



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale


Università di Napoli Federico II

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

Corso Manovre e Stabilità

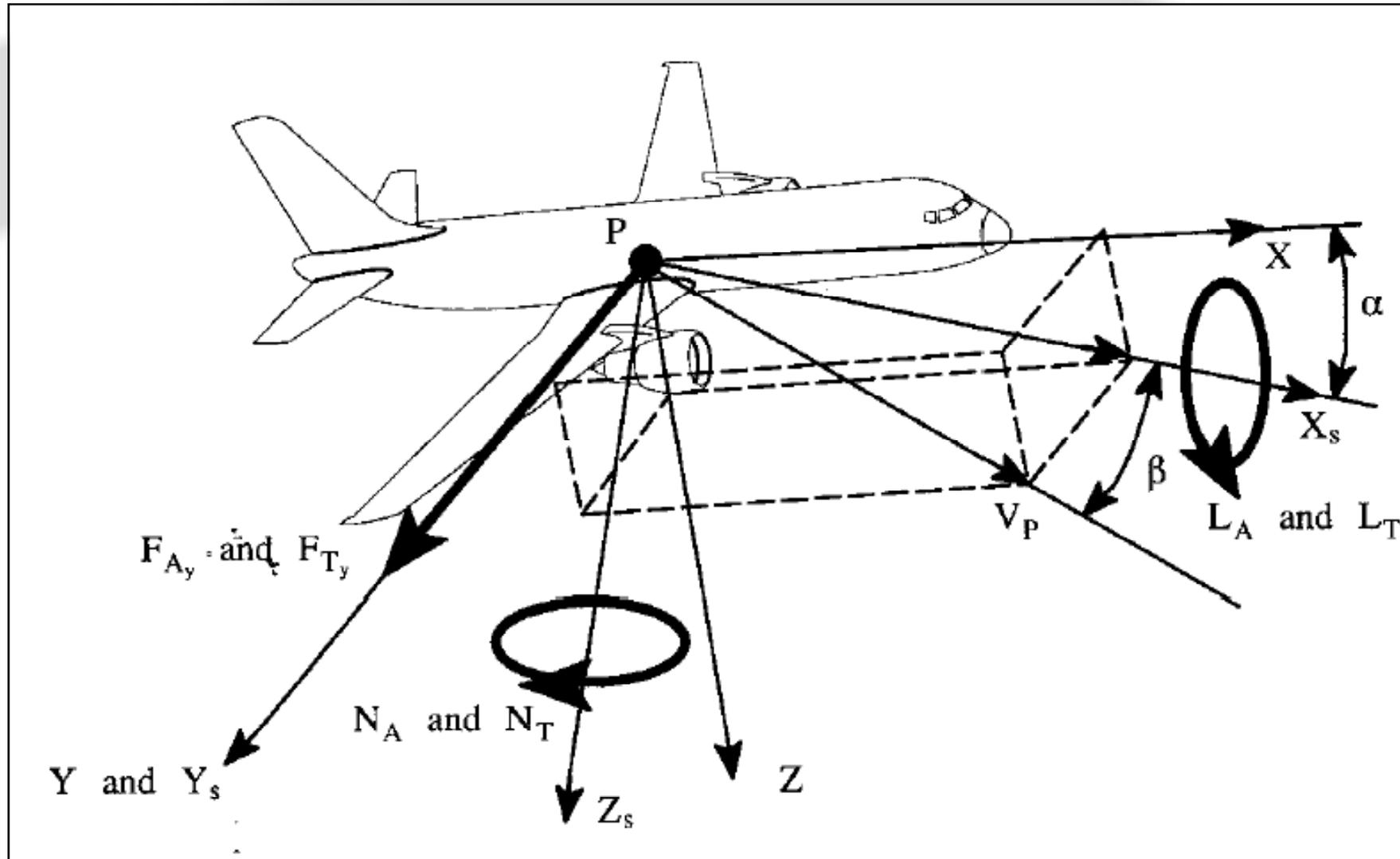
Stabilità e controllo LATERALE

Docente
Fabrizio Nicolosi

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



ASSI velivolo

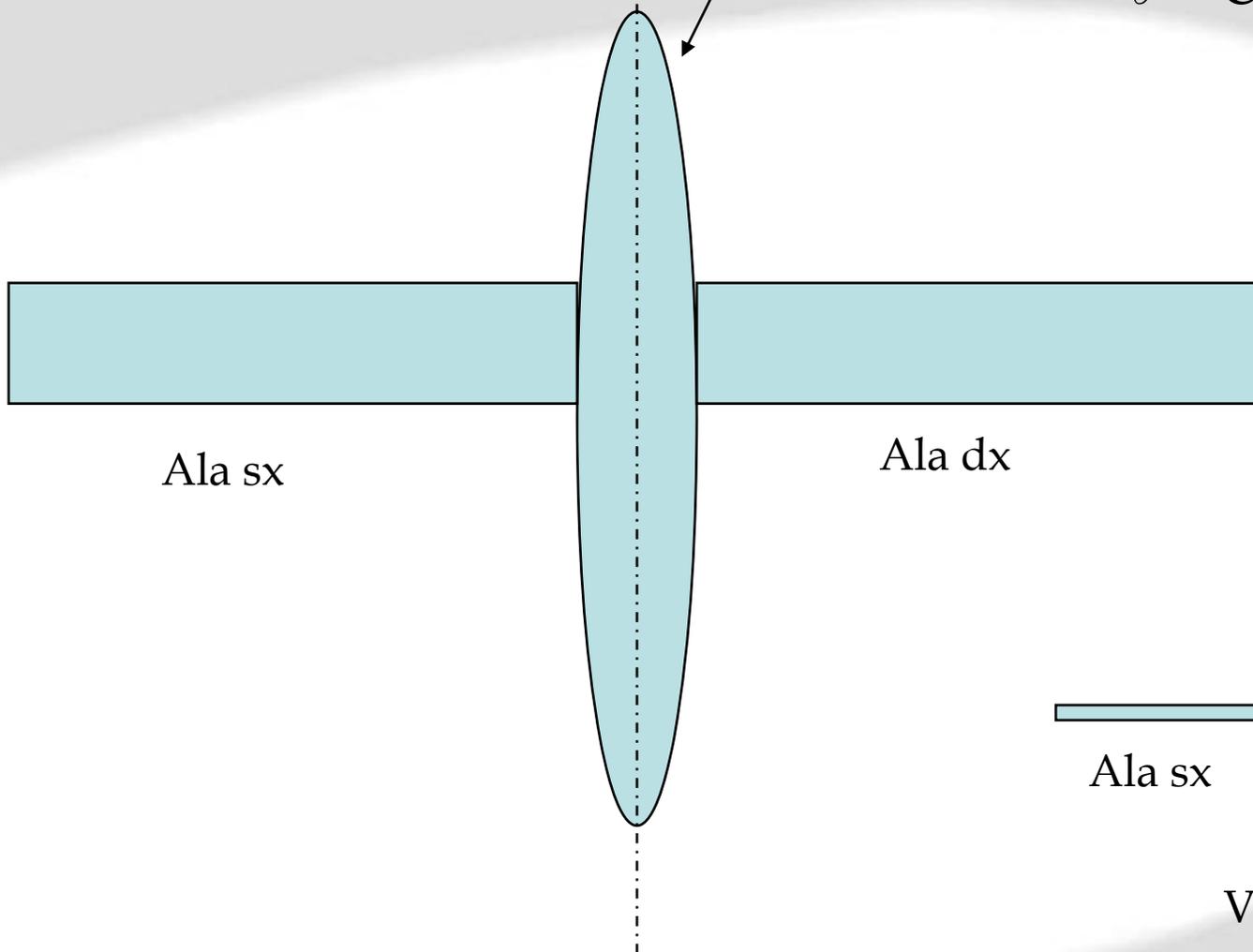


Convenzione segni ROLL

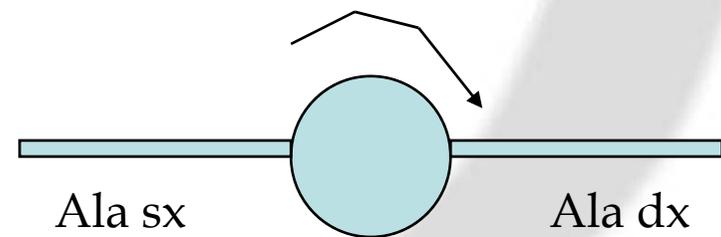
ROLLIO

$$l = C_l \cdot q \cdot S \cdot b$$

Asse rollio $\beta > 0$



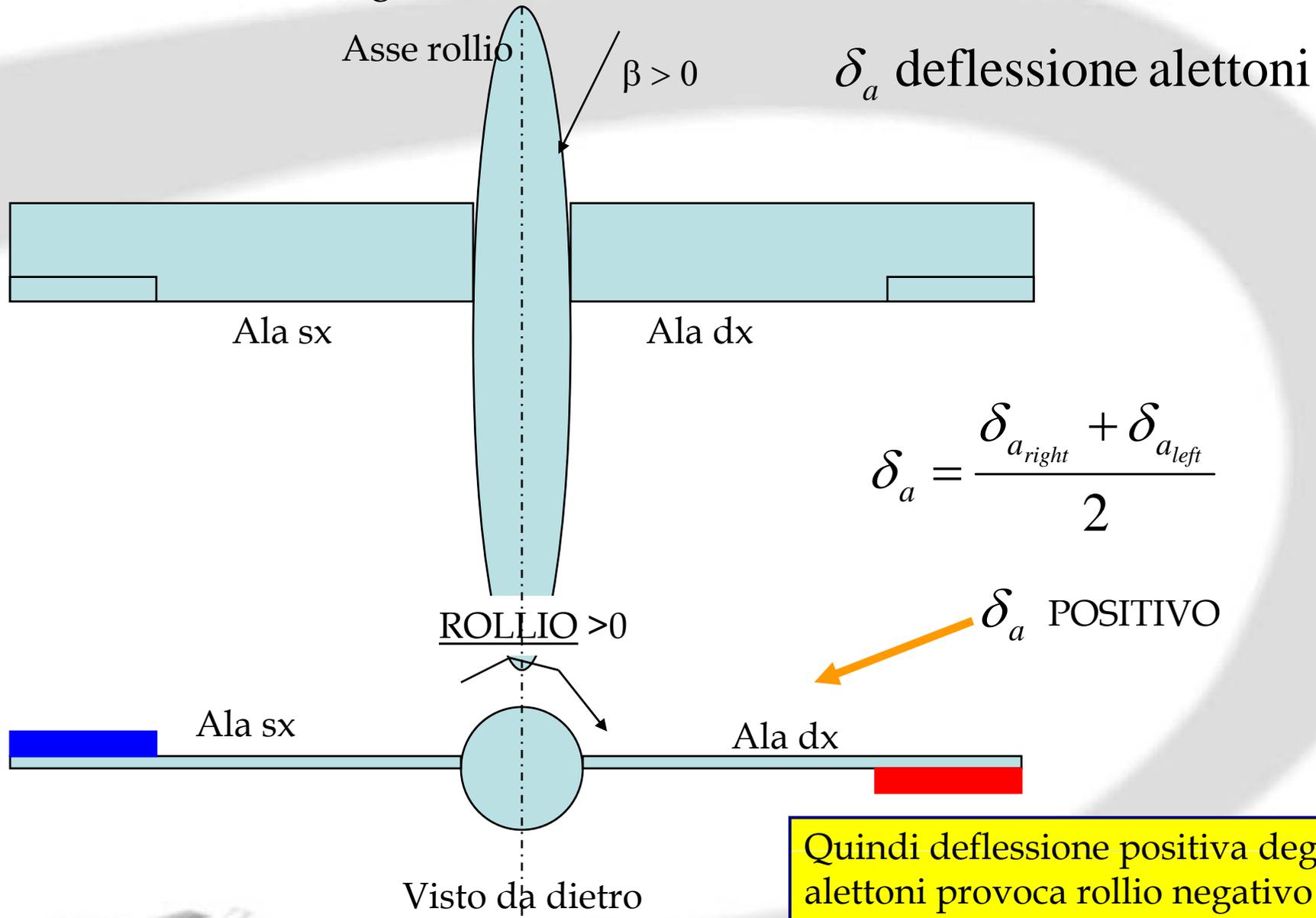
ROLLIO > 0



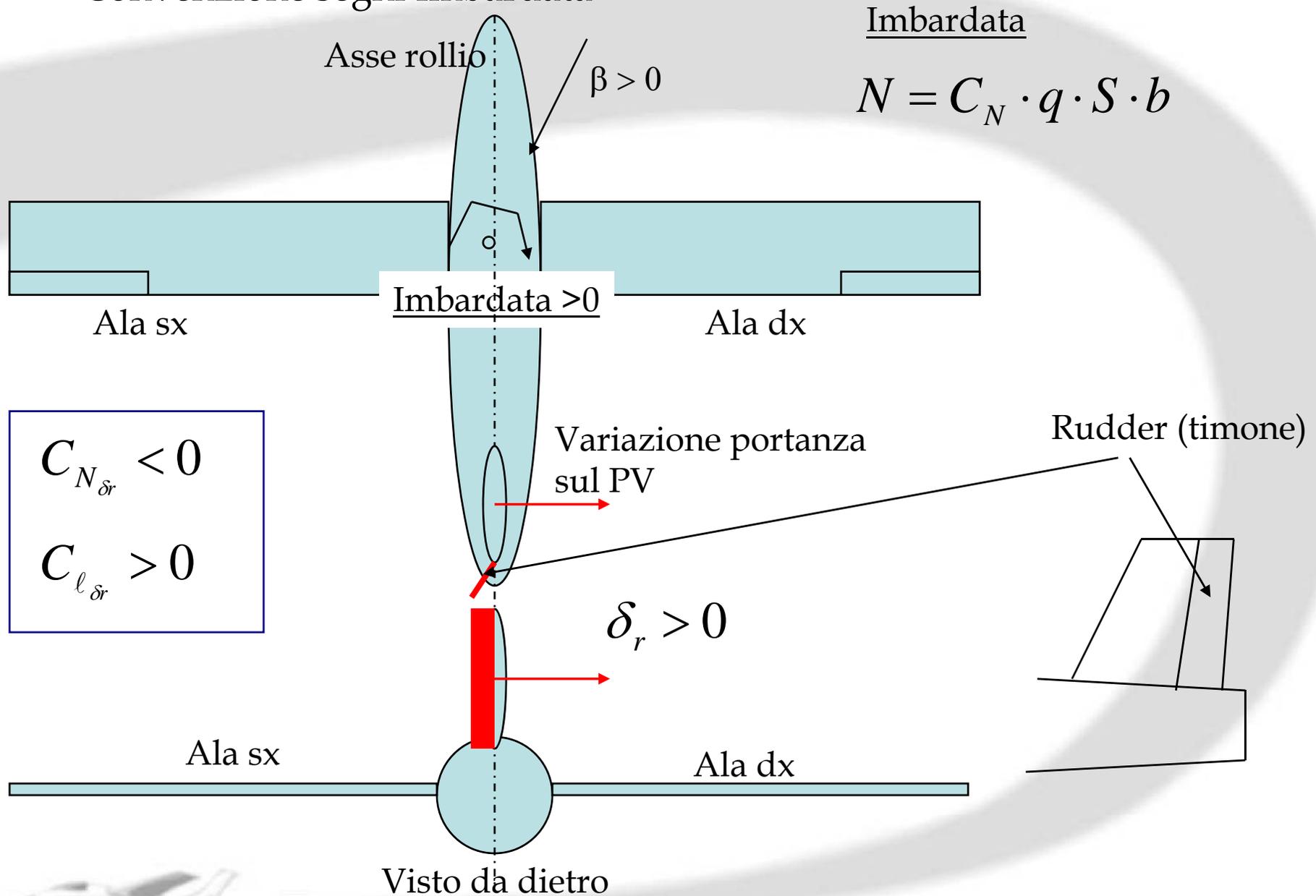
Visto da dietro



Convenzione segni ROLL



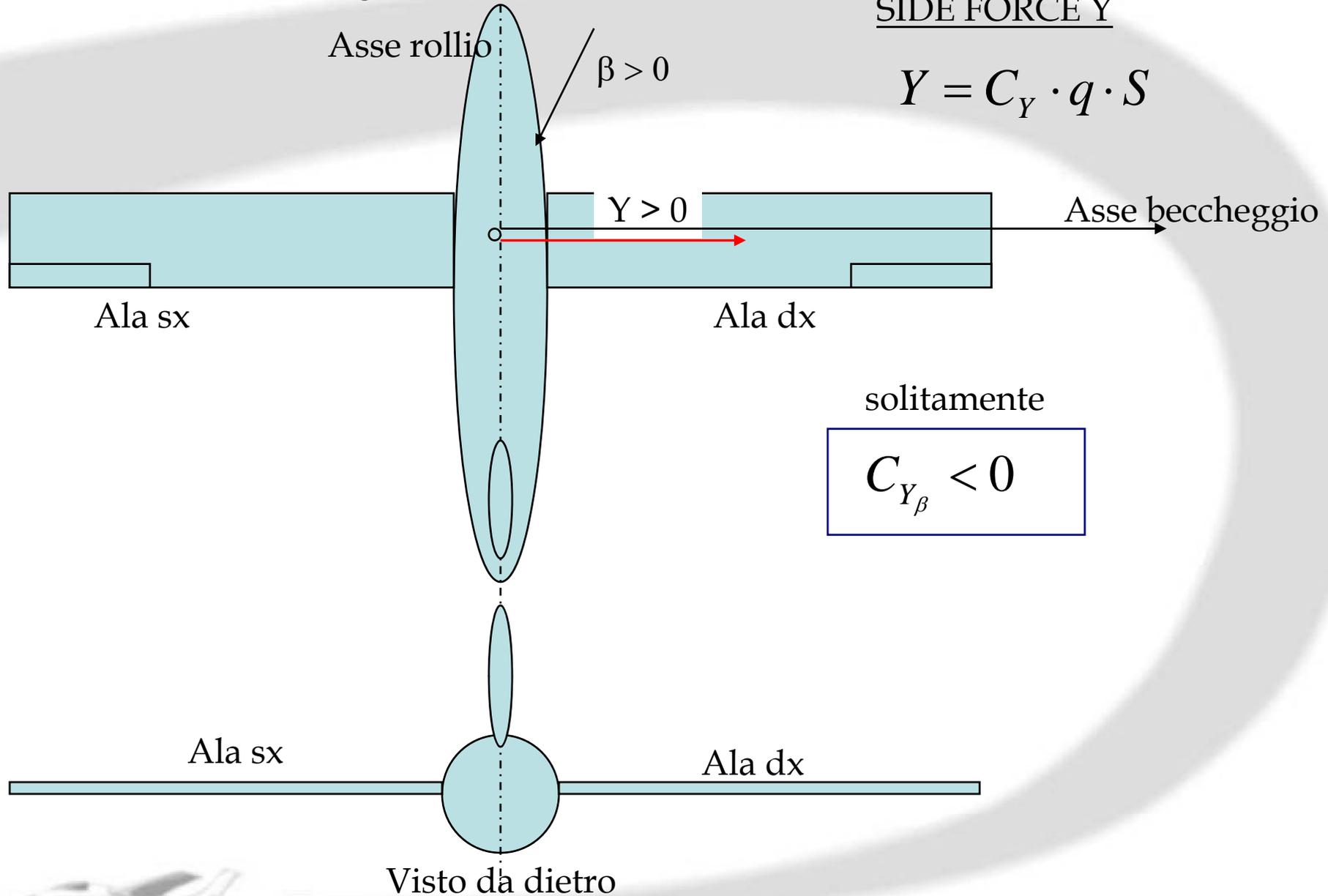
Convenzione segni Imbardata



Convenzione segno SIDE FORCE

SIDE FORCE Y

$$Y = C_Y \cdot q \cdot S$$



Contributi

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r$$

$$C_{l_0}$$

Piccolo , per velivoli simmetrici

$$C_{l_\beta} = \partial C_l / \partial \beta$$

EFFETTO DIEDRO, solitamente < 0

$$C_{l_{\delta_a}} = \partial C_l / \partial \delta_a$$

POT controllo alettone, solitamente < 0

$$C_{l_{\delta_r}} = \partial C_l / \partial \delta_r$$

Effetto indiretto, solitamente > 0 ,
ma variabile con l'assetto

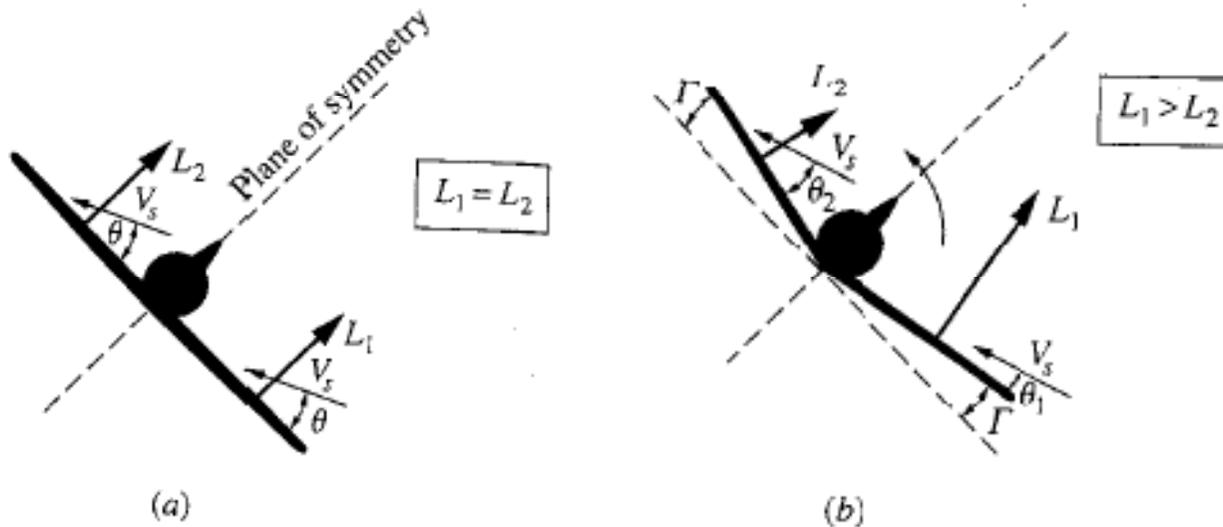


Effetto DIEDRO

$$C_{l_{\beta}} = C_{l_{\beta_{wf}}} + C_{l_{\beta_h}} + C_{l_{\beta_v}}$$

- Contributo ala-fusoliera
- Contributo orizzontale (poco rilevante, solitamente)
- Contributo verticale (poco rilevante, solitamente)

Per avere stabilità laterale (in spirale) DEVE ESSERE NEGATIVA



Scivolata d'ala

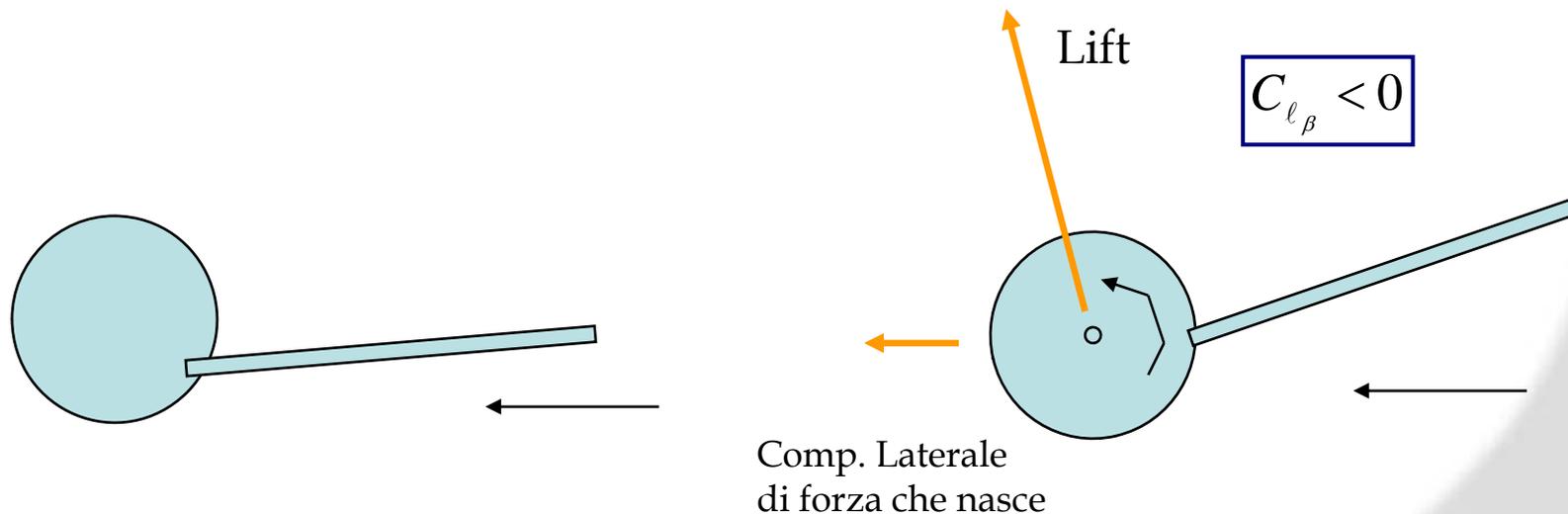
Effetto dell'angolo
diedro alare per
creare un $C_{l_{\beta}}$
Negativo
(cioè stabile)

Effetto DIEDRO

$C_{l\beta}$

Deve essere negativo per avere stabilità laterale.

Infatti se con vento che viene da dx il velivolo rolla a sx, produce una rotazione come in figura. In tal modo la portanza viene inclinata e nasce una forza laterale che tende ad annullare la componente $V \sin \beta$.



STABILITA' LATERALE

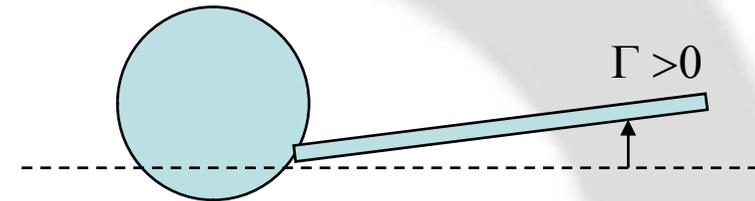


Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

- Contributo ala-fusoliera

- A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA
- B) Posizione relativa ala-fusoliera
- C) Angolo freccia dell'ala

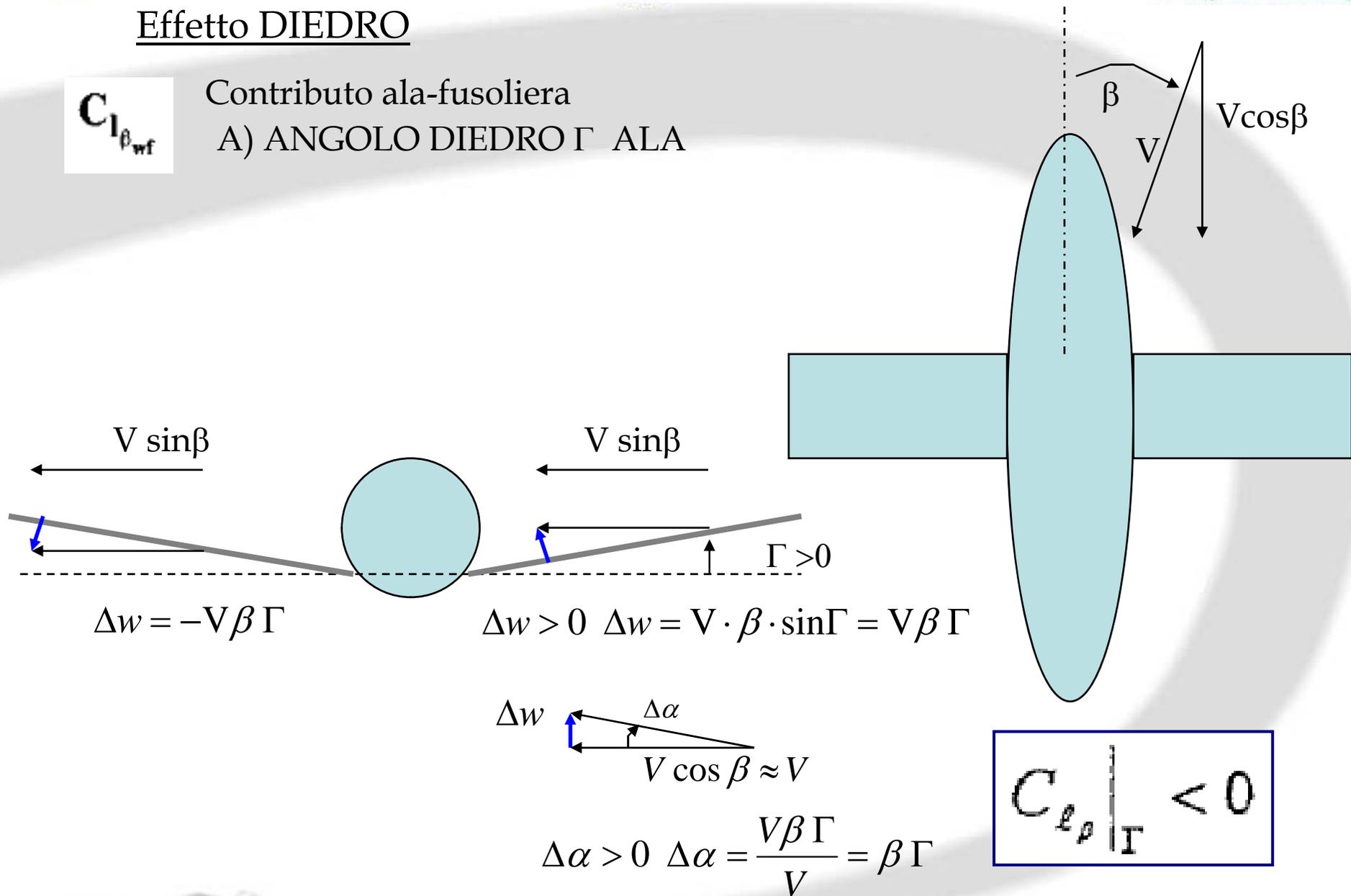


Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA



Effetto DIEDRO

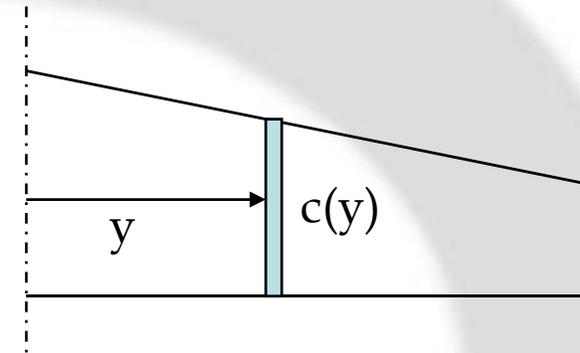
$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA

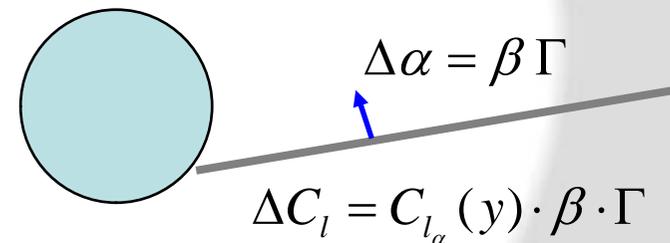
$$\ell(y) = [C_{l_{\alpha}}(\Gamma\beta) \cdot q \cdot c(y) \cdot dy] \cdot y$$

Rollio dovuto
alla striscia elem.



$$C_{\ell}(y) = \frac{\ell(y)}{qSb} = \frac{[C_{l_{\alpha}}(\Gamma\beta) \cdot c(y) \cdot dy] \cdot y}{Sb}$$

$$C_{\ell}|_{\Gamma} = \frac{-2\Gamma \cdot \beta}{bS} C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$



Quindi =>

$$C_{\ell_{\beta}}|_{\Gamma} = \frac{-2\Gamma}{bS} C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

$$\Rightarrow C_{\ell_{\beta}}|_{\Gamma} = \frac{-2\Gamma}{bS} \frac{b^3}{8} C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{b/2} \frac{c(y)}{b/2} \frac{y}{b/2} \frac{dy}{b/2}$$

$$C_{\ell_{\beta}}|_{\Gamma} = \frac{-\Gamma}{4} AR \cdot C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{1-} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta$$

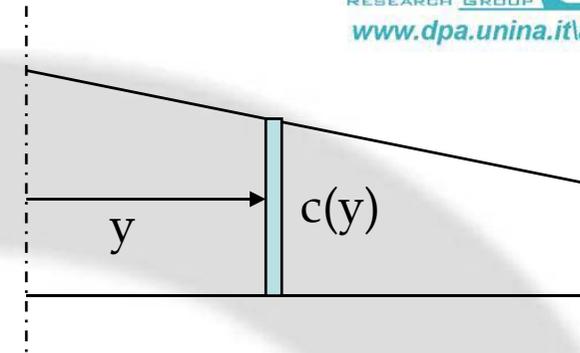


Effetto DIEDRO

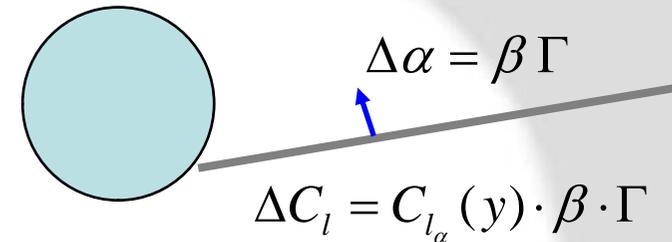
$C_{l_{\beta wf}}$

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA



$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = \frac{-\Gamma}{4} AR \cdot C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{1-\lambda} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta$$



- Dipende dall'angolo diedro
- Dipende dalla geometria dell'ala (dalla rastremazione λ)
- Non dipende dall'assetto (dal coeff. Portanza)

Sviluppando l'integrale, in caso di ala trapezoidale :

$$INT = \frac{8}{b^3} \int_0^{b/2} \left[c_r + \frac{c_t - c_r}{(b/2)} \cdot y \right] \cdot y \cdot dy = \frac{8}{b^3} \left[\frac{c_r}{2} y^2 + \frac{(c_t - c_r)}{3(b/2)} y^3 \right]_0^{b/2}$$



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = \frac{-\Gamma}{4} AR \cdot C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{1-\lambda} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta$$

$$INT = \frac{8}{b^3} \left[\frac{c_r}{2} y^2 + \frac{(c_t - c_r)}{3(b/2)} y^3 \right]_0^{b/2} = \frac{8}{b^3} \left[\frac{c_r}{2} \frac{b^2}{4} + \frac{c_r (\lambda - 1)}{3} \frac{b^3}{8} \right]$$

$$INT = \frac{8}{b^3} c_r b^2 \left[\frac{1}{8} + \frac{(\lambda - 1)}{12} \right] = \frac{1}{3} \frac{c_r}{b} [1 + 2\lambda]$$

Essendo $S = 2 \frac{(c_r + c_t)}{2} \frac{b}{2} = c_r (1 + \lambda) \frac{b}{2} \Rightarrow c_r = \frac{2S}{b} \frac{1}{(1 + \lambda)}$

Sostituendo: $INT = \frac{1}{3} \frac{c_r}{b} [1 + 2\lambda] = \frac{2}{b} \frac{S}{3b} \frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)} = \frac{2}{3} \frac{1}{AR} \frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)}$

Sostituendo la formula al posto dell'integrale:

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = \frac{-\Gamma}{4} AR \cdot C_{L_{\alpha}} \frac{2}{3} \frac{1}{AR} \frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)} = -\frac{\Gamma}{6} \cdot C_{L_{\alpha}} \frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)}$$

Dipende dalla geometria dell'ala (dalla rastremazione λ)

Effetto DIEDRO

$$C_{l_{\beta_{wf}}}$$

Contributo ala-fusoliera
B) Posizione relativa ala-fus

ALA ALTA

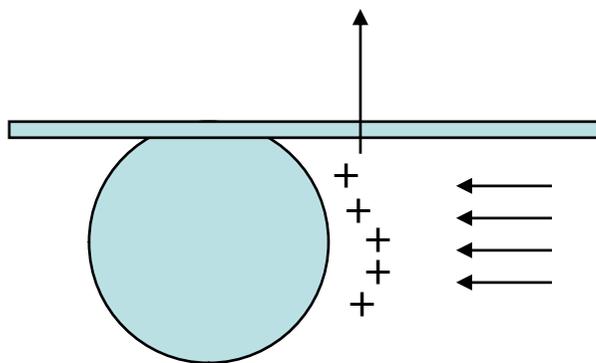
$$C_{l_{\beta}} \Big|_{PosWF} < 0$$

ALA BASSA

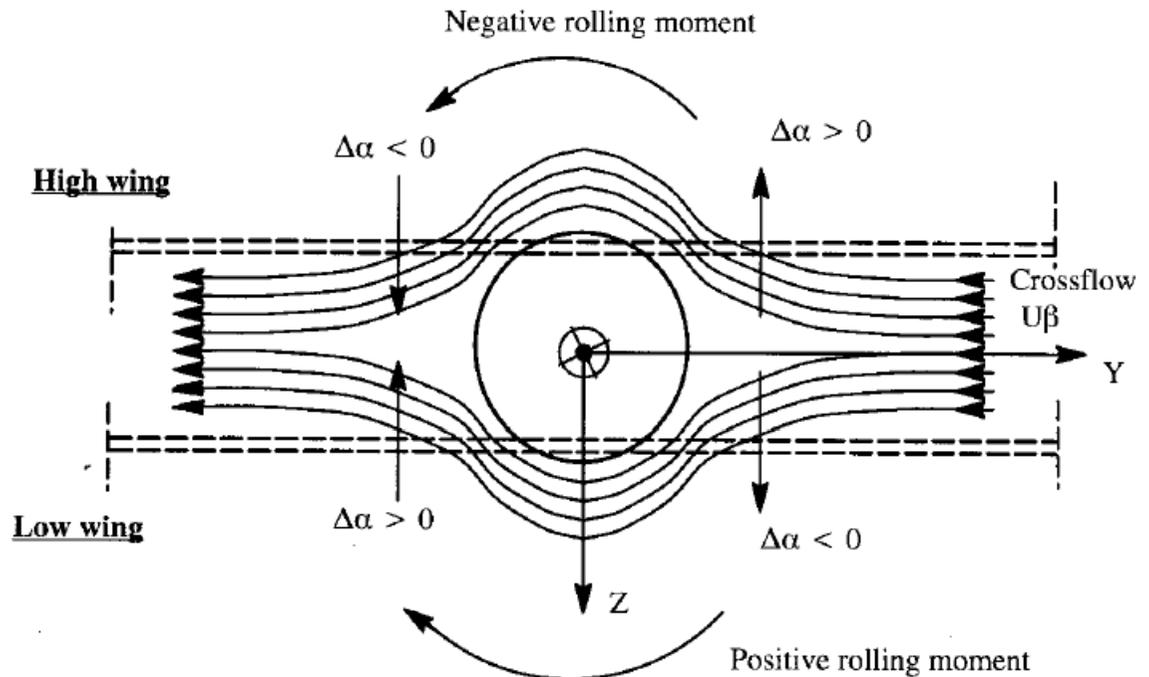
$$C_{l_{\beta}} \Big|_{PosWF} > 0$$

2 Effetti :

- Variazione di angolo d'attacco in prossimità della radice dell'ala
 - Sovrappressione sotto (ala alta) o sopra (ala bassa) nella zona sopravento
- Nel caso di ala alta la sovrappressione genera spinta sul ventre dell'ala alla radice



VALORI ORIENTATIVI (1/°)
HIGH WING = - 0.0006
MID WING = 0
LOW WING = + 0.0008



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

La componente di V parallela alla corda locale dell'ala sopravento (dx) è $>$ di quella relativa all'ala sottovento (sx).

Ne consegue maggiore portanza sull'ala dx e quindi un momento di rollio che fa sollevare l'ala dx , cioè **NEGATIVO!**

- Ala Freccia positiva

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} < 0$$

NB: Tanto maggiore l'assetto (quindi il CL , maggiore l'effetto)!

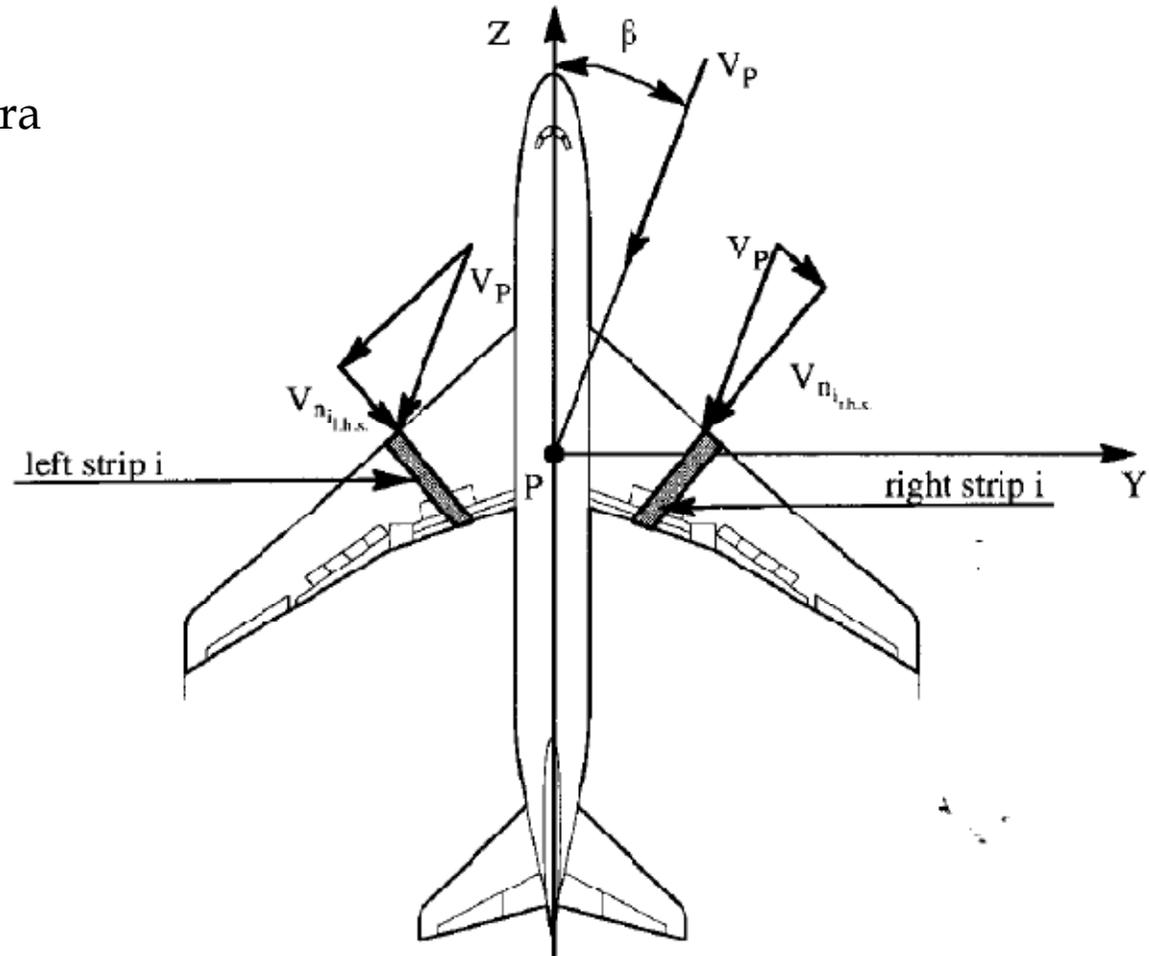


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$\Delta Lift(y) = C_l \frac{1}{2} \rho V^2 (c(y) \cdot dy)$$

Ala dx $V_{\perp} = V \cos(\Lambda - \beta)$

Ala sx $V_{\perp} = V \cos(\Lambda + \beta)$

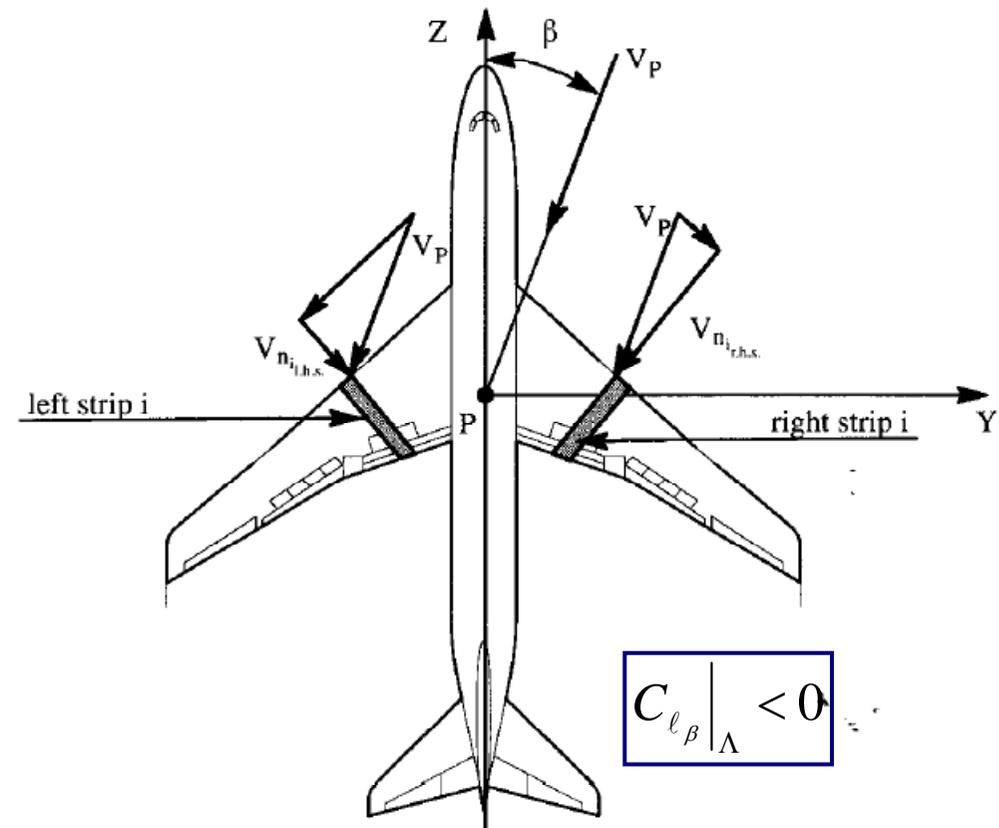


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep

$$\Delta l(y) = -y \cdot \left[C_l \frac{1}{2} \rho V^2 (c(y) \cdot dy) \right] \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)]$$

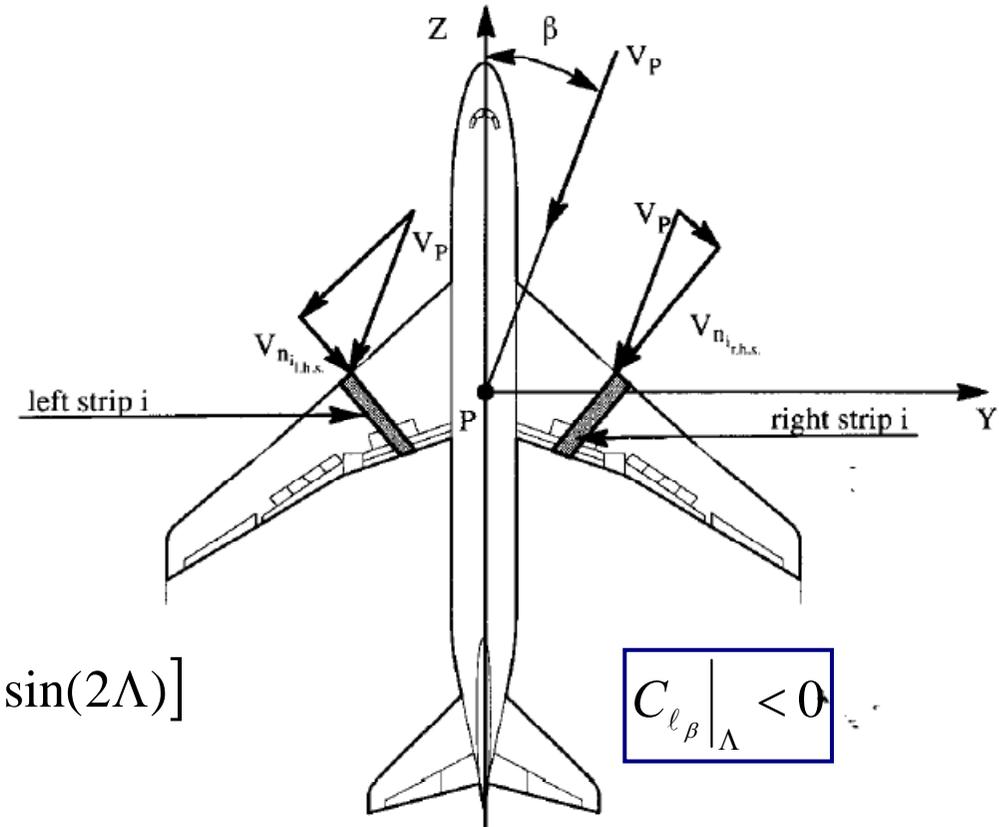
$$\Delta l(y) \approx -y \cdot \left[C_l \frac{1}{2} \rho V^2 (c(y) \cdot dy) \right] \cdot [2\beta \cdot \sin(2\Lambda)]$$



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia



$$\Delta l(y) \approx -y \cdot \left[C_l \frac{1}{2} \rho V^2 (c(y) \cdot dy) \right] \cdot [2\beta \cdot \sin(2\Lambda)]$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = - \frac{4 \sin(2\Lambda)^{b/2}}{Sb} \int_0^{b/2} C_l \cdot c \cdot y \cdot dy$$

Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = - \frac{4 \sin(2\Lambda)^{b/2}}{Sb} \int_0^{b/2} C_l \cdot c \cdot y \cdot dy$$

Nel caso di ala trapezia :

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = - \frac{(1+2\lambda)}{3 \cdot (1+\lambda)} \cdot C_L \cdot \text{sen}(2 \cdot \Lambda)$$

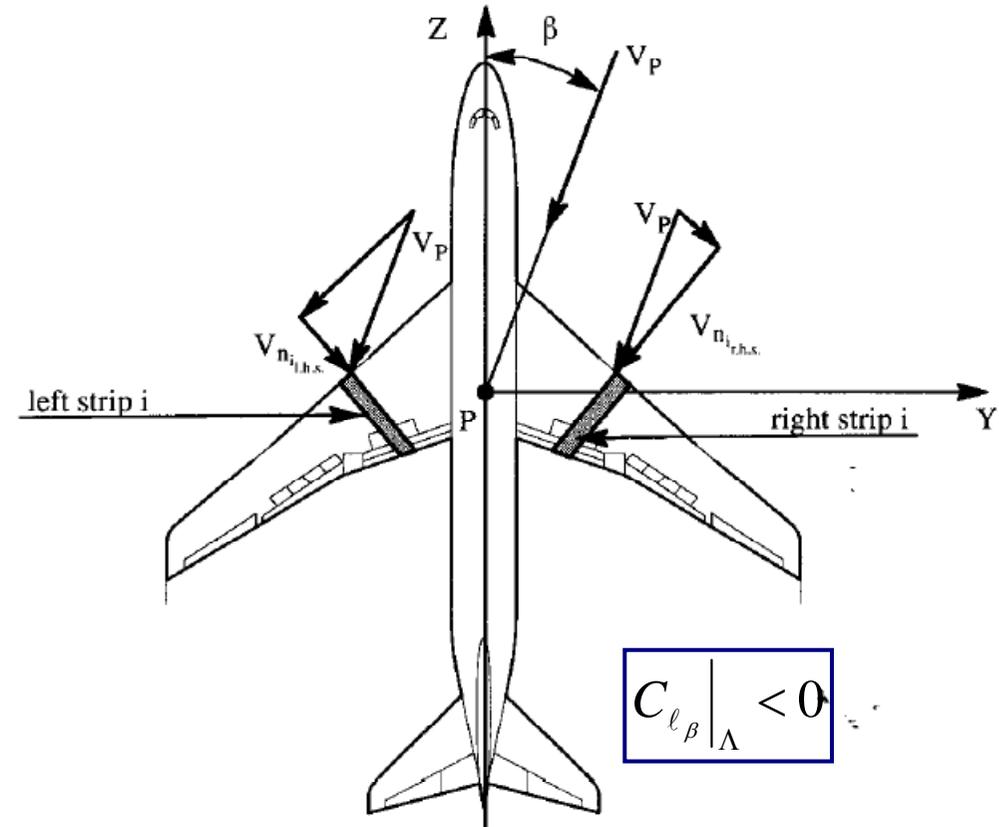


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep

Più in generale, includendo anche effetti 3D :

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -f(AR, \lambda) \cdot C_L \cdot \text{sen}(2 \cdot \Lambda)$$



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_{wf}}}$

Contributo ala-fusoliera

C) Freccia (QUADRO Definitivo)

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -\frac{4 \sin(2\Lambda)^{b/2}}{Sb} \int_0^{b/2} C_l \cdot c \cdot y \cdot dy$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -\frac{(1+2\lambda)}{3 \cdot (1+\lambda)} \cdot C_L \cdot \text{sen}(2 \cdot \Lambda)$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -f(AR, \lambda) \cdot C_L \cdot \text{sen}(2 \cdot \Lambda)$$

Es. : freccia 30°, rastr=0.50

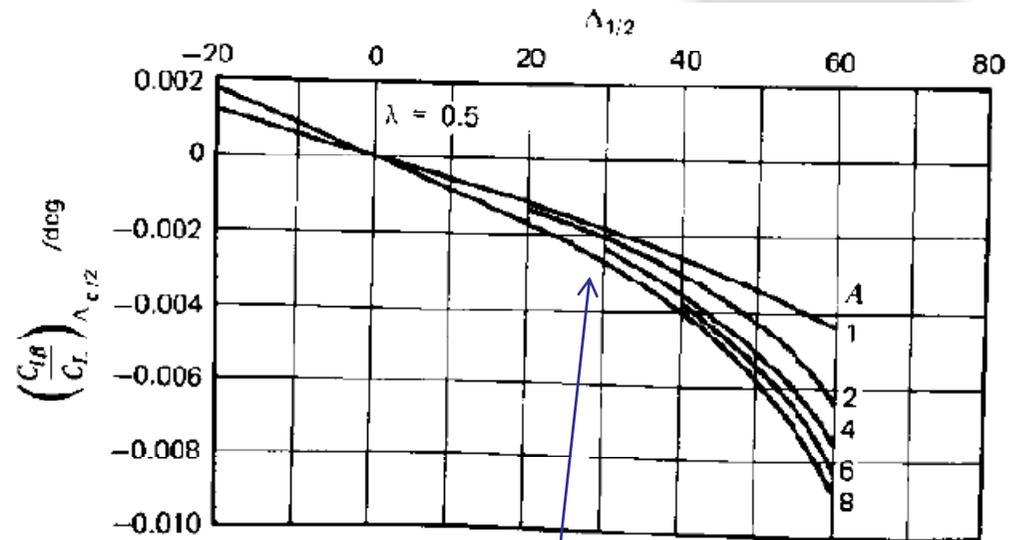
$$\text{sen}(2\Lambda) = \frac{\sqrt{3}}{2} = 0.86$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -\frac{2}{9} \cdot C_L \cdot 0.86 = 0.19 \cdot C_L \text{ [1/rad]}$$

Che ad un assetto di crociera (CL=0.50) fornisce

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = 0.0017 \text{ [1/°]}$$

Attenzione, mettere con la formula il risultato è adimensionale, cioè (1/rad)



Valore numerico in accordo
con grafico semi-empirico

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = 0.0033 \cdot C_L \text{ [1/°]}$$

Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_H}}$

Contributo piano orizzontale

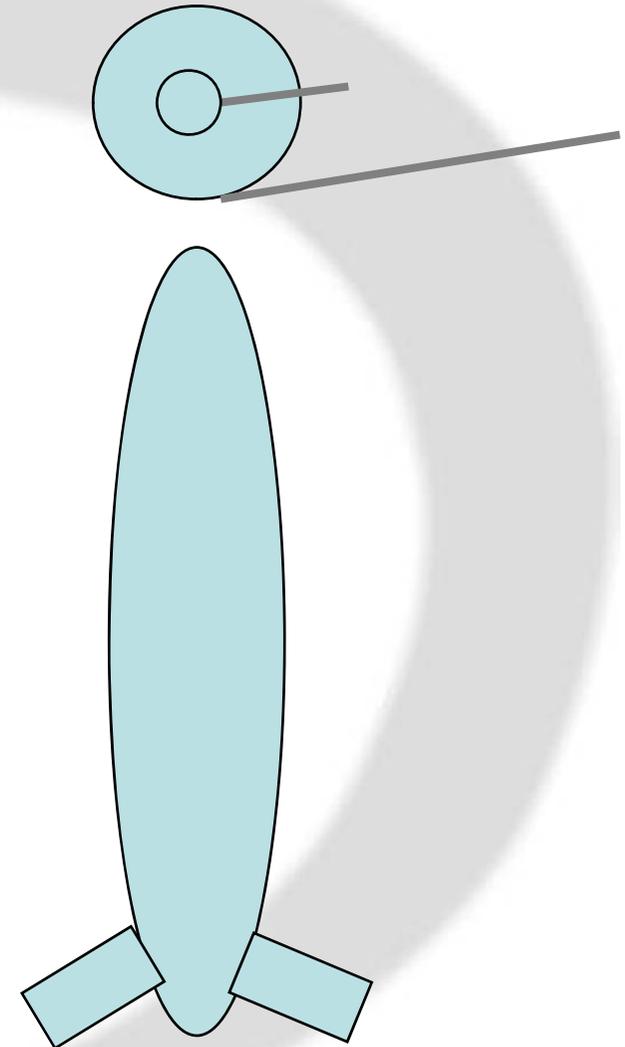
- Si può trattare come l'ala (stessi effetti):
- Angolo diedro (del piano orizzontale)
 - Posizione relativa piano fusoliera
 - Freccia del PO

BISOGNA però successivamente adimensionalizzare

$$\Delta l_H = C_{l_{\beta_H}} q S_H b_H \beta$$

$$\Delta C_{l_{\beta_H}} = \frac{\Delta l_H}{q_\infty S b}$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_H = C_{l_{\beta_H}} \eta_H \frac{S_H}{S} \frac{b_H}{b}$$



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_v}}$

Contributo piano verticale

Esiste una deviazione della corrente dovuta all'ala ed alla Fusoliera. Si chiama side-wash e si indica con σ

In coda arriva un angolo pari a $(\beta - \sigma)$

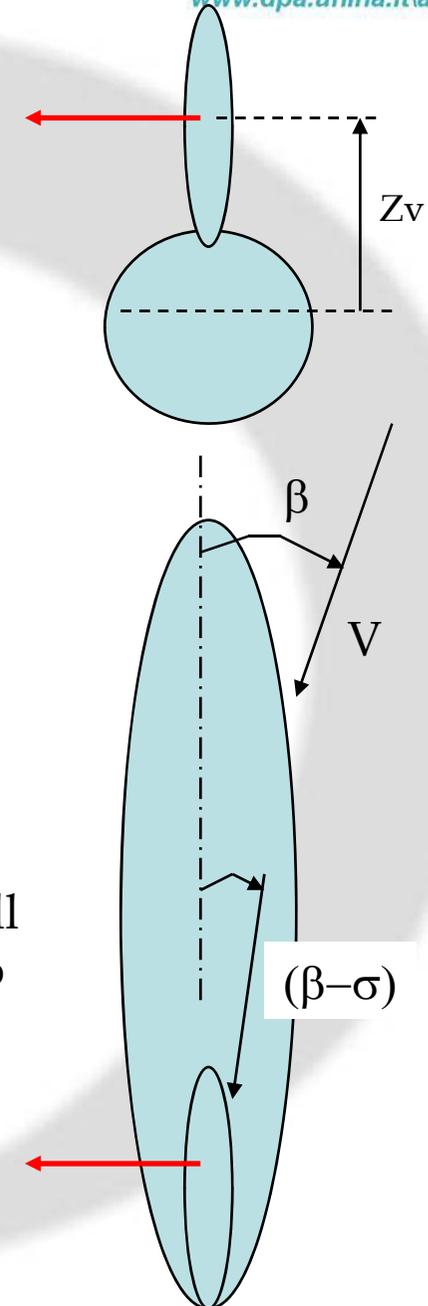
$$\beta_v = (\beta - \sigma) = \beta \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

$$C_{L_v} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \beta_v = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \beta \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

$$l_v = -C_{L_v} \cdot q_v \cdot S_v \cdot z_v = -C_{L_{\alpha_v}} \cdot \beta \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \cdot q_v \cdot S_v \cdot z_v$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_v = -C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{z_v}{b}$$

Mom roll
negativo



CONTROLLO LATERALE

$$C_{l_{\delta a}}$$

Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione alettoni

$$\Delta Lift(y) = C_{L_{\alpha}}(y) \cdot (\tau \cdot \delta_a) \cdot c(y) dy \cdot q_{\infty}$$

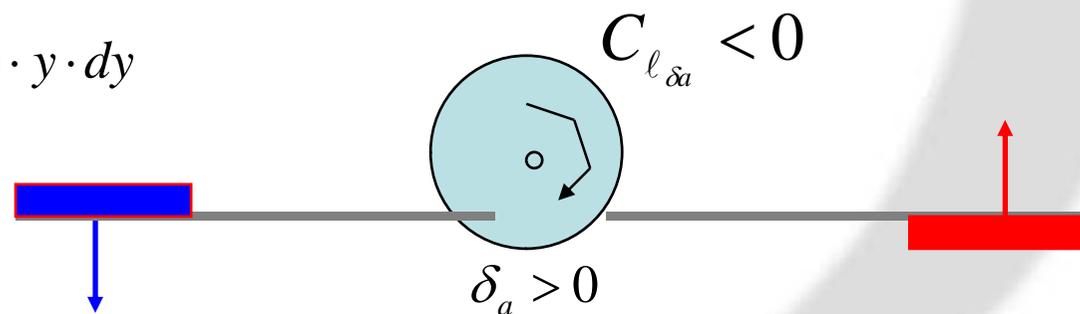
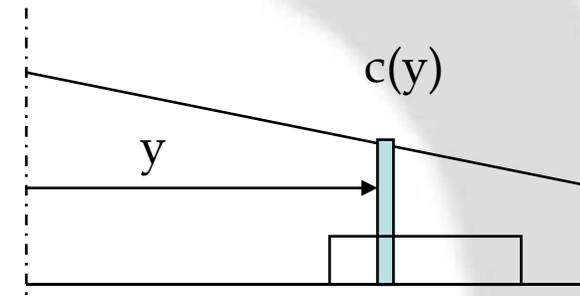
$\tau = \tau_a$ Dipendente dal rapporto locale
corda alettone/corda ala

Supponendo che gli alettoni dx e sx siano deflessi
in modo uguale:

$$l = -2 \cdot q_{\infty} \int_{y_i}^{y_f} C_{L_{\alpha}}(y) \cdot (\tau \cdot \delta_a) \cdot c(y) \cdot y \cdot dy$$

Quindi:

$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{L_{\alpha-w}} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$



Così teniamo conto anche degli effetti 3D



CONTROLLO LATERALE

$$C_{l_{\delta a}}$$

Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione alettoni

$$\Delta Lift(y) = C_{l_{\alpha}}(y) \cdot (\tau \cdot \delta_a) \cdot c(y) dy \cdot q_{\infty}$$

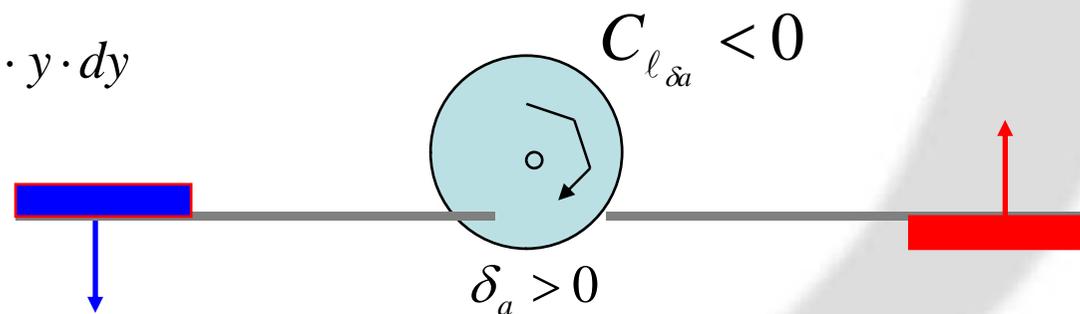
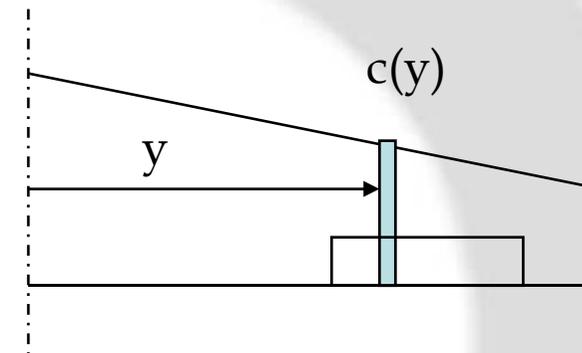
$\tau = \tau_a$ Dipendente dal rapporto locale
corda alettone/corda ala

Supponendo che gli alettoni dx e sx siano deflessi
in modo uguale:

$$l = -2 \cdot q_{\infty} \int_{y_i}^{y_f} C_{l_{\alpha}}(y) \cdot (\tau \cdot \delta_a) \cdot c(y) \cdot y \cdot dy$$

Quindi:

$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{l_{\alpha}} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$



Ipotizzo pendenza della retta di portanza
del profilo costante lungo l'apertura.
Potrei anche inserire il valore 3D per tener
conto degli effetti tridimensionali.

CONTROLLO LATERALE

$$C_{l_{\delta a}}$$

Coeff Momento Rollio dovuto
alla deflessione alettoni

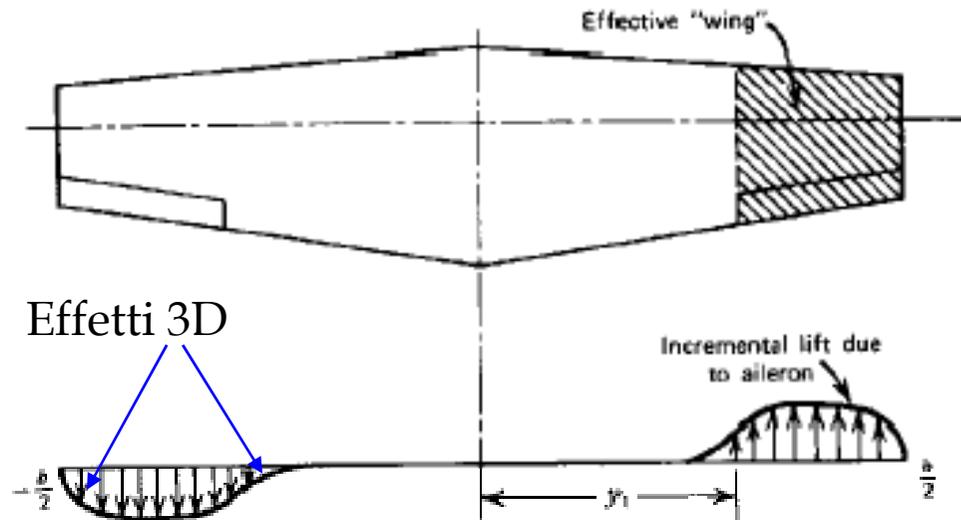
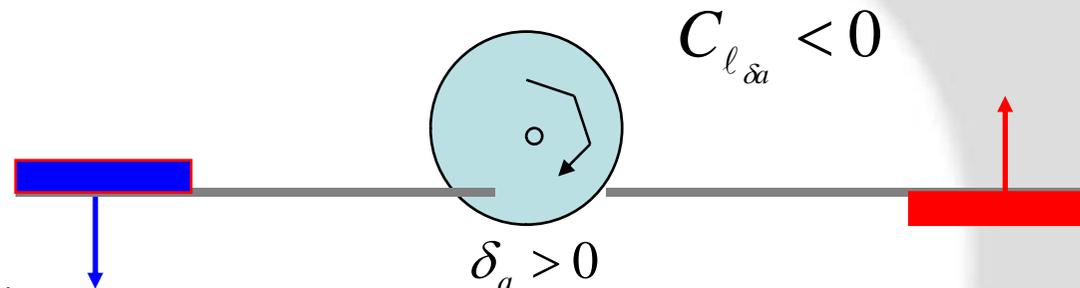
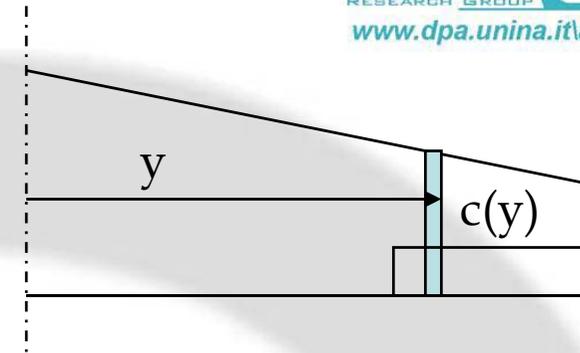
$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{l_{\alpha}} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Se volessi tener conto
degli effetti 3D

$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{L_{\alpha-w}} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Si usa il coefficiente della retta di portanza 3D dell'ala per tener conto di effetti 3D (l'integrale assume che ogni sezione lavori in modo indipendente, cosa non vera).

Inoltre, per tener conto degli effetti evidenziati dalla figura (interazione tra zona alettoni e zona senza alettoni), si può aggiungere un fattore pari a 0.90.



CONTROLLO LATERALE

$C_{l_{\delta a}}$

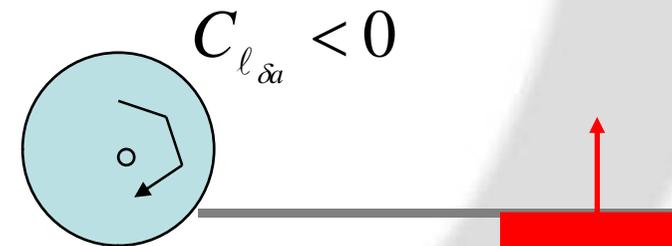
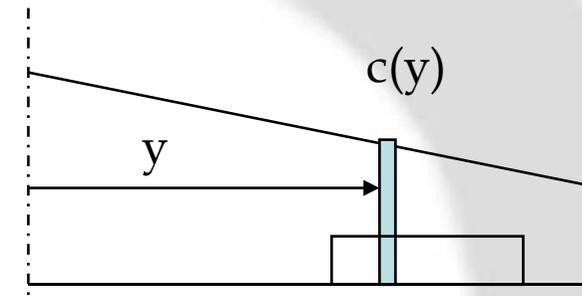
Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione alettoni

$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{L\alpha} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$

$$C_{l_{\delta a}} = \frac{-2 \cdot C_{L\alpha} \cdot \tau \cdot b^3}{S \cdot b \cdot 8} \int_{\eta_i}^{\eta_f} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta = \frac{-C_{L\alpha} \cdot \tau}{4} AR \int_{\eta_i}^{\eta_f} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta$$

$$C_{l_{\delta a}} = (0.9) \frac{-2 \cdot C_{L\alpha} \cdot \tau}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$

$$C_{l_{\delta a}} = (0.9) \frac{-C_{L\alpha} \cdot \tau}{4} AR \int_{\eta_i}^{\eta_f} \bar{c} \cdot \eta \cdot d\eta$$

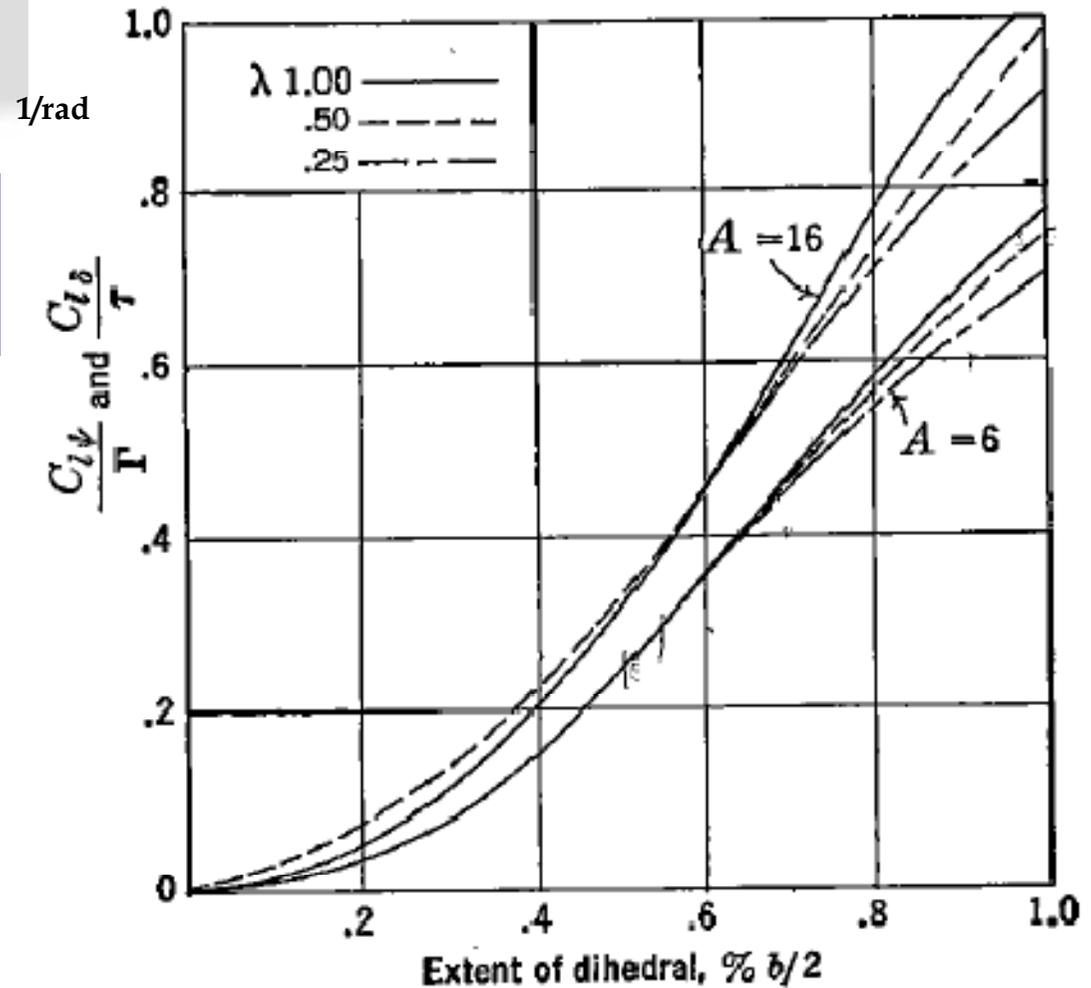
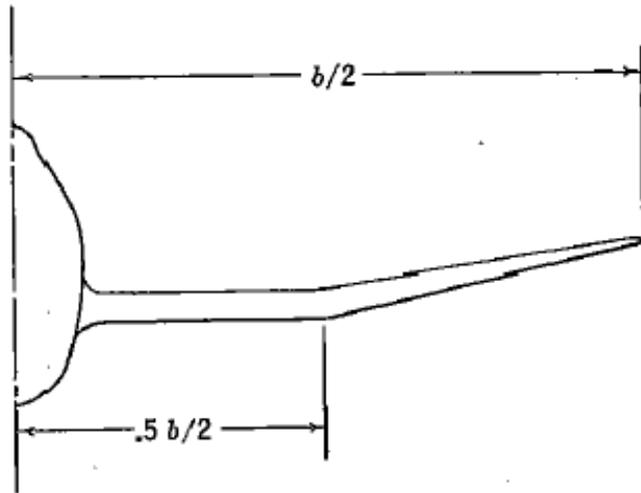


CONTROLLO LATERALE

Cambiati di segno

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = \frac{-2\Gamma}{bS} C_{L_{\alpha}} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

$$C_{l_{\delta_a}} = (0.9) \frac{-2 \cdot C_{L_{\alpha}} \cdot \tau}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$



I valori del diagramma per la derivata rispetto al diedro andrebbero divisi per $57.3^2 = 3283$ per avere la derivata in $(1/^\circ)$ e per $^\circ$ di diedro

ROLLIO INDOTTO dal Timone

$C_{l_{\delta r}}$

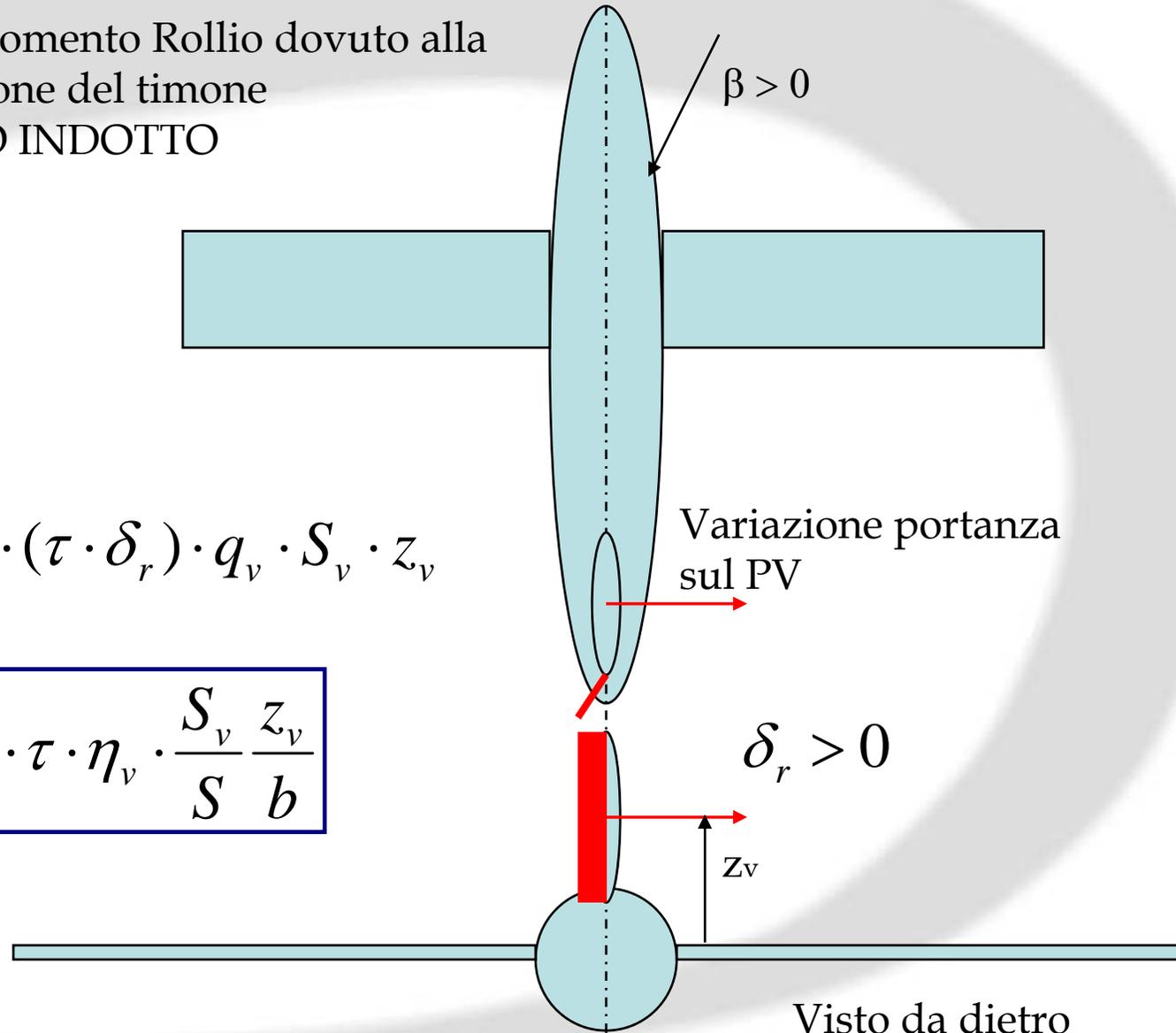
Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione del timone
ROLLIO INDOTTO

$$C_{l_{\delta r}} > 0$$

Mom rollio :

$$l = F_y \cdot z_v = C_{L\alpha} \cdot (\tau \cdot \delta_r) \cdot q_v \cdot S_v \cdot z_v$$

$$C_{l_{\delta r}} = C_{L\alpha} \cdot \tau \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{z_v}{b}$$



ROLLIO INDOTTO dal Timone

$C_{l_{\delta r}}$

Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione del timone **ROLLIO INDOTTO**

$$C_{l_{\delta r}} = C_{L_{\alpha}} \cdot \tau \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{z_v}{b}$$

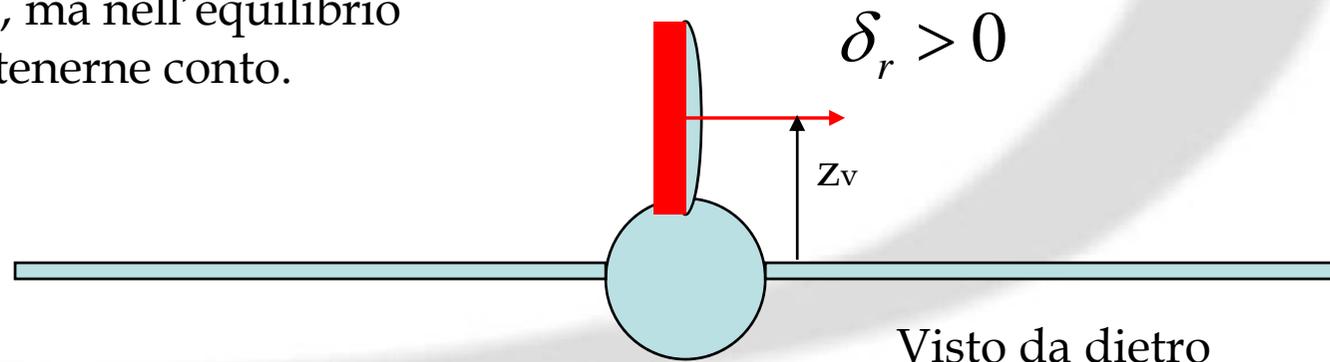
$$C_{l_{\delta r}} > 0$$

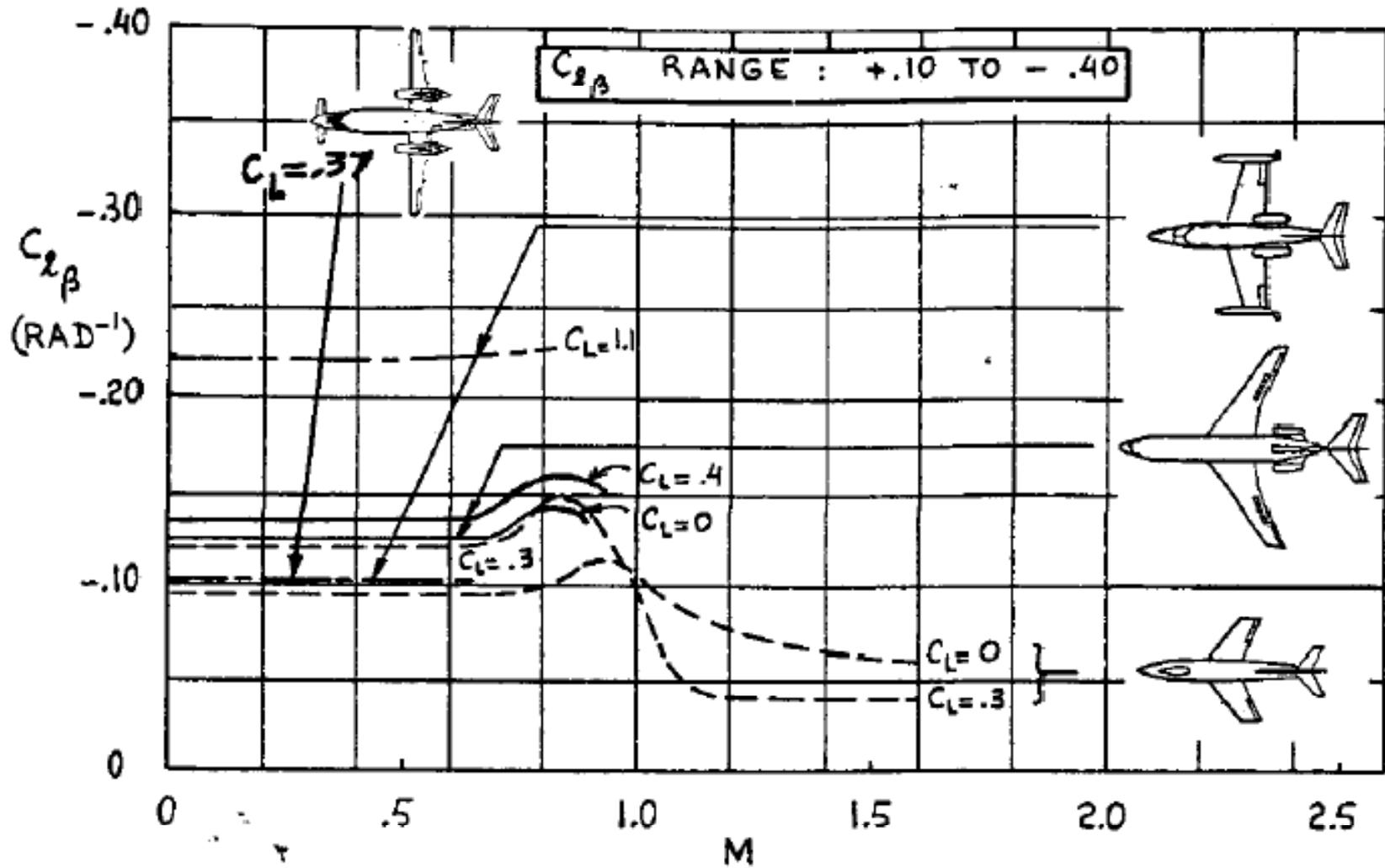
Dipende da z_v

Ricordo che z_v è da intendersi rispetto agli assi stabilità (vento) e quindi dipende dall'assetto !!

Ad assetti elevati risulta tipicamente molto molto piccolo.

Tipicamente è piccolo, ma nell'equilibrio complessivo bisogna tenerne conto.





NOTA: La seguente figura tratta da Roskam si basa su convenzione segno deflessione alettoni opposta. Quindi bisogna considerare il segno OPPOSTO

