



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale


Università di Napoli Federico II

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

Corso Manovre e Stabilità

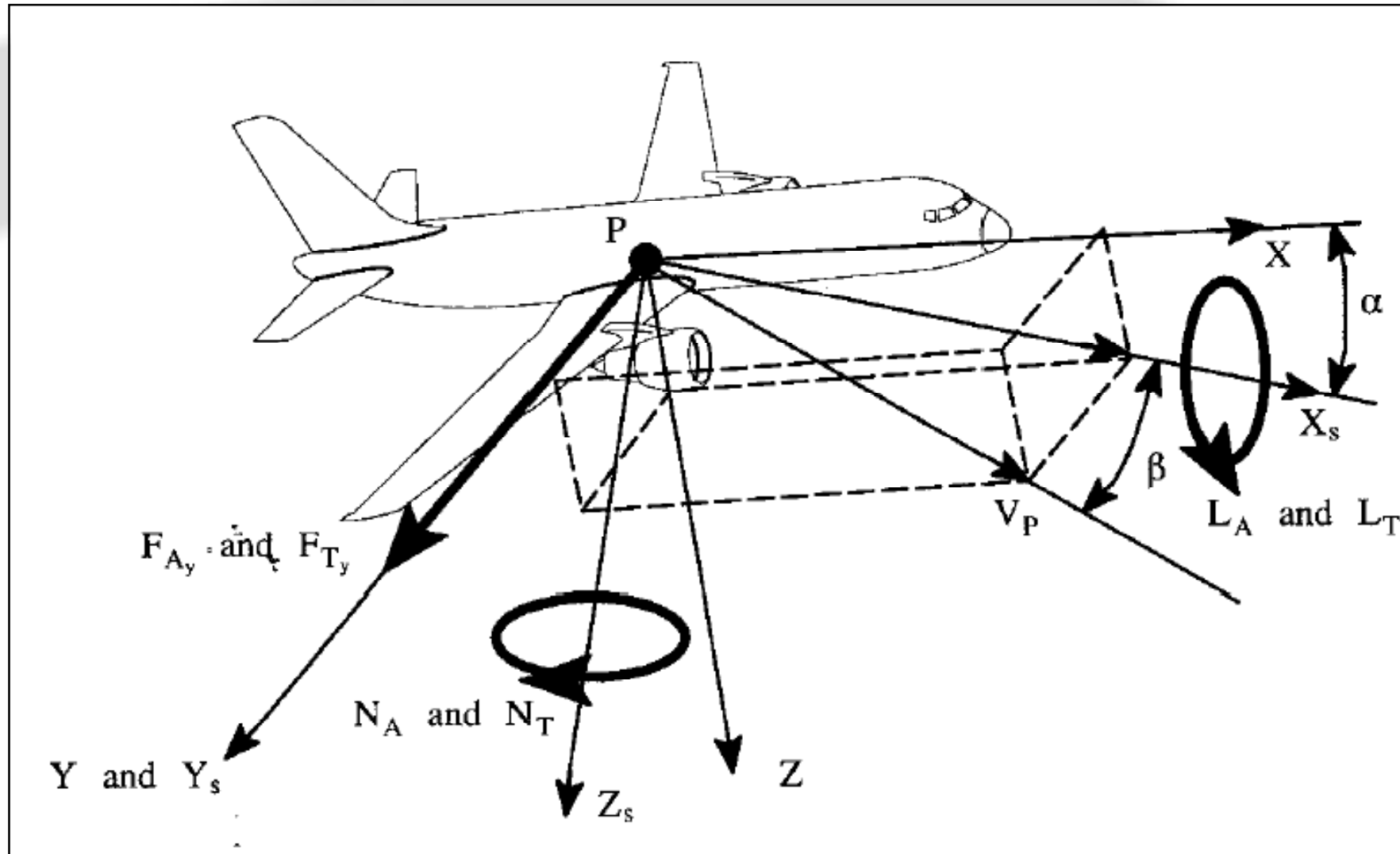
Stabilità e controllo LATERALE

Docente
Fabrizio Nicolosi

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



ASSI velivolo

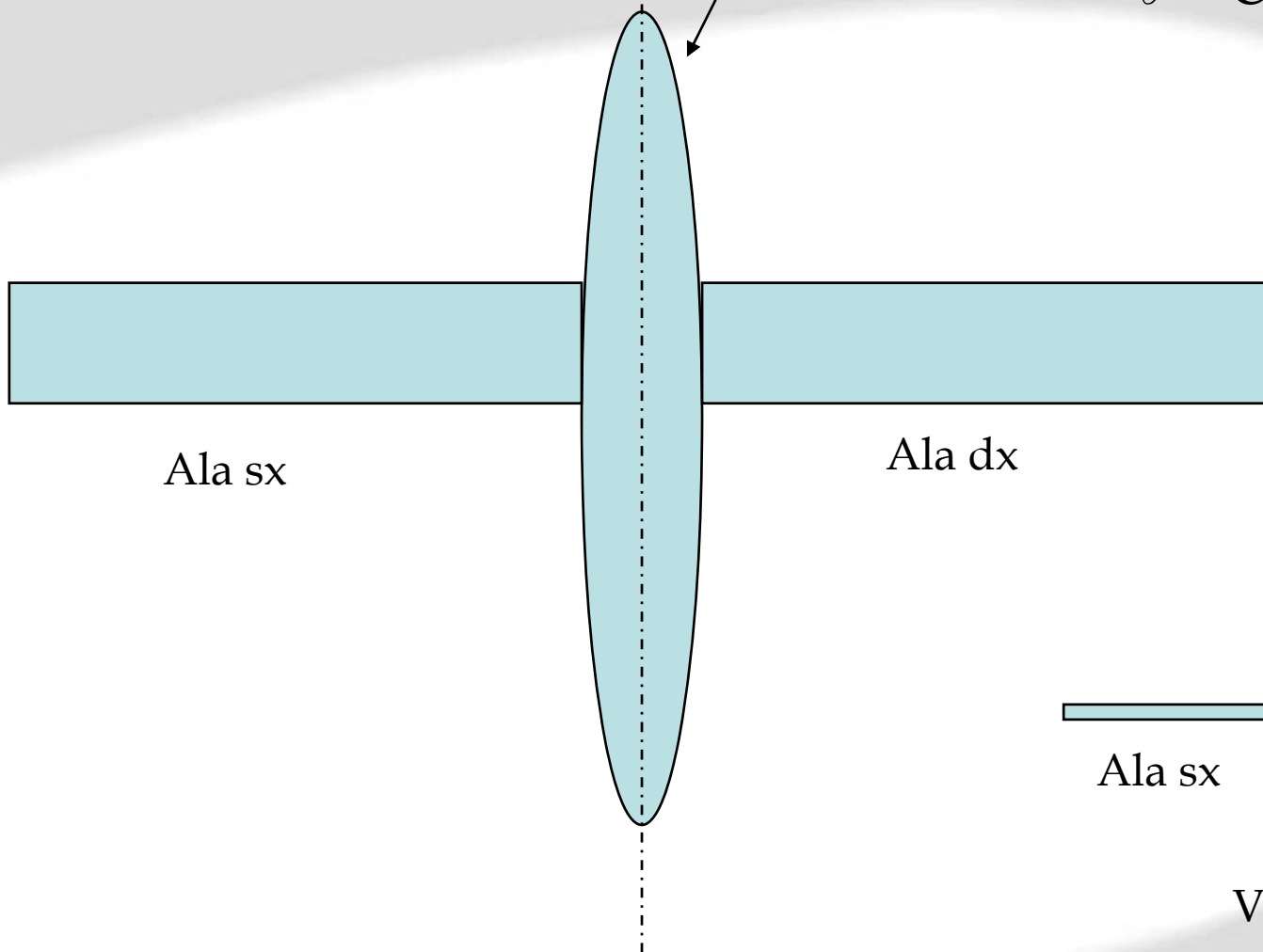


Convenzione segni ROLL

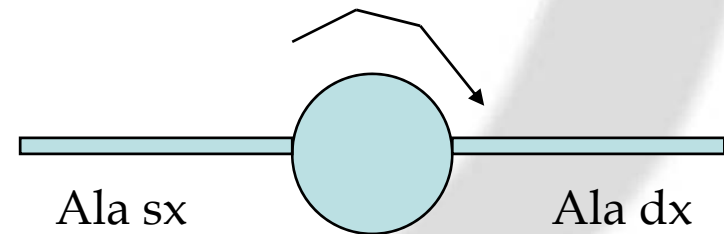
ROLLIO

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

Asse rollio $\beta > 0$



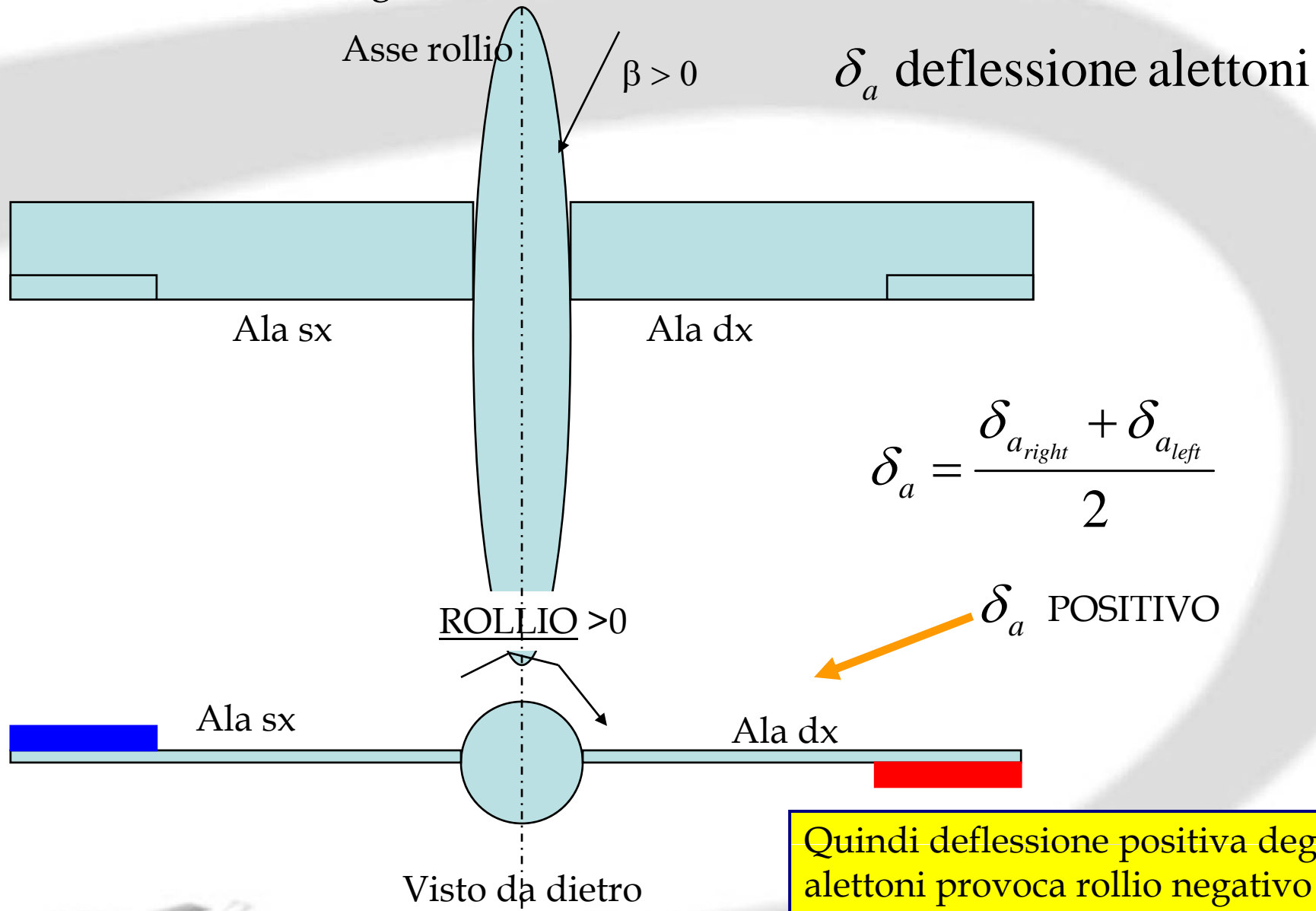
ROLLIO > 0



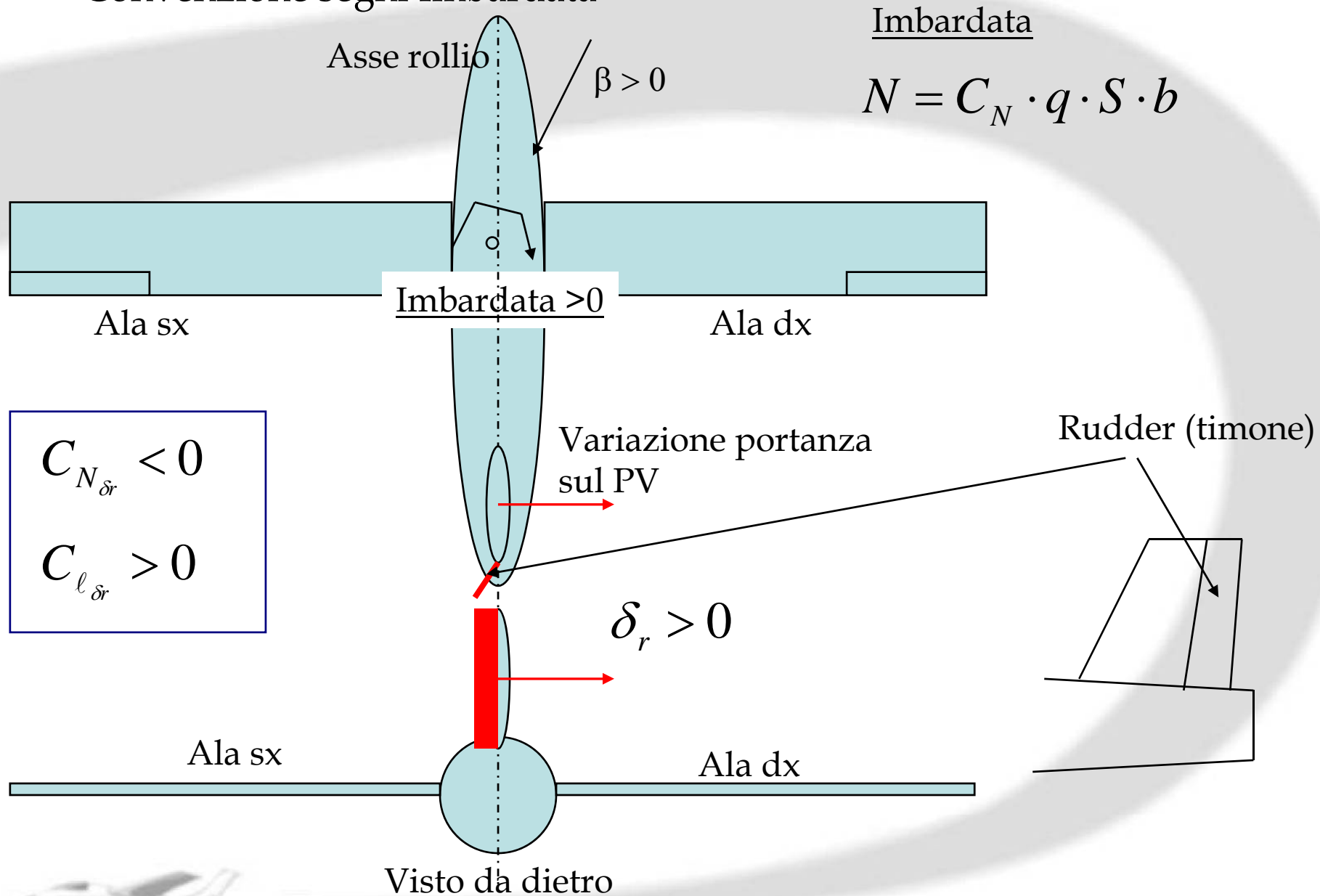
Visto da dietro



Convenzione segni ROLL



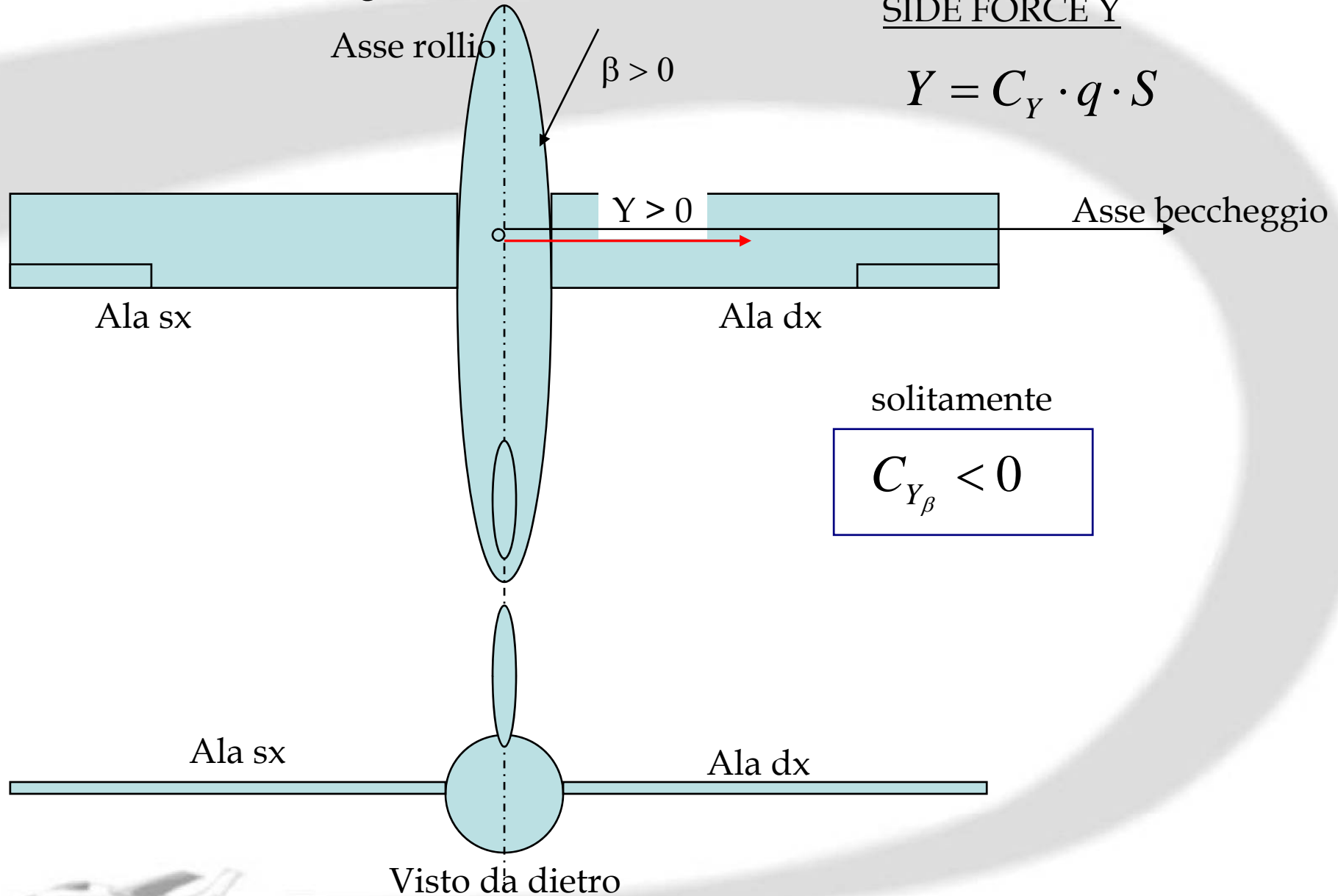
Convenzione segni Imbardata



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

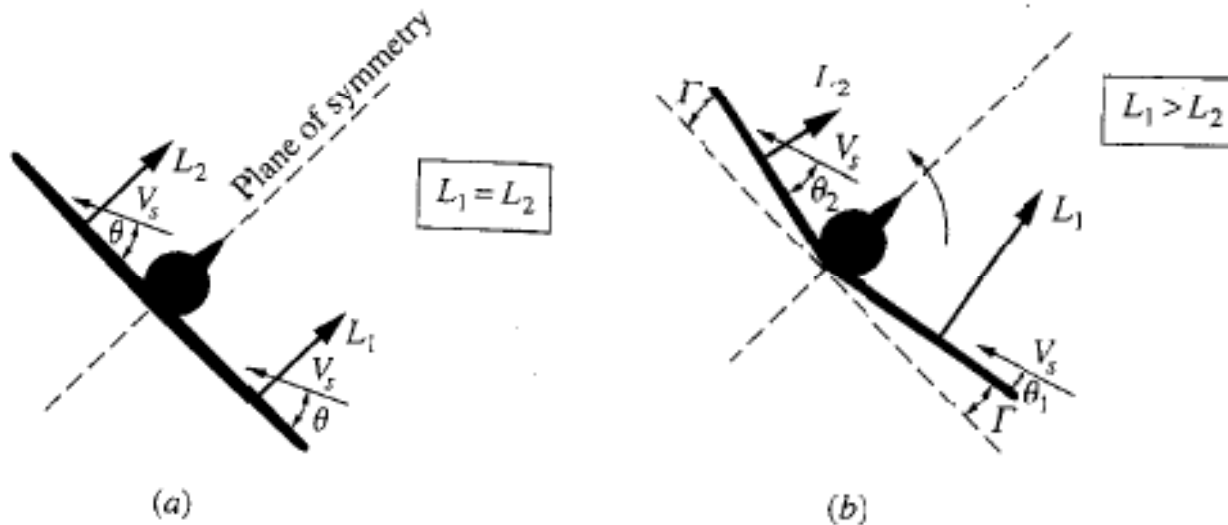


Effetto DIEDRO

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

- 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)

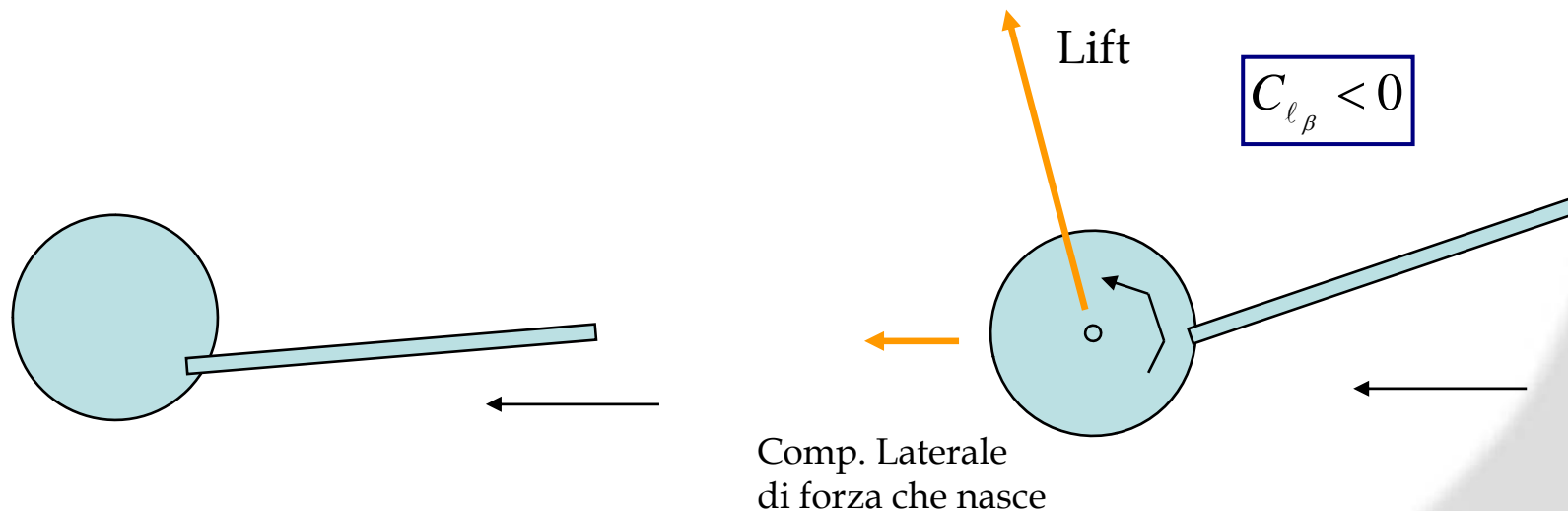


Effetto DIEDRO

$C_{l\beta}$

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

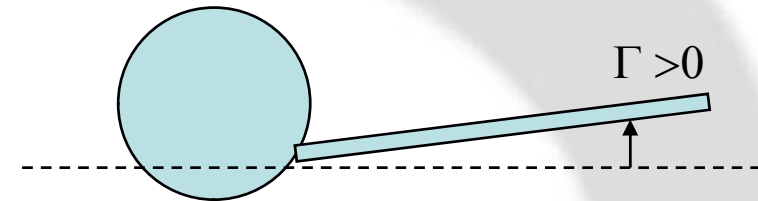


Effetto DIEDRO

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

- Contributo ala-fusoliera

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

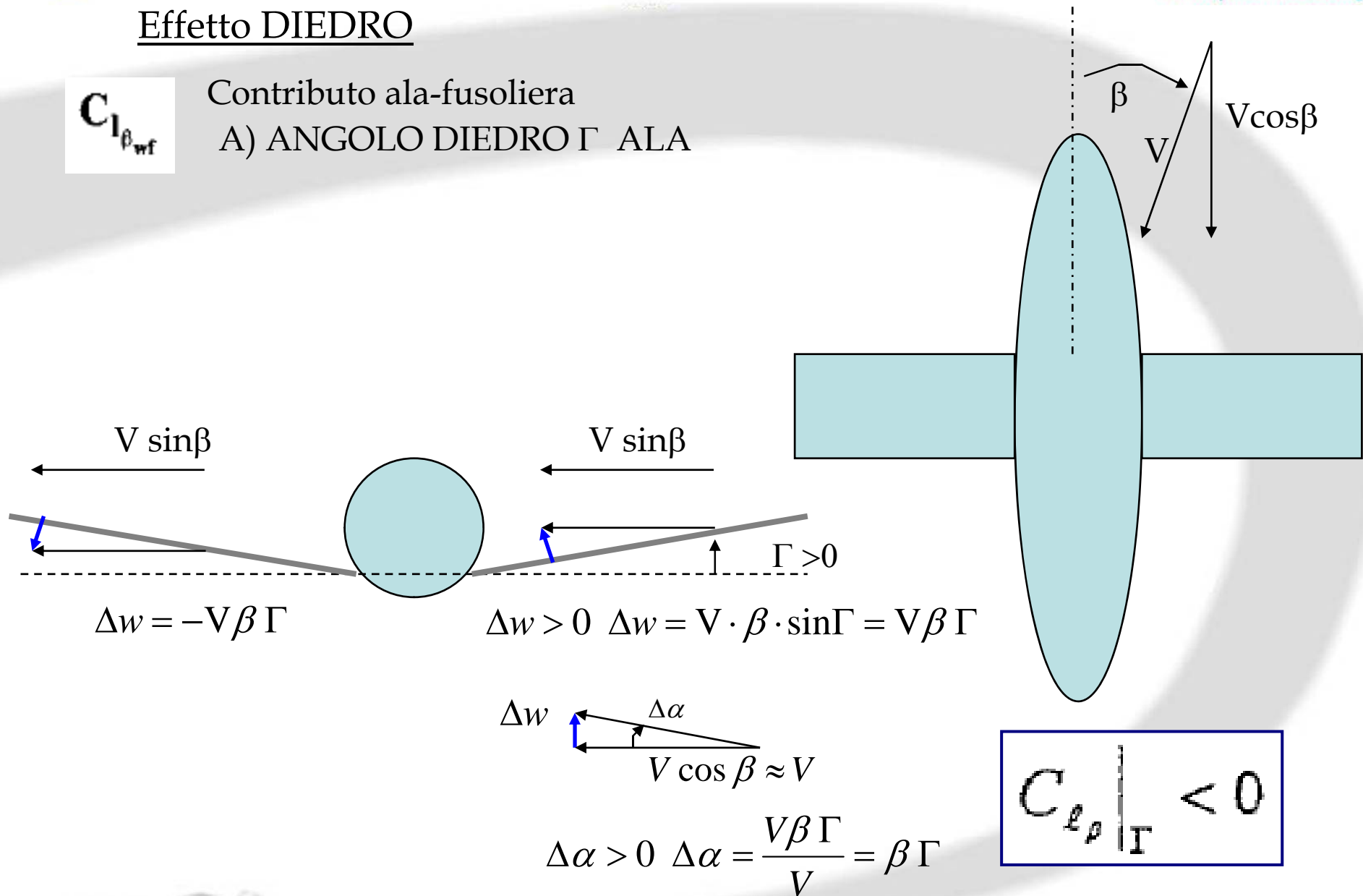


Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA



Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA

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

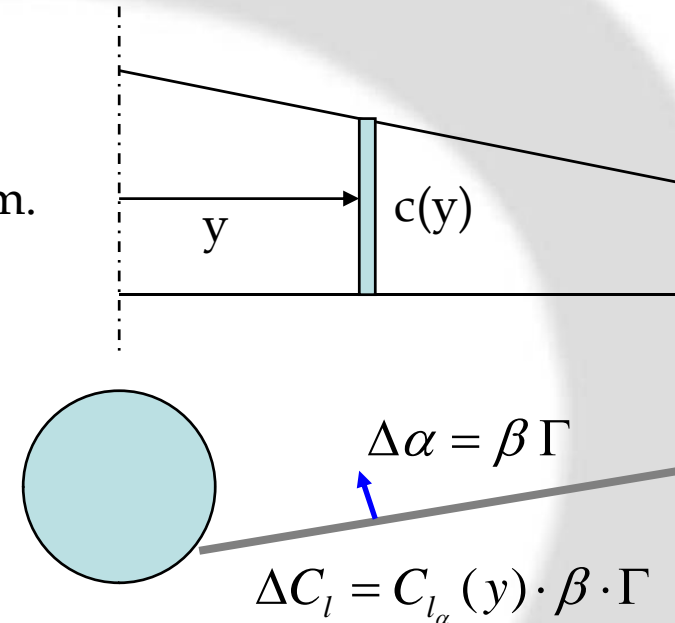
Rollio dovuto
alla striscia elem.

PORTO la pendenza della retta di portanza fuori dell'integrale e sostituisco il valore 2D con quello 3D dell'ala per tener conto di effetti tridimensionali. In effetti non è vero (come assunto nella presente trattazione con ala divisa in strisce) che ogni sezione lavora in modo indipendente dalle altre, perciò è opportuno mettere il valore 3D.

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

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

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



Effetto DIEDRO

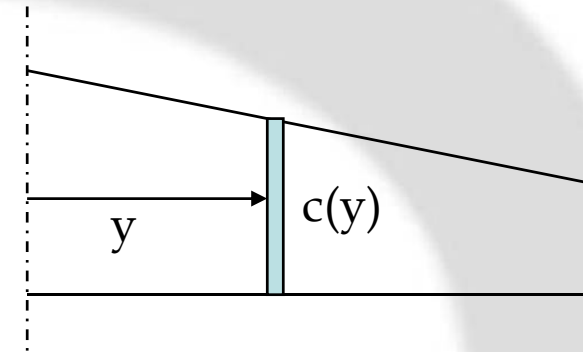
$C_{l_{\beta wf}}$

Contributo ala-fusoliera

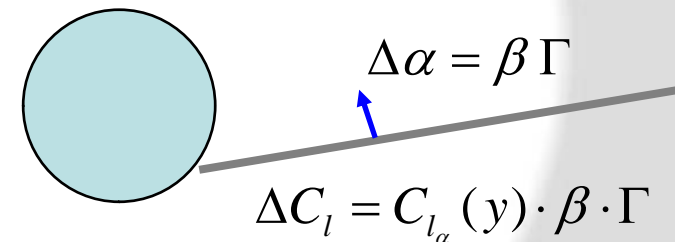
A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA

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

Rollio dovuto
alla striscia elem.



Si può portare tutto il contenuto
dell'integrale in termini adimensionali



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

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

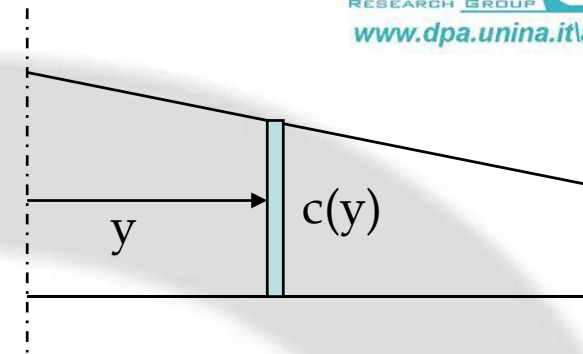


Effetto DIEDRO

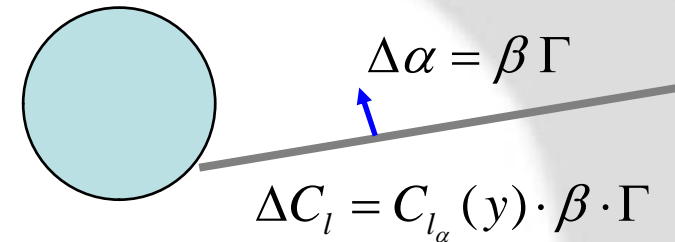
$C_{l_{\beta wf}}$

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

A) ANGOLO DIEDRO Γ ALA

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

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

- Assumendo un valore medio di pendenza della retta di portanza pari a 0.080 (1/°)
- Per una rastremazione pari a 0.50

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = -\frac{\Gamma}{6} \cdot 0.08 \frac{2}{1.5} = -0.018 \cdot \Gamma \quad [1/^{\circ}] \text{ con } \Gamma \text{ in rad}$$

$$\Rightarrow C_{l_{\beta}} \Big|_{\Gamma} = -0.00030 \cdot \Gamma \quad [1/^{\circ}] \text{ con } \Gamma \text{ in } [^{\circ}]$$

Quindi l'ala fornisce mediamente un contributo (in 1/°) di 3 decimillesimi per ogni grado di diedro (viene leggermente più alto per ala rettangolare, sempre con AR circa 8-10)



Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera
B) Posizione relativa ala-fus

ALA ALTA

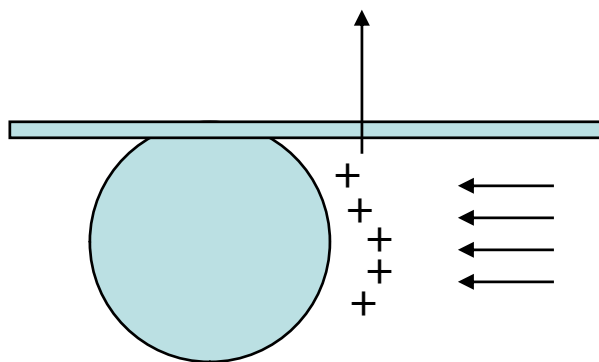
$$C_{l_{\beta}} \Big|_{PosWF} < 0$$

ALA BASSA

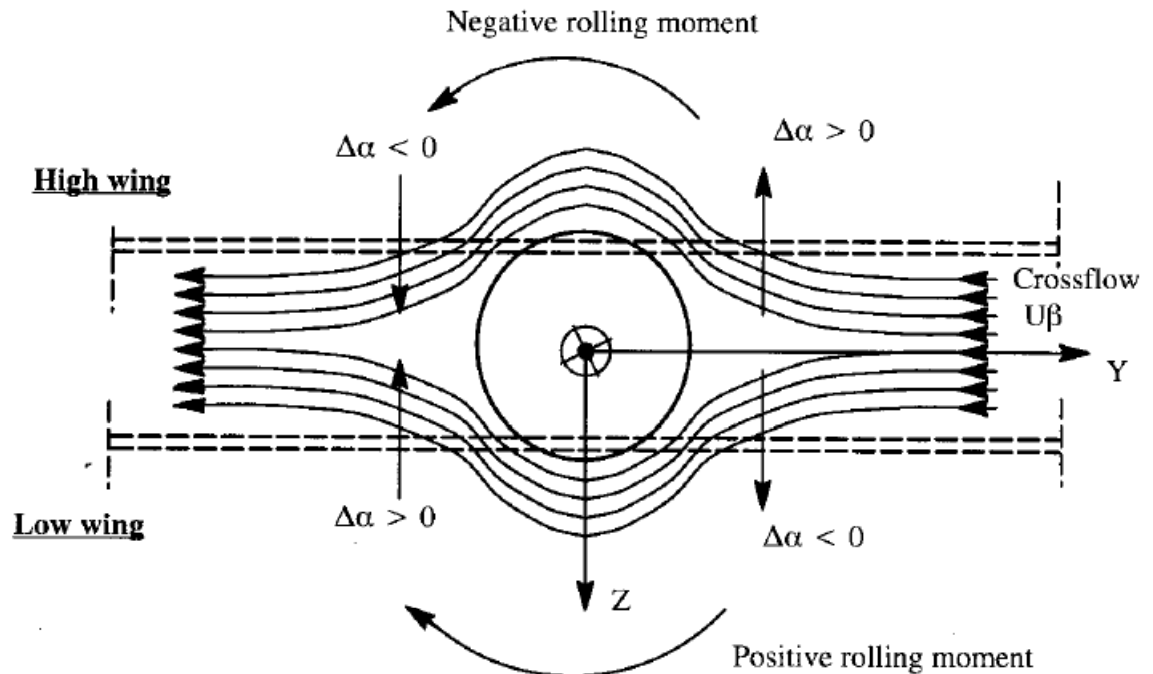
$$C_{l_{\beta}} \Big|_{PosWF} > 0$$

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

B) Posizione relativa ala-fus

VALORI ORIENTATIVI (1/°)

HIGH WING = - 0.0006

MID WING = 0

LOW WING = + 0.0008

ALA ALTA

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

ALA BASSA

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

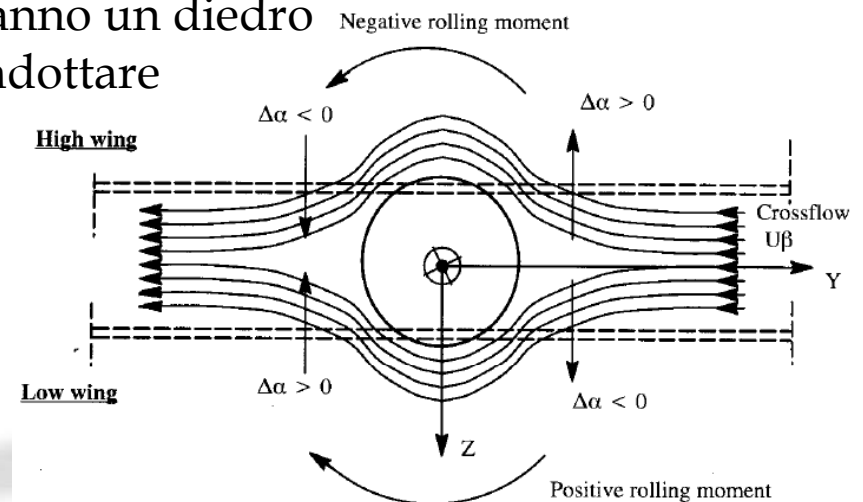
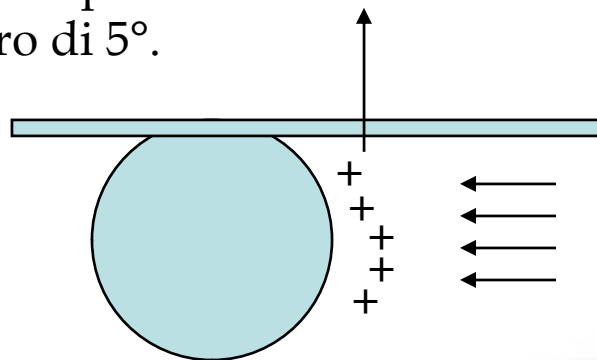
Dall'analisi precedente (-0.00030 circa per ogni grado di diedro)

Si vede quindi che orientativamente l'ala alta ha un contributo di posizione relativa "EQUIVALENTE" a circa 2° di angolo diedro, mentre per l'ala bassa è circa -2.5°.

Ecco perché solitamente i velivoli ad ala alta hanno un diedro

Pari a 1-2 ° mentre quelli ad ala bassa devono adottare

Un angolo diedro di 5°.



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)!

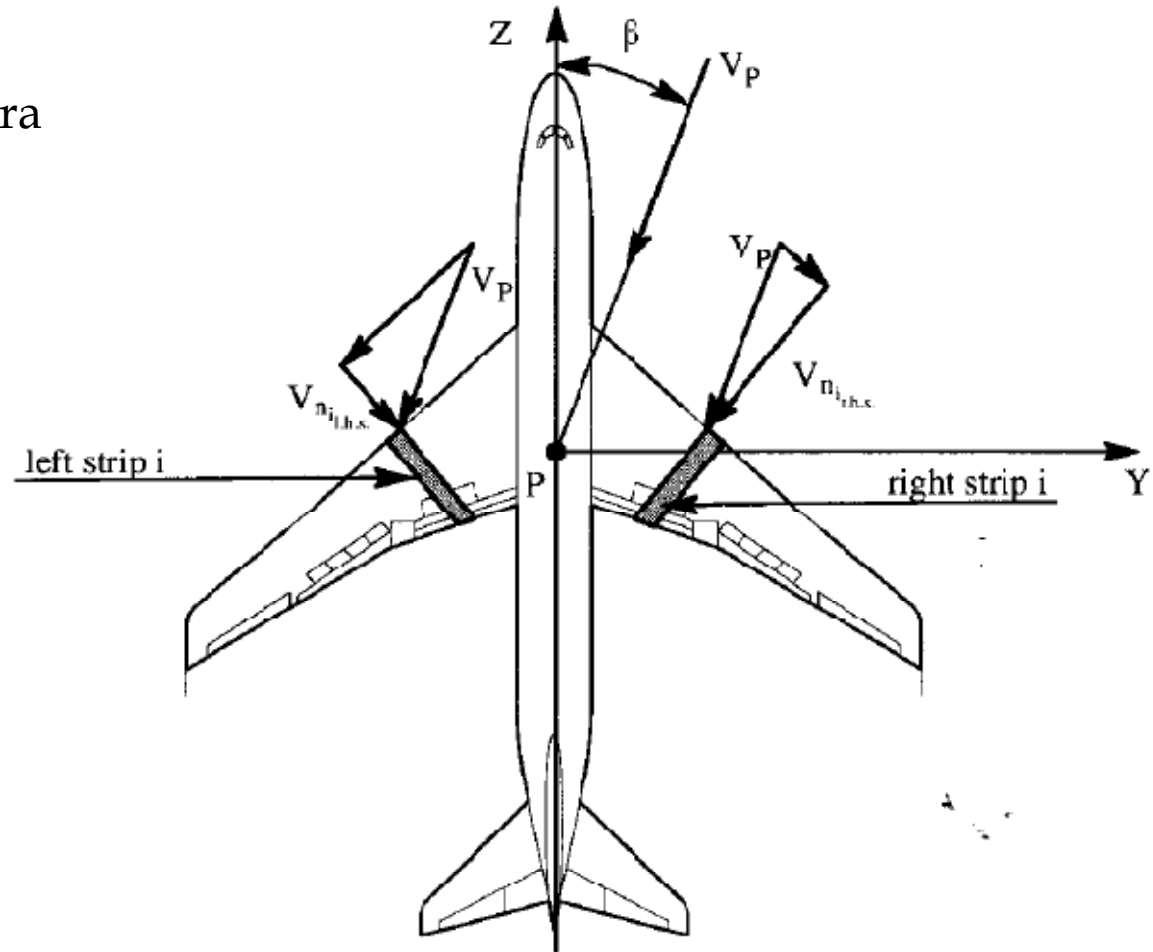


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep



Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

Assumiamo il riferimento y come l'asse in figura e la coordinata s come quella riferita al l.e. dell'ala a freccia

$$y = s \cdot \cos \Lambda \quad dy = ds \cdot \cos \Lambda$$

$$\Delta Lift(s) = C_{l_n}(s) \cdot \frac{1}{2} \rho (V_{loc}(s))^2 \cdot (c(s) \cdot ds)$$

Con $C_{l_n}(s)$ coeff di portanza locale dovuto alla V normale alla corda

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

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

$$c = c(y) \cdot \cos \Lambda$$

$$\Delta Lift(y)_{right} = [C_{l_n}(s) \cdot q \cdot (c(y) \cdot \cos \Lambda)] \cdot \cos^2(\Lambda - \beta) \cdot ds$$

$$\Delta Lift(y)_{left} = [C_{l_n}(s) \cdot q \cdot (c(y) \cdot \cos \Lambda)] \cdot \cos^2(\Lambda + \beta) \cdot ds$$

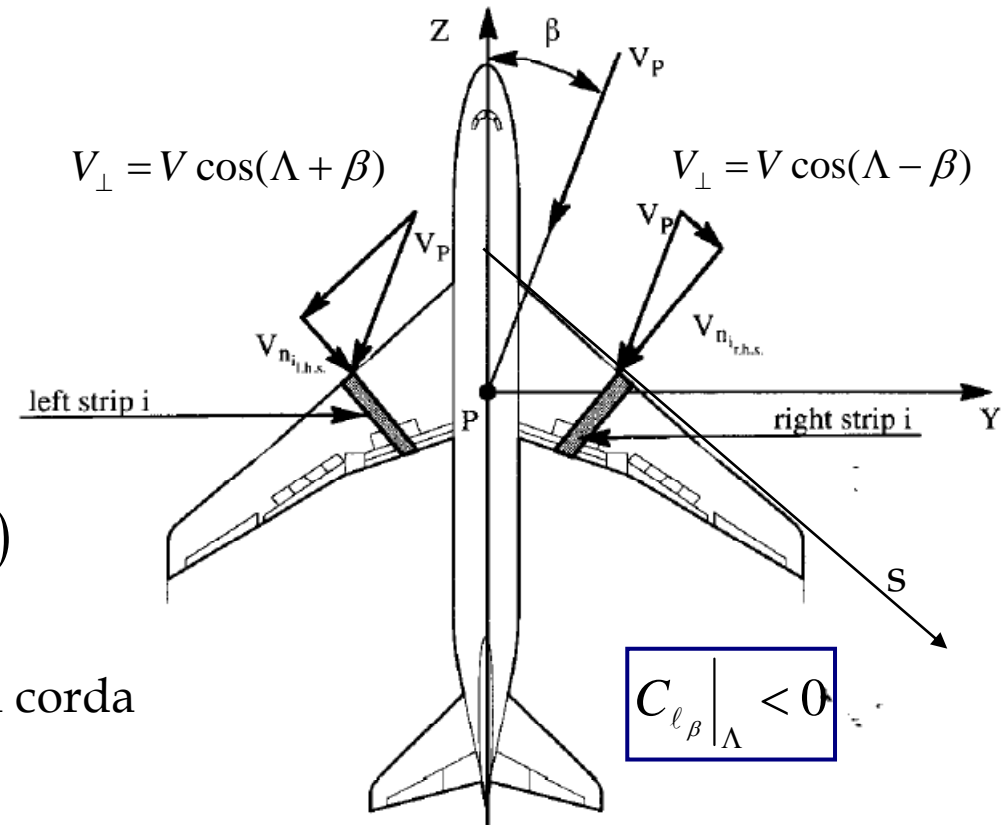


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep



Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera

C) Freccia

$$\Delta Lift(y)_{right} = [C_{l_n}(s) \cdot q \cdot (c(y) \cdot \cos \Lambda)] \cdot \cos^2(\Lambda - \beta) \cdot ds$$

$$\Delta Lift(y)_{left} = [C_{l_n}(s) \cdot q \cdot (c(y) \cdot \cos \Lambda)] \cdot \cos^2(\Lambda + \beta) \cdot ds$$

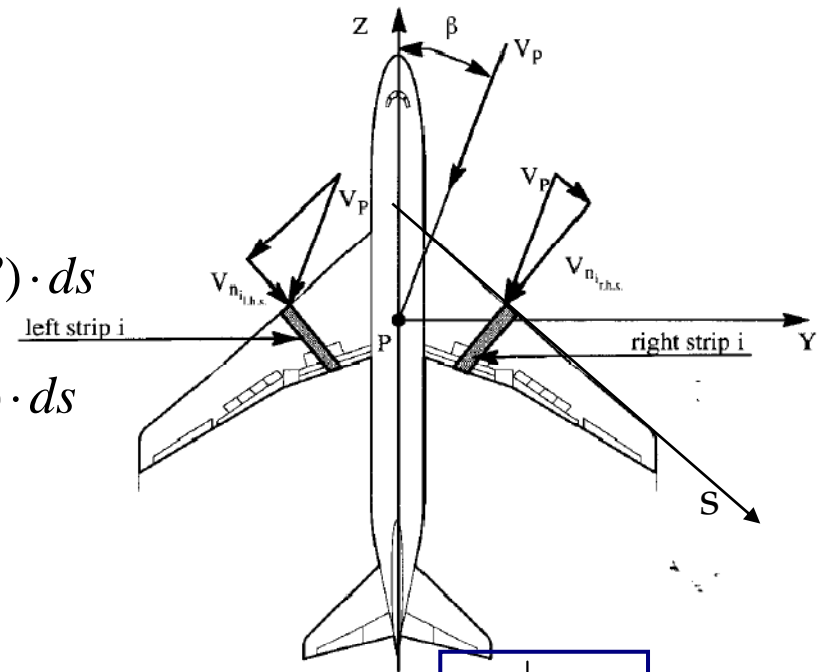


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep

$$\frac{C_{l_{\beta}}}{\Lambda}$$

Rollio della striscia ($dx - sx$):

$$\Delta l(y) = -q \cdot c(y) \cdot C_{l_n} \cdot y \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot \cos \Lambda \cdot ds$$

ma $dy = ds \cdot \cos \Lambda$ quindi

$$\Delta l(y) = -q \cdot c(y) \cdot C_{l_n} \cdot y \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot dy$$

$$l = -q \cdot C_{l_n} \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$\ell = -q \cdot C_{l_n} \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

La portanza dell'ala è:

$$L = 2 \cdot q \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot C_{l_n} \cdot \int_0^{b/2} c(y) dy$$

$$L = q \cdot S \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot C_{l_n}$$

=>

$$C_L = C_{l_n} \cdot \cos^2(\Lambda)$$

Quindi il coeff di mom di rollio dovuto alla freccia della'ala :

$$C_\ell = -\frac{C_L}{\cos^2 \Lambda} \cdot \frac{1}{Sb} \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

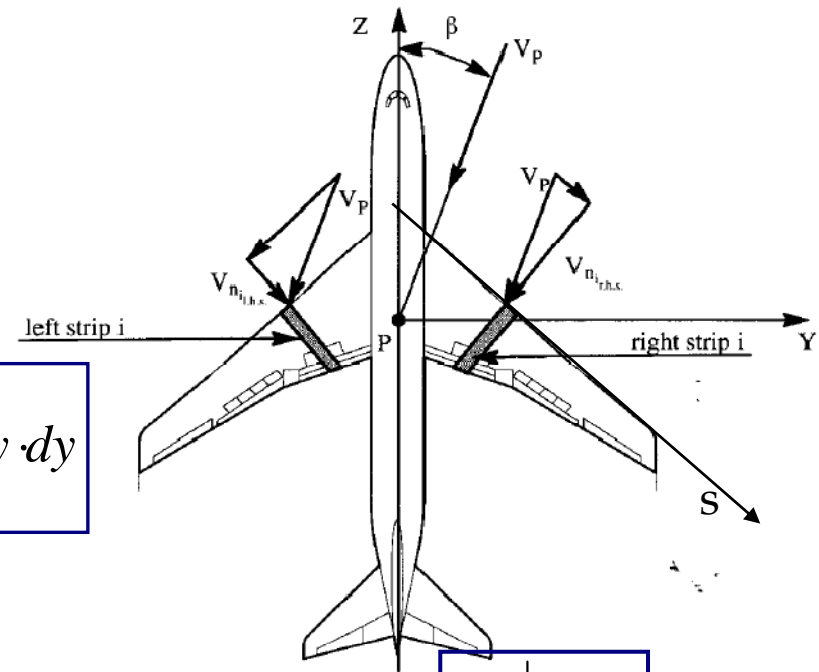


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep

$$\frac{C_{l_{\beta}}}{\Lambda}$$

Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$C_{\ell} = -\frac{C_L}{\cos^2 \Lambda} \cdot \frac{1}{Sb} \cdot [\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)] \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Derivando rispetto a beta (per beta=0) :

$$C_{\ell_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -4 \cdot C_L \cdot \tan \Lambda \cdot \frac{1}{Sb} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Si vede che dipende dall'assetto (dal coeff di portanza dell'ala) ed ovviamente dalla freccia. L'integrale dice che in un'ala rastremata l'effetto è leggermente minore che in un'ala rettangolare (come per il $c_{l_{\beta}}$ dovuto al diedro).

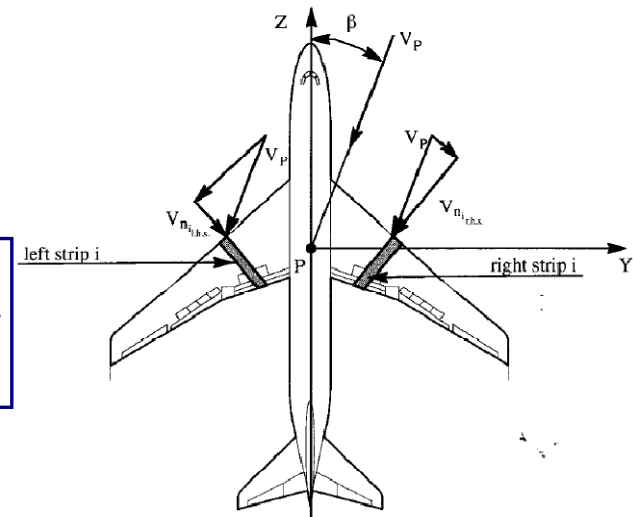


Figure 3.30 Differential Strip Velocities due to Sweep



Effetto DIEDRO

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

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -4 \cdot C_L \cdot \tan \Lambda \cdot \frac{1}{Sb} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Oppure in termini adimensionali :

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = - \cdot C_L \cdot \tan \Lambda \cdot \frac{AR}{2} \cdot \int_0^1 \bar{c}(\eta) \cdot \eta \cdot d\eta$$

Nel caso di ala trapezia :

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

Più in generale, includendo anche effetti 3D :

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



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta wf}}$

Contributo ala-fusoliera
C) Freccia

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -4 \cdot C_L \cdot \tan \Lambda \cdot \frac{1}{Sb} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy$$

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

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

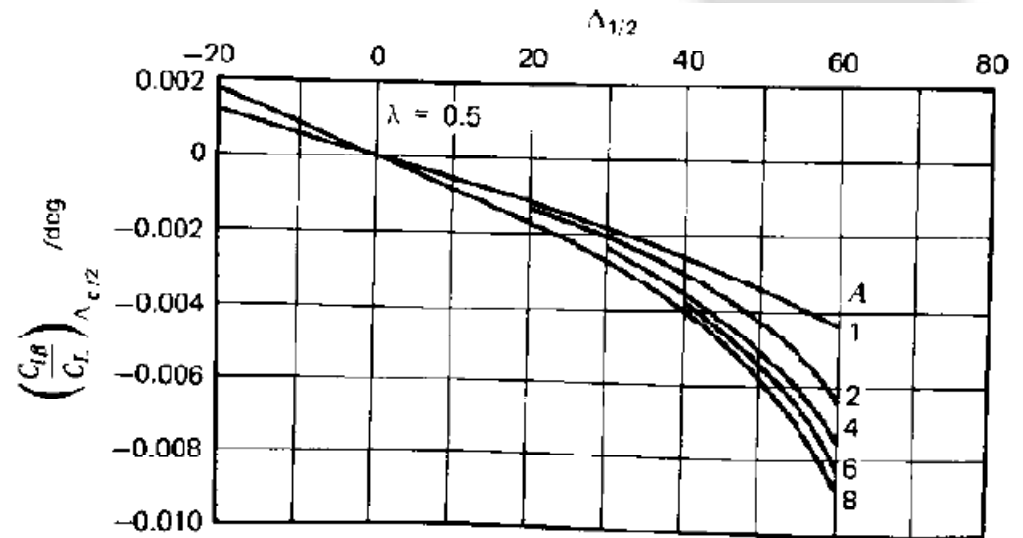
Es. : freccia 30°, rastr=0.50

$$\tan \Lambda = 0.57$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = -\frac{2}{4.5} \cdot C_L \cdot 0.57 = 0.256 \cdot C_L \quad [1/\text{rad}]$$

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

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



$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = 0.00448 \cdot C_L \quad [1/^{\circ}]$$

$$C_{l_{\beta}} \Big|_{\Lambda} = 0.0022 \quad [1/^{\circ}]$$



Effetto DIEDRO

$C_{l_{\beta_H}}$

Contributo piano orizzontale

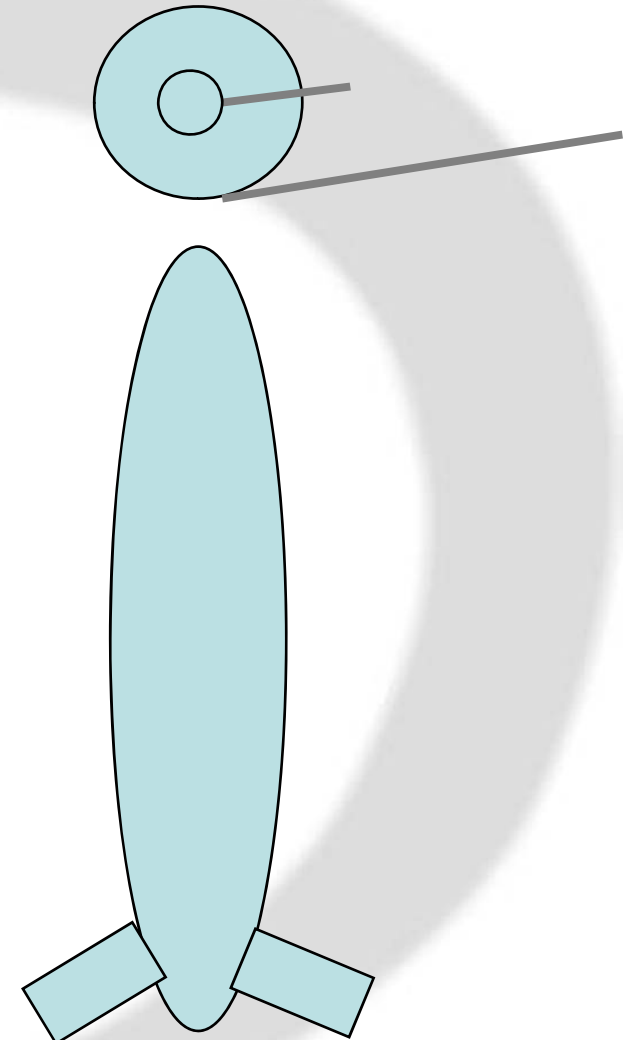
- Si può trattare come l'ala (stessi effetti):
- Angolo diedro (del piano orizzontale)
 - Posizione relativa piano fusoliera
 - Freccia del PO

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 $(\beta - \sigma)$

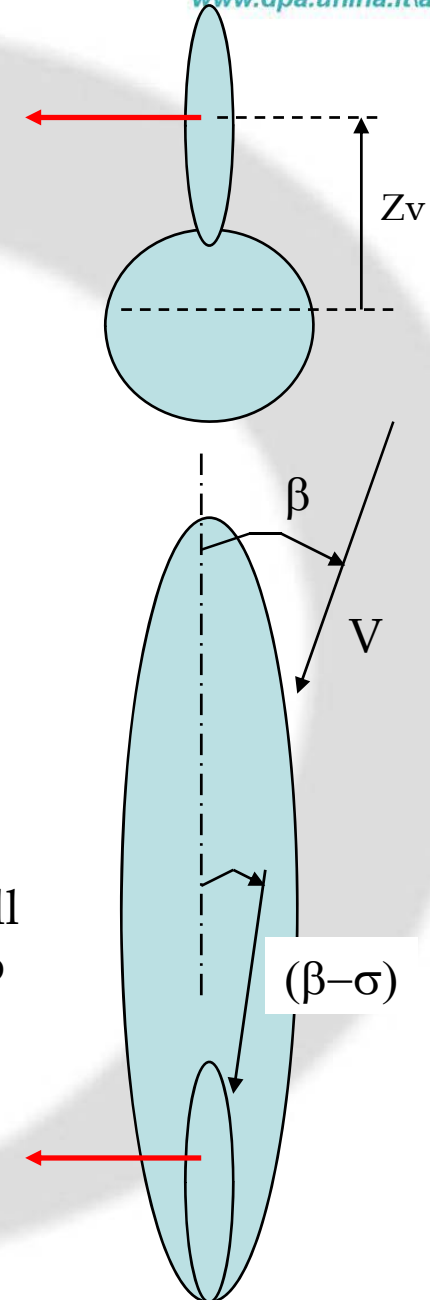
$$\beta_v = (\beta - \sigma) = \beta \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

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

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

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

Mom roll
negativo



CONTROLLO LATERALE

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

Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione alettoni

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

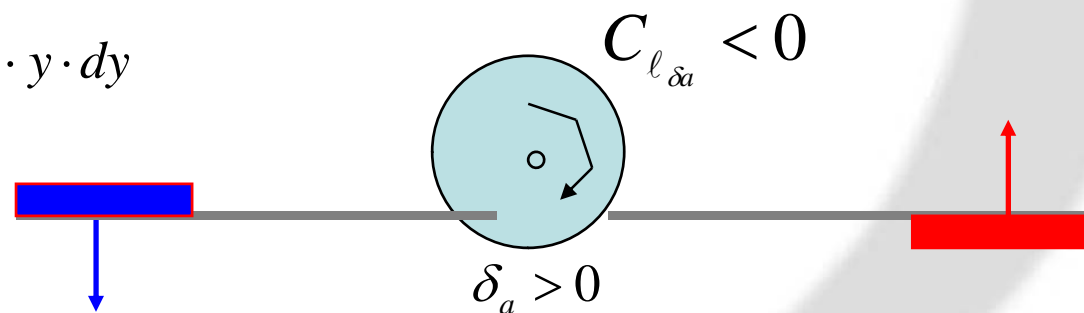
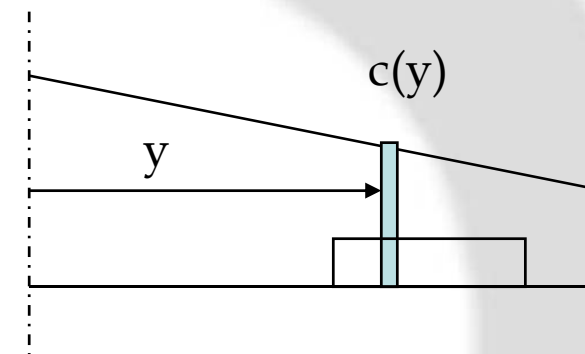
$\tau = \tau_a$ Dipendente dal rapporto locale
corda alettone/corda ala

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:

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



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

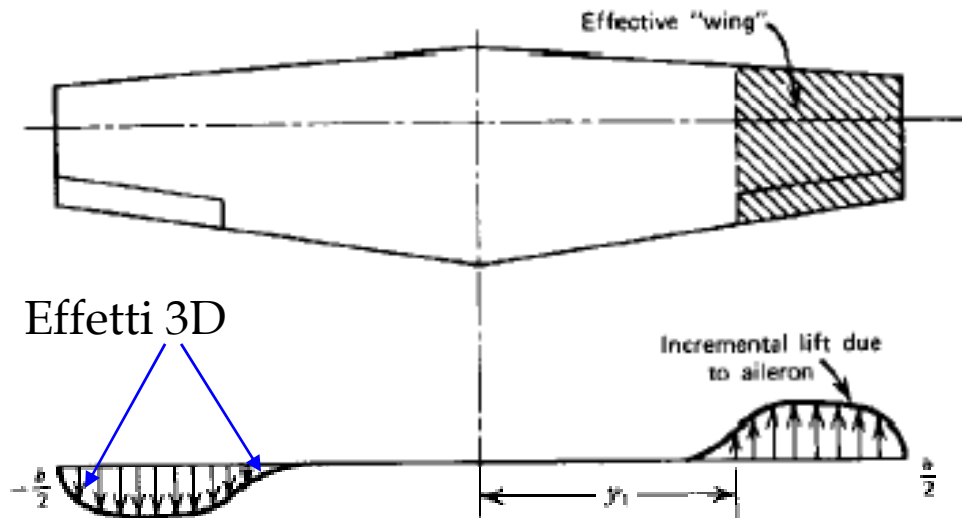
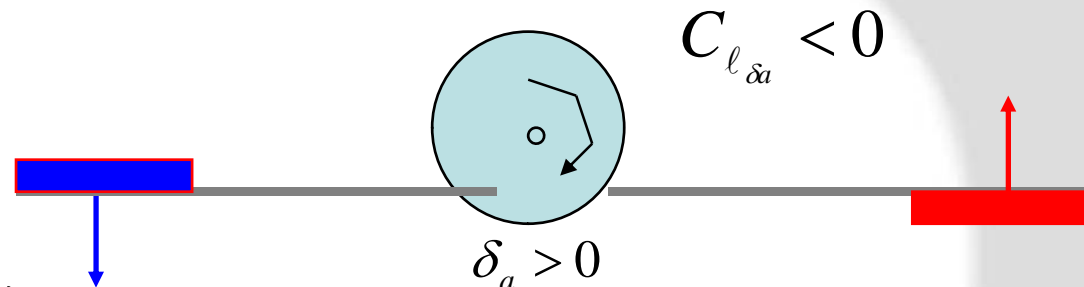
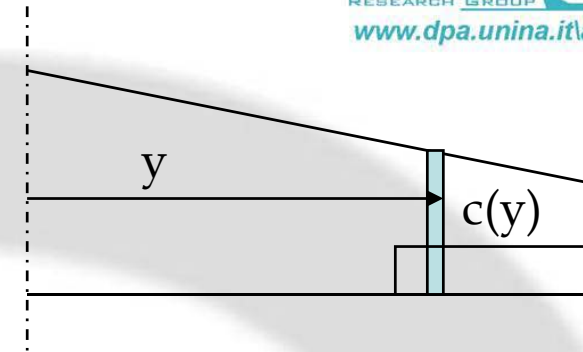
$$C_l = \frac{-2 \cdot C_{l_{\alpha}} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \int_{y_i}^{y_f} c(y) \cdot y \cdot dy$$

Se volessi tener conto
degli effetti 3D

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

In effetti, rispetto al caso del coeff.
di mom rollio dovuto al diedro dove
partecipa l'intera semi-apertura, qui
è tutto confinato nella zona esterna.

Quindi usare il valore 2D
è forse + corretto



CONTROLLO LATERALE

$C_{l_{\delta a}}$

Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione alettoni

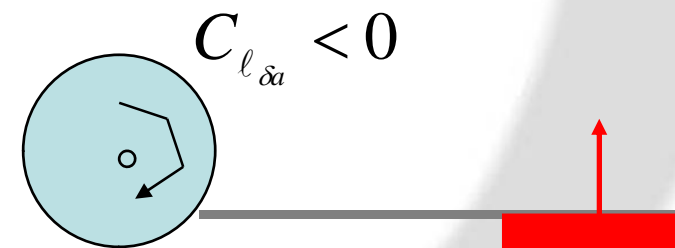
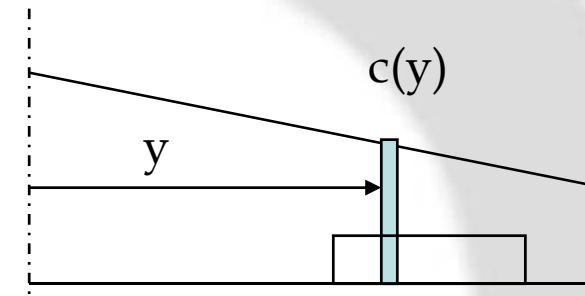
Qui si è usata la pendenza retta portanza 2D

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

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

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

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

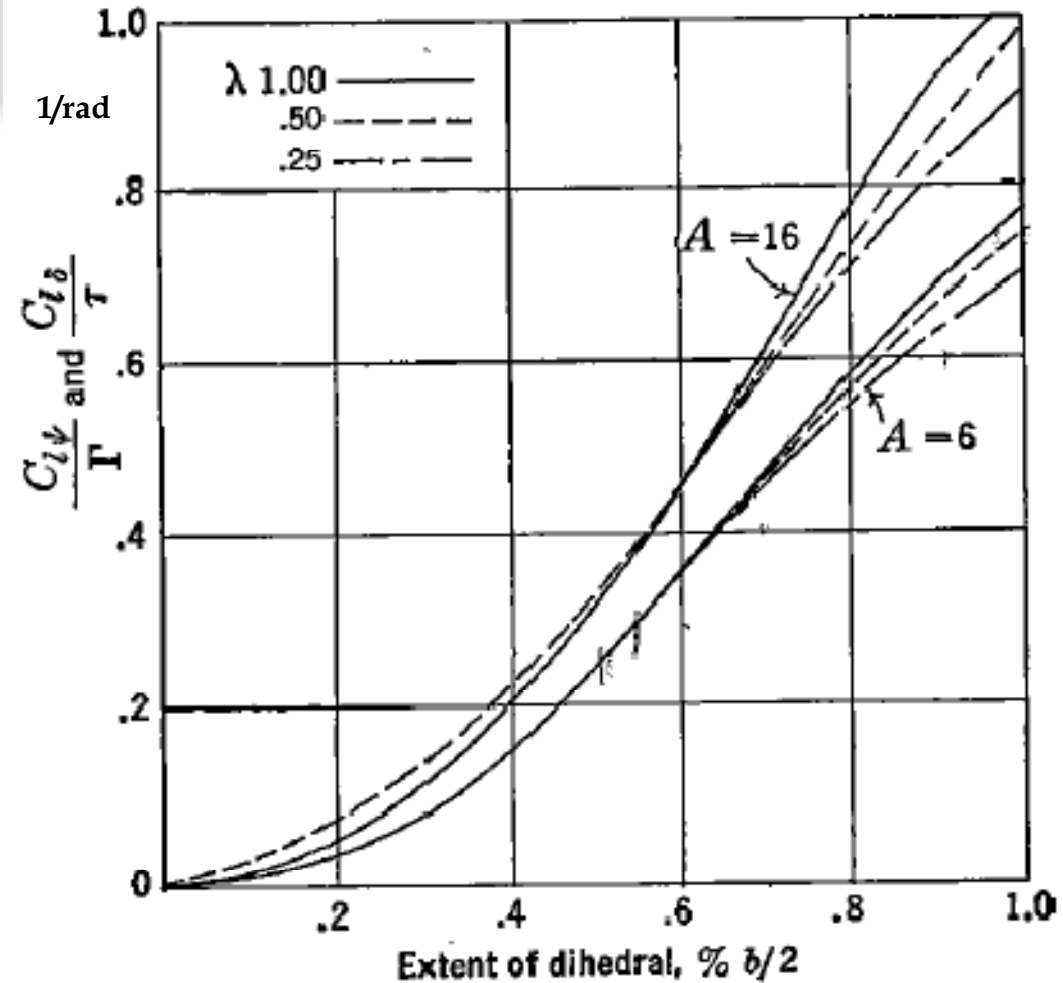
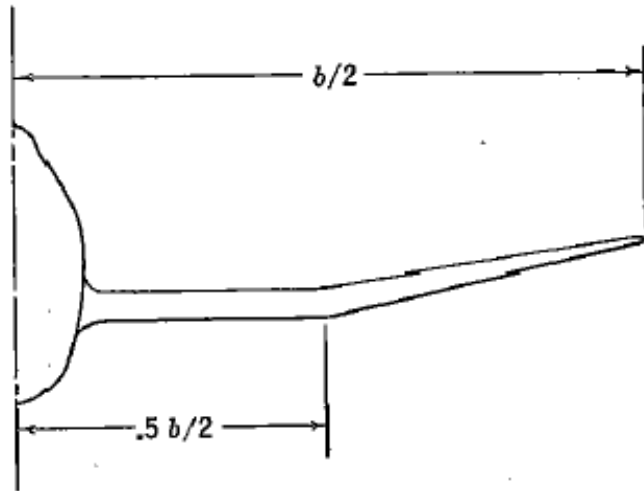


CONTROLLO LATERALE

Cambiati di segno

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

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



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

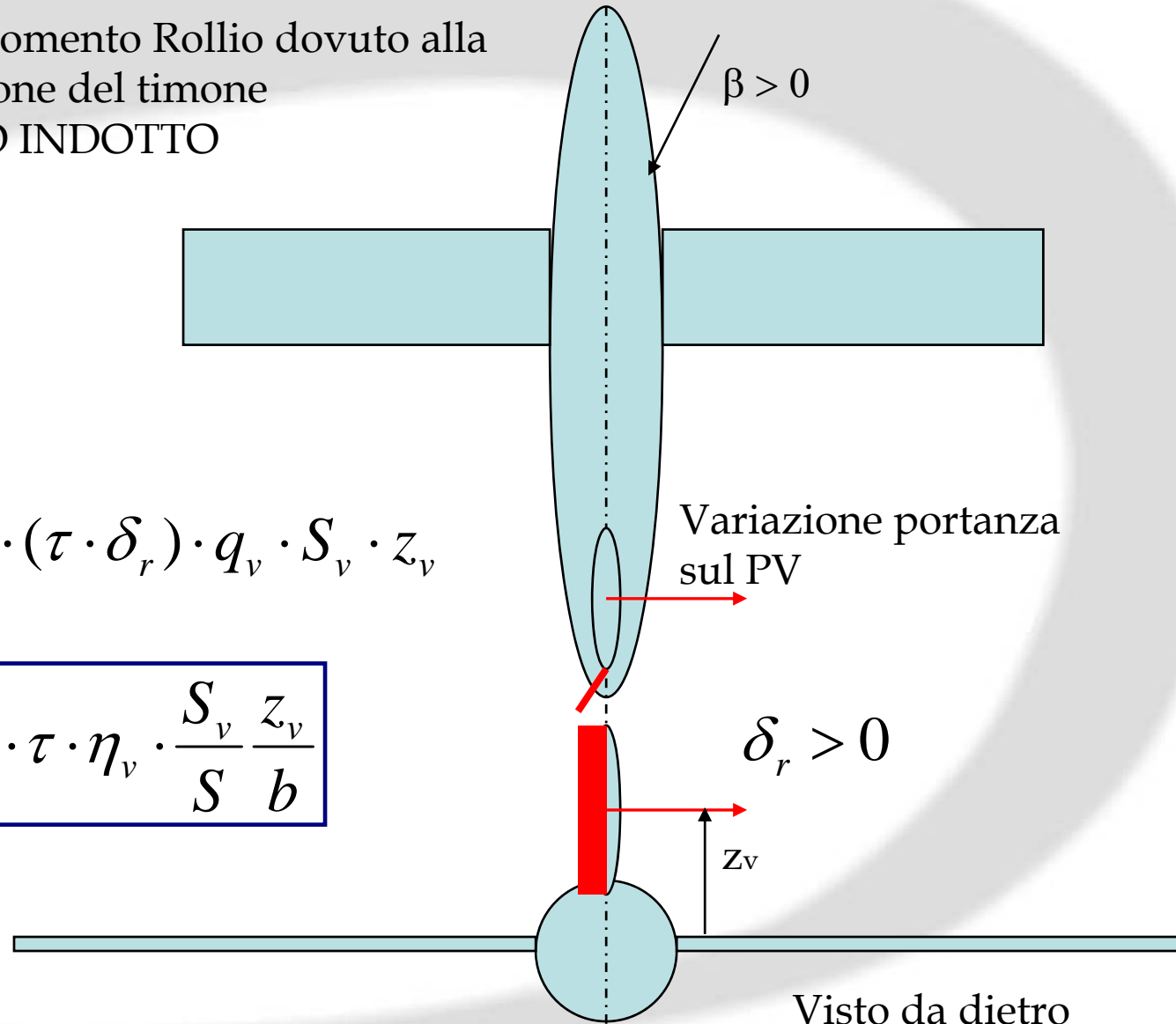
$C_{l_{\delta_r}}$ Coeff Momento Rollio dovuto alla deflessione del timone
ROLLIO INDOTTO

$$C_{l_{\delta_r}} > 0$$

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**

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

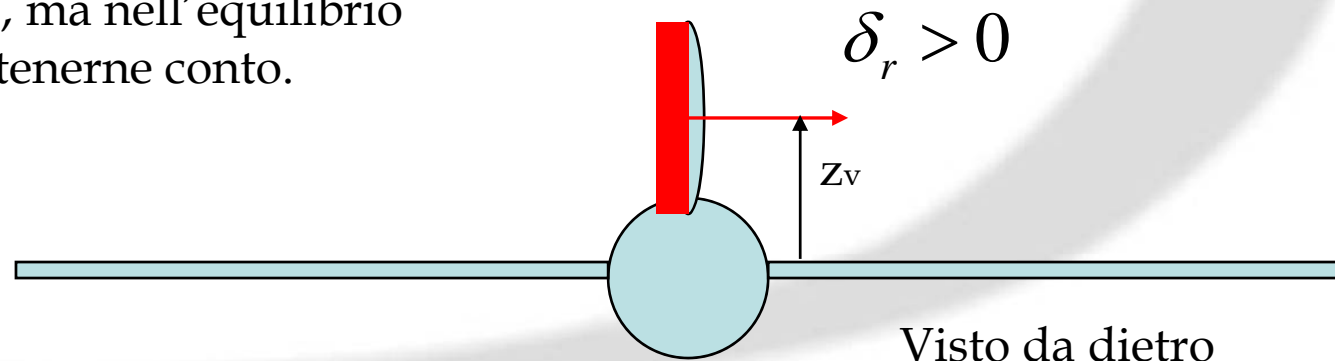
$$C_{l_{\delta r}} > 0$$

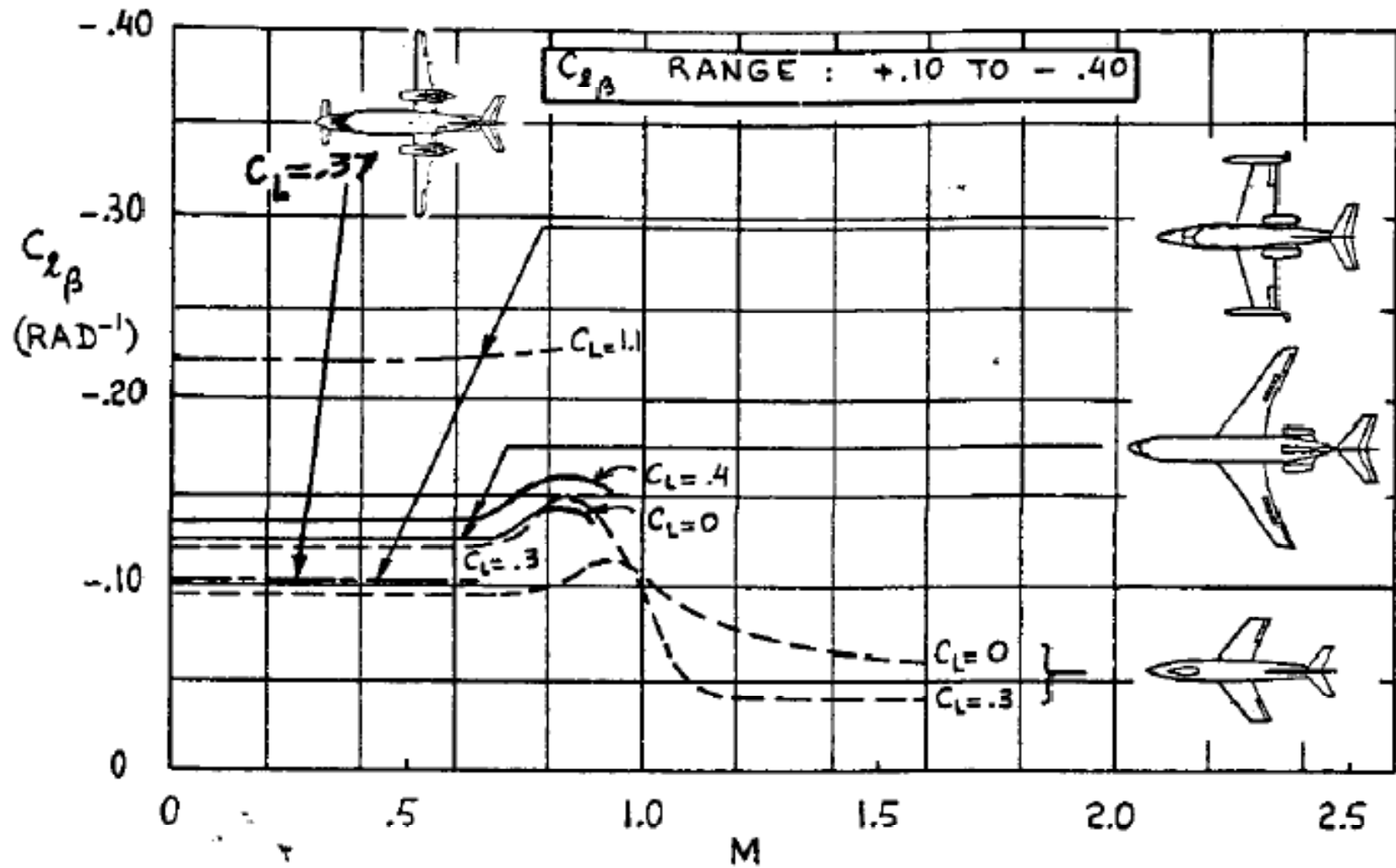
Dipende da z_v

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

