



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale



Università di Napoli Federico II

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

Corso Manovre e Stabilità

Equilibrio e Stabilità Direzionale

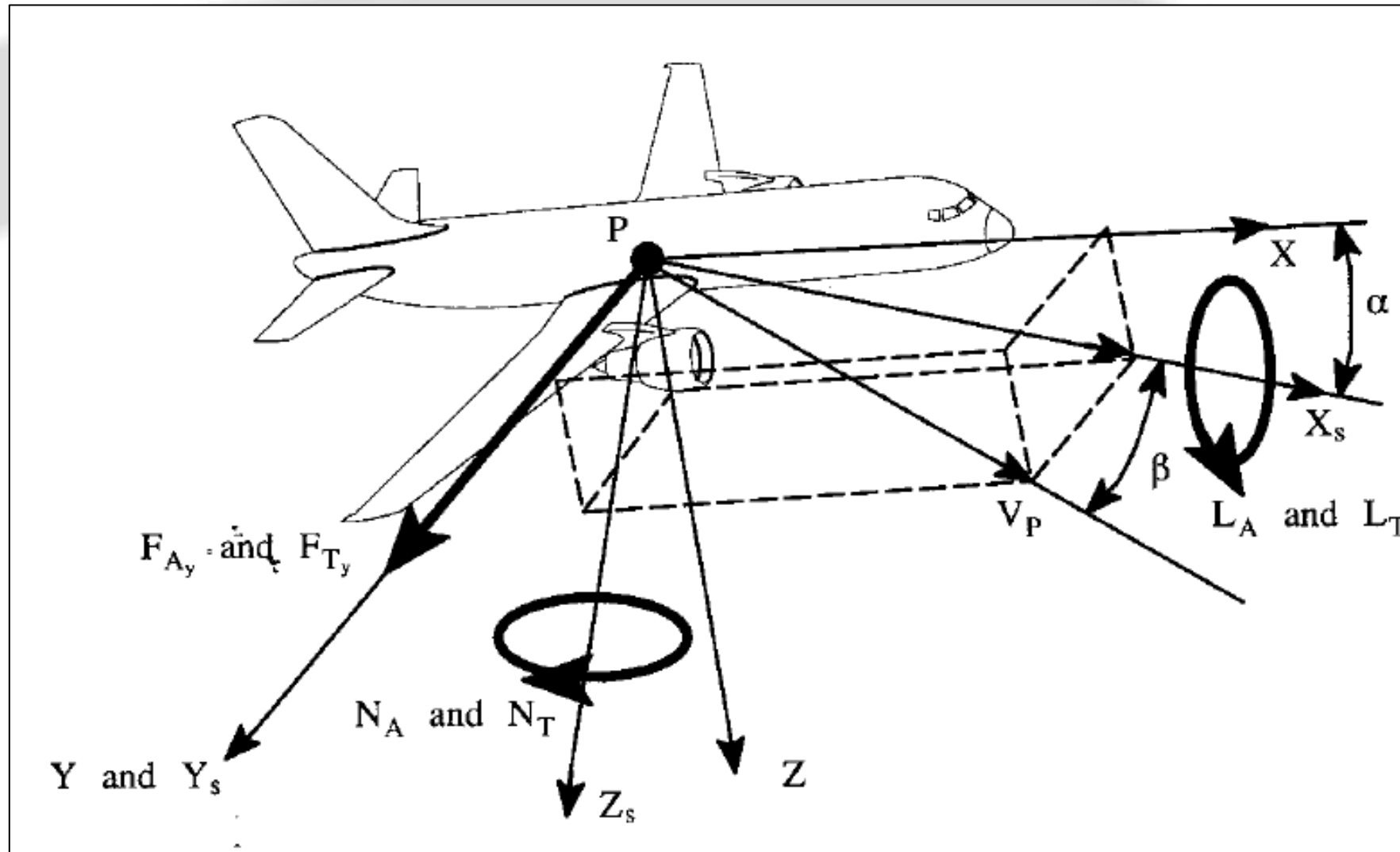
Docente

Fabrizio Nicolosi

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



ASSI velivolo

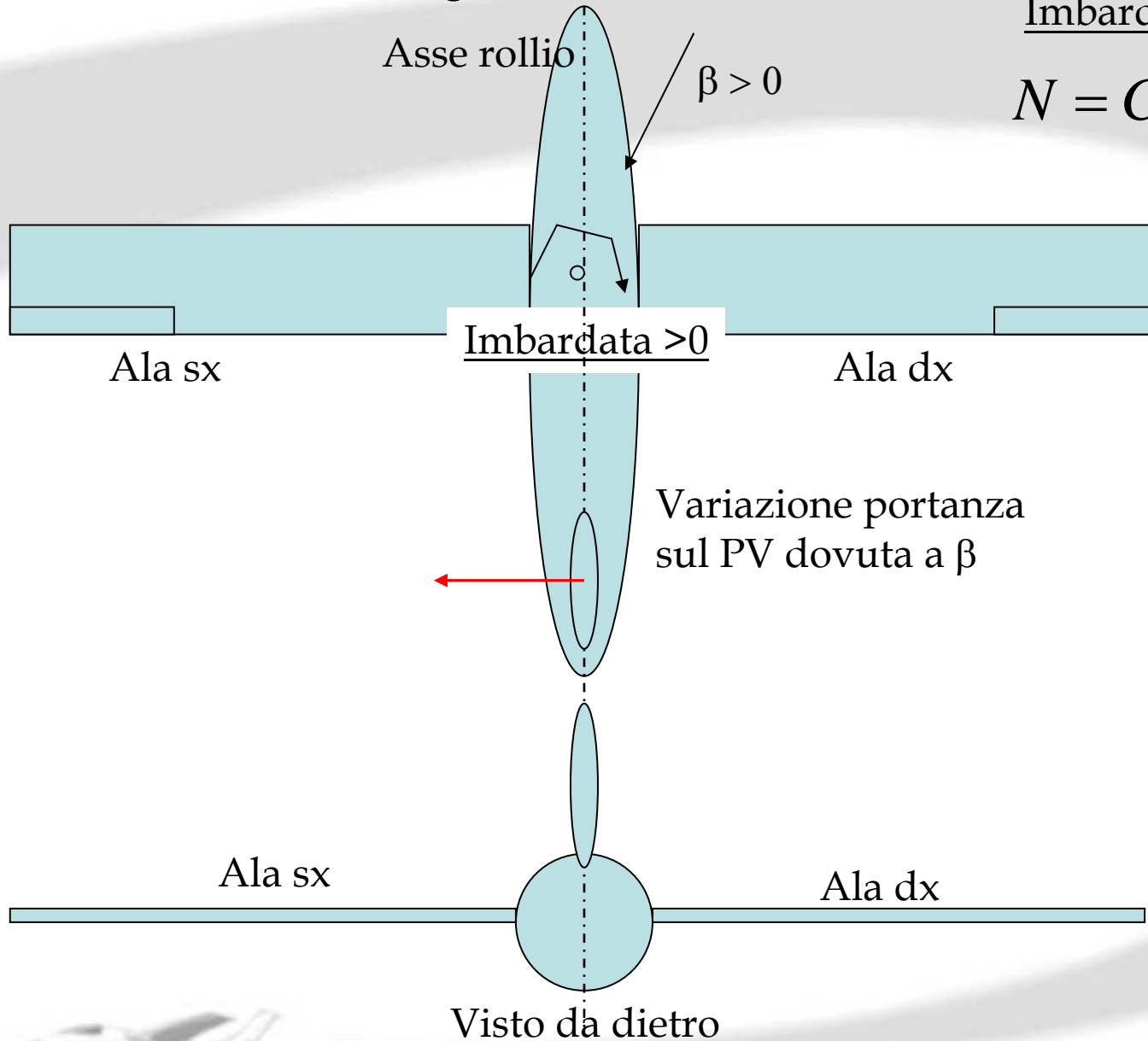


Convenzione segni Imbardata

Imbardata

$$N = C_N \cdot q \cdot S \cdot b$$

$C_N > 0$



$$N = C_N \cdot q \cdot S \cdot b$$

$$C_N = C_N(\beta, \delta_a, \delta_r)$$

$$C_N = C_{N_\beta} \cdot \beta + C_{N_{\delta_r}} \cdot \delta_r + C_{N_{\delta_a}} \cdot \delta_a$$

Stabilità direzionale
> 0

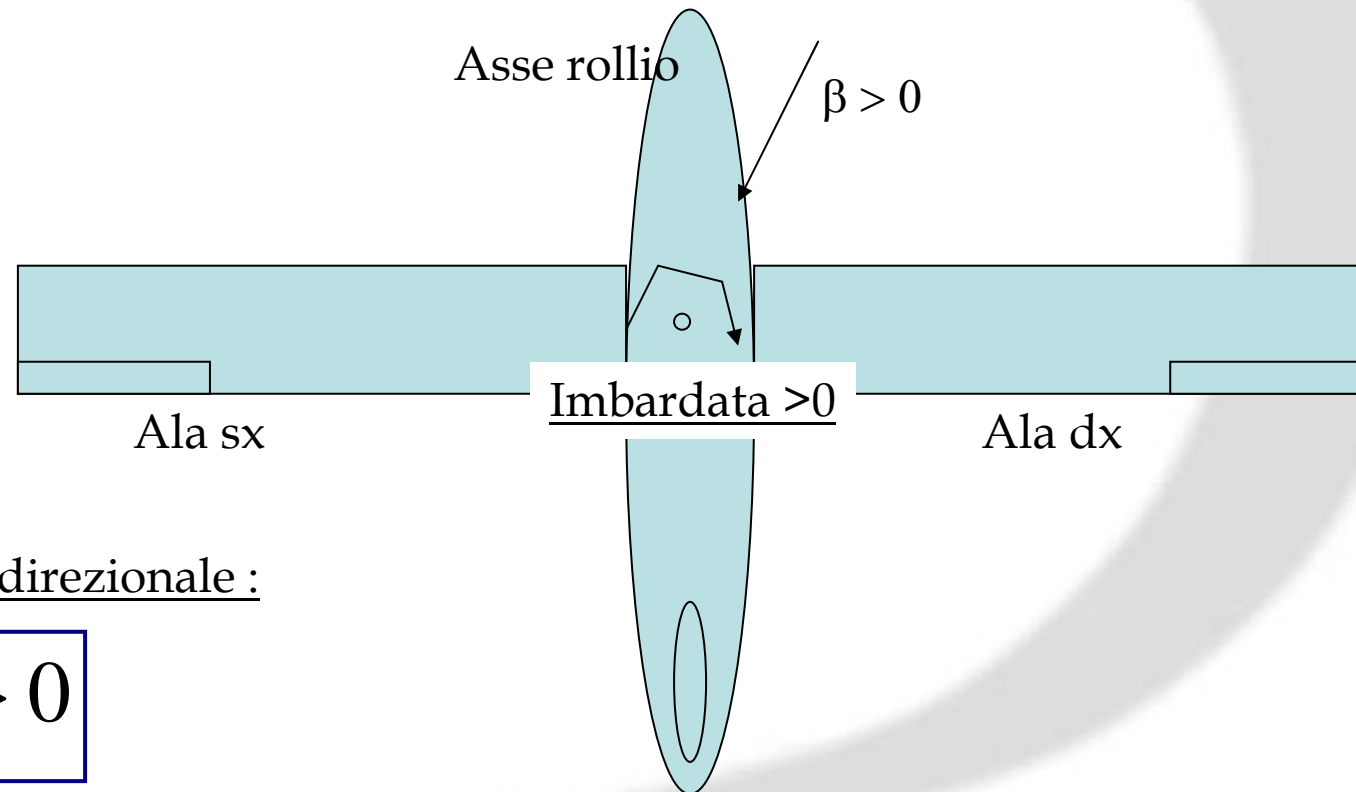
Pot. Controllo
Rudder
< 0

Imbardata Inversa
(Effetto incrociato)
< 0



$$N = C_N \cdot q \cdot S \cdot b$$

$$C_N = C_N(\beta, \delta_a, \delta_r) \quad C_N = C_{N_\beta} \cdot \beta + C_{N_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{N_{\delta_r}} \cdot \delta_r$$



Per avere stabilità direzionale :

$$C_{N_\beta} > 0$$

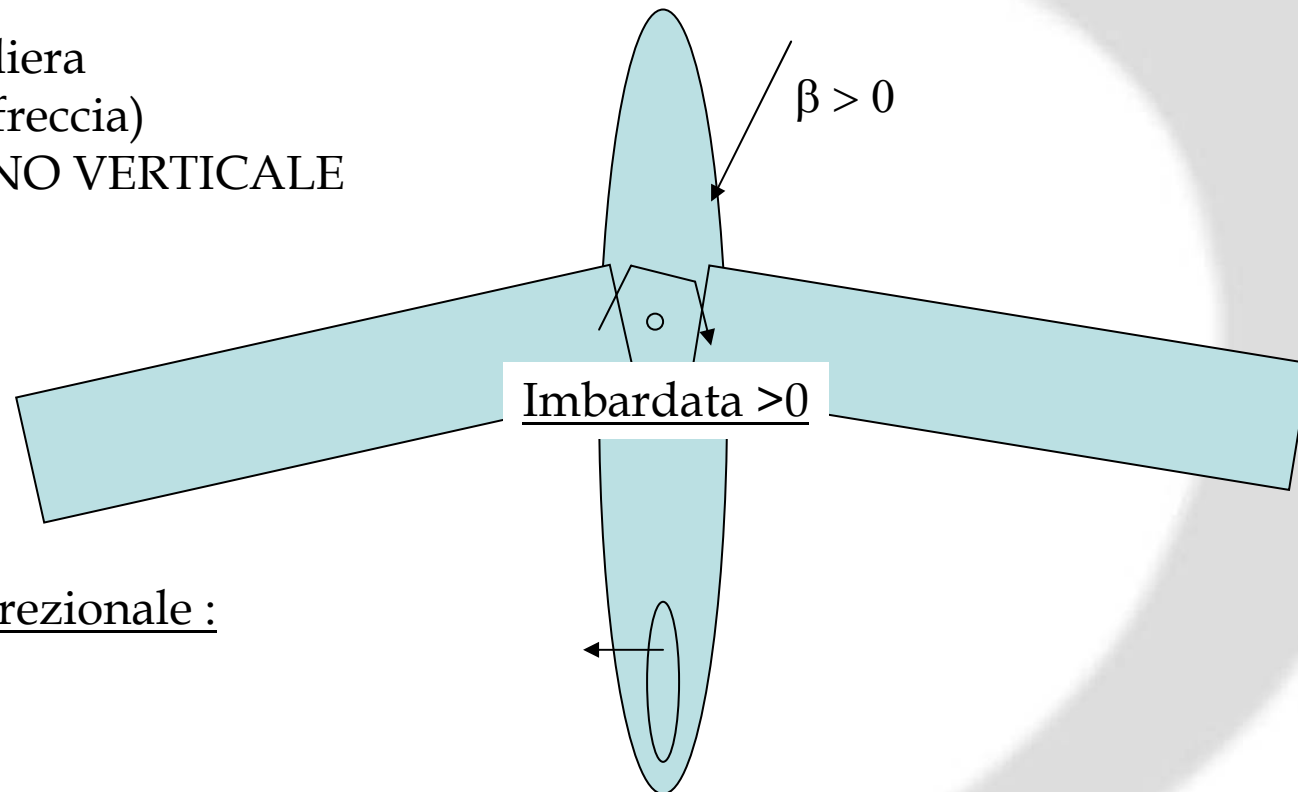


Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

$$C_{N_\beta} \quad C_{N_\beta} = C_{N_{\beta F}} + C_{N_{\beta W}} + C_{N_{\beta V}}$$

Dovuto a :

- Contributo fusoliera
- Contributo ala (freccia)
- Contributo PIANO VERTICALE



Per avere stabilità direzionale :

$$C_{N_\beta} > 0$$

Come detto per la stabilità longitudinale, anche nella caso direzionale
NON DEVE PERO' ESSERE TROPPO STABILE



Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

$C_{N_{\beta}}$ Contributo fusoliera $C_{N_{\beta F}}$

E' instabilizzante (<0). E' dovuto ai momenti liberi di un corpo fusiforme.
E' come il longitudinale, ma non c'è upwash e downwash.

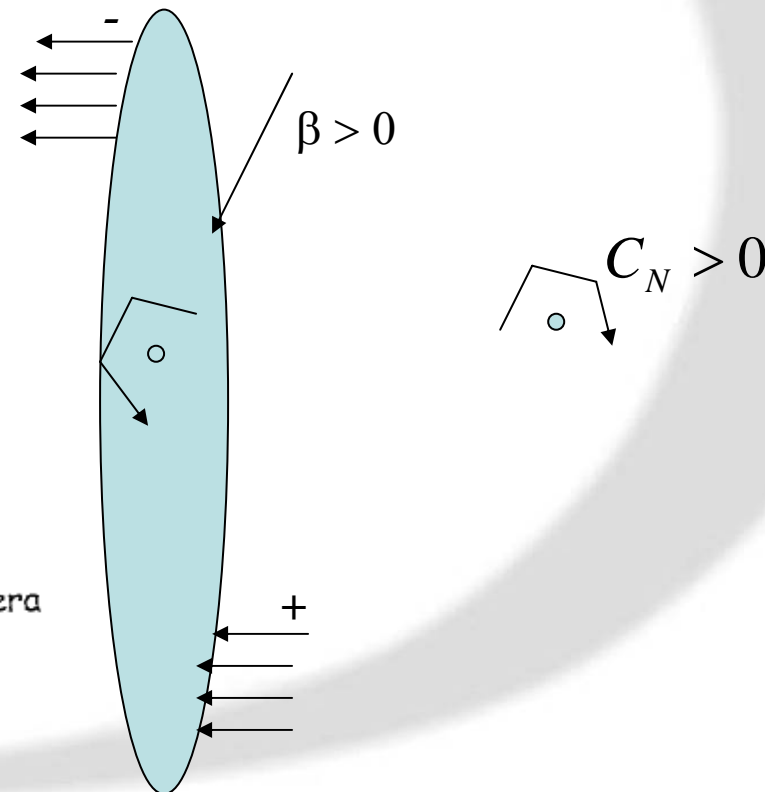
Come si vede il momento di Yaw
derivante dalla distribuzione di
pressione è <0, cioè instabilizzante

$$C_{N_{\beta B}} = -57.3 K_n K_{Re} \frac{S_f l_f}{S b}$$

S_f = superficie laterale della fusoliera

K_n = è una costante dipendente dalla snellezza della fusoliera

K_{Re} = costante dipendente dal numero di Re,

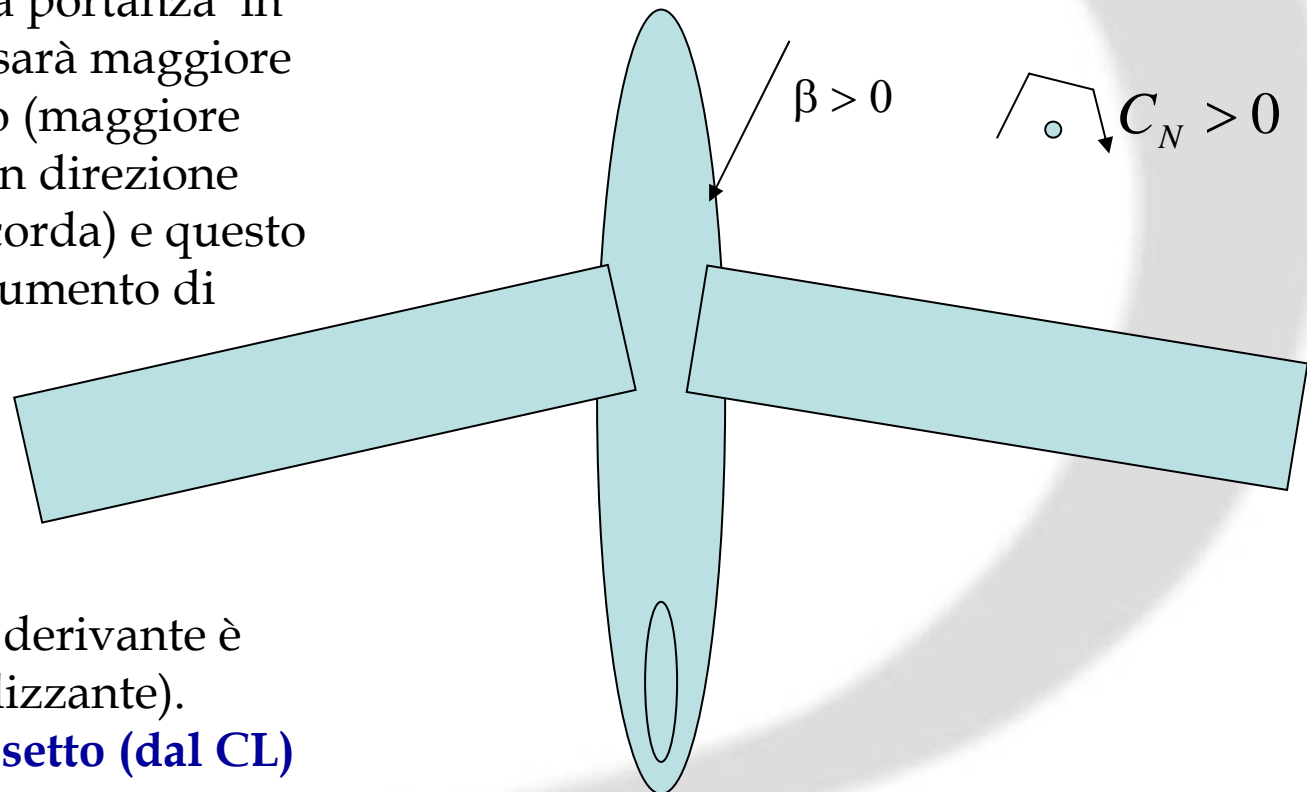


Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

C_{N_β} Contributo WING $C_{N_{\beta w}}$

E' dovuto all'angolo di freccia.

Per freccia positiva la portanza in caso di angolo beta, sarà maggiore per l'ala sopravvento (maggiore pressione dinamica in direzione perpendicolare alla corda) e questo produrrà anche un aumento di resistenza indotta.



Il momento di YAW derivante è orario, cioè >0 (stabilizzante).

NB: **Dipende dall'assetto (dal CL)**



Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

$C_{N_{\beta}}$

Contributo PV

$C_{N_{\beta v}}$

$C_N > 0$

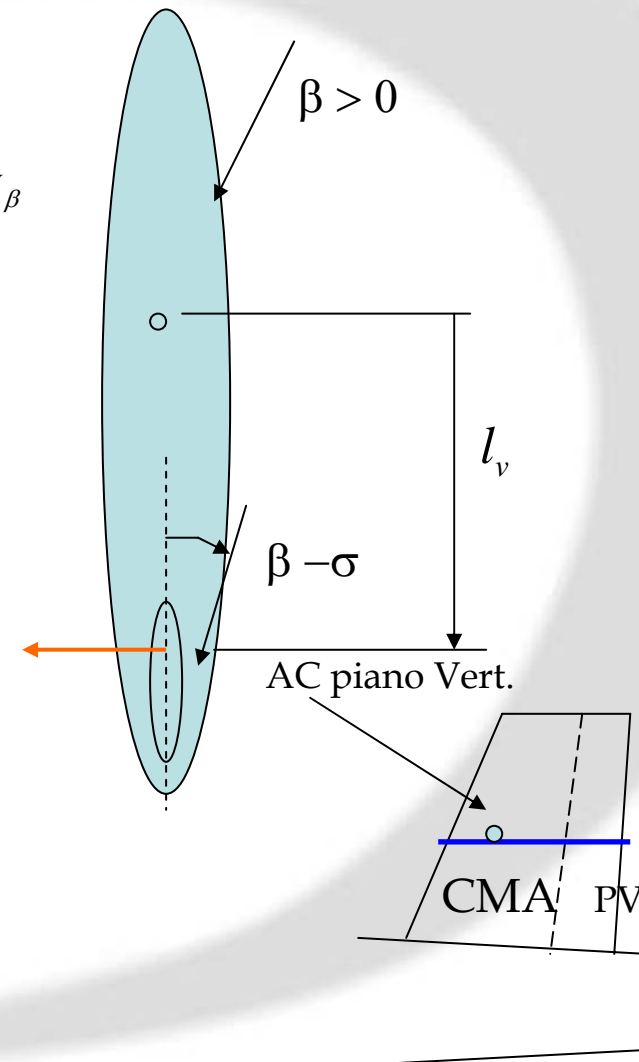
E' il principale. E' >0 (stabilizzante).

Il progetto del PV viene fatto in modo che il totale abbia un valore positivo (anche se non eccessivo).

$$C_{N_{\beta v}} = C_{L_{\alpha v}} \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{l_v}{b}$$

$$C_{N_{\beta v}} = C_{L_{\alpha v}} \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \cdot \eta_v \cdot V_v$$

Viene definito il Coefficiente volumetrico del Piano verticale



Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

C_{N_β}

Per quanto detto, essendo tipicamente il contributo della freccia piccolo, il contributo del PV serve per rendere la derivata totale >0 (cioè il velivolo stabile). La fusoliera fornisce un contributo instabilizzante. Quindi il piano verticale va fatto in modo tale che il suo contributo renda il C_{N_β} totale leggermente (diciamo quanto basta) positivo, cioè stabile.

Nota:

Se faccio un velivolo tutt'ala (NO FUSOLIERA) e con ala a freccia positiva, posso avere stabilità direzionale anche senza piano verticale. Come detto a riguardo della stabilità longitudinale, la freccia garantisce anche che $X_n > X_{cg}$



YB 49

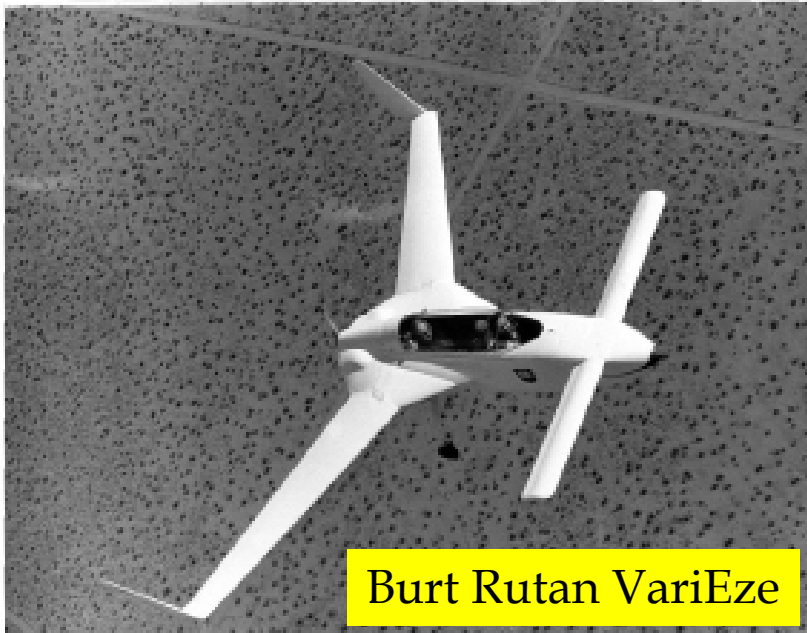


Northrop N9M

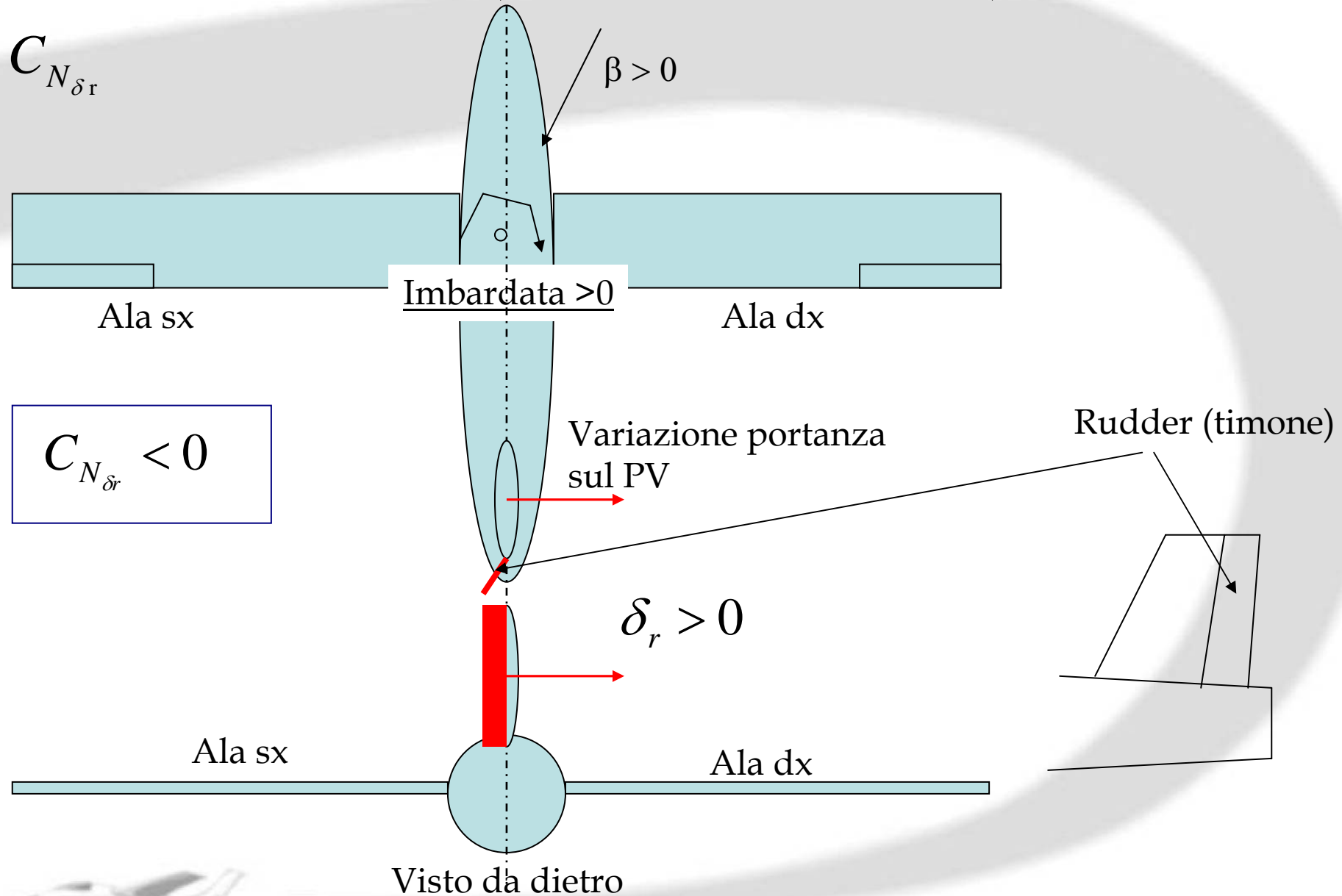
Contributo dovuto a beta (STABILITA' DIREZIONALE)

$$C_{N_\beta}$$

Al posto del PV posso anche usare 2 winglet con ala a freccia (le winglet servono a ridurre la resistenza indotta, ma fungono anche da 2 piccoli piani verticali).



Controllo direzionale (contributo dovuto al timone)



Controllo direzionale (contributo dovuto al timone)

$C_{N_{\delta r}}$

$$C_{N|_{\delta r}} = -C_{L_{\alpha_v}} (\tau \cdot \delta_r) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b}$$

$$C_{N|_{\delta r}} = -C_{L_{\alpha_v}} \cdot \tau_r \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b}$$

Come detto prima (MS_09) la deflessione del timone comporta anche un effetto indiretto che è il rollio

E' come le derivate

$C_{M_{\delta e}}$ Potenza controllo elevator

$C_{l_{\delta a}}$ Potenza controllo alettoni



Deflessione alettoni (contributo dovuto agli alettoni) IMBARDATA INVERSA o AVVERSA

$C_{N_{\delta a}}$

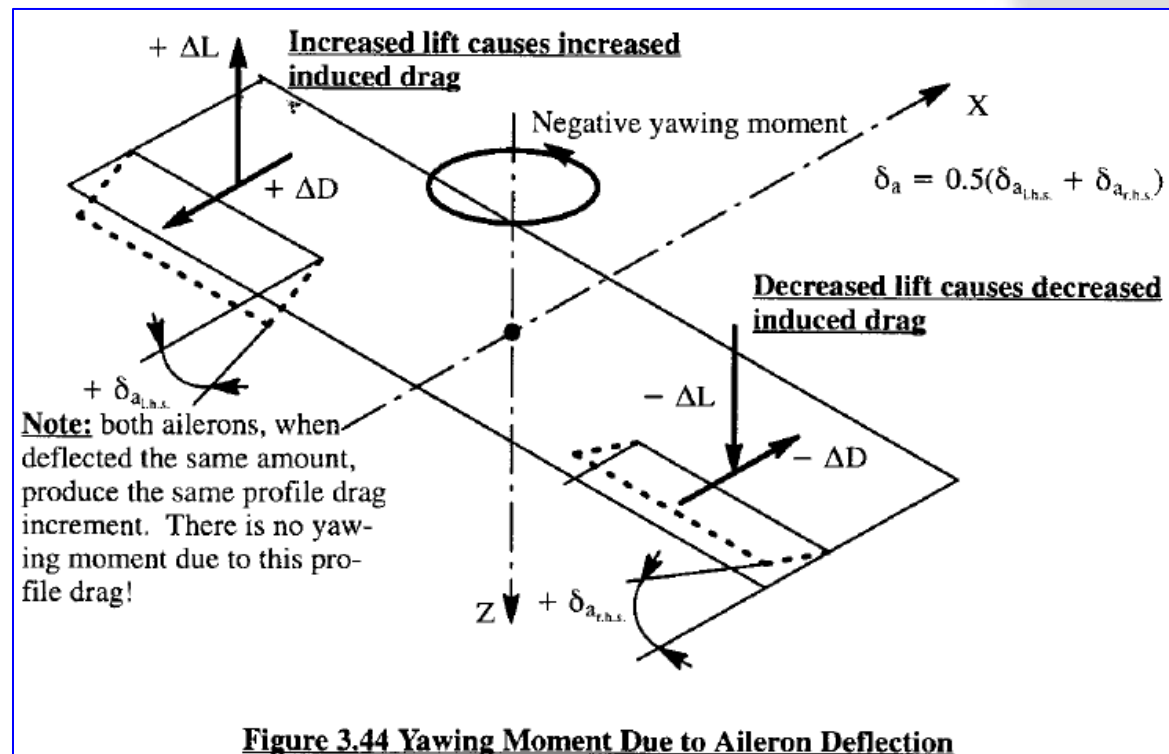
Gli alettoni producono una differenza di portanza e quindi anche di resistenza indotta sulle due semiali

N.B. Su Roskam (vedi figura) il segno della deflessione degli alettoni è OPPOSTA a quella assunta da noi. Qui sotto è riportata una deflessione NEGATIVA

Come segno
Deflessione alettoni (+)
Produce momento
imbardata Positivo

$C_{N_{\delta a}} < 0$

di



Deflessione alettoni (contributo dovuto agli alettoni)

IMBARDATA INVERSA o AVVERSA

$C_{N_{\delta a}}$

E' un effetto indesiderato.

Infatti se defletto gli alettoni in modo positivo (per rollare a sx) si crea un momento di imbardata che mi porta (per fortuna solo inizialmente) la punta del velivolo a dx.

Si può cercare di alleviarlo (o eliminarlo).

Basta compensare la differenza di resistenza indotta con una differenza di resistenza parassita.

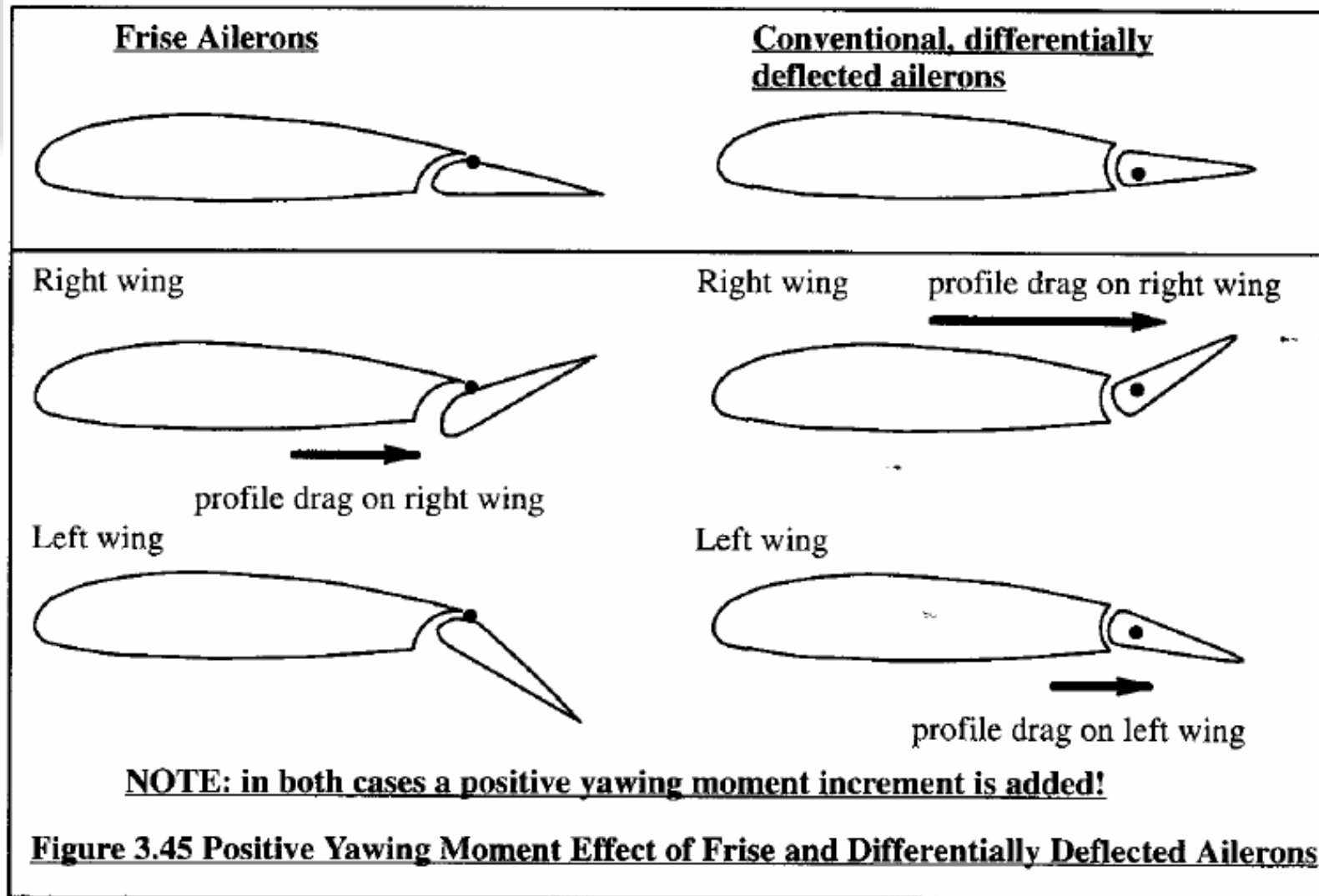
Metodi :

- Rotazione differenziata
- Alettoni FRISE

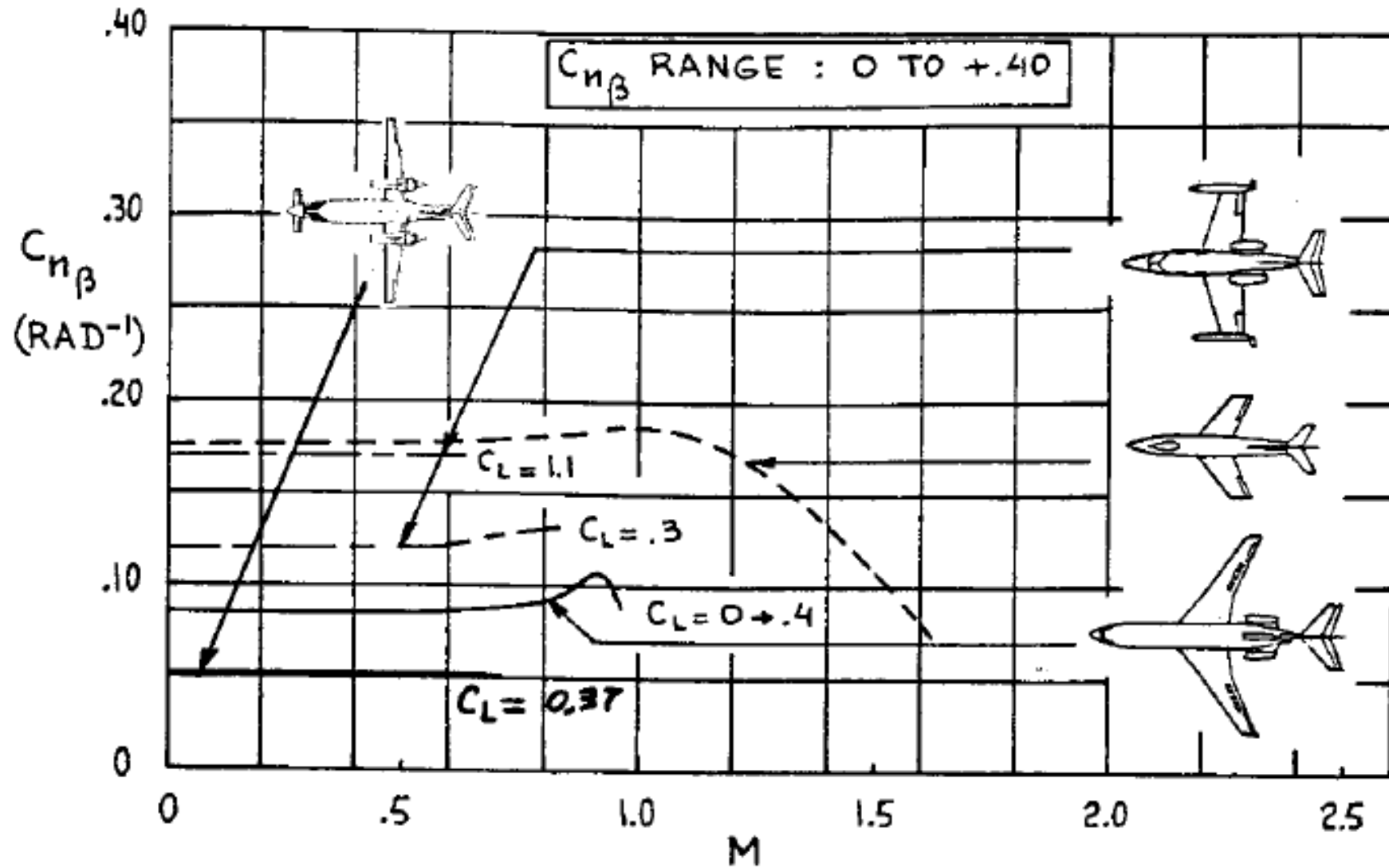


Deflessione alettoni (contributo dovuto agli alettoni)

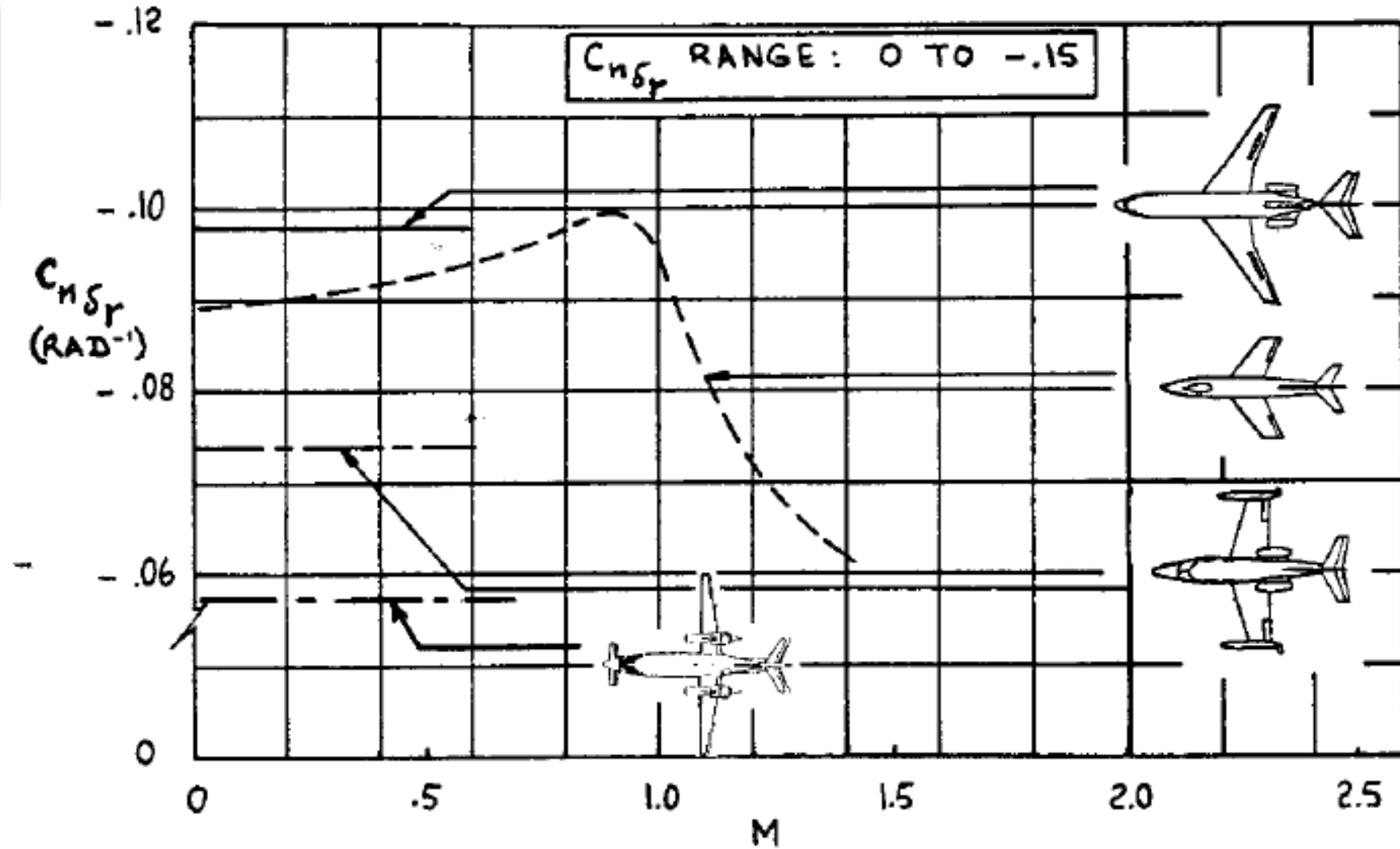
IMBARDATA INVERSA o AVVERSA



Valori derivate : Stabilità direzionale



Valori derivate : Potenza controllo timone



Valori derivate : Imbardata inversa

N.B. Su Roskam (vedi figura) il segno della deflessione degli alettoni è OPPOSTA a quella assunta da noi. La derivata va cambiata di segno.

