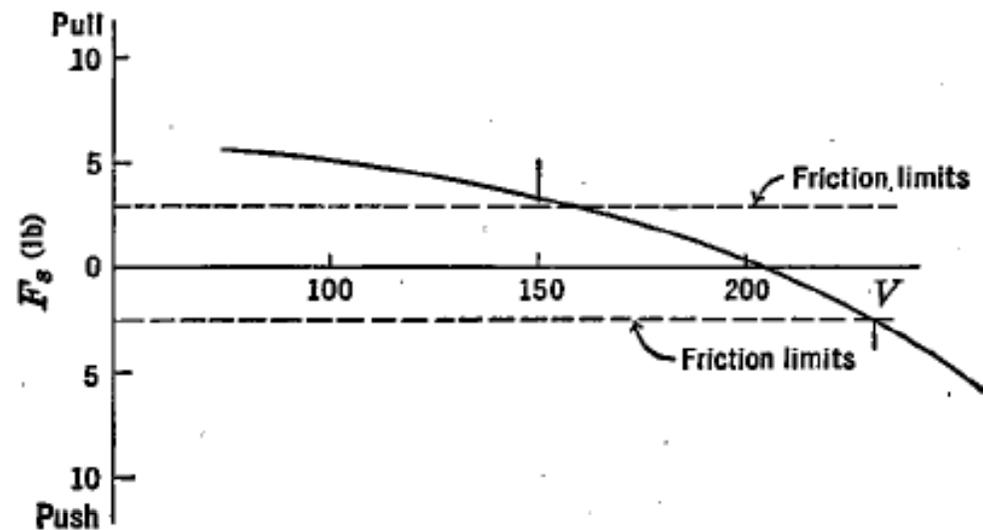
Bisogna far si che gli sforzi (i gradienti) non siano troppo forti, ma anche che non siano troppo bassi, anche tenendo conto che c'è comunque la "friction band" cioè un valore di sforzo al di sotto del quale il pilota non lo avverte.

Gli sforzi di attrito dovrebbero essere sempre tenuti al di sotto di 1-2 lb (al di sotto di 1 Kgf).

**IL PILOTA AVVERTE LA STABILITA' DEL VELIVOLO
TRAMITE IL GRADIENTE DI F_s rispetto a V**

In tali condizioni, se il velivolo trimmato rallenta da 200 a 100 mph, a comandi liberi ritorna a 150, mostrando una apparente instabilità (dovuta all'attrito eccessivo).

E' evidente che un certo attrito, va comunque comparato con il margine di stabilità a comandi liberi, che determina la derivata della curva.



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$F_s = K \frac{1}{2} \rho V^2 (A + C_{h\delta t} \delta_t) - K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}}$$

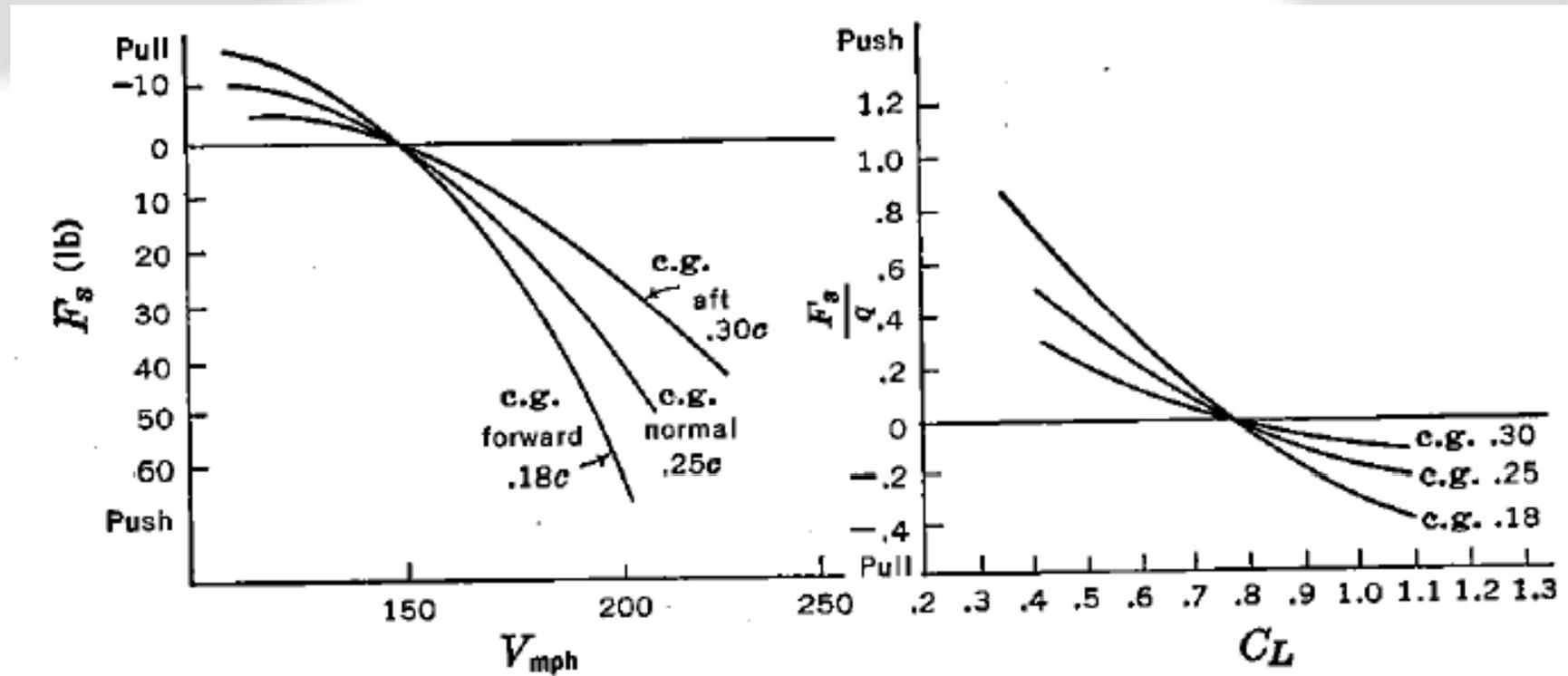
$$\frac{F_s}{q} = K (A + C_{h\delta t} \delta_t) - K \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} C_L$$

$$\frac{d(F_s/q)}{dC_L} = -K \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}}$$



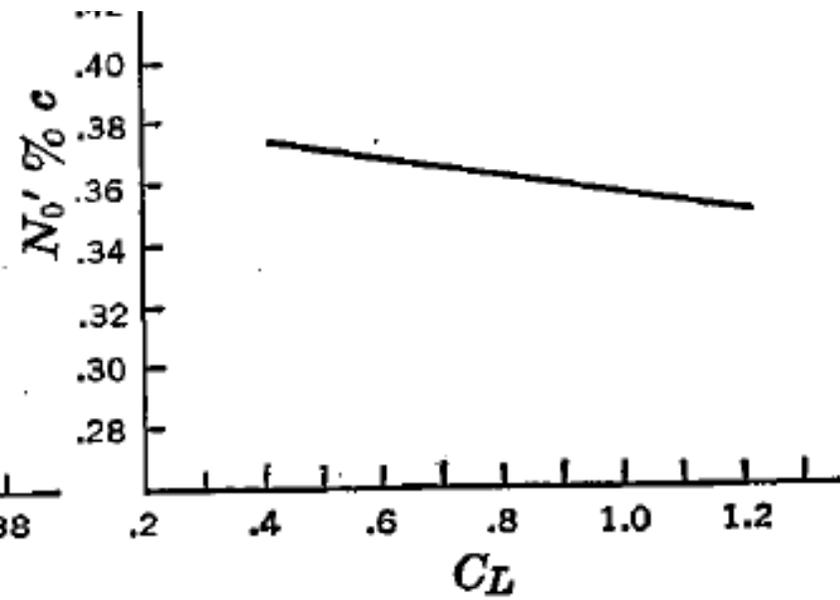
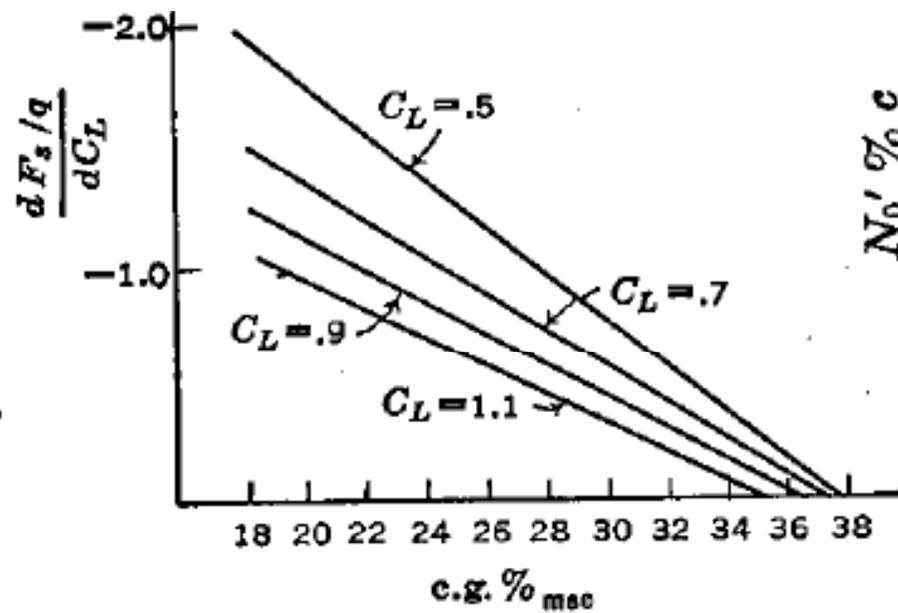
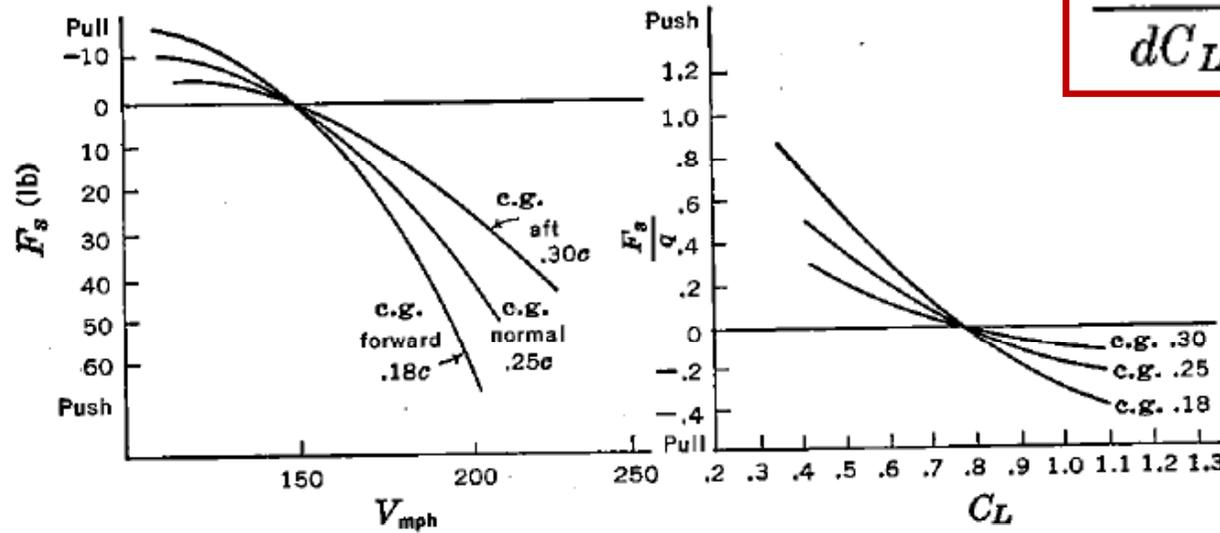
GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$\frac{d(F_s/q)}{dC_L} = -K \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}}$$



GRADIENTI degli SFORZI BARRA

$$\frac{d(F_s/q)}{dC_L} = -K \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{Free}$$



MISURA della stabilità da prove di volo

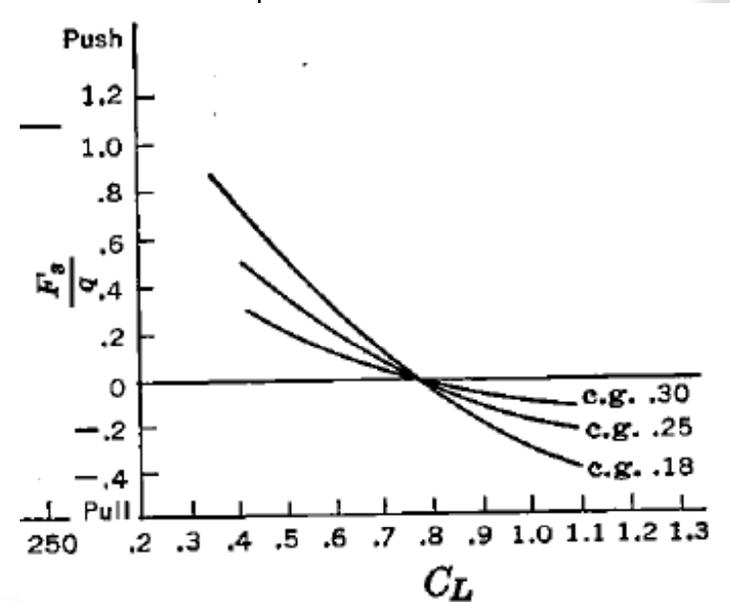
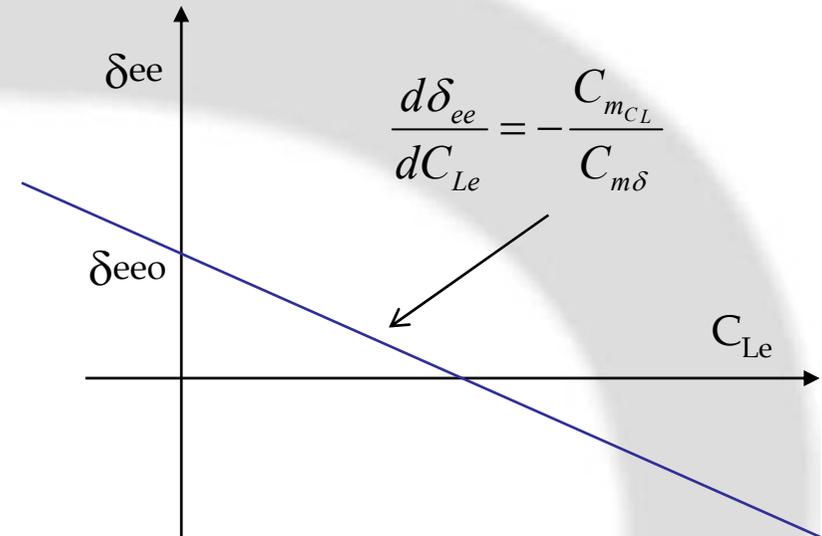
$$\delta_{ee} = \delta_{ee0} - \frac{(C_{m_{CL}})_{StickFixed}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

Elevator position stability equation

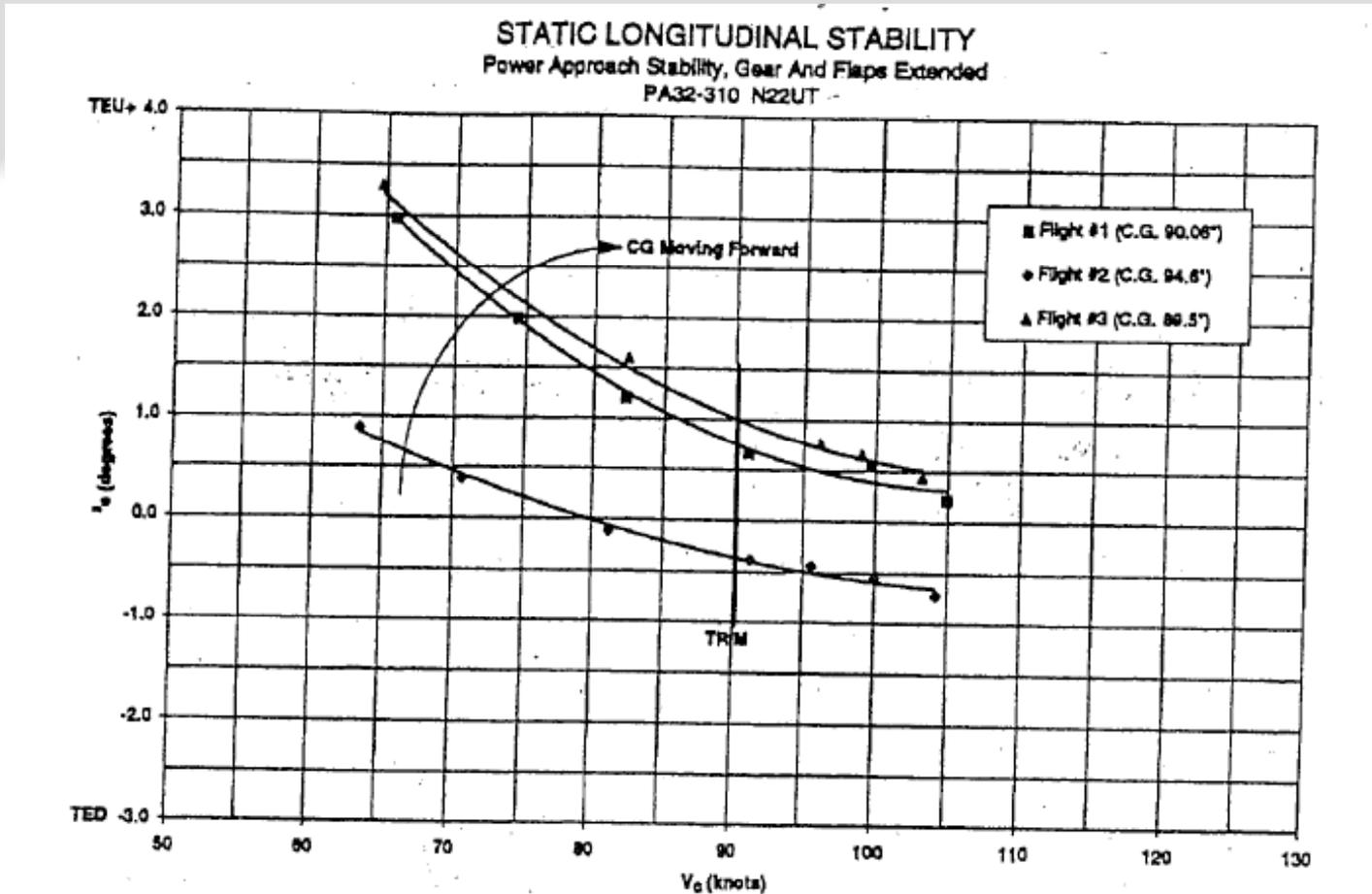
$$\frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} = -\frac{1}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_{StickFixed}$$

Control force stability

$$\frac{d(F_s/q)}{dC_L} = -A \frac{C_{h_{\delta_e}}}{C_{m_{\delta_e}}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{free}$$

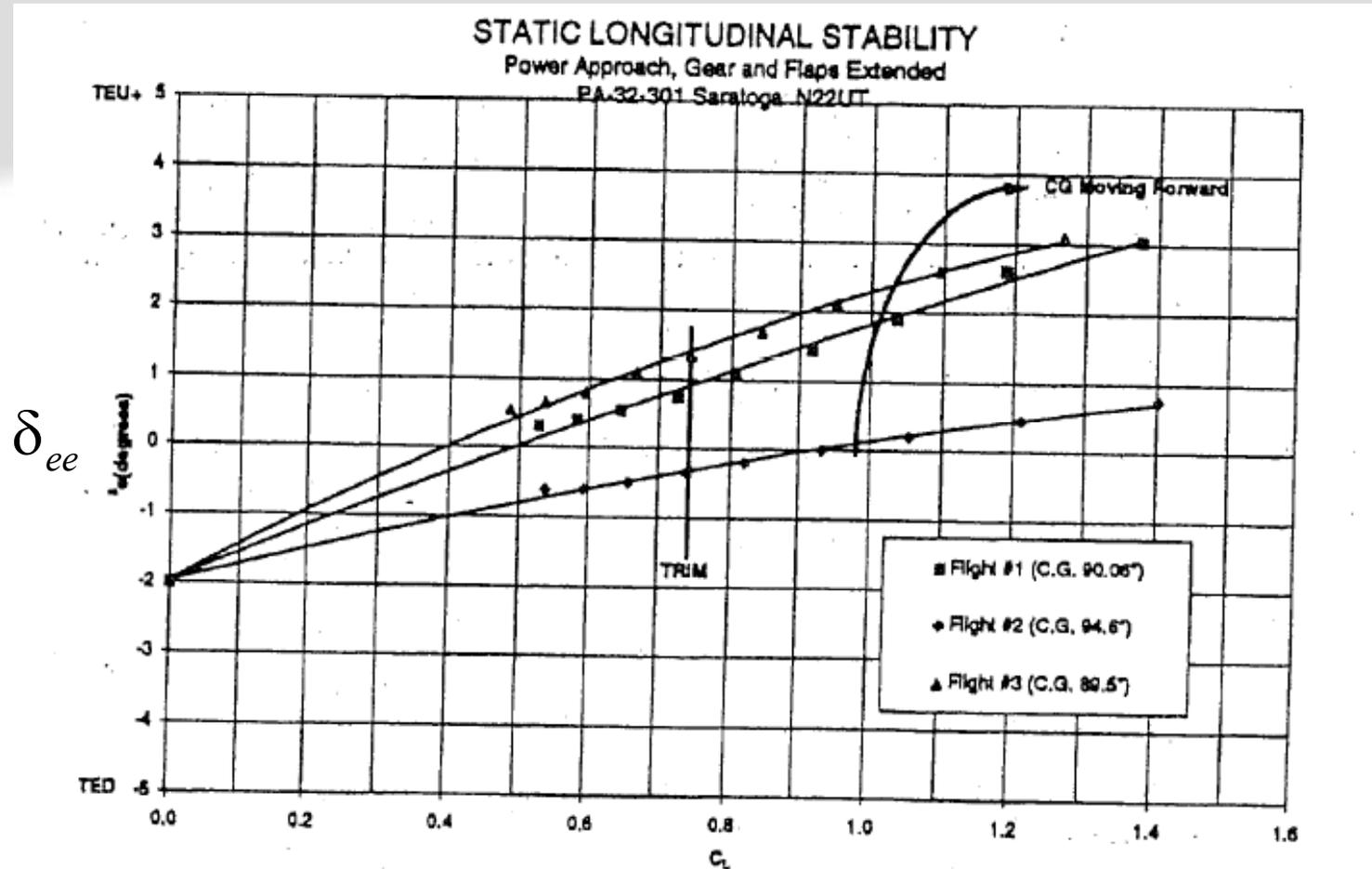


MISURA della stabilità a COM BLOCCATI da prove di volo (Elevator Position Stability)



Step 1. Plot data of elevator position (δ_e) vs calibrated airspeed (V_C) for each flight at different c.g. positions and fair a smooth curve through the data. Mark the trim airspeed on the plot.

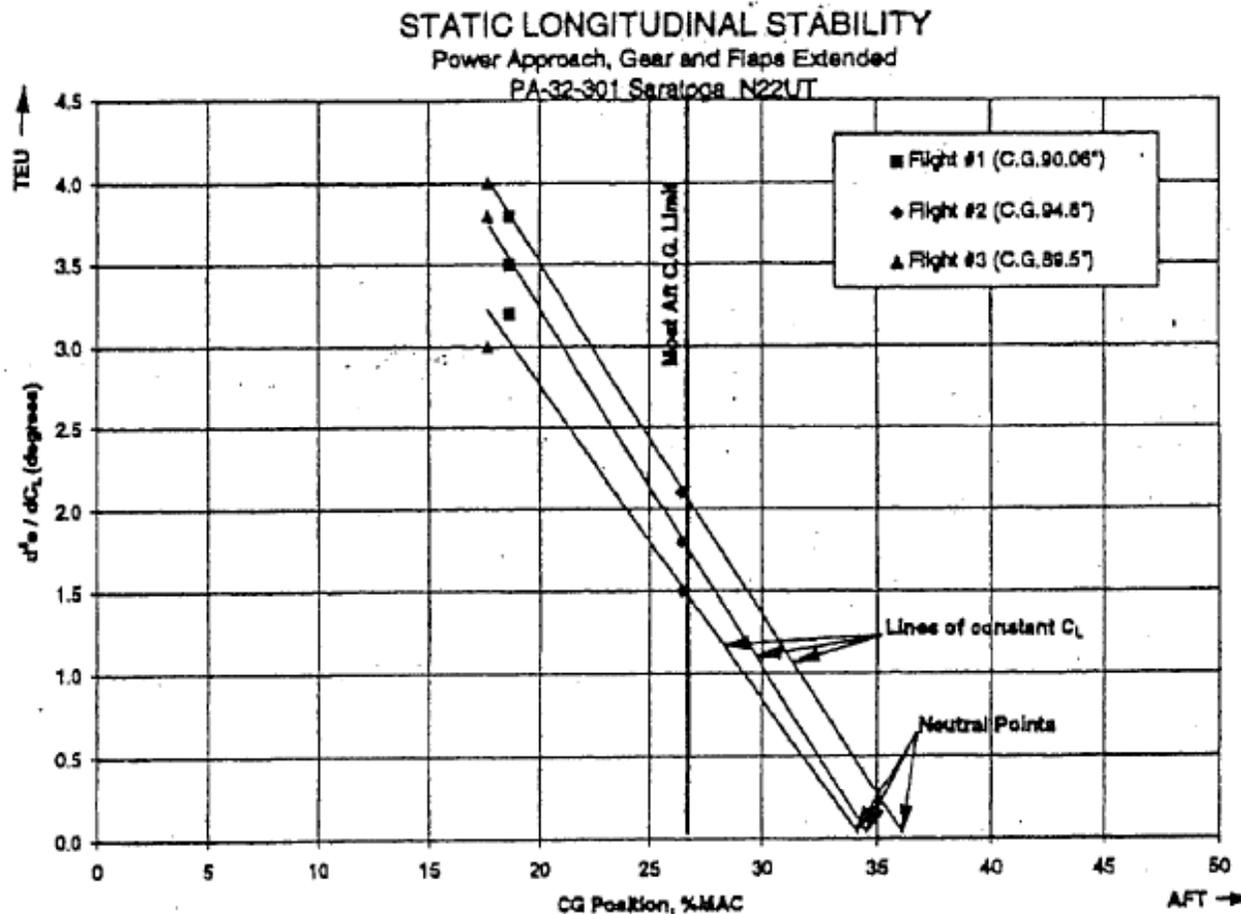
MISURA della stabilità a COM BLOCCATI da prove di volo (Elevator Position Stability)



Step 2. From the smooth curves of Step 1 plot elevator position δ_e vs lift coefficient C_L . Select airspeed at which the flight test data were obtained to calculate C_L but obtain the δ_e from the faired lines. Note that these curves all ray from the δ_e for $C_L = 0$.

MISURA della stabilità a COM BLOCCATI da prove di volo (Elevator Position Stability)

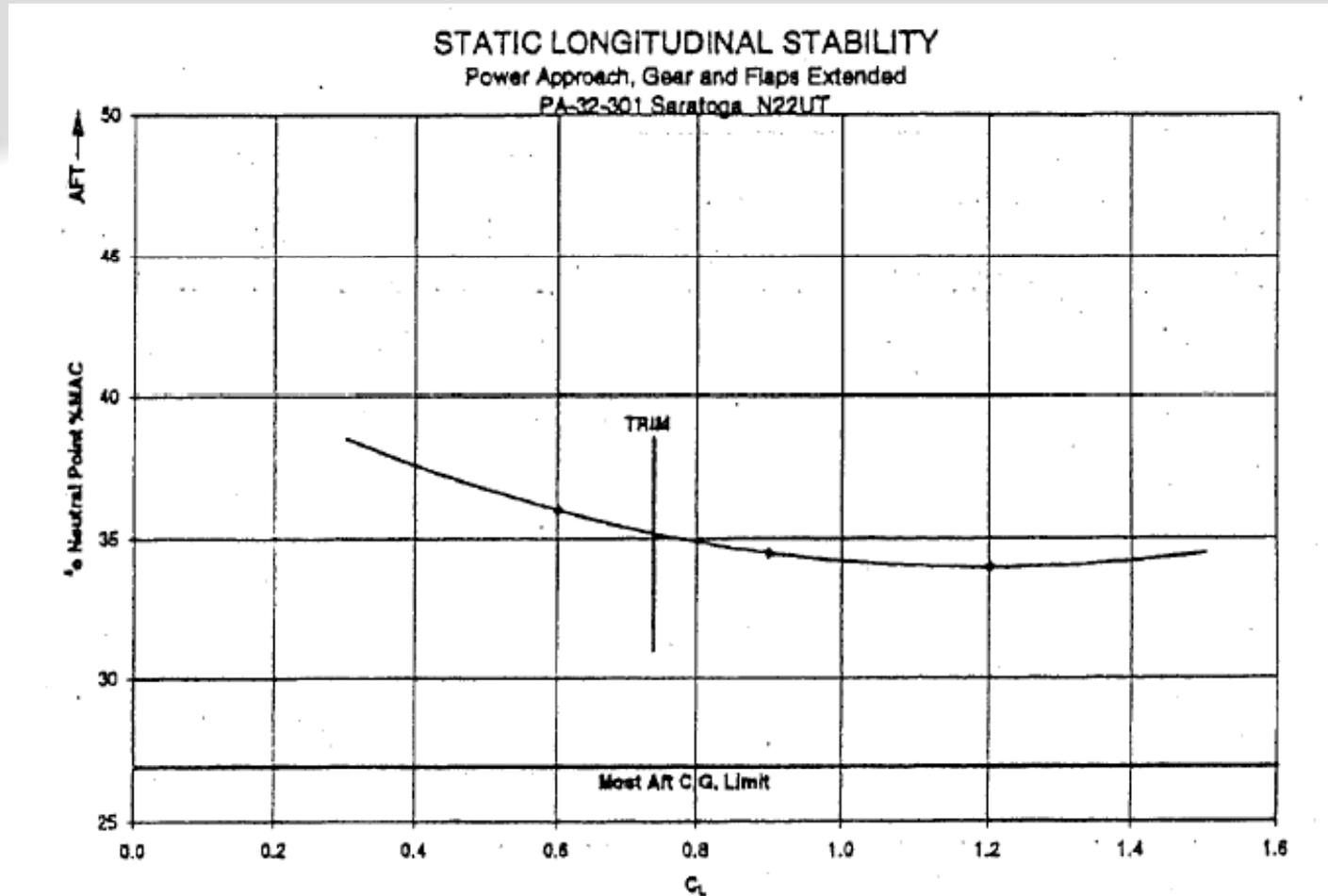
$$\frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}}$$



Step 3. Take slopes $d\delta_e/dC_L$ at even increments of C_L from each of the curves and plot c.g. position. Fair curves through the points for each respective C_L and extrapolate to zero. This is the c.g. position of the neutral point for that lift coefficient.

MISURA della stabilità a COM BLOCCATI da prove di volo (Elevator Position Stability)

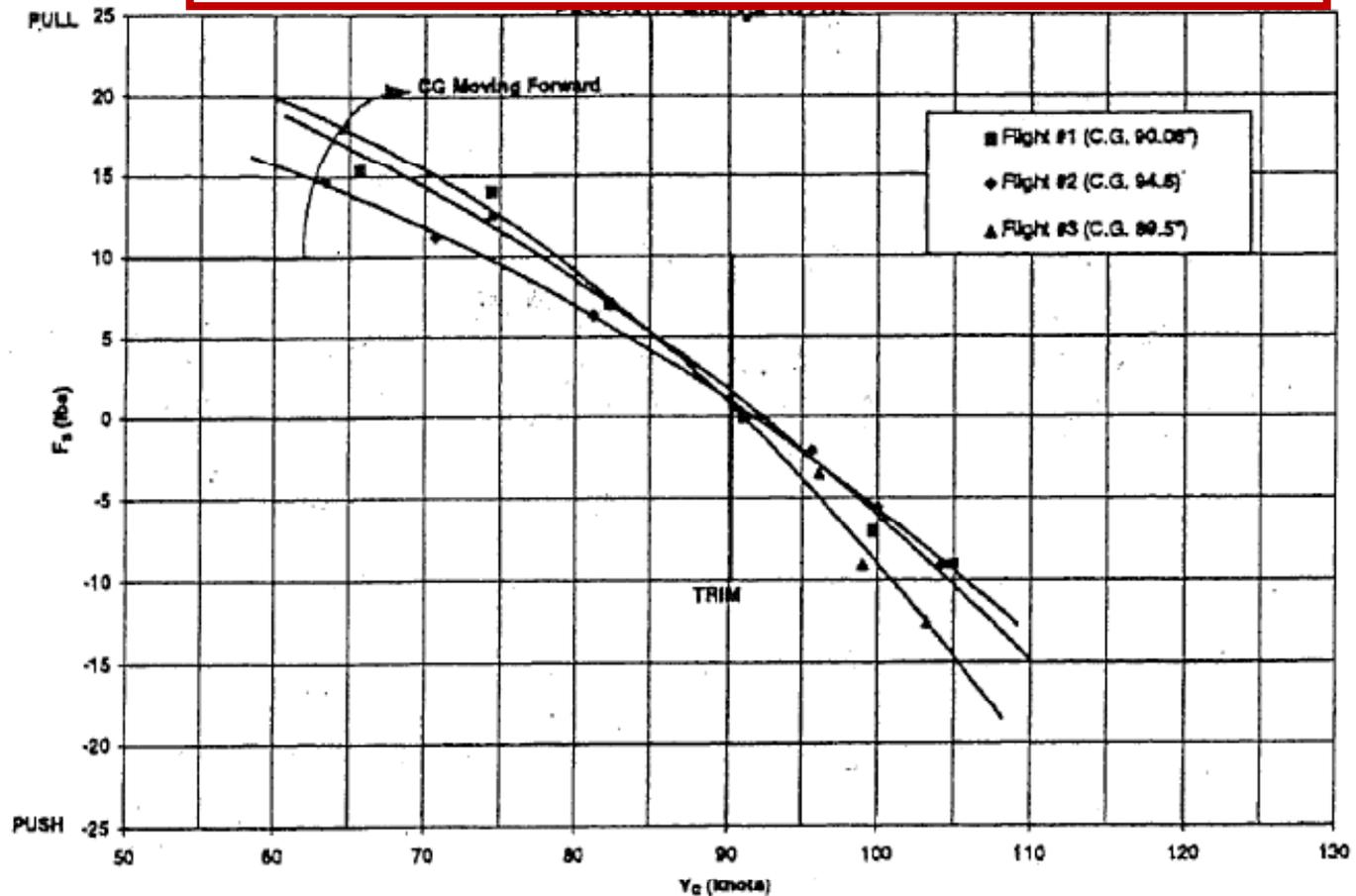
No



Step 4. Plot the locus of neutral points for each C_L vs C_L and compare with the desired most aft c.g. position. Mark trim C_L neutral point since this is most important neutral point.

MISURA della stabilità a COM LIBERI prove di volo (Stick Force Stability)

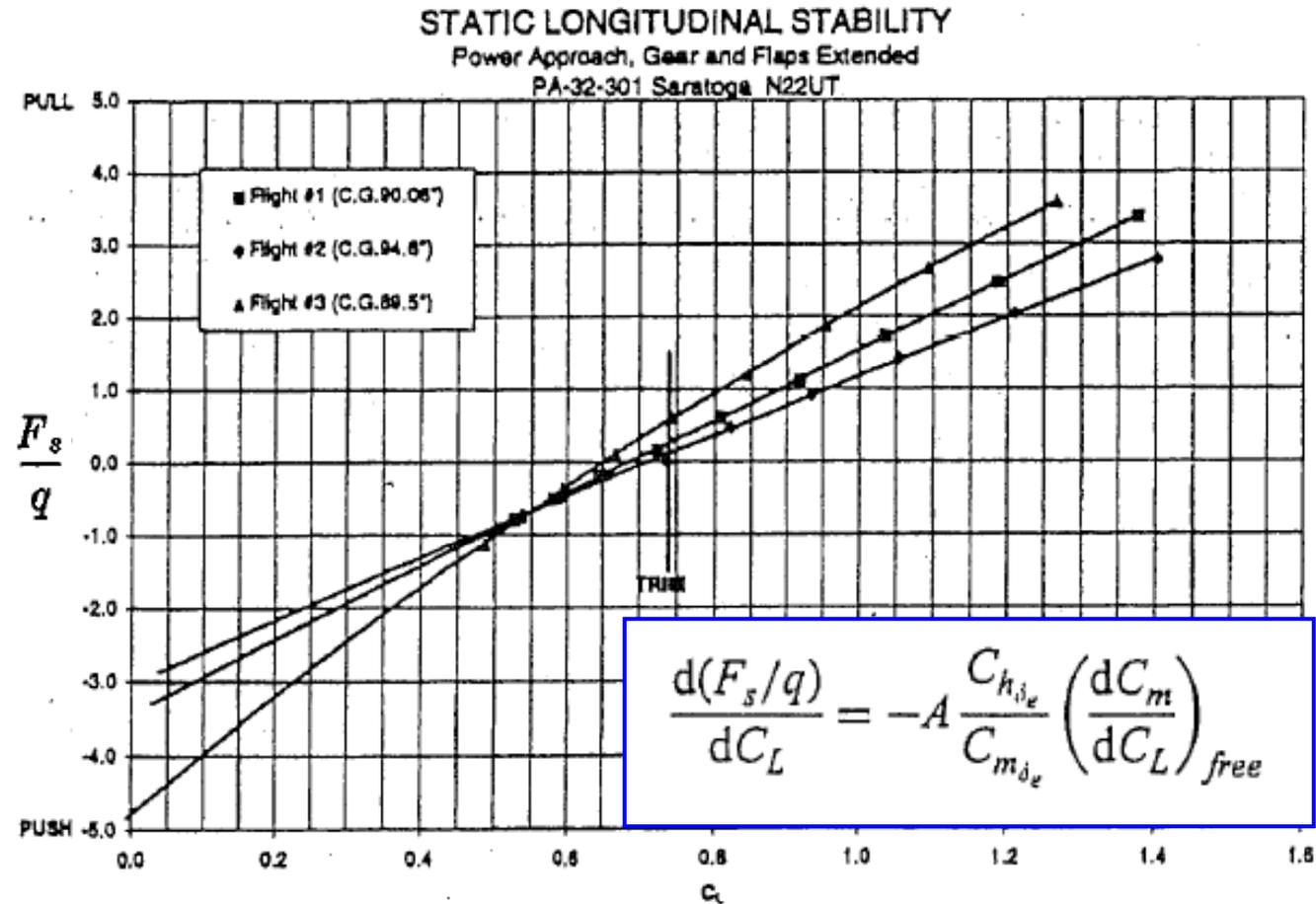
$$F_s = K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{Free} \left(\frac{V^2}{V_{Trim}^2} - 1 \right)$$



Step 1. Plot elevator control force F_s vs calibrated airspeed V_C for each c.g. position tested and fair a smooth curve through the data points. Mark the trim airspeed on the plot. For FAA testing this is all that is required by the regulations.



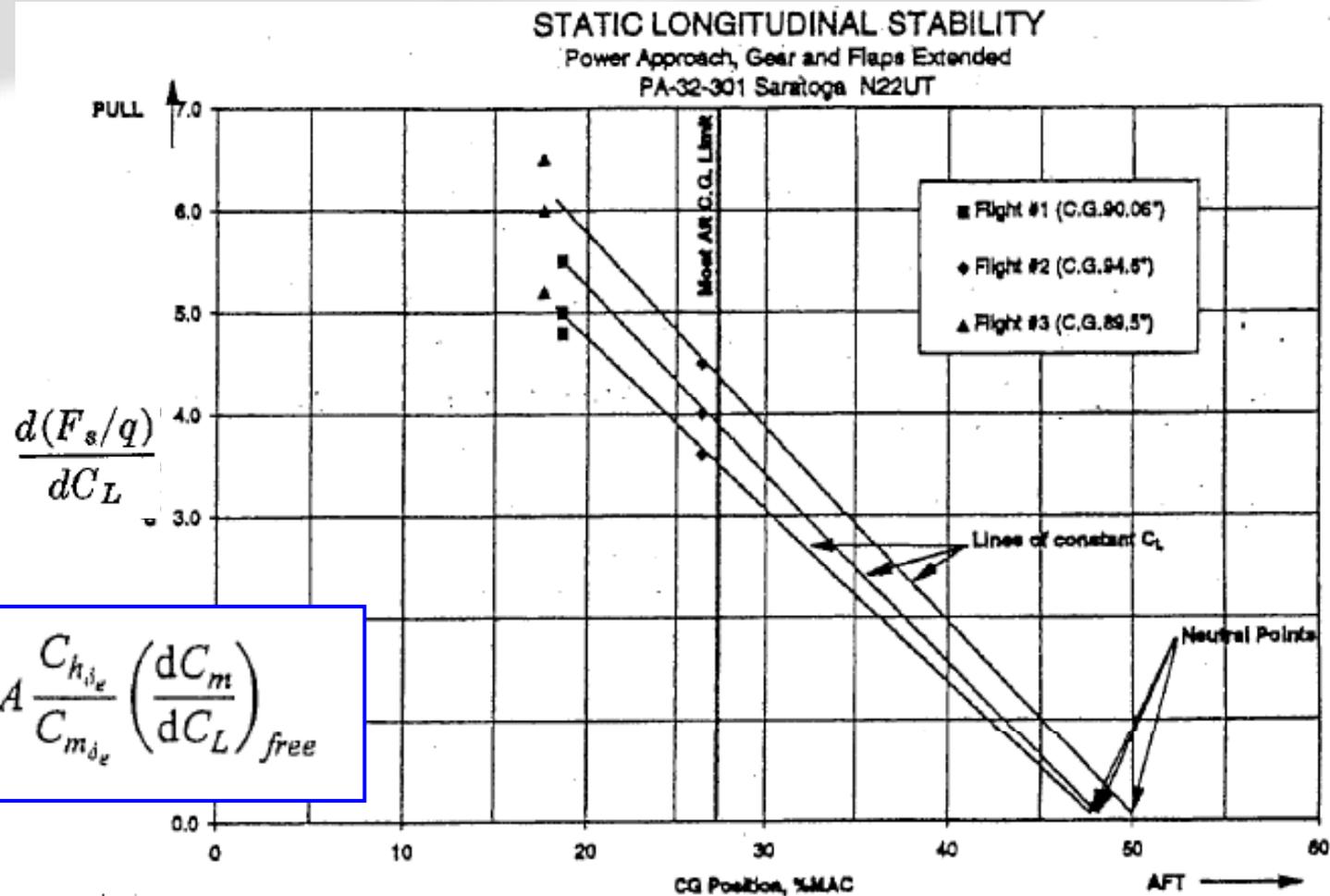
MISURA della stabilità a COM LIBERI prove di volo (Stick Force Stability)



Step 2. Using even increments of airspeed obtain the F_S from the previous plot using the faired lines and not the data points and plot F_S/q vs C_L for each c.g. position tested. These lines should cross at or near the trim C_L .



MISURA della stabilità a COM LIBERI prove di volo (Stick Force Stability)



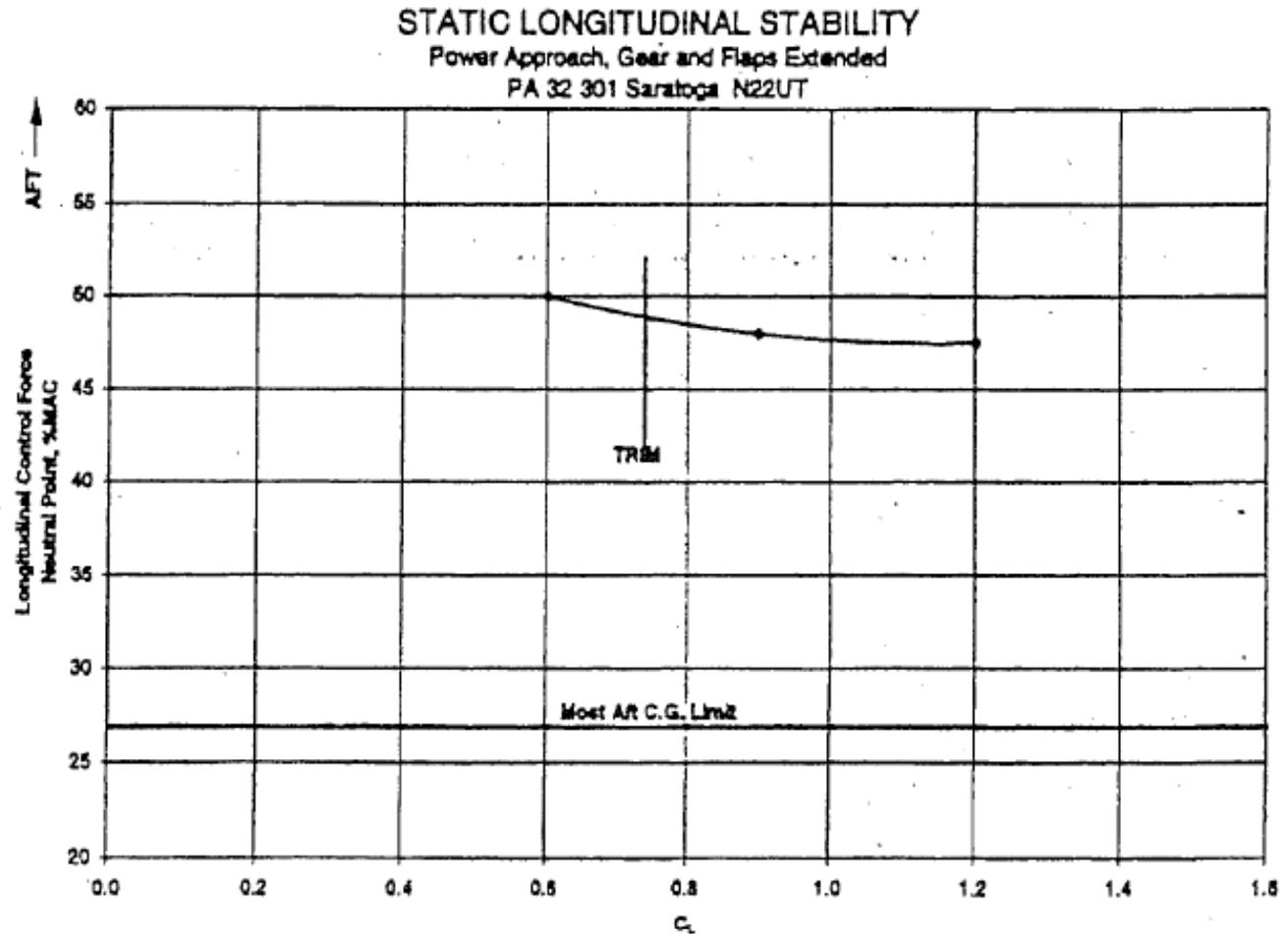
Step 3. At even increments of C_L take slopes $dF_s/q/dC_L$ for each c.g. position tested and plot these slopes vs c.g. as shown. Fair straight lines connecting the slopes for each C_L and extrapolate to a zero slope. This point is the control force neutral point for that C_L .



MISURA della stabilità a COM LIBERI prove di volo (Stick Force Stability)

Longitudinal
Control Force
Neutral Point

No'



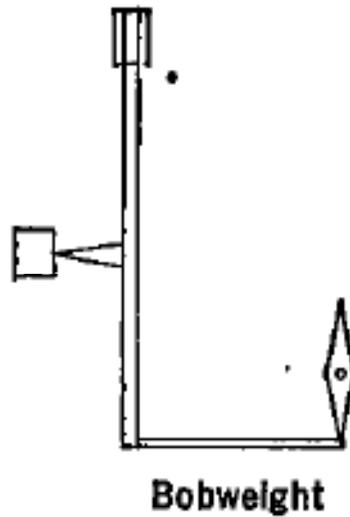
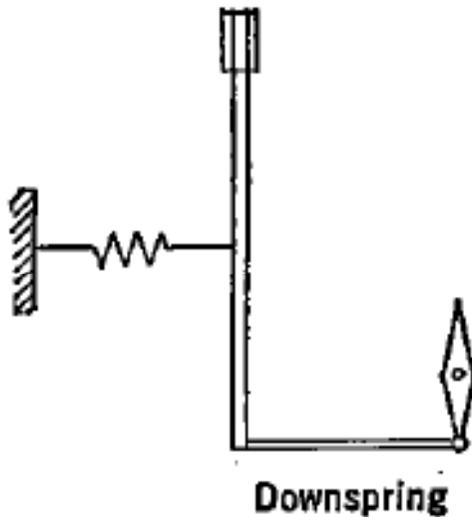
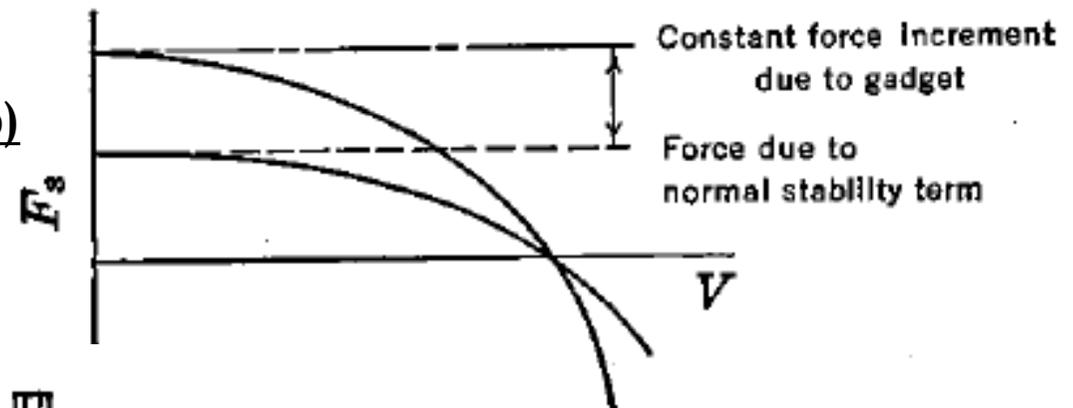
Step 4. Plot the locus of neutral points vs C_L and mark the trim C_L . This is the most important control force neutral point since the pilot spends most of his time flying at or near trim.



METODI per modificare gli sforzi barra.

$$F_s = K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{Free} \left(\frac{V^2}{V_{Trim}^2} - 1 \right)$$

Se risultano troppo bassi i gradienti
(Specialmente con CG max arretrato)



METODI per modificare gli sforzi barra.

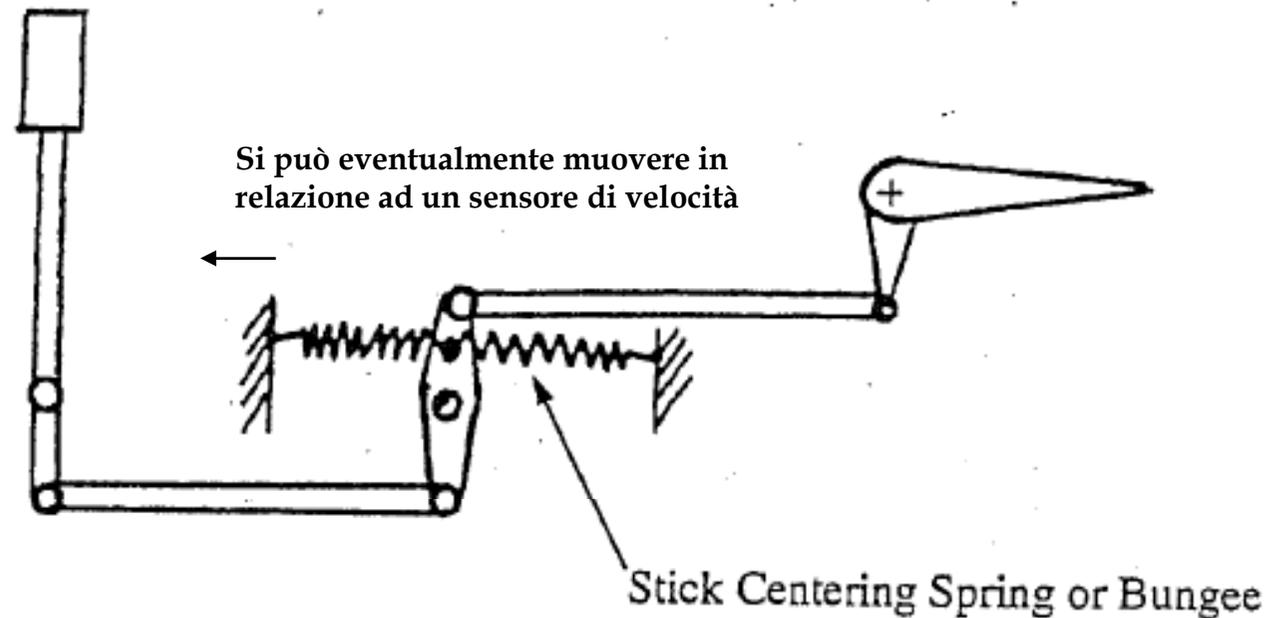


Fig. 27.1 Stick centering spring.³

La forza aggiunta dalla molla dipende
Dalla deflessione de.
Ne risulta una dipendenza dalla velocità
(effetto alto alle basse V) e anche dal CG.
POCO USATO nei com reversibili



METODI per modificare gli sforzi barra.

Agisce sulla stabilità in MANOVRA (vedi dopo)

- Aggiunge PESO !
- Problemi in rapide manovre (turbolenza) => Stick pumping o forze opposte a quelle desiderate

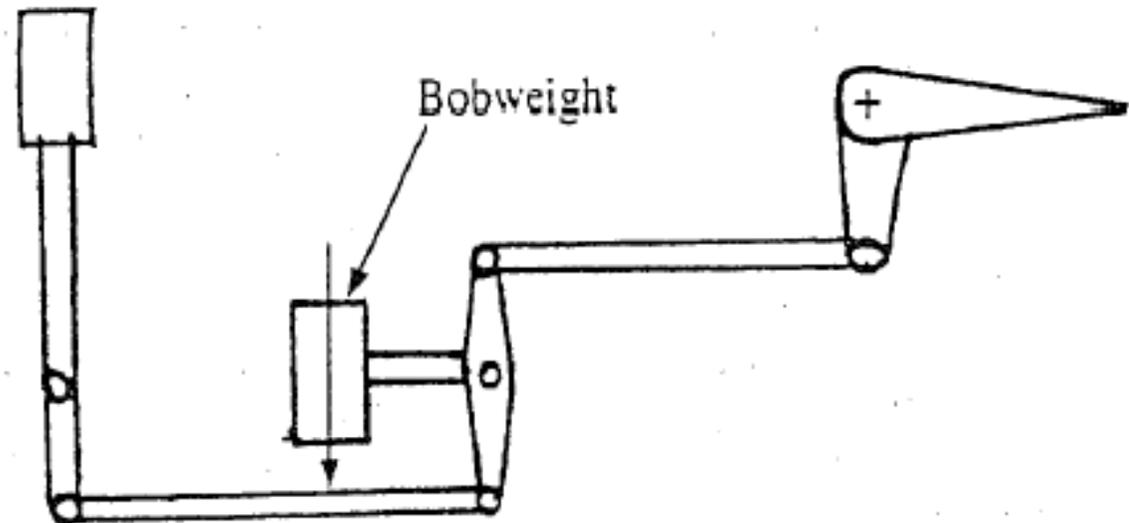


Fig. 27.3 Elevator bobweight.³



METODI per modificare gli sforzi barra.

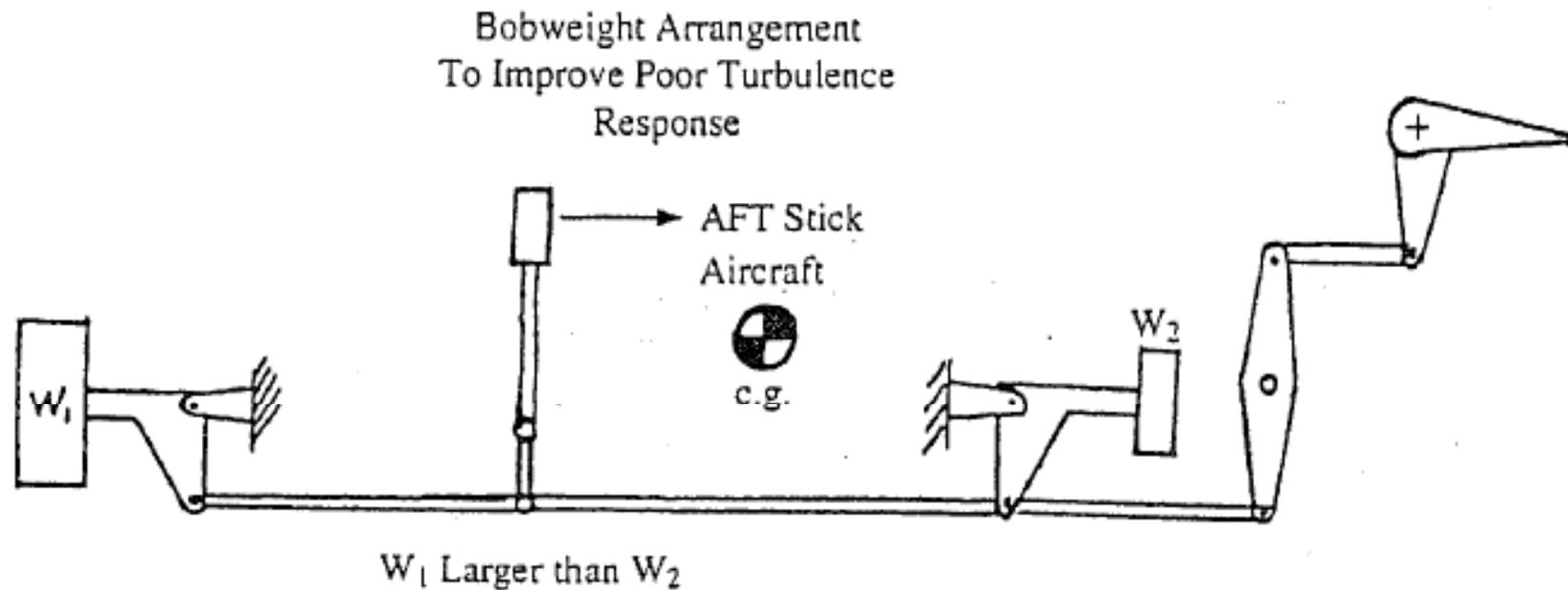


Fig. 27.4 Bobweight arrangement to improve turbulence response.³



METODI per modificare gli sforzi barra.

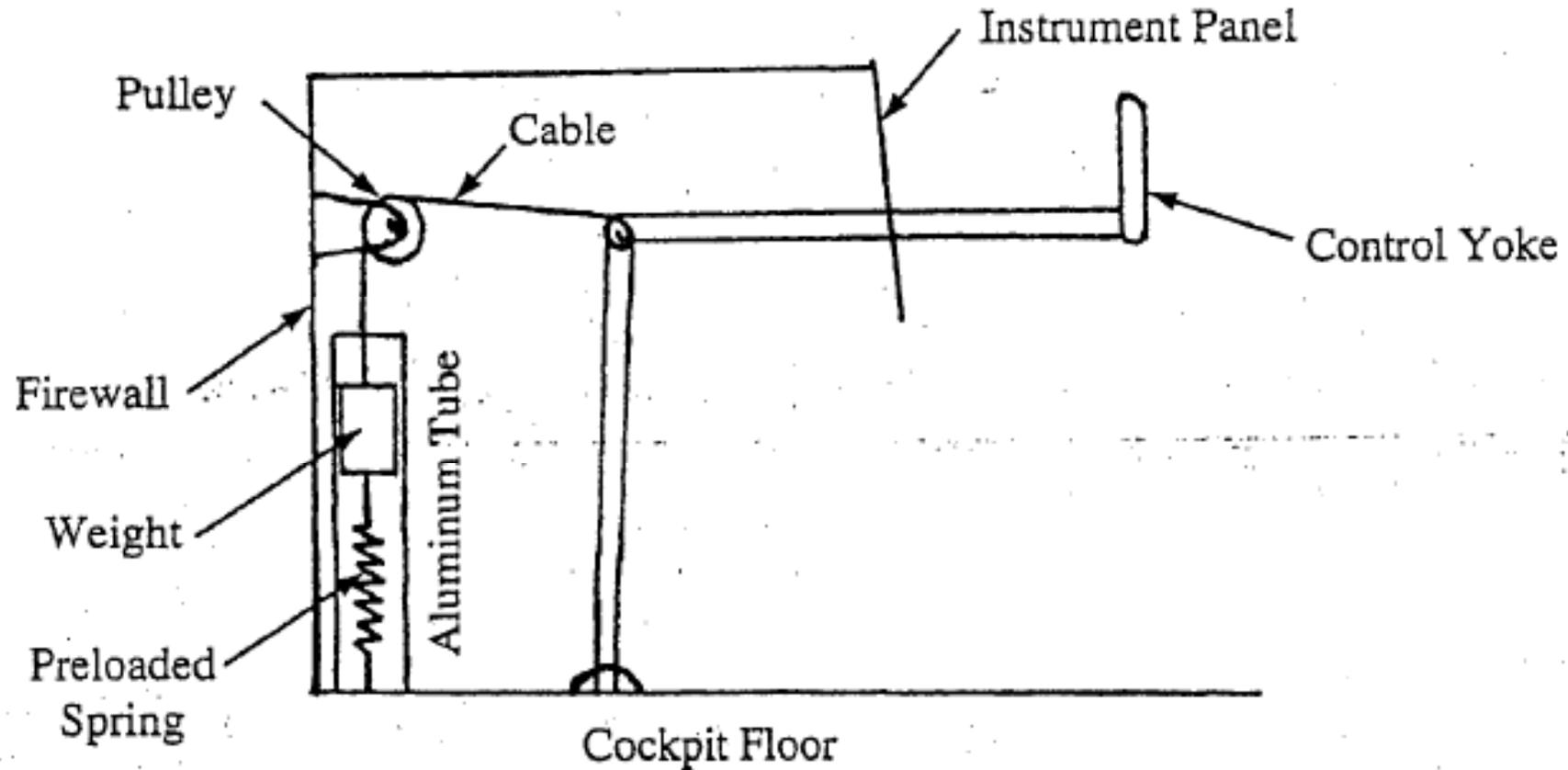
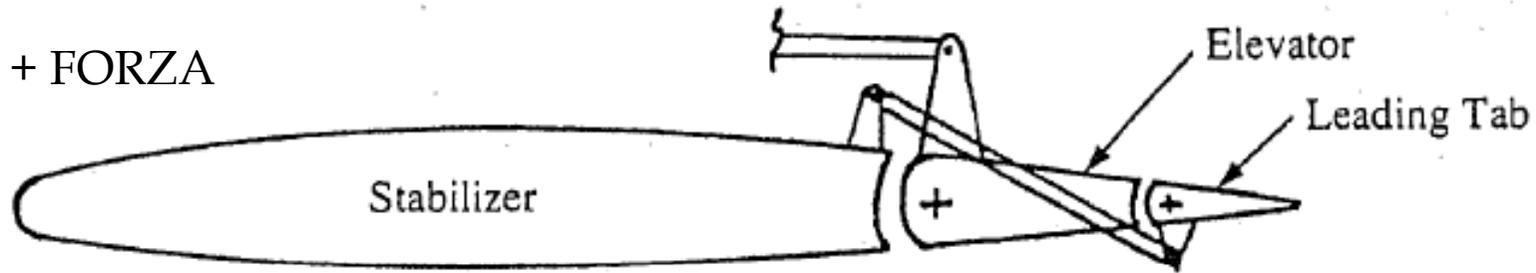


Fig. 27.5 Down-spring/bobweight combination.



METODI per modificare gli sforzi barra. TAB

+ FORZA



Riduce spesso la tendenza dell'equilibratore di flottare

Anti-TAB

- FORZA

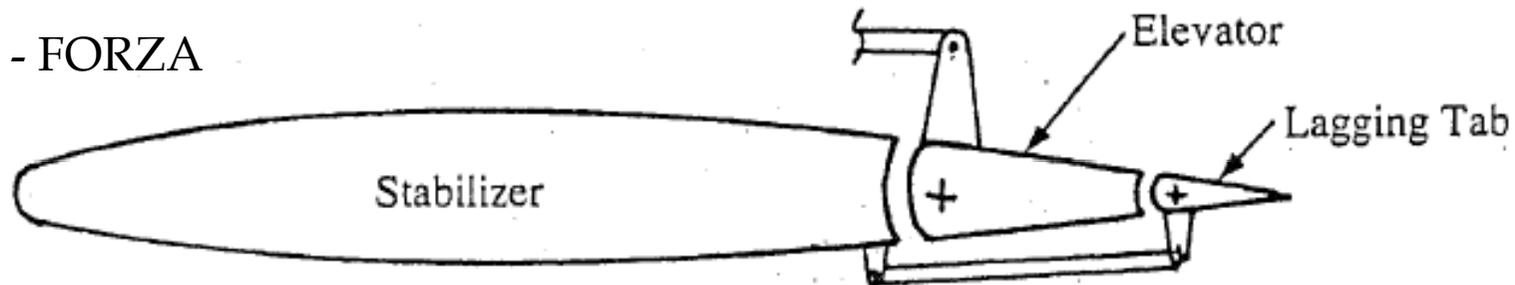


Fig. 27.6 Leading and lagging balance tabs.³

Servo-TAB



METODI per modificare gli sforzi barra. TAB

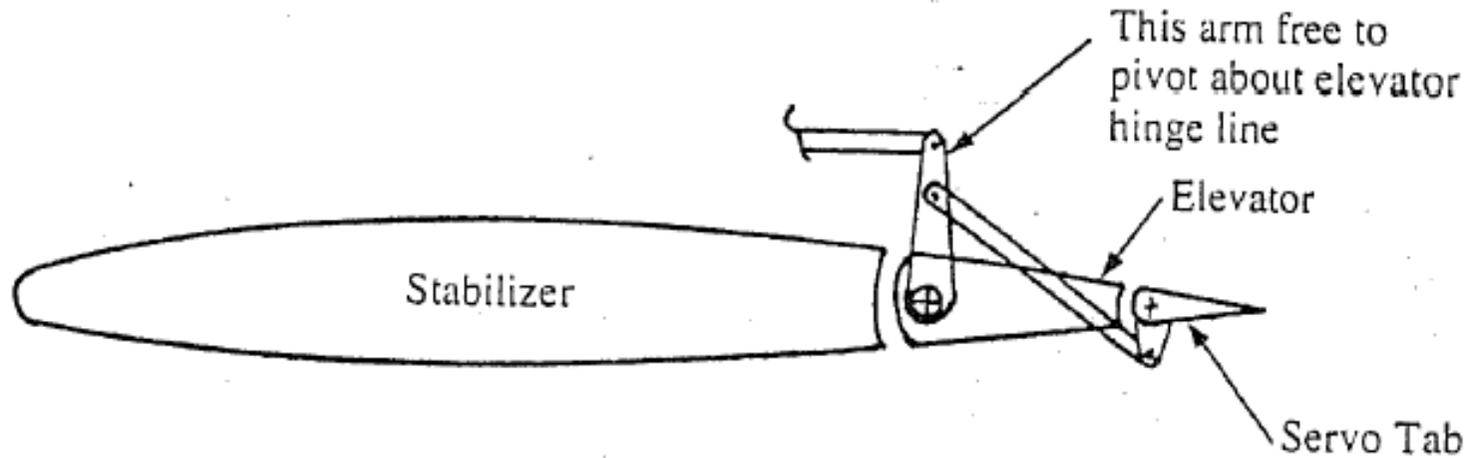


Fig. 27.9 The servo tab.³

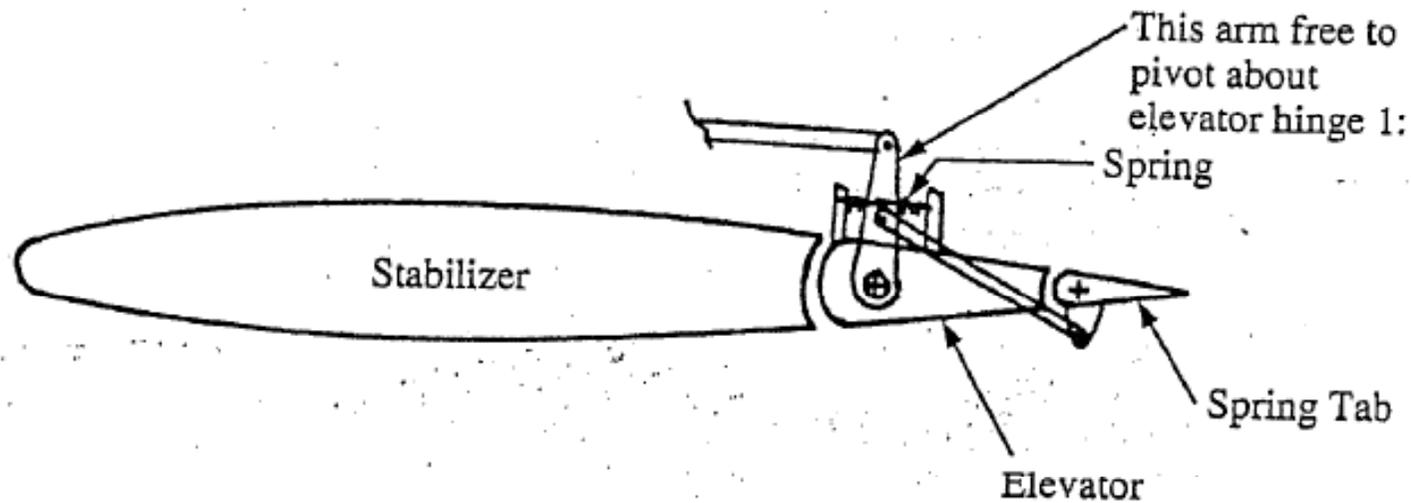


Fig. 27.10 The spring tab.³

METODI per modificare gli sforzi barra. Bilanciamento Aerodinamico

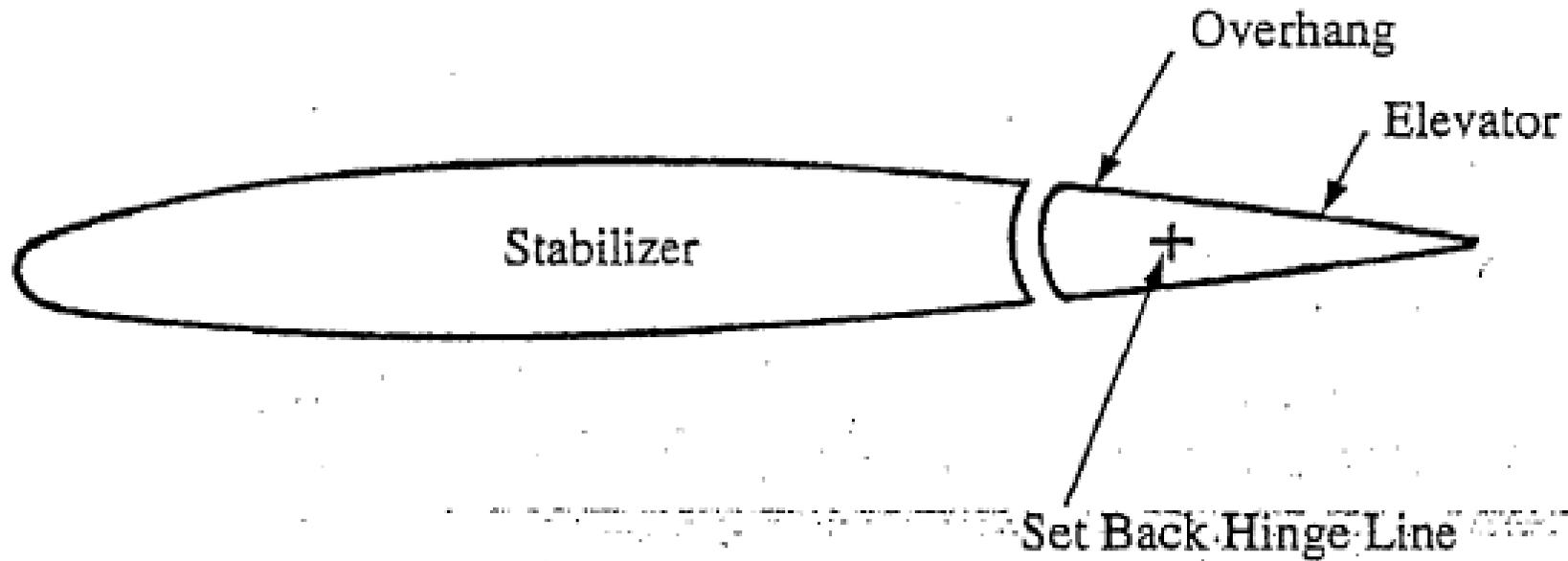


Fig. 27.12 Overhang or set-back hinge line balance.³



METODI per modificare gli sforzi barra. Bilanciamento Aerodinamico

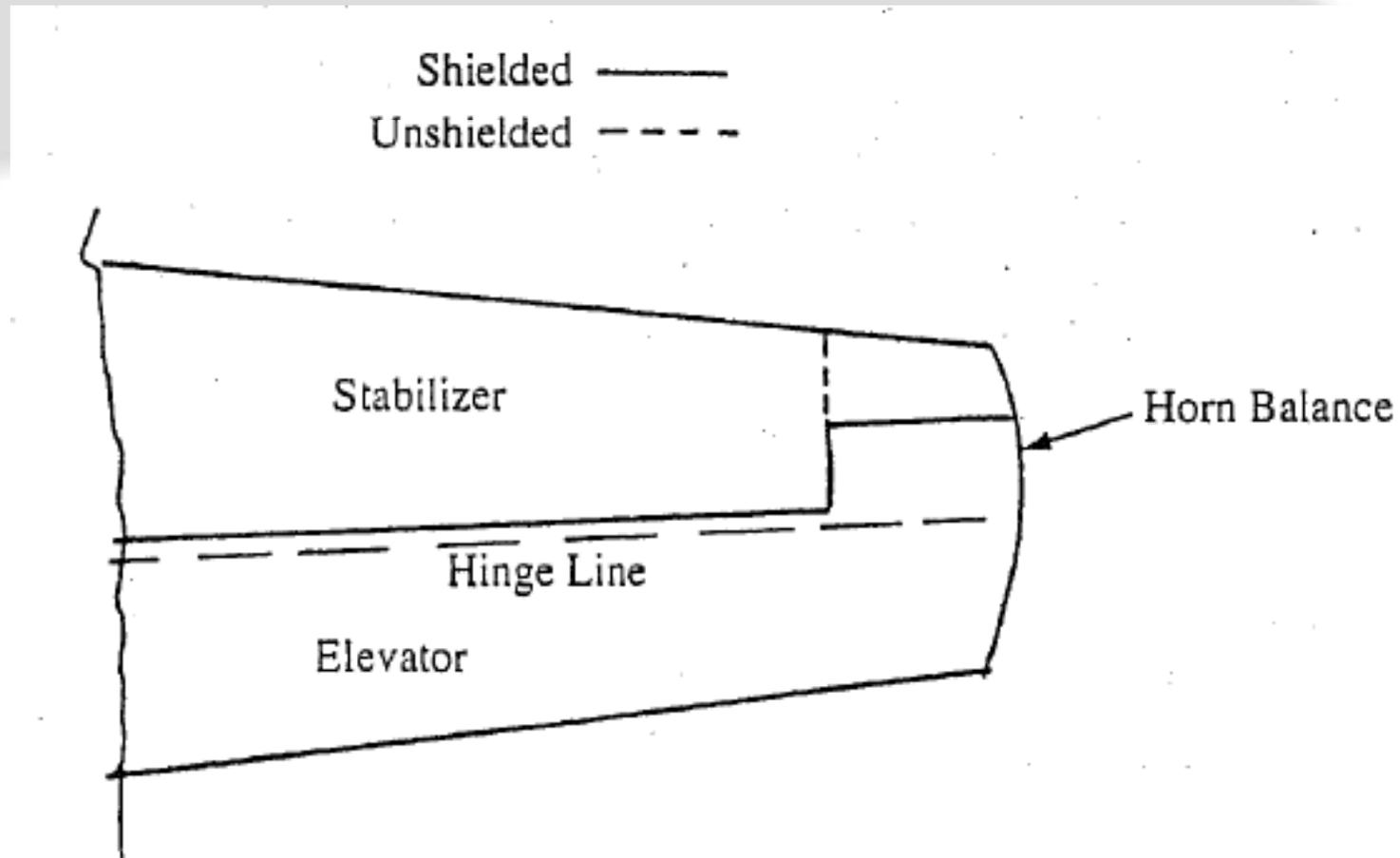


Fig. 27.13 Shielded and unshielded horn balance.³



METODI per modificare gli sforzi barra. Bilanciamento Aerodinamico

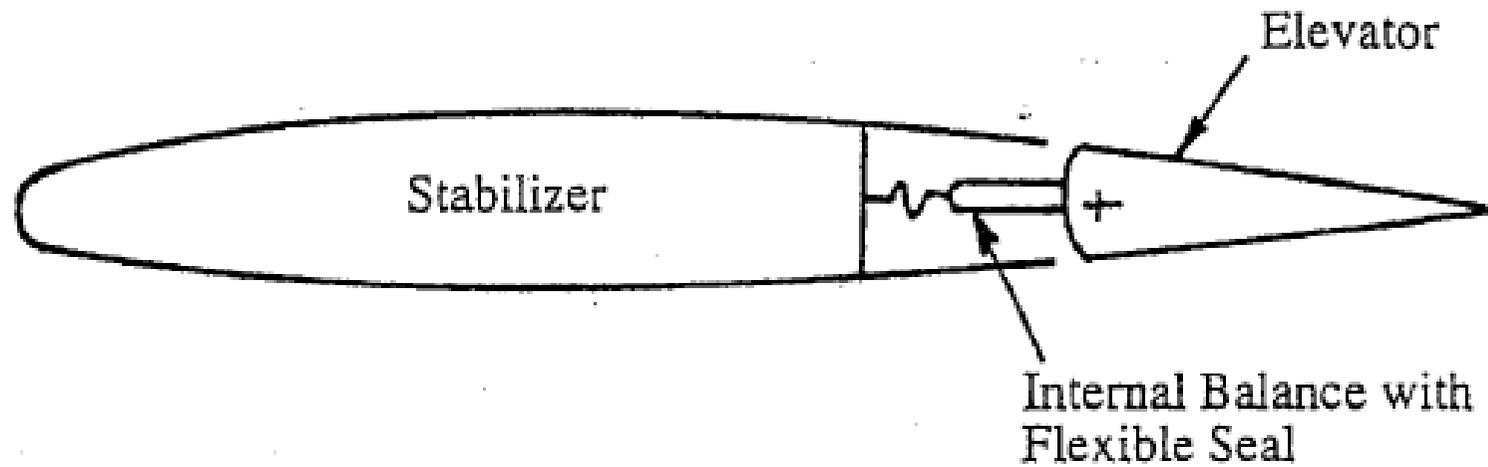


Fig. 27.15 Internal balance with a flexible seal.³



METODI per modificare gli sforzi barra. Bilanciamento Aerodinamico

+ Sforzi

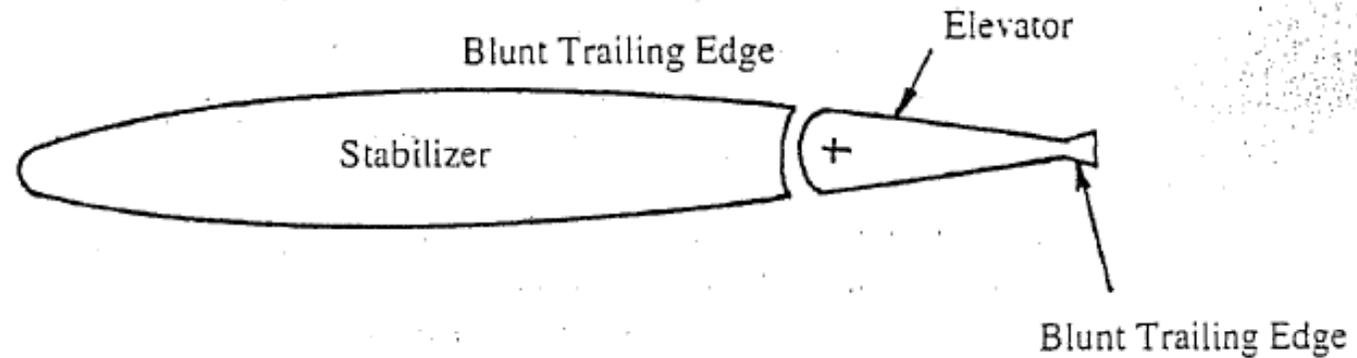


Fig. 27.16 Blunt elevator trailing edge.

- Sforzi

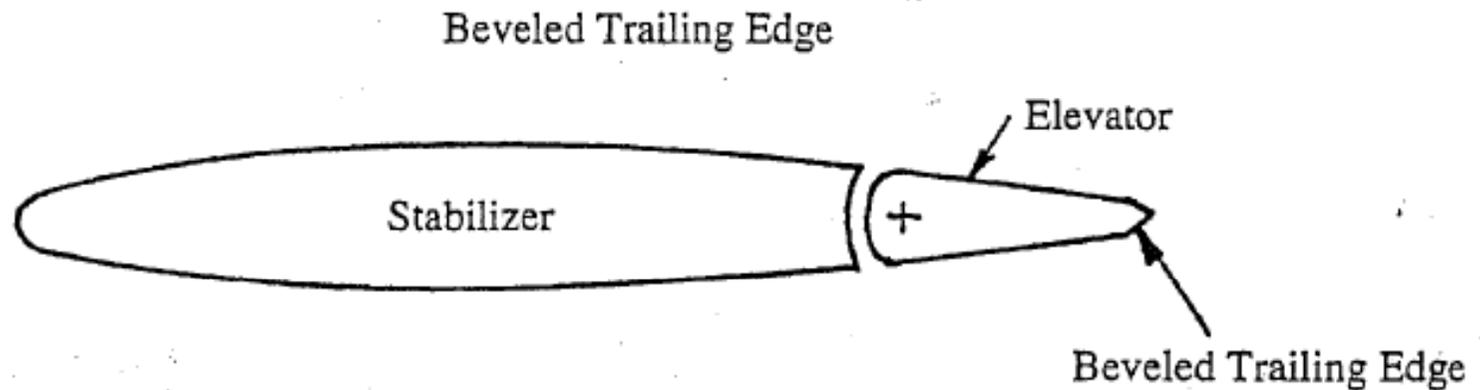


Fig. 27.17 Beveled elevator trailing edge.³



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

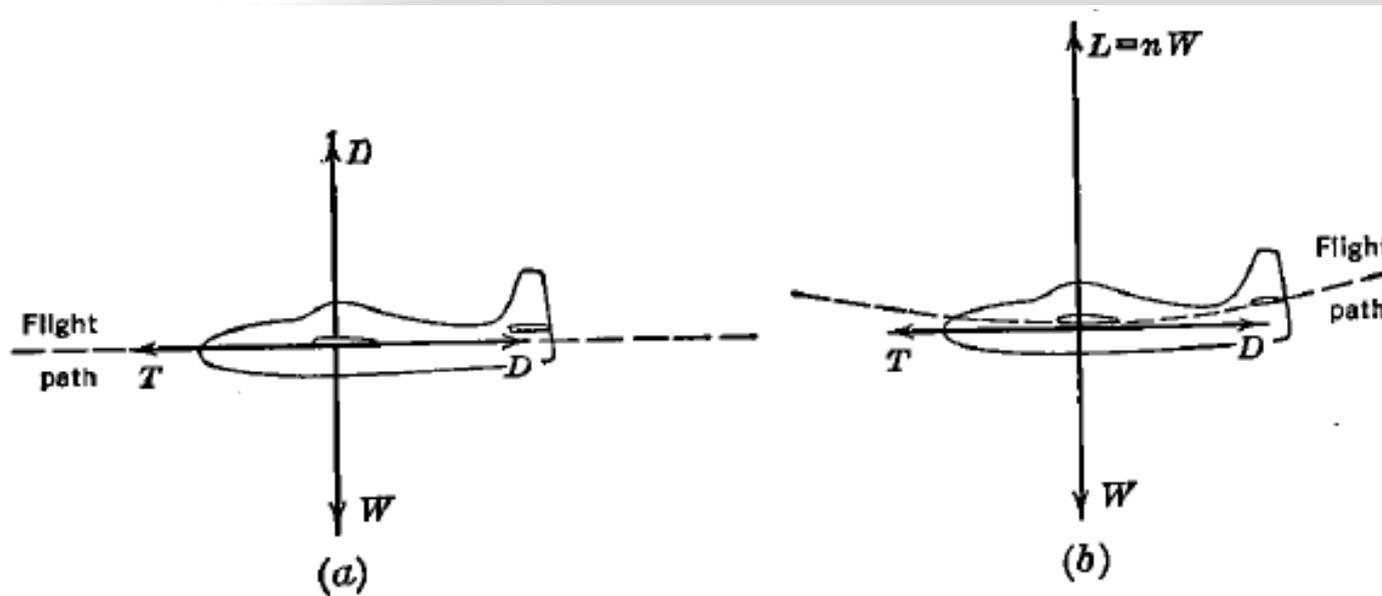


FIGURE 7-1. Forces of unaccelerated and accelerated flight (pull-up).

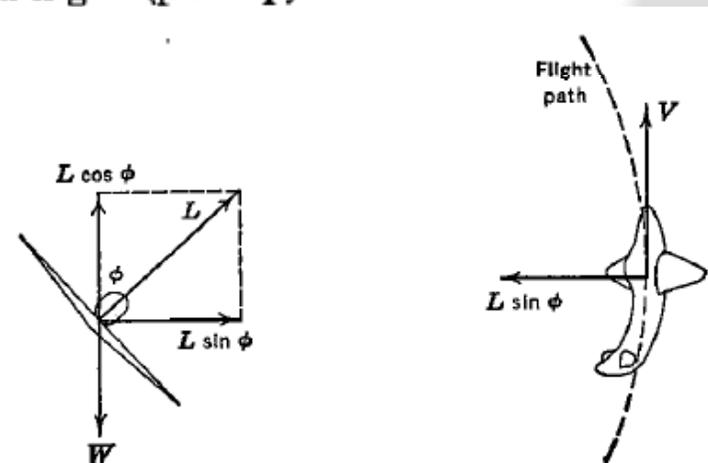


FIGURE 7-2. Accelerated flight (turns).



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

MANOVRA PULL-UP da volo livellato

$$\Delta L = (nW - W) = W(n - 1)$$

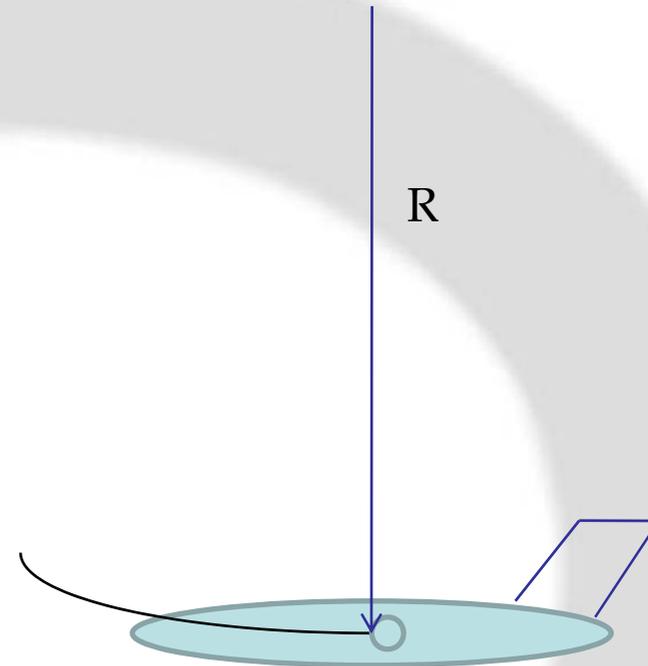
$$W(n - 1) = \frac{W}{g} a$$

$$(n - 1)g = a$$

$$\frac{V^2}{R} = g(n - 1)$$

$$q = \frac{g(n - 1)}{V}$$

VEL ANGOLARE di PITCH



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

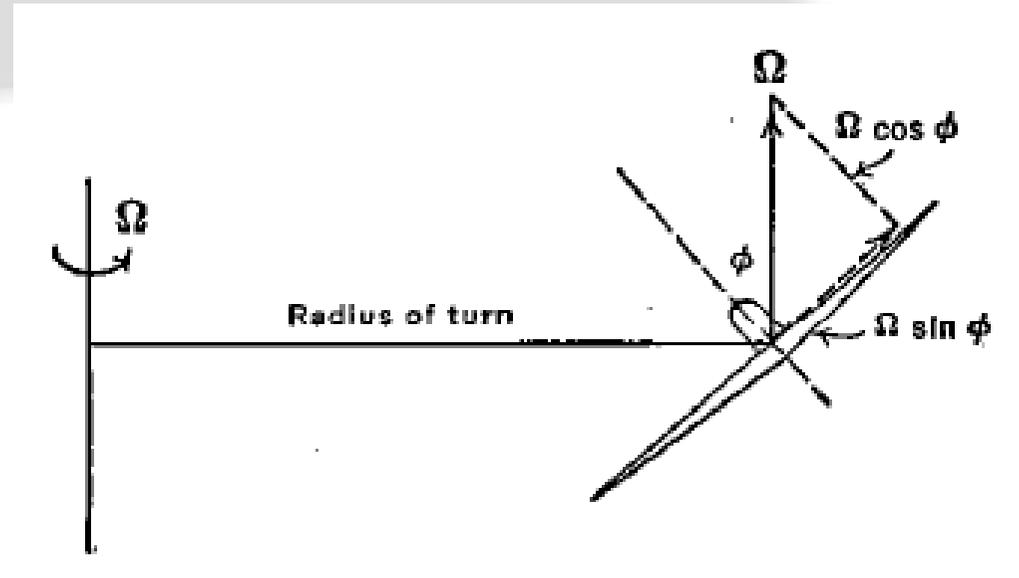
MANOVRA VIRATA

$$q = \frac{V}{R} \sin \phi$$

$$R = \frac{V^2}{g \tan \phi}$$

$$n = \frac{1}{\cos \phi}$$

$$q = \frac{g}{V} \left(n - \frac{1}{n} \right)$$



VEL ANGOLARE di PITCH
In VIRATA stabilizzata
(Steady Level Turn)



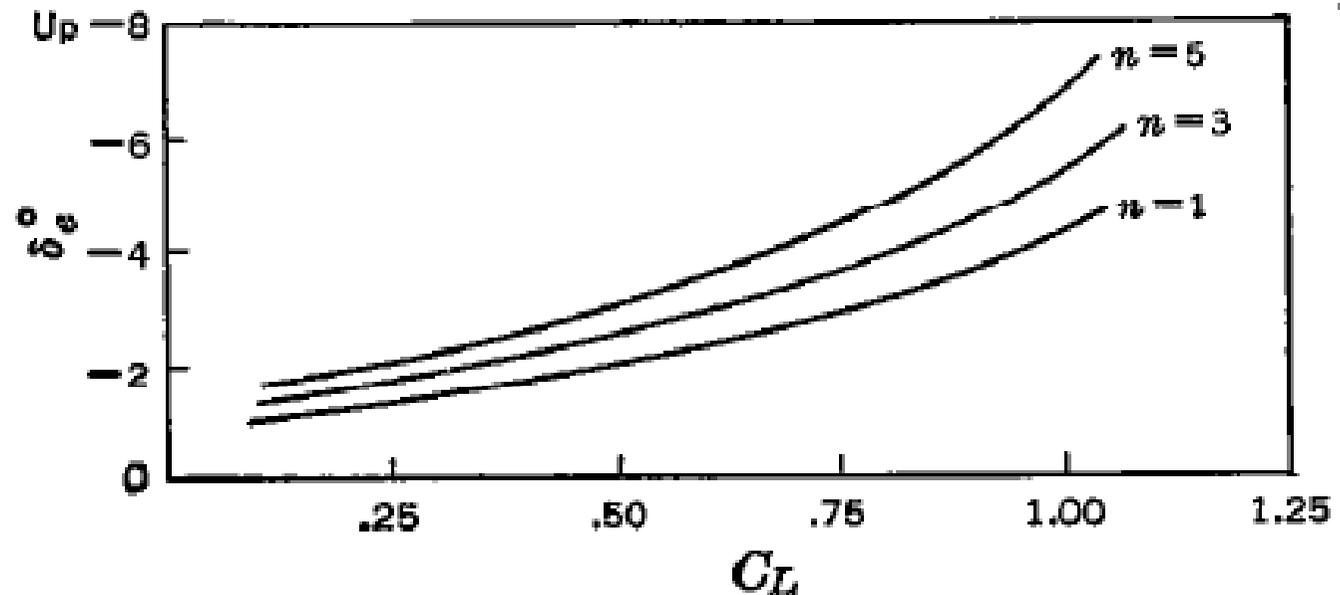
EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra

$$C_L = \frac{2n(W/S)}{\rho V^2}$$

$$\delta_e = \delta_{e0} - \frac{C_L}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}}$$

Perché in manovra l'angolo di equilibratore aumenta ?
(vedi sotto misure sperimentali)



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

$$\Delta\alpha_s = \frac{ql_t}{V} \text{ radians}$$

$$\Delta\alpha_t = \tau\delta_e$$

Angolo richiesto all'equilibratore
Per annullare l'effetto di smorzamento

$$\delta_e^\circ = - \frac{57.3ql_t}{\tau V}$$

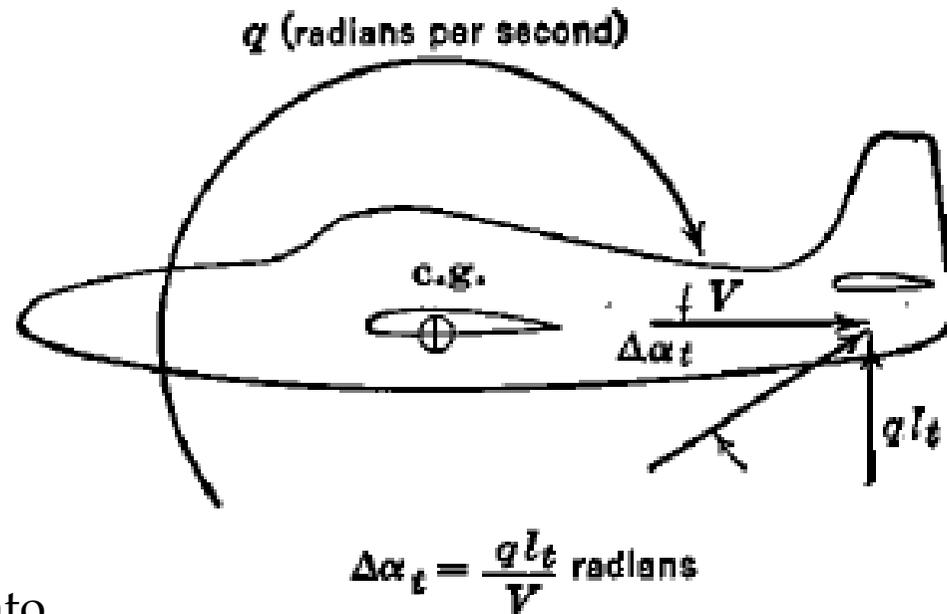


FIGURE 7-5. Increment in tail angle of attack due to pitching velocity.



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

$$\delta_e^{\circ} = - \frac{57.3ql_t}{\tau V}$$

$$q = \frac{g(n-1)}{V}$$

Manovra Pull-UP

$$\delta_e^{\circ} = - \frac{gl_t}{\tau V^2} (n-1) 57.3$$

De per effetto smorzante coda

$$\delta_e = \frac{-63gl_t}{\tau V^2} (n-1)$$

Amplificato per 1.1 per tener conto degli effetti aggiuntivi smorzanti dell'intero velivolo

$$\delta_e = \delta_{e0} - \frac{C_L}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} - \frac{63gl_t}{\tau V^2} (n-1)$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

$$\delta_e = \delta_{e0} - \frac{C_L}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} - \frac{63gl_t}{\tau V^2} (n - 1)$$

$$\delta_{e\text{Pull-up}} = \delta_{e0} - \frac{2n(W/S)}{\rho V^2 C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} - \frac{63gl_t}{\tau V^2} (n - 1)$$

$$\left(\frac{d\delta_e}{dn} \right)_{\text{Pull-up}} = - \frac{1}{V^2} \left[\frac{63gl_t}{\tau} + \frac{2(W/S)}{\rho C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Fix}} \right]$$

Si vede che si riduce al ridursi del margine stabilità a comandi bloccati.
Si può vedere però che il gradiente diventa =0 per un valore NON NULLO del MSS_cb.



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

$$\left(\frac{d\delta_e}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = -\frac{1}{V^2} \left[\frac{63gl_t}{\tau} + \frac{2(W/S)}{\rho C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Fix}} \right]$$

Si vede che si riduce al ridursi del margine stabilità a comandi bloccati.

Si può vedere però che il gradiente diventa =0 per un valore NON NULLO del MSS_{cb}.

Questa posizione del CG (che annulla la parentesi quadra) si definisce PUNTO NEUTRO a Com BLOCCATI in MANOVRA, Nm.

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Fix}} = \frac{-63gl_t \rho C_{m\delta}}{2\tau(W/S)}$$

$$N_m = N_0 - \frac{63\rho C_{m\delta} gl_t}{2\tau(W/S)}$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

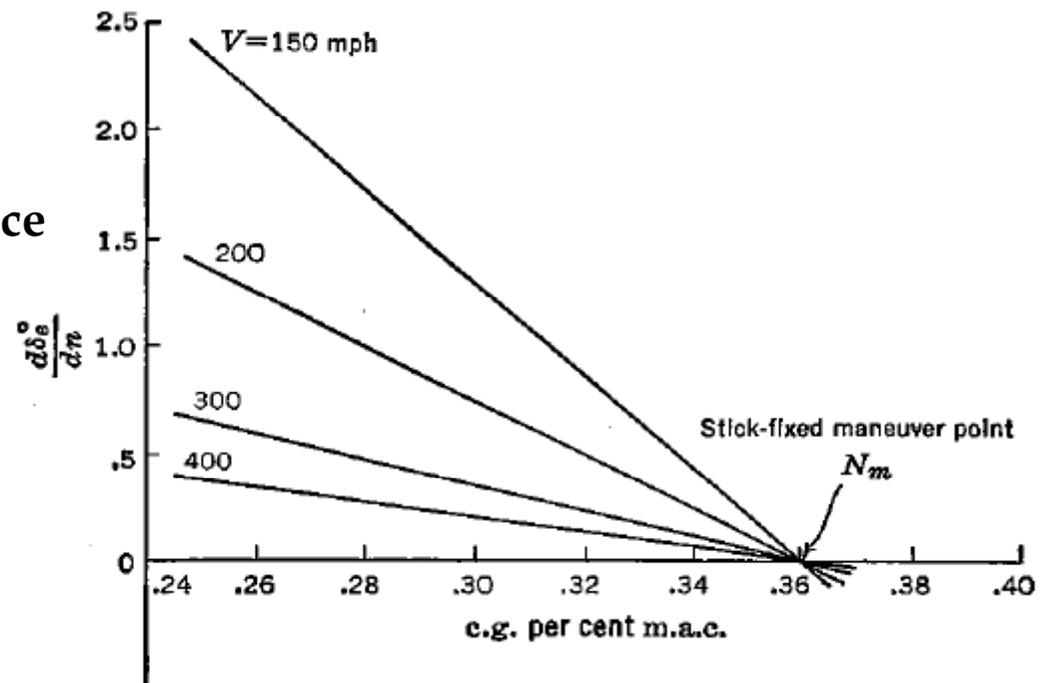
$$\left(\frac{d\delta_e}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = -\frac{1}{V^2} \left[\frac{63gl_t}{\tau} + \frac{2(W/S)}{\rho C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Fix}} \right]$$

$$N_m = N_0 - \frac{63\rho C_{m\delta} gl_t}{2\tau (W/S)}$$

Il termine di smorzamento introduce un aumento di stabilità.

Poiché $C_{m\delta} < 0$

$N_m > N_0$



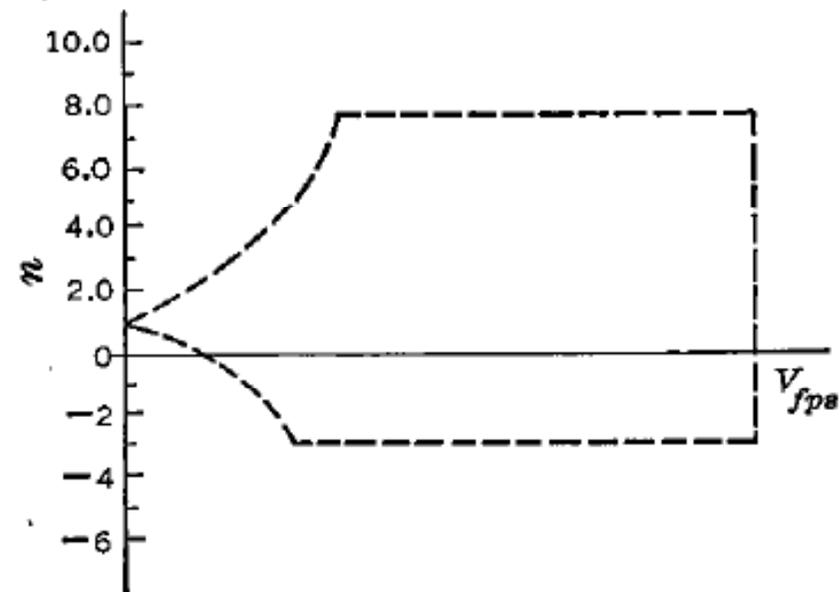
EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Equilibratore in manovra - EFFETTO DUMPING

$$\left(\frac{d\delta_e}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = -\frac{1}{V^2} \left[\frac{63gl_t}{\tau} + \frac{2(W/S)}{\rho C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Fix}} \right]$$

Con CG max avanzato i gradienti
Per il punto A o D possono diventare
Proibitivi.

Solitamente comunque è meno critico della condizione di atterraggio con full-flap e CG max avanzato vista prima per il volo livellato.



Per la posizione massima arretrata non costituisce problema in quanto N_o precede N_m .

Il termine di smorzamento introduce
Un aumento di stabilità.



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$F_s = -G S_e c_e \frac{1}{2} \rho V^2 \eta_t (C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha_s + C_{h\delta e} \delta_e + C_{h\delta t} \delta_t)$$

$$\alpha_s^\circ = \alpha_0^\circ + \frac{2n(W/S)}{\rho V^2 a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) - i_w + i_t + \frac{gl_t}{V^2} (n - 1) 57.3$$

$$\delta_e^\circ = \delta_{e0}^\circ - \frac{2n(W/S)}{\rho V^2 C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Fix}} - \frac{63gl_t}{\tau V^2} (n - 1)$$

$$F_s = -G \eta_t c_e S_e \frac{1}{2} \rho V^2 \left[(C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha_0 + C_{h\alpha} i_t - C_{h\alpha} i_w + C_{h\delta} \delta_{e0} + C_{h\delta t} \delta_t) - \frac{2n(W/S) C_{h\delta}}{\rho V^2 C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Free}} + \frac{57.3gl_t}{V^2} (n - 1) \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau}\right) \right] \quad (7-27)$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$F_s = -G\eta_t c_e S_e \frac{1}{2} \rho V^2 \left[(C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha_0 + C_{h\alpha} i_t - C_{h\alpha} i_w + C_{h\delta} \delta_{e0} + C_{h\delta t} \delta_t) - \frac{2n(W/S)C_{h\delta}}{\rho V^2 C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} + \frac{57.3gl_t}{V^2} (n-1) \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau} \right) \right] \quad (7-27)$$

$$F_s = \frac{-G\eta_t S_e c_e (W/S) C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{Free}} \left(\frac{V^2}{V_{\text{Trim}}^2} - n \right) - 57.3G\eta_t S_e c_e gl_t \frac{\rho}{2} (n-1) \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau} \right)$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$\left(\frac{dF_s}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = \frac{G\eta_t S_e c_e (W/S) C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Free}} - 57.3 G\eta_t S_e c_e g l_t \frac{\rho}{2} \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1 C_{h\delta}}{\tau}\right)$$

$$F_s = -KGn$$

$$\frac{dF_s}{dn} = -KG$$

Aggiunta
Bobweight

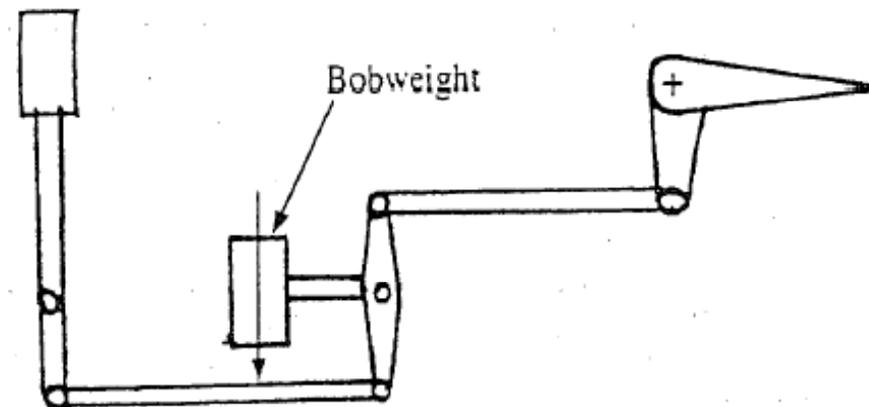


Fig. 27.3 Elevator bobweight.³



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$\left(\frac{dF_s}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = \frac{G\eta_t S_e c_e (W/S) C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Free}} - 57.3 G\eta_t S_e c_e g l_t \frac{\rho}{2} \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1 C_{h\delta}}{\tau}\right)$$

Si vede che si riduce al ridursi del margine stabilità a comandi liberi.

Si può vedere però che il gradiente diventa =0 per un valore NON NULLO del MSS_{cl} .

Questa posizione del CG si definisce PUNTO NEUTRO a Com Liberi in MANOVRA, $N'm$.

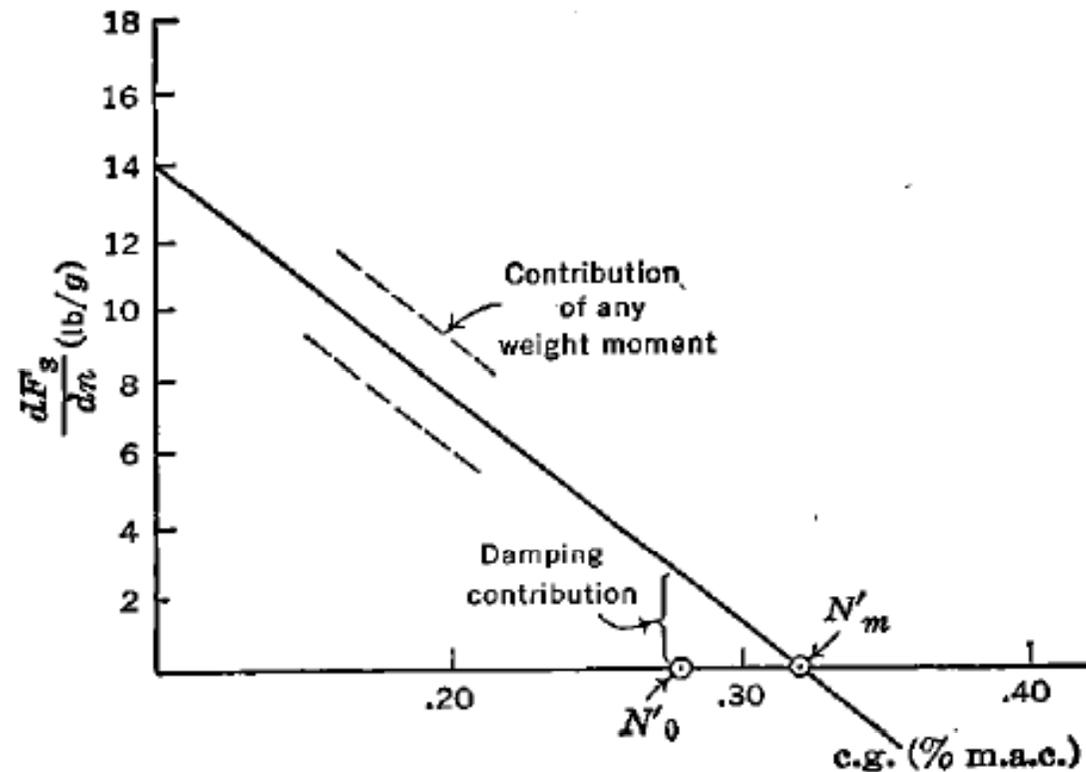
$$N_m' = N_0' + \frac{57.3 C_{m\delta}}{(W/S) C_{h\delta}} \left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1 C_{h\delta}}{\tau} \right) \right]$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$N_m' = N_0' + \frac{57.3C_{m\delta}}{(W/S)C_{h\delta}} \left[\frac{\rho}{2} gl_t \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau} \right) \right]$$



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$\left(\frac{dF_s}{dn}\right)_{\text{Pull-up}} = \frac{G\eta_t S_e c_e (W/S) C_{h\delta}}{C_{m\delta}} \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{\text{Free}} - 57.3 G\eta_t S_e c_e g l_t \frac{\rho}{2} \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1 C_{h\delta}}{\tau}\right)$$

$$\frac{d(F_s/n)}{d(\% \text{ c.g. shift})} = \frac{(W/S) G S_e c_e C_{h\delta}}{100 C_{m\delta}} \quad \text{Importante per determinare } \underline{C_{h\delta} \text{ da prove di volo}}$$

Da notare che il gradiente dipende dalla quota.

Alcuni piloti rilevavano un'apparente riduzione di stabilità (gli sforzi per g si riducono con l'aumentare della quota)



EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$N_m' = N_0' + \frac{57.3C_{m\delta}}{(W/S)C_{h\delta}} \left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau} \right) \right]$$

LIMITI al Gradiente:

VELIVOLI FIGHTER:

Min: 3 lb/g

Max: 8 lb/g

VELIVOLI CARGO:

Min: 3 lb/g

Max : 35 lb/g

Come si può vedere, se
Mi metto ad un cg tale che = Min
sto dietro ad N_0' .

Quindi a volte per soddisfare la
stabilità a com liberi devo confrontarmi con gradienti alti.

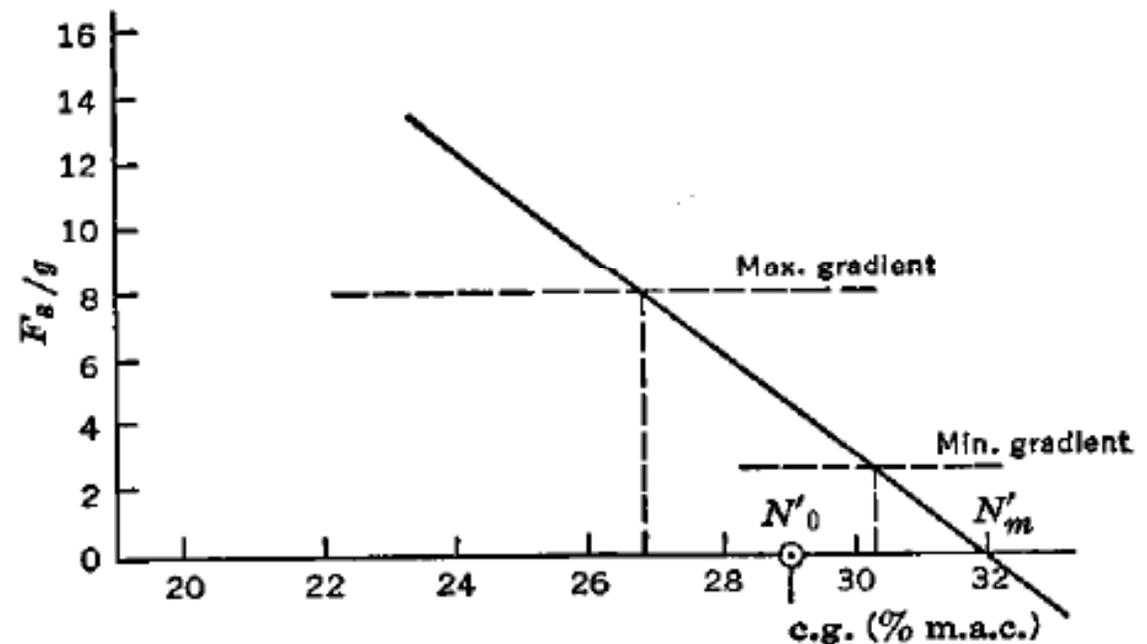
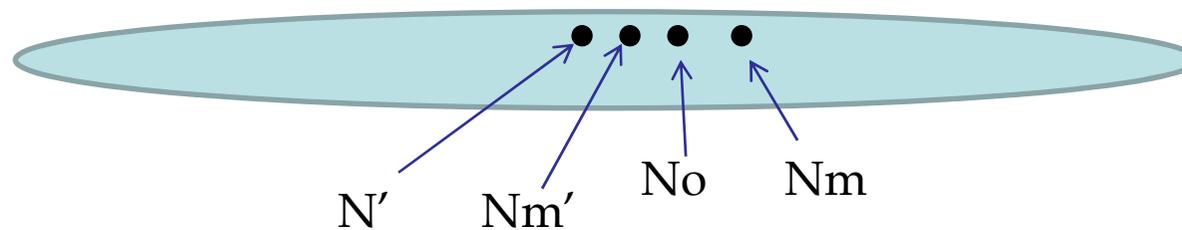


FIGURE 7-9. Maximum and minimum gradients.

EQUILIBRIO E STABILITA' IN MANOVRA

Sforzi di barra in manovra

$$N_m' = N_0' + \frac{57.3C_{m\delta}}{(W/S)C_{h\delta}} \left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h\delta}}{\tau} \right) \right]$$



Come fattore correttivo si può usare il $C_{h\delta}$



EQUILIBRIO E STABILITA' - POSIZIONE DEL CG

1. On the forward c.g. :
 - a. The maximum stick force per g gradient.
 - b. The elevator required to land at $C_{L_{max}}$.
2. On the aft c.g. :
 - a. Power-on stick-free neutral point.
 - b. Minimum gradient, stick force per g .

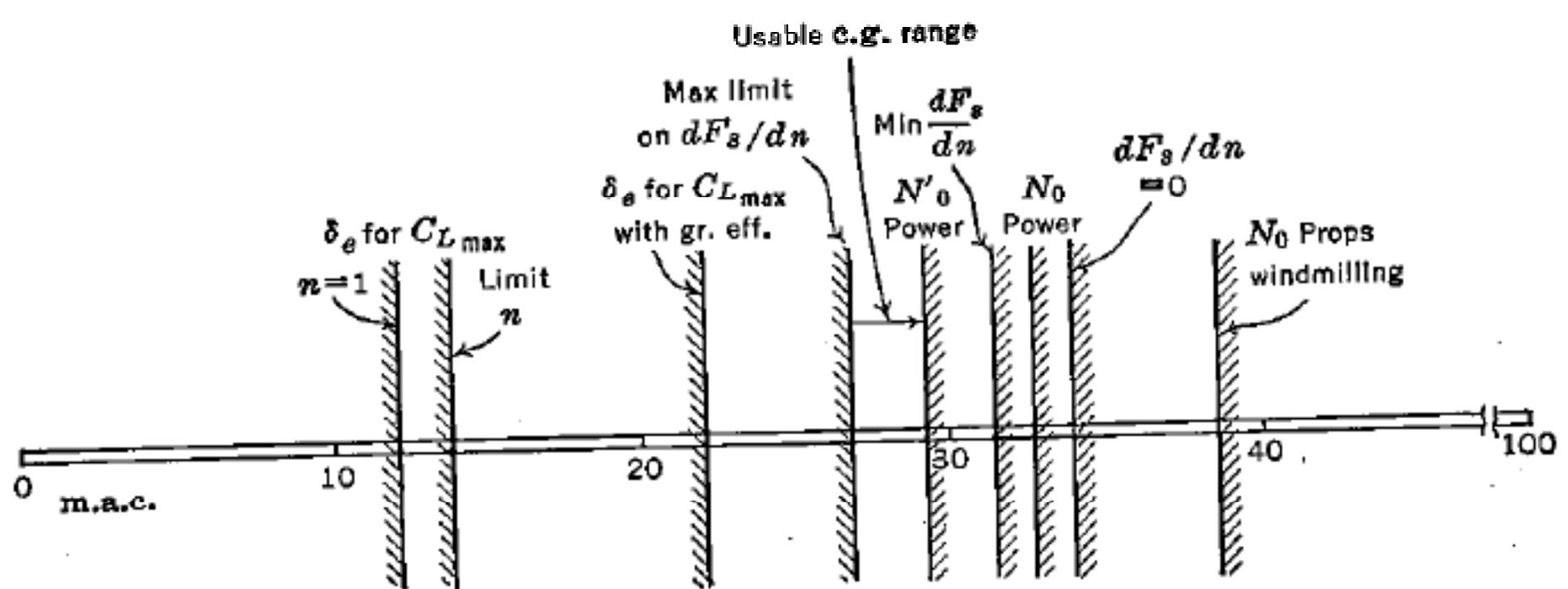


FIGURE 7-10. Summary of stability and control limits on the c.g.

