



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale


Università di Napoli Federico II

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

Corso Manovre e Stabilità

Derivate Instazionarie - Latero-Direzionale

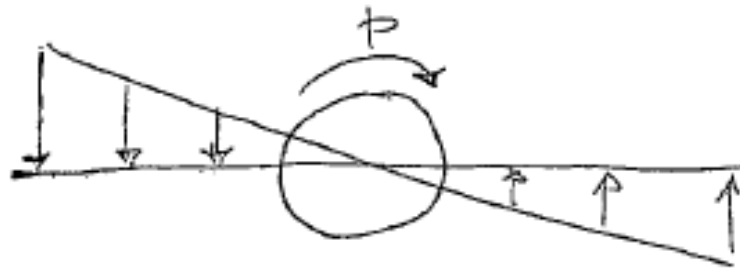
Docente
Fabrizio Nicolosi

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

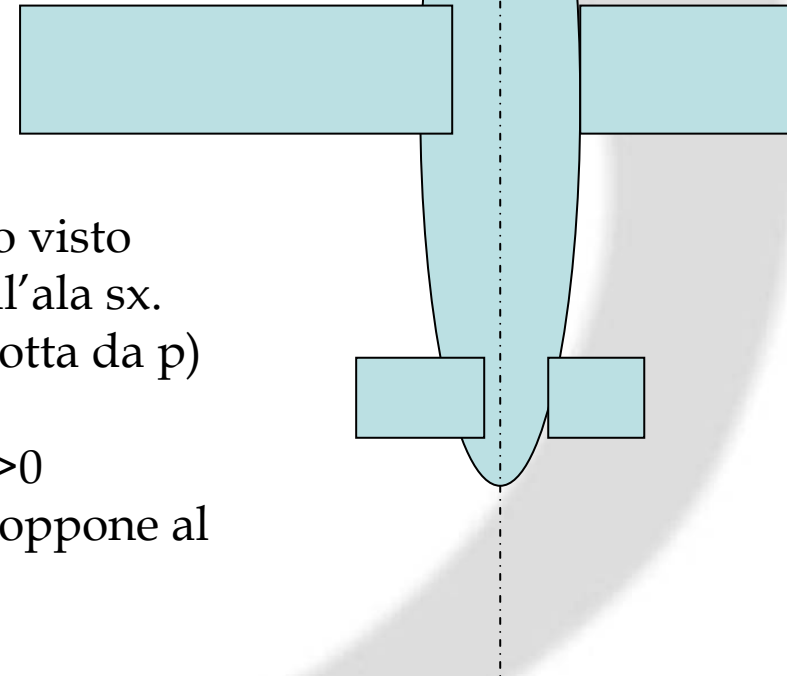


Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

Velivolo visto da dietro ($p > 0$, rolla portando l'ala dx verso il basso)



$$p = \frac{d\phi}{dt}$$



In figura è mostrato l'aumento di angolo d'attacco visto dall'ala dx e la corrispondente riduzione vista dall'ala sx. L'incidenza va lineare con y (come la velocità indotta da p)

Da qui si capisce anche che una velocità di rollio > 0 provoca la nascita di un momento di rollio che si oppone al moto (smorzamento). Quindi :

$$C_{l_p} < 0$$



Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

Velivolo visto da dietro ($p > 0$, rolla portando l'ala dx verso il basso)

$$C_{l_p} < 0$$

L'EQUAZIONE DI EQUILIBRIO AL ROLLIO VIENE AD ESSERE MODIFICATA CON L'AGGIUNTA DI ULTERIORI TERMINI

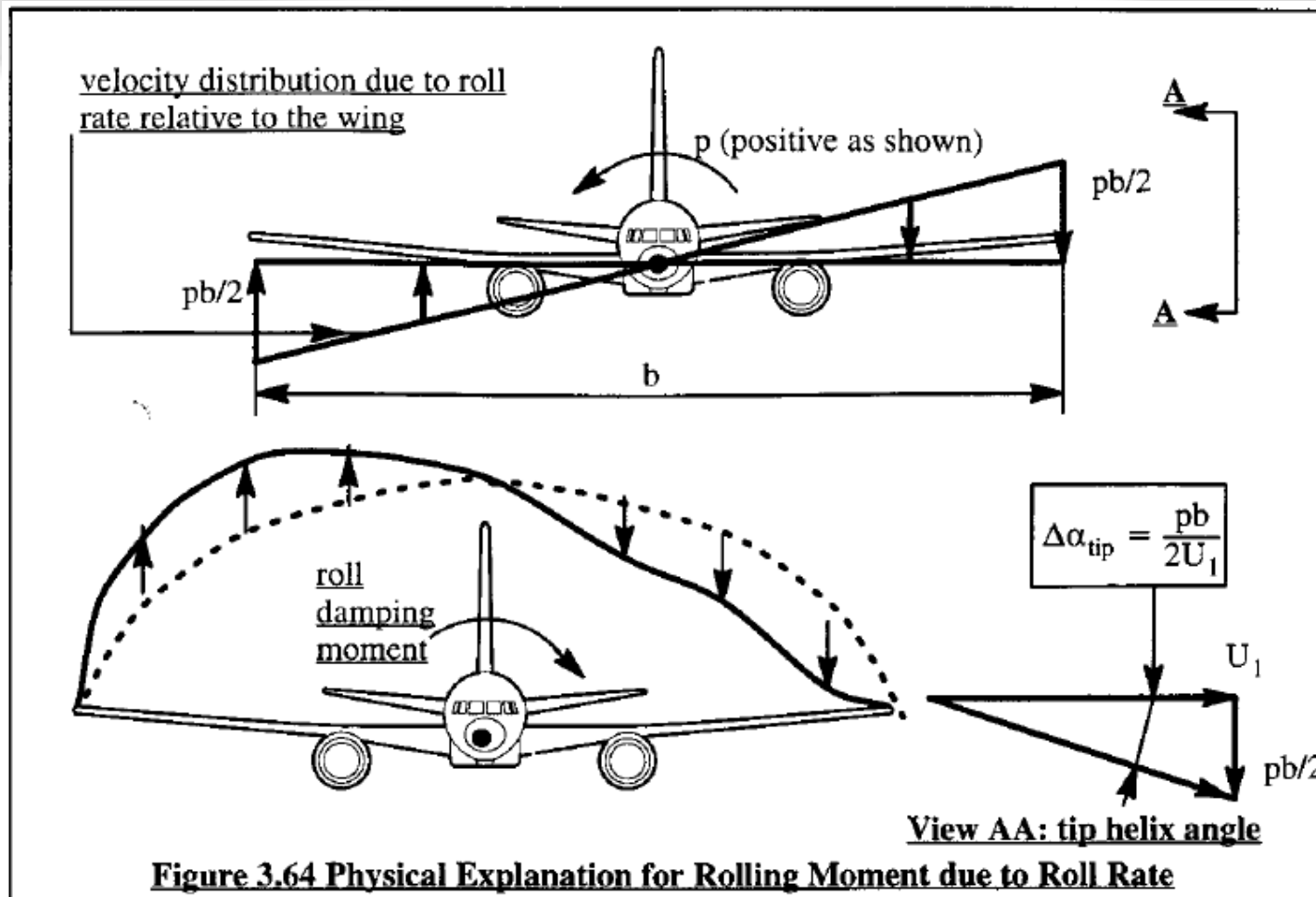
$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \cdot \beta + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \cdot \delta_r + C_{l_p} \cdot \bar{p} + C_{l_{MOT}}$$

Abbiamo inserito anche il termine dovuto al motore + elica. Dobbiamo in tal caso inserire un coefficiente di mom di rollio dato dalla adimensionalizzazione della coppia (Nm) che il motore scarica all'albero dell'elica.



Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

Velivolo visto dal davanti ($p > 0$, rolla portando l'ala dx verso il basso)



Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

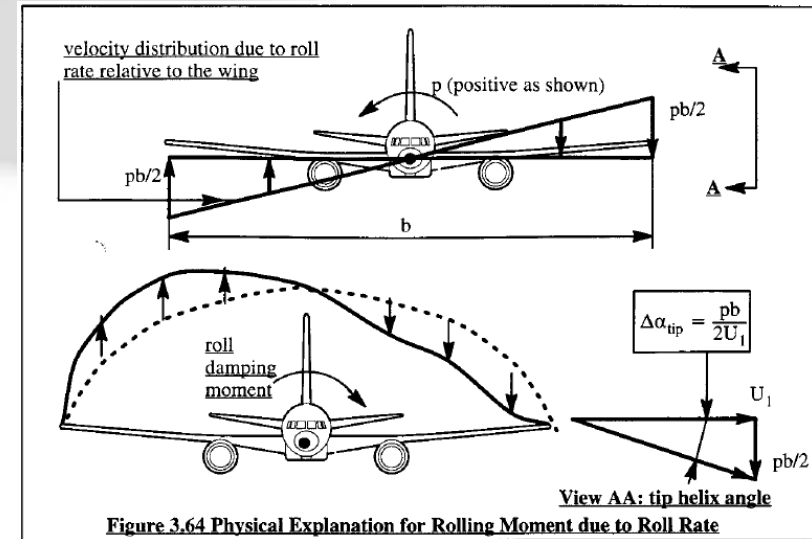
$$\Delta\alpha_r = \arctan \frac{py}{V} \cong \frac{py}{V} \quad \Delta\alpha_l = -\frac{py}{V}$$

Stima del C_{l_p} con il metodo delle strisce

$$C_{l_p} = C_{l_{p_{wf}}} + C_{l_{p_h}} + C_{l_{p_v}}$$

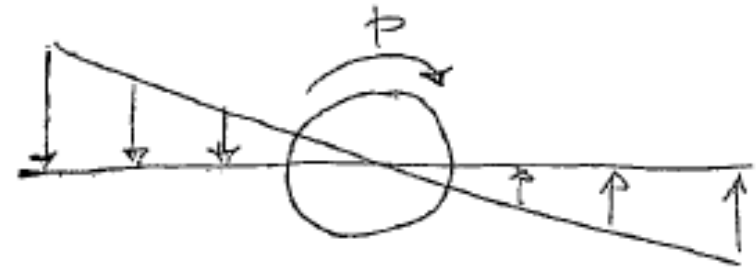
$$C_{l_{p_w}} \approx C_{l_{p_{wf}}}$$

Fino a fusoliere di diametro pari al 30% di b



Latero-direzionale.
VELOCITA' ROLLIO p

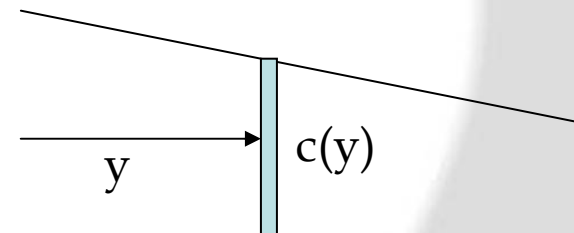
$$C_{l_p} = C_{l_{p_{wf}}} + C_{l_{p_h}} + C_{l_{p_v}}$$



Stima del C_{l_p} con il metodo delle strisce

$$\Delta\alpha_r = \arctan \frac{py}{V} \cong \frac{py}{V} \quad \Delta\alpha_l = -\frac{py}{V}$$

$$\Delta\ell(y) = - \left[C_{l_\alpha} \cdot \frac{py}{V} \cdot q_\infty \cdot c(y) \cdot dy \right] \cdot y \quad \text{Rollio dovuto alla striscia elem.}$$



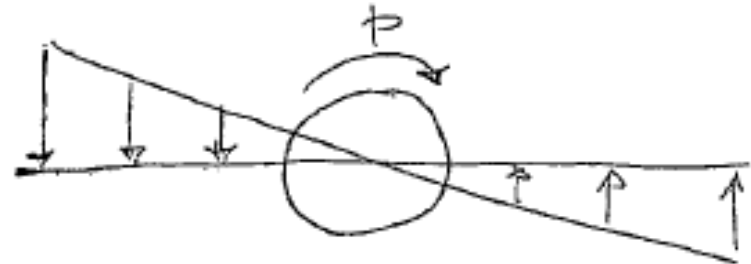
$$\Delta\ell = -2q_\infty \frac{p}{V} \int_0^{b/2} [C_{l_\alpha} \cdot y \cdot c(y) \cdot y \cdot dy]$$

$$\Delta\ell = -2q_\infty \frac{p}{V} C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$



Latero-direzionale.
VELOCITA' ROLLIO p

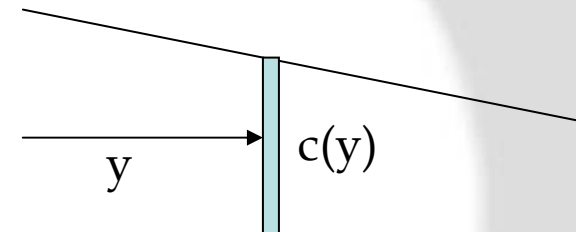
$$C_{l_p} = C_{l_{p_{wf}}} + C_{l_{p_h}} + C_{l_{p_v}}$$



Stima del C_{l_p} con il metodo delle strisce

$$\Delta \ell = -2q_\infty \frac{p}{V} C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

Rollio dovuto
alla striscia elem.



Anche qui (come nel longitudinale)
definiamo il valore adimensionale della velocità di rollio:

$$\bar{p} = \frac{pb}{2V}$$

Da cui

$$\Delta \ell = -\frac{4}{b} q_\infty \bar{p} \cdot C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

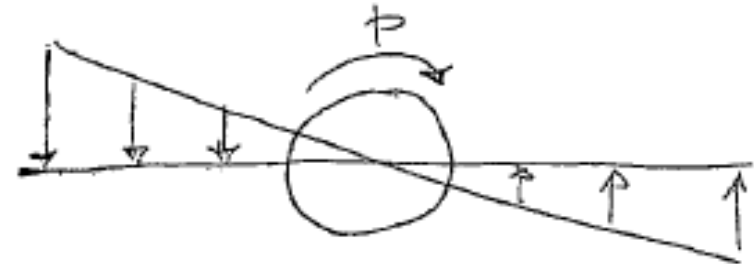
$$C_{\ell} = \frac{\ell}{qSb}$$

$$C_{\ell_p} = -\frac{4}{S \cdot b^2} \cdot C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

$$\bar{p} = \frac{pb}{2V}$$

$$C_{l_p} = \frac{l}{qSb}$$



$$C_{l_p} = -\frac{4}{S \cdot b^2} \cdot C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

In termini adimensionali

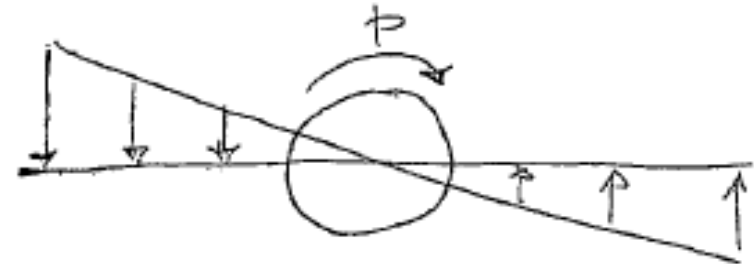
$$C_{l_p} = -\frac{AR}{4} \cdot C_{L_\alpha} \int_0^{b/2} \bar{c} \cdot \eta^2 \cdot d\eta$$



Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

$$\overline{p} = \frac{pb}{2V}$$

$$C_{\ell} = \frac{\ell}{qSb}$$



La derivata totale è la somma di ala, piano orizzontale e verticale.

$$C_{\ell_{pw}} = -\frac{4}{S \cdot b^2} \cdot C_{L_{\alpha_w}} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

$$\overline{C_{\ell_{ph}}} = -\frac{4}{S_h \cdot b_h^2} \cdot C_{L_{\alpha_h}} \int_0^{b_h/2} c_h \cdot y_h^2 \cdot dy_h$$

$$C_{\ell_{ph}} = \overline{C_{\ell_{ph}}} \cdot \frac{S_h \cdot b_h^2}{S \cdot b^2}$$

$$C_{\ell_p} = C_{\ell_{pw}} + C_{\ell_{ph}} + C_{\ell_{pv}}$$

OVVIAMENTE Il Contributo dovuto all'ala è abbastanza maggiore degli altri



Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

La derivata totale è la somma di ala, piano orizzontale e verticale.

$$F_{y_{pv}} = C_{L_{\alpha_v}} \left(\frac{pz_{v_s}}{U_1} \right) \bar{q}_v S_v$$

$$F_{y_p} = C_y \bar{q} S = - C_{L_{\alpha_v}} \left(\frac{pz_{v_s}}{U_1} \right) \bar{q}_v S_v$$

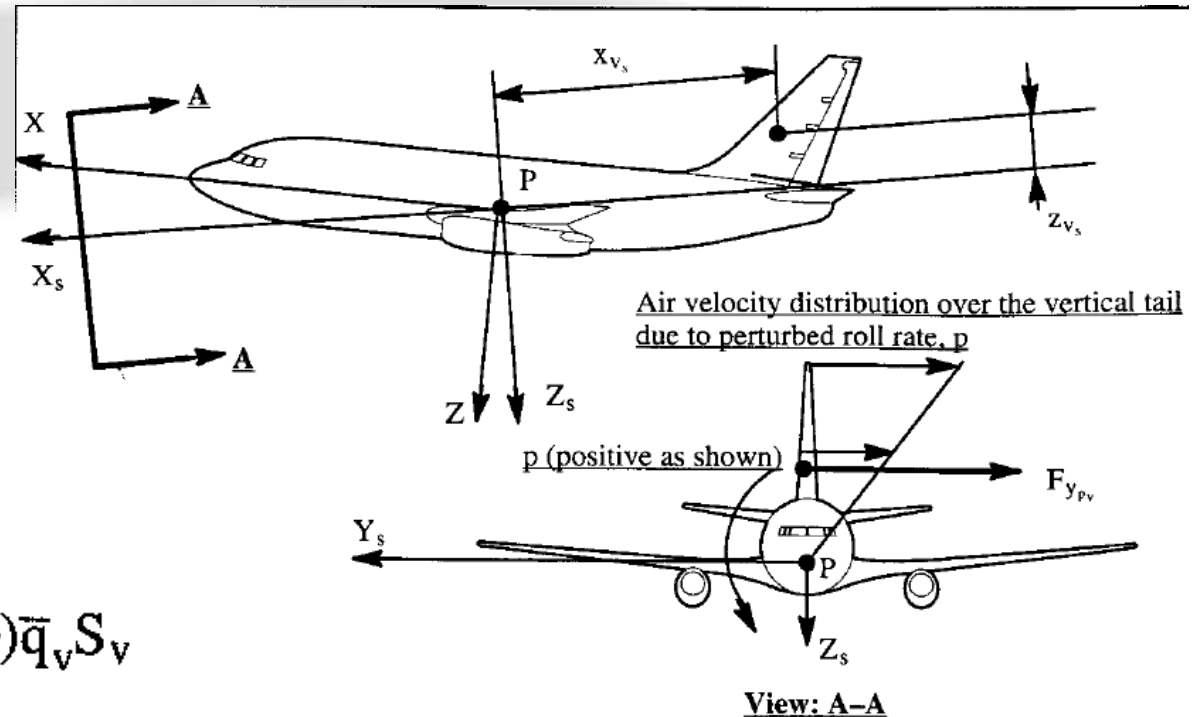


Figure 3.62 Physical Explanation for Side Force due to Roll Rate

$$C_{y_p} \approx C_{y_{pv}} = - 2C_{L_{\alpha_v}} \left(\frac{z_{v_s}}{b} \right) \eta_v \left(\frac{S_v}{S} \right)$$

$$C_{l_{pv}} = -2 \cdot C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{z_{v_s}}{b} \right)^2 \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \right)$$

Formula approssimata
(suppone scarsa influenza di p
sul side-wash)

Latero-direzionale.

VELOCITA' ROLLIO p

A rigore la velocità p determina anche una variazione del sidewash.

Quindi la formula precedente andrebbe corretta con:

$$\Delta\beta = \left(\frac{2z_{v_s}}{b}\right) \cdot \left(\frac{pb}{2V}\right) - \frac{\partial\sigma}{\partial p} \cdot \left(\frac{pb}{2V}\right)$$

$$\Delta\beta = \left(\frac{2z_{v_s}}{b} - \frac{\partial\sigma}{\partial p}\right) \cdot \left(\frac{pb}{2V}\right)$$

$$C_{Y_{pv}} = - \cdot C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial\sigma}{\partial p}\right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S}\right)$$

$$C_{\ell_{pv}} = - \cdot C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial\sigma}{\partial p}\right) \cdot \left(\frac{z_{v_s}}{b}\right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S}\right)$$

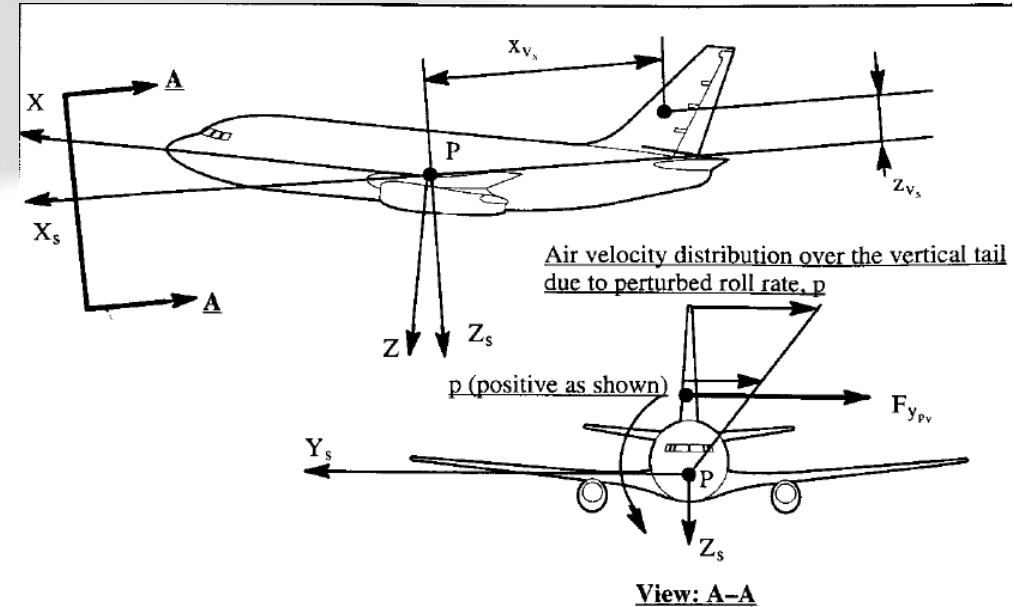
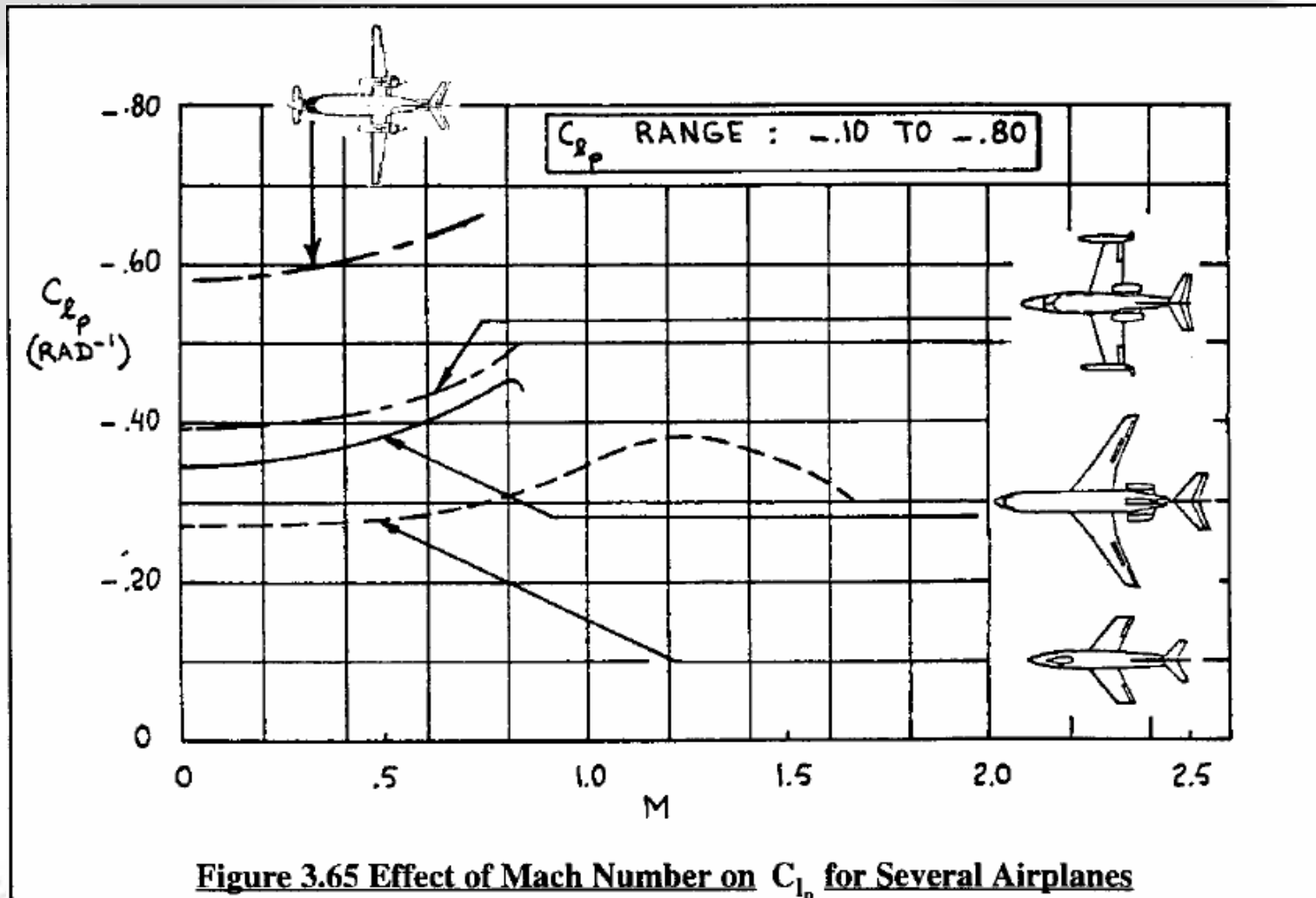


Figure 3.62 Physical Explanation for Side Force due to Roll Rate

Latero-direzionale.
VELOCITA' ROLLIO p

$$C_{l_p}$$

Smorzamento a Rollio



Latero-direzionale.

VELOCITA' ROLLIO p - Influenza sul coefficiente di imbardata

C_{N_p}

Il contributo predominante è quello dell'ala. Un secondario effetto lo fornisce il piano verticale

$$C_{N_p} = C_{N_{p\text{wf}}} + C_{N_{p\text{v}}}$$

Il contributo dell'ala è somma di 3 contributi:

- 1) Incremento di Resistenza(indotta) sulle due semiali
- 2) Inclinazione del vettore portanza
- 3) Wing-tip suction

$$C_{N_{p\text{wf}}} \approx C_{N_{p\text{w}}} = C_{N_{p\text{w_drag}}} + C_{N_{p\text{w_tilt}}} + C_{N_{p\text{w_tipsuc}}}$$



Latero-direzionale.

VELOCITA' ROLLIO p - Influenza sul coefficiente di imbardata

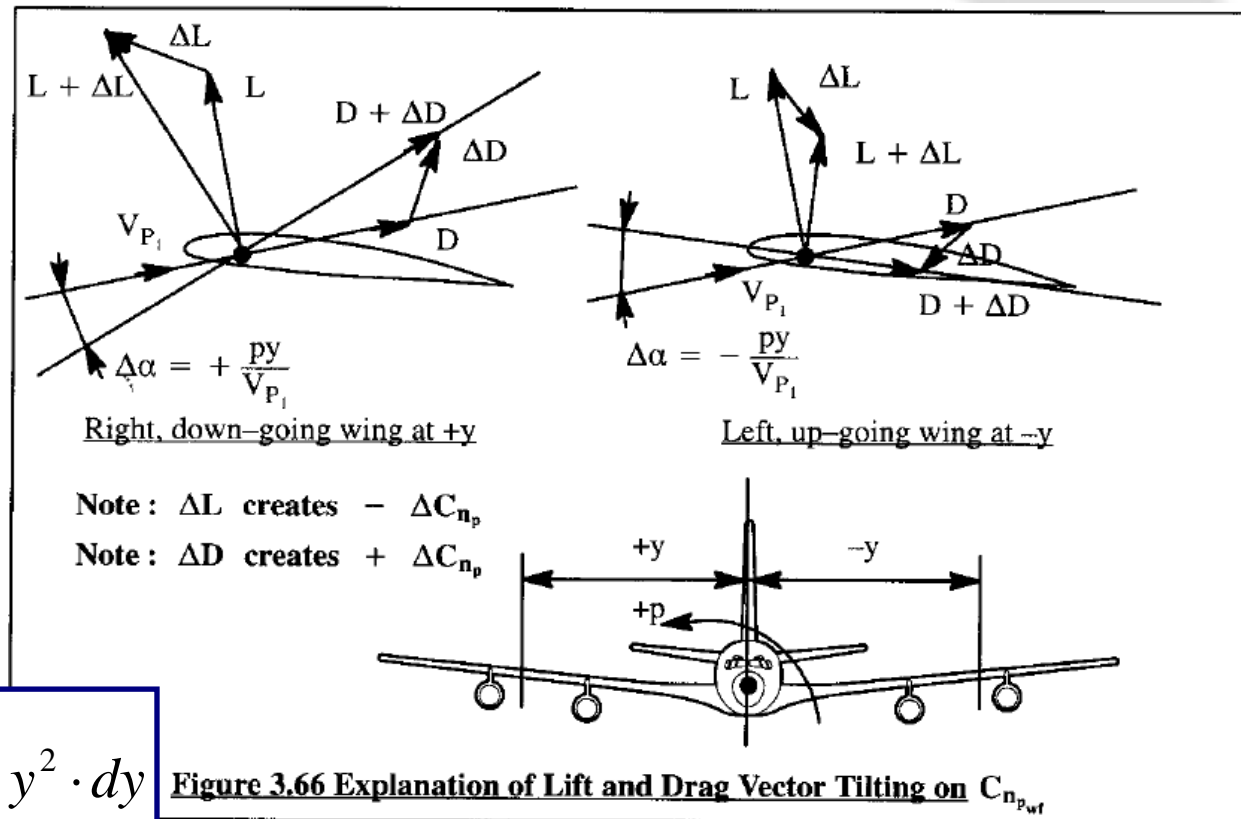
$$C_{N_{p w_drag}}$$

1) Incrementi di Resistenza (indotta) sulle due semiali

L'ala che si abbassa (con $p > 0$ la dx) avrà anche maggiore resistenza indotta. Da cui con $p > 0$ ne deriva un $C_n > 0$

$$C_{N_{p w_drag}} > 0$$

E' nel verso giusto al fine di seguire la volontà del pilota che effettua una virata a dx



$$C_{N_{p w_drag}} = +\frac{4}{S \cdot b^2} \cdot C_{D_\alpha} \int_0^{b/2} c \cdot y^2 \cdot dy$$

Latero-direzionale.

VELOCITA' ROLLIO p - Influenza sul coefficiente di imbardata

$$C_{N_{p_{w_tilt}}}$$

2) Inclinazione vettore portanza

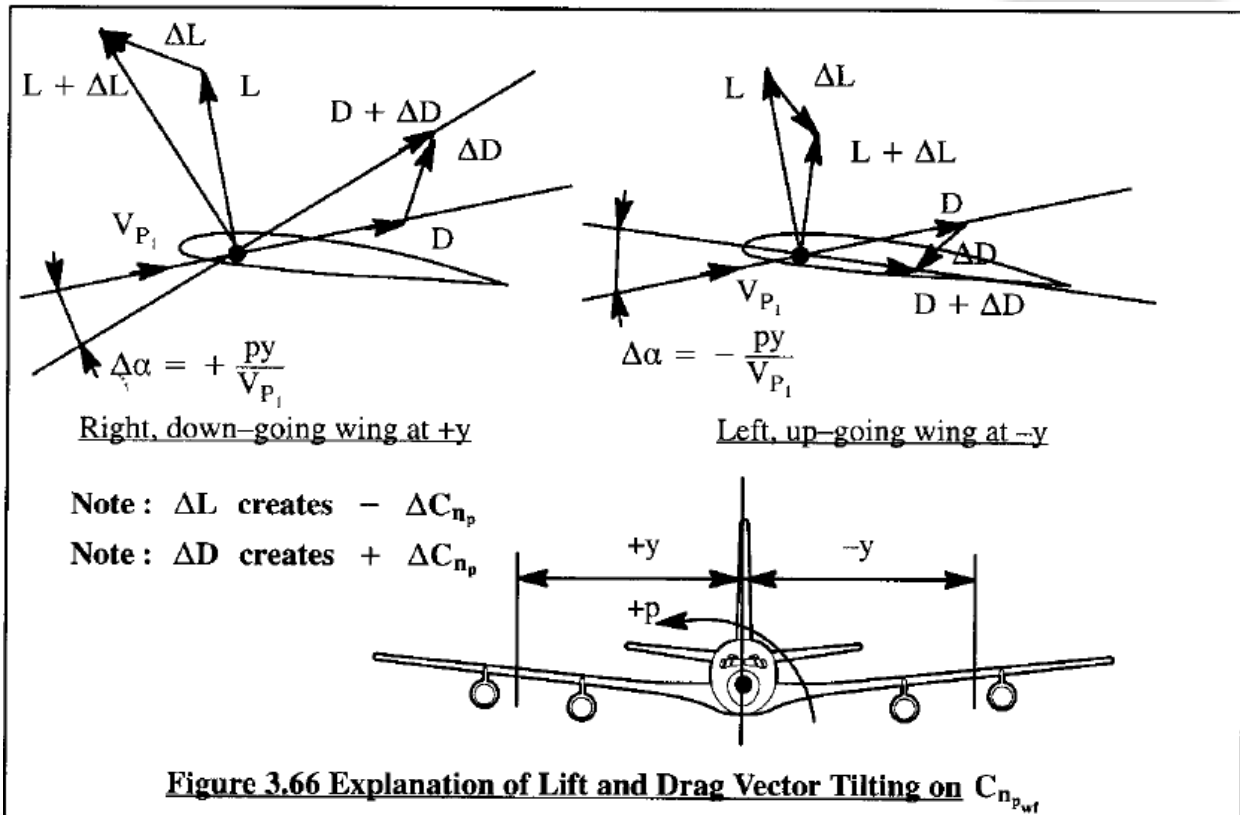
L'ala che si abbassa (con $p > 0$ la dx) vede un vettore risultante di portanza maggiormente inclinato in avanti.

Questo produce un effetto di imbardata di segno opposto al precedente, cioè negativo.

$$C_{N_{p_{w_tilt}}} < 0$$

Questo si somma al precedente.

Quindi non è detto che la somma sia ancora positiva.



Latero-direzionale.

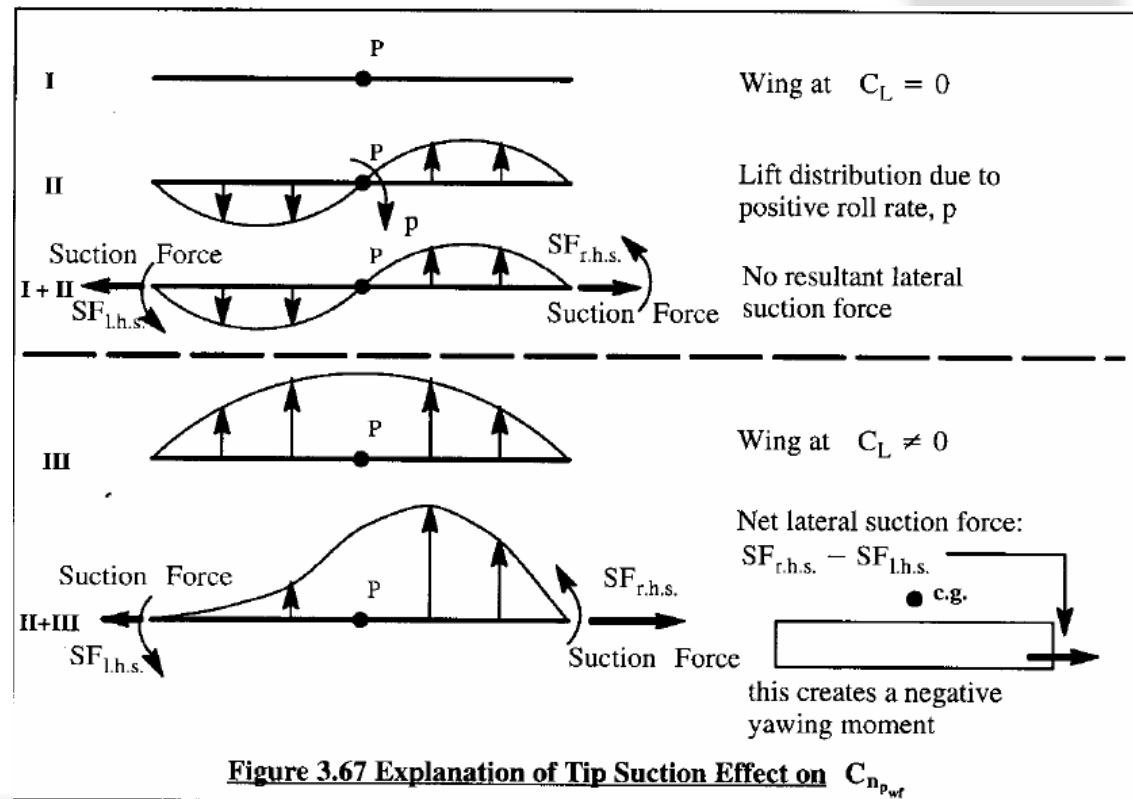
VELOCITA' ROLLIO p - Influenza sul coefficiente di imbardata

$$C_{N_{p w_tipsuc}} \quad 3) \text{ Tip suction}$$

Sulla semiala dx ci sono zone di forte depressione tra ventre e dorso alla tip. Ciò determina anche forti scorrimenti (maggiori rispetto all'ala sx). Ne deriva una forza F_y sull'ala dx positiva. Questa F_y può fornire momento di imbardata a seconda della posizione relativa in x tra ala e cg.

Dipende da :

- A) Forma delle tip (grandezza e se arrotondate), (serbatoi supplem.)
- B) Posizione relativa tra ala e CG (determina anche il segno)



Latero-direzionale.

VELOCITA' ROLLIO p - Influenza sul coefficiente di imbardata

$C_{N_{pv}}$

Contributo del piano verticale

Il piano verticale, come visto prima in presenza di p vede nascere una forza F_y . Questa determina, oltre che rollio (-), anche imbardata positiva (+)

$$C_{Y_{pv}} = - \cdot C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \right)$$

$$C_{N_{pv}} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \right) \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right)$$

$$C_{N_{pv}} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot V_v$$

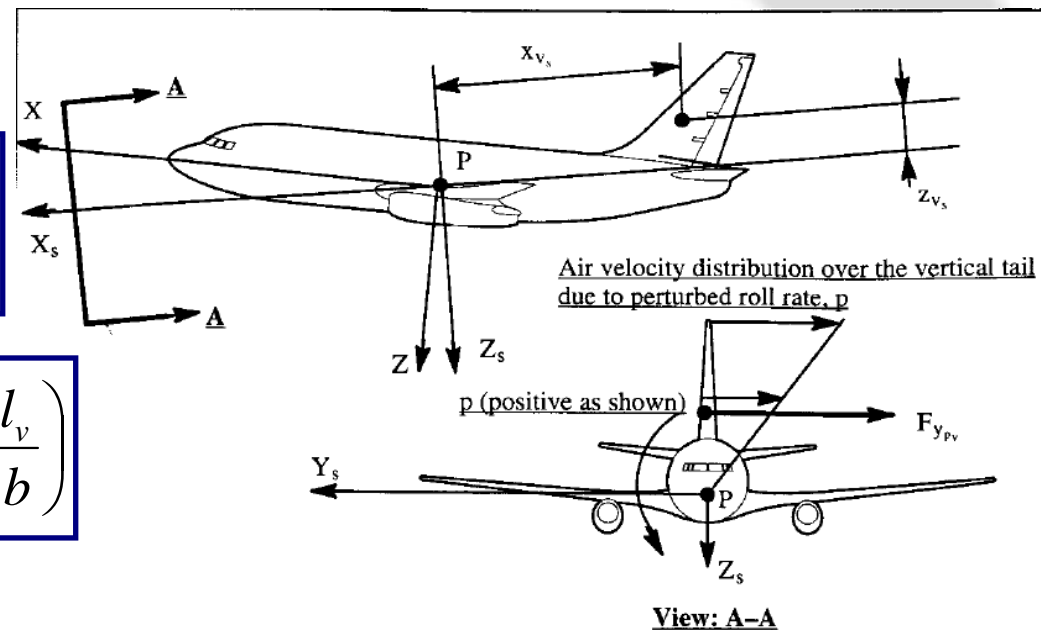


Figure 3.62 Physical Explanation for Side Force due to Roll Rate

N.B. Anche qui la formula approssimata si ottiene considerando $\frac{\partial \sigma}{\partial p} = 0$

Latero-direzionale.
VELOCITA' ROLLIO p
Coefficienti finali

$$C_{Y_p} = C_{Y_{pw}} - C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \right)$$

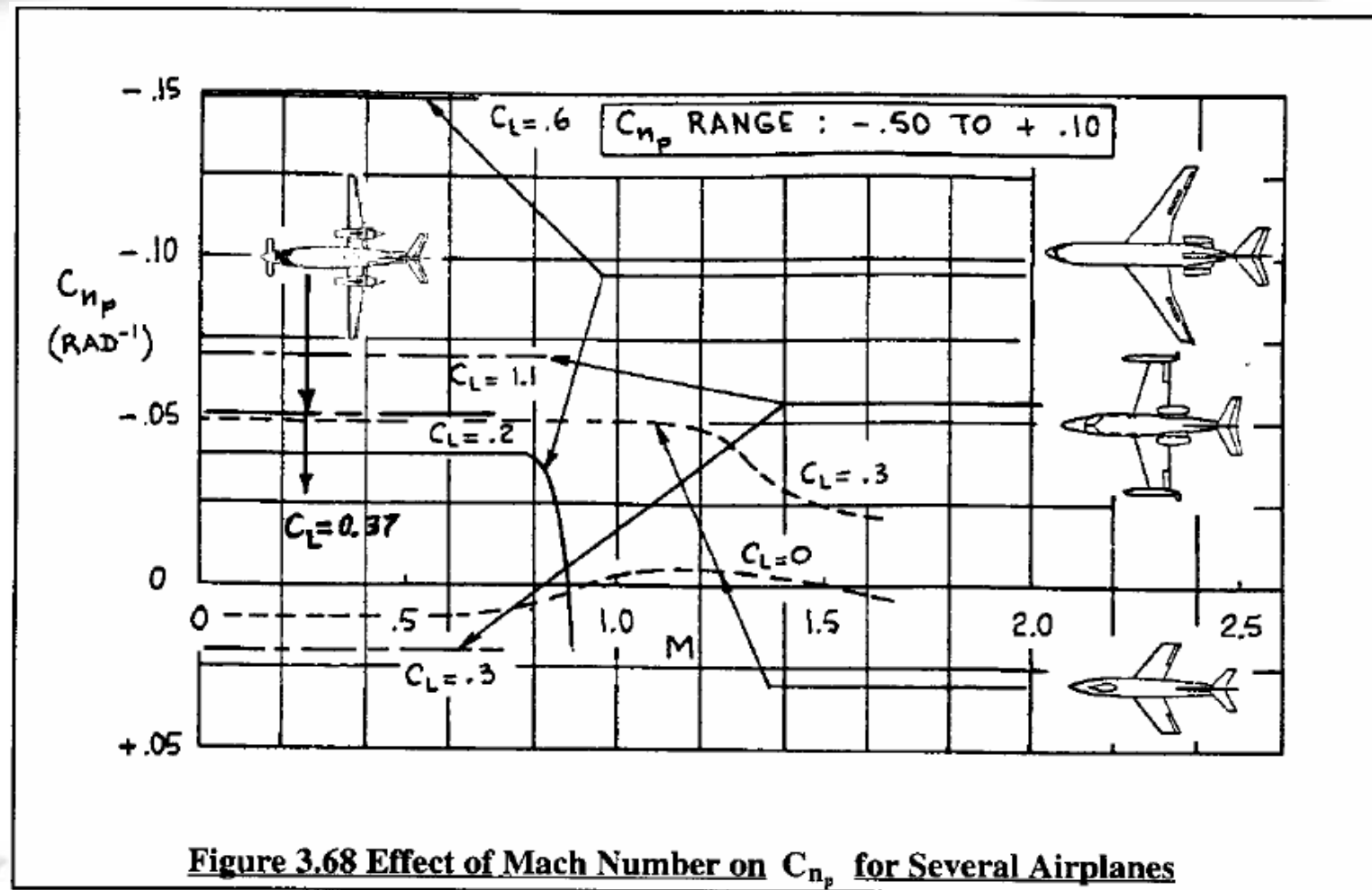
$$C_{l_p} = C_{l_{pw}} + 0.5 \cdot \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{b_h}{b} \right)^2 \cdot C_{l_{ph}} - C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \frac{z_{v_s}}{b} \right)$$

$$C_{N_p} = C_{N_{pw}} + C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot z_{v_s}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial p} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \right) \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right)$$

N.B. Anche qui la formula approssimata si ottiene considerando $\frac{\partial \sigma}{\partial p} = 0$

Latero-direzionale. VELOCITA' ROLLIO p

Come si vede tipicamente è negativo, quindi sembra essere predominante quello dell'ala dovuto all'inclinazione della portanza. Si vede come chiaramente dipende dall'assetto (dal C_L).



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r

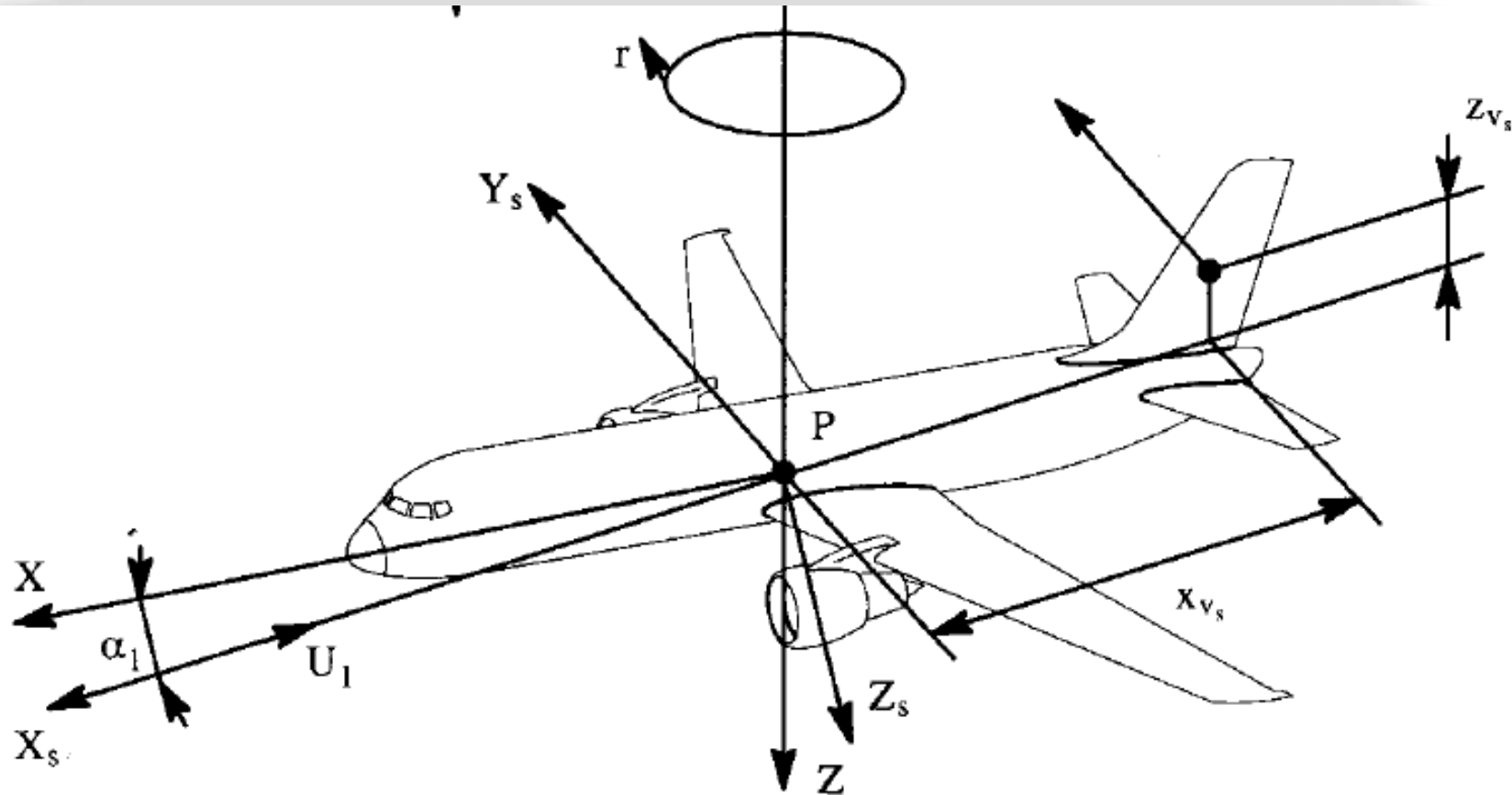


Figure 3.71 Physical Explanation for the Wing-Fuselage and Vertical Tail Contributions to Rolling moment due to Yaw Rate



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r FORZA F_y

$$C_{Y_r} = C_{Y_{r_{wfh}}} + C_{Y_{r_v}}$$

Il contributo di ala-fus-piano orizz è trascurabile.
Quello maggiore è l'effetto sul PV.

$$r = \frac{rb}{2V}$$

Trattiamo sempre una velocità
angolare adimensionale

$$F_{Y_r} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{r \cdot l_v}{V} \right) \cdot q_v \cdot S_v$$

$$\Rightarrow C_{Y_r} = 2 \cdot C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S}$$

Trattazione esatta (con side-wash)

$$C_{Y_r} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S}$$

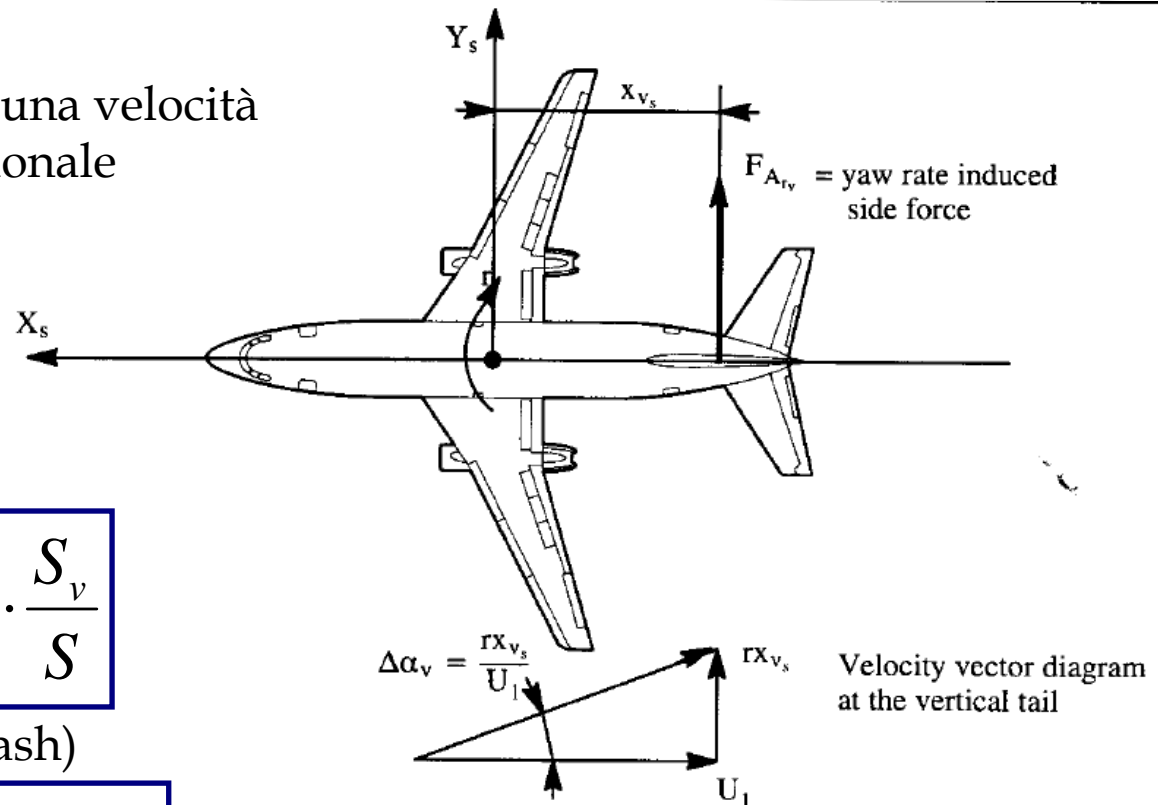


Figure 3.69 Explanation of Side Force due to Yaw Rate

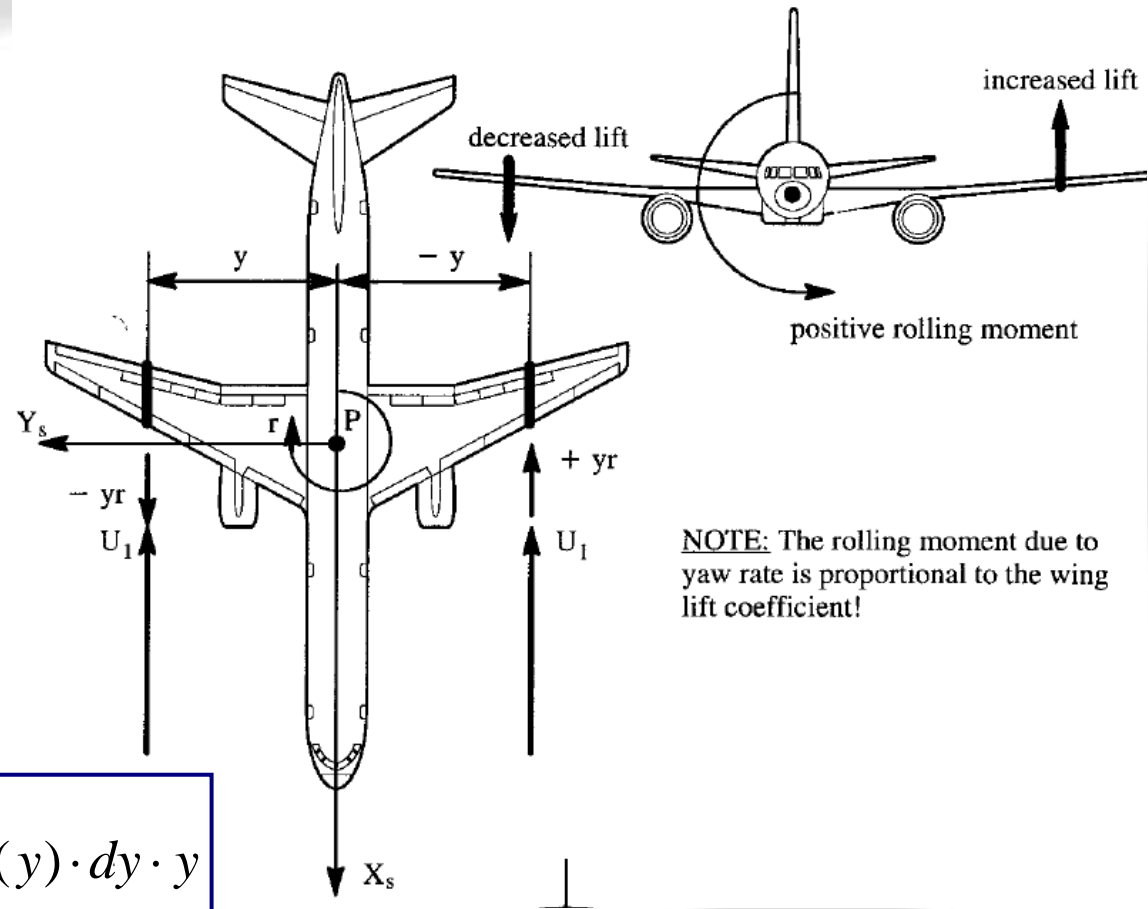
Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r

Momento rollio

Il contributo del piano orizzontale è trascurabile

$$C_{l_r} = C_{l_{r\text{wfh}}} + C_{l_{rv}}$$

$$C_{l_{rw}} > 0$$



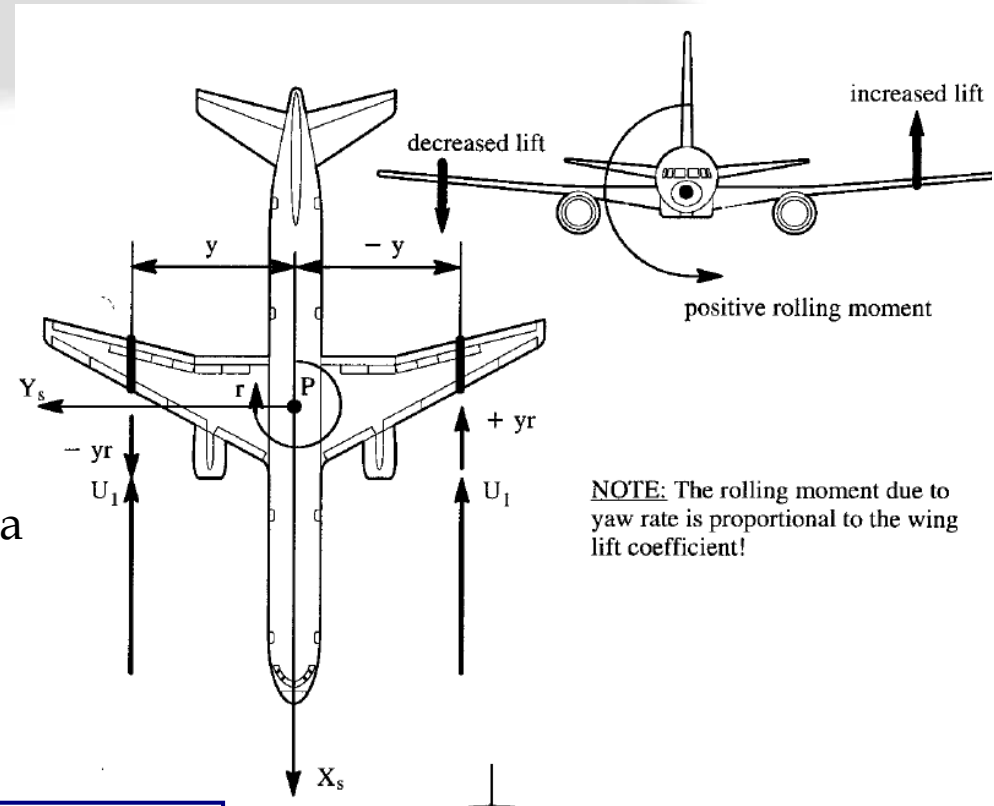
$$\Delta l = \int_{-b/2}^{b/2} C_l(y) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V + ry)^2 \cdot c(y) \cdot dy \cdot y$$



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r Momento rollio

$$C_{l_{rw}} > 0$$

N.B. : Dipende dall'assetto e anche dalla freccia dell'ala.



$$C_{l_{rw}} = \frac{1}{qSb} \int_{-b/2}^{b/2} C_l(y) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V + ry)^2 \cdot c(y) \cdot dy \cdot y$$



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r Momento rollio

$$C_{l_{rv}}$$

Per $r > 0$ il rollio provocato dal Piano verticale dipende dal braccio del verticale z_{vs}

$$C_{l_{rv}} = C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{z_{vs}}{b}$$

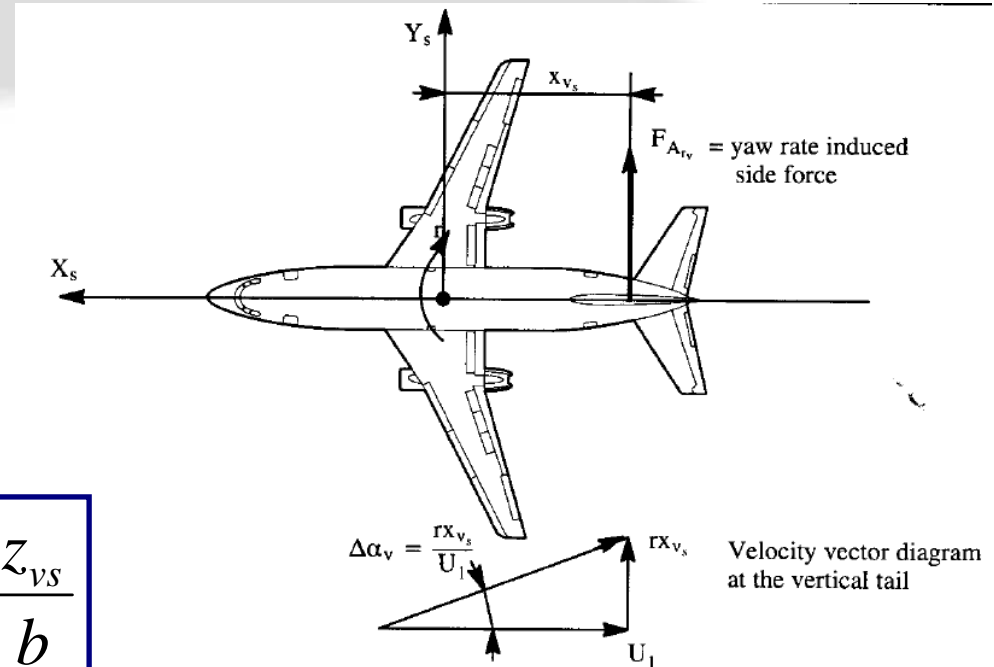
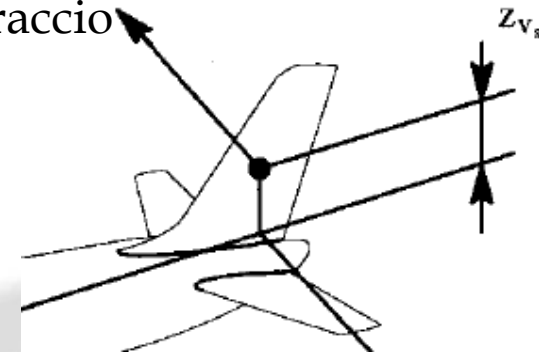


Figure 3.69 Explanation of Side Force due to Yaw Rate

E' solitamente positivo. (Dipende dall'assetto perché il braccio z_{vs} dipende dall'assetto).

In definitiva

$$C_{l_r} = C_{l_{rw}} + C_{l_{rv}} > 0$$



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r Momento imbardata(Smorzamento)

$$C_{N_r} = C_{N_{r_{wf}}} + C_{N_{r_v}}$$

Per $r > 0$ il momento di imbardata che nasce sia sull'ala (differente pressione dinamica) sia sul PV è < 0

Questa derivata è importante.
Rappresenta uno smorzamento.
E' simile a :

$$C_{M_q} \quad e \quad C_{l_p}$$

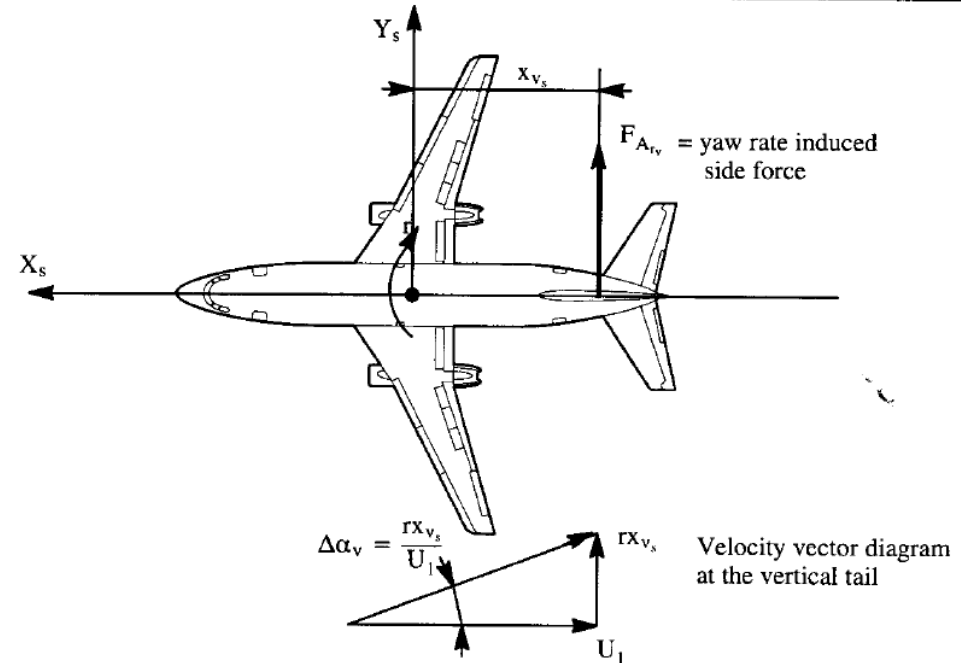


Figure 3.69 Explanation of Side Force due to Yaw Rate



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r Momento imbardata (Smorzamento)

$$C_{N_r} = C_{N_{r_{wf}}} + C_{N_{r_v}}$$

$$C_{N_{r_{wf}}} < 0$$

Il contributo dell'ala, come quello a rollio
Dipende dall'assetto e dalla freccia.

C'è anche un contributo della fusoliera che
non è piccolissimo.

Dipende dalla forma della sezione.
Se la sezione è quadrata può diventare
significativo (comunque negativo).

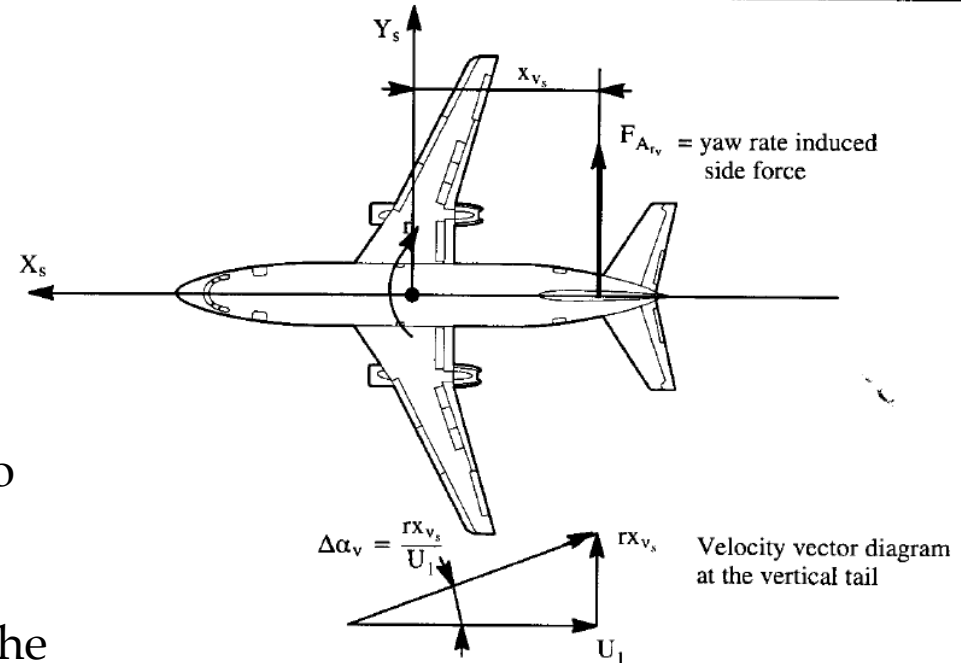


Figure 3.69 Explanation of Side Force due to Yaw Rate



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r Momento imbardata (Smorzamento)

$$C_{N_r} = C_{N_{r_{wf}}} + C_{N_{r_v}}$$

$$C_{N_{r_v}} < 0$$

Per $r > 0$ l'imbardata provocata dal Piano verticale dipende dal braccio del verticale l_v . Rispetto al contributo al rollio è molto più forte, c'è l_v al posto di z_v

$$C_{N_{r_v}} = -C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b}$$

$$C_{N_{r_v}} = -C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot V_v$$

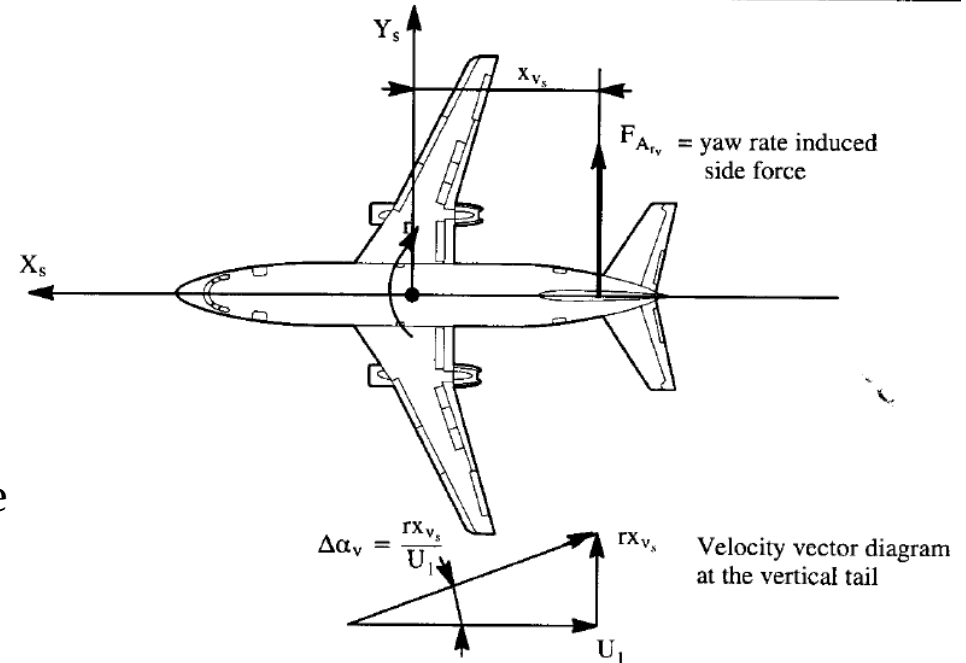


Figure 3.69 Explanation of Side Force due to Yaw Rate

N.B. Anche qui la formula approssimata si ottiene considerando

$$\frac{\partial \sigma}{\partial p} = 0$$

Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r

$$C_{Y_r} = C_{Y_{r_w}} + C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S}$$

$$C_{l_r} = C_{l_{r_w}} + C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \left(\frac{S_v}{S} \frac{z_{v_s}}{b} \right)$$

$$C_{N_{r_v}} = C_{N_{r_{wf}}} - C_{L_{\alpha_v}} \cdot \left(\frac{2 \cdot l_v}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial r} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b}$$

Contributo PV

N.B. Anche qui la formula approssimata si ottiene considerando $\frac{\partial \sigma}{\partial r} = 0$



Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r - Rollio

Si noti come il contributo dell'ala varia fortemente al variare dell'assetto

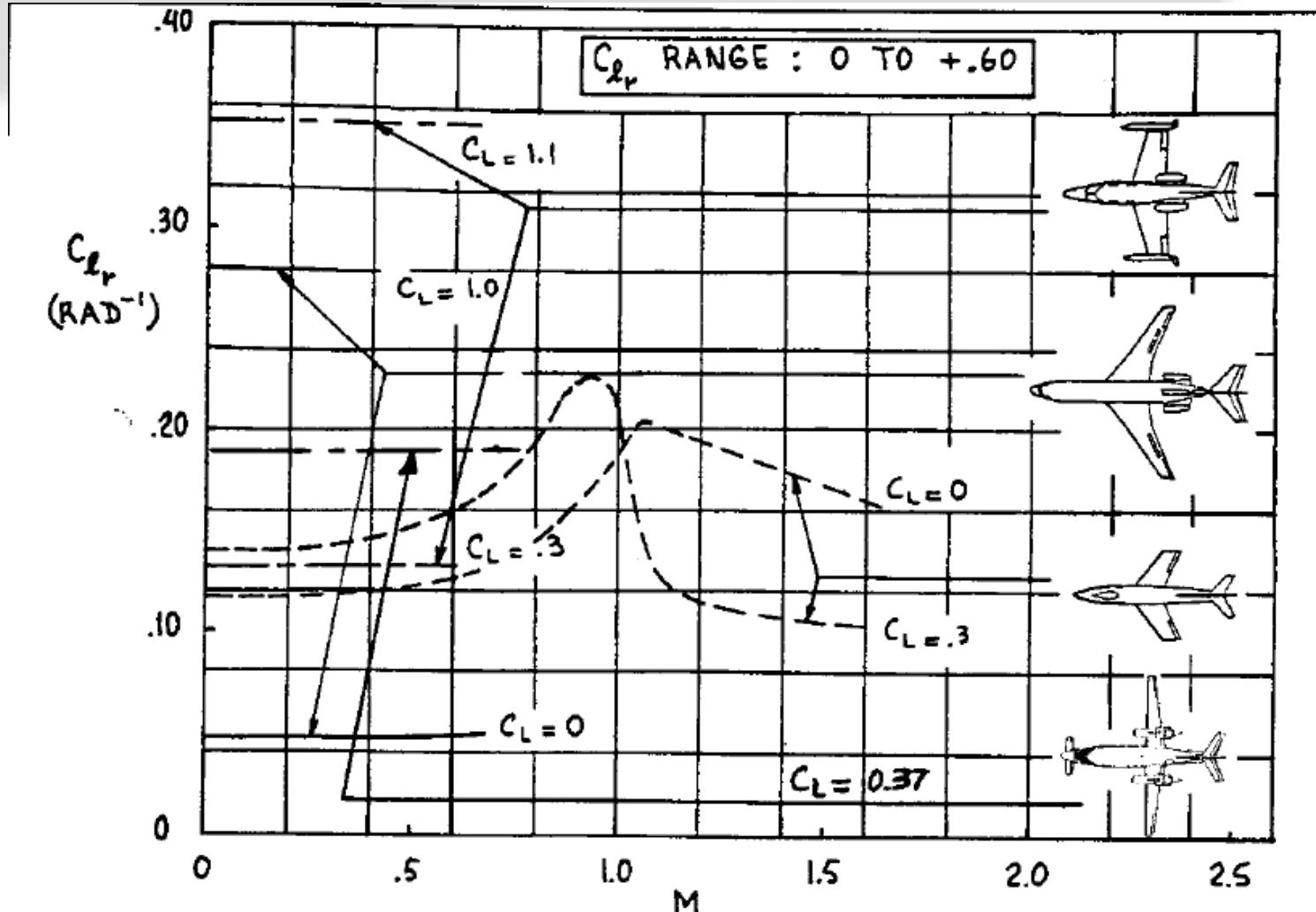


Figure 3.72 Effect of Mach Number on C_{L_r} for Several Airplanes

Latero-direzionale. VELOCITA' IMBARDATA r - YAW (SMORZAMENTO)

Il contributo maggiore è quello del PV

C'è una variazione con l'assetto per il contributo dell'ala. Ma è molto piccolo.

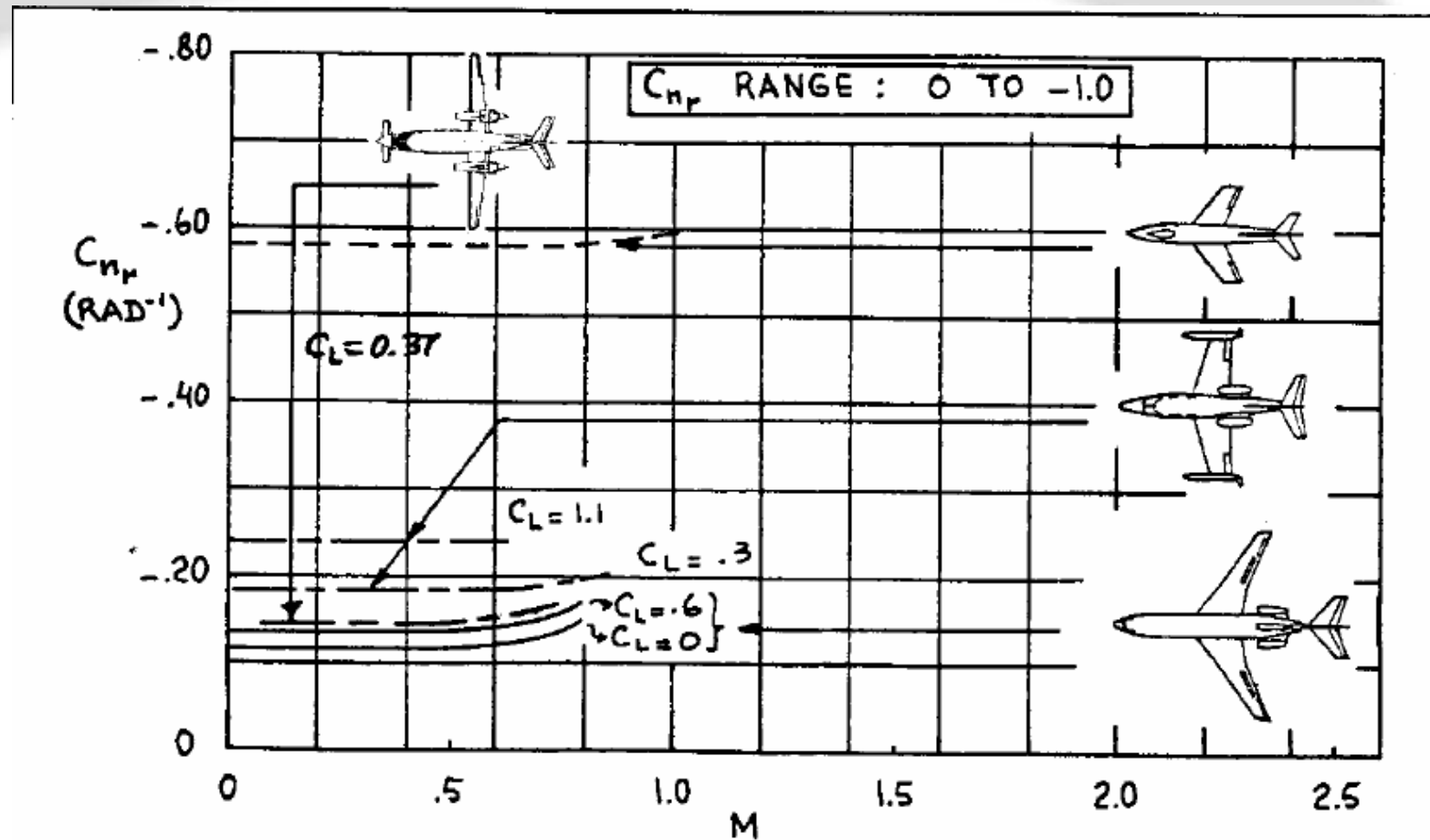


Figure 3.73 Effect of Mach Number on C_{nr} for Several Airplanes

Latero-direzionale. EQUILIBRIO A ROLLIO COMPLETO

$$C_{l} = C_{l_0} + C_{l_{\beta}} \cdot \beta + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \cdot \delta_r + C_{l_p} \cdot \bar{p} + C_{l_r} \cdot \bar{r} + C_{l_{MOT}}$$

$C_{l_{MOT}}$

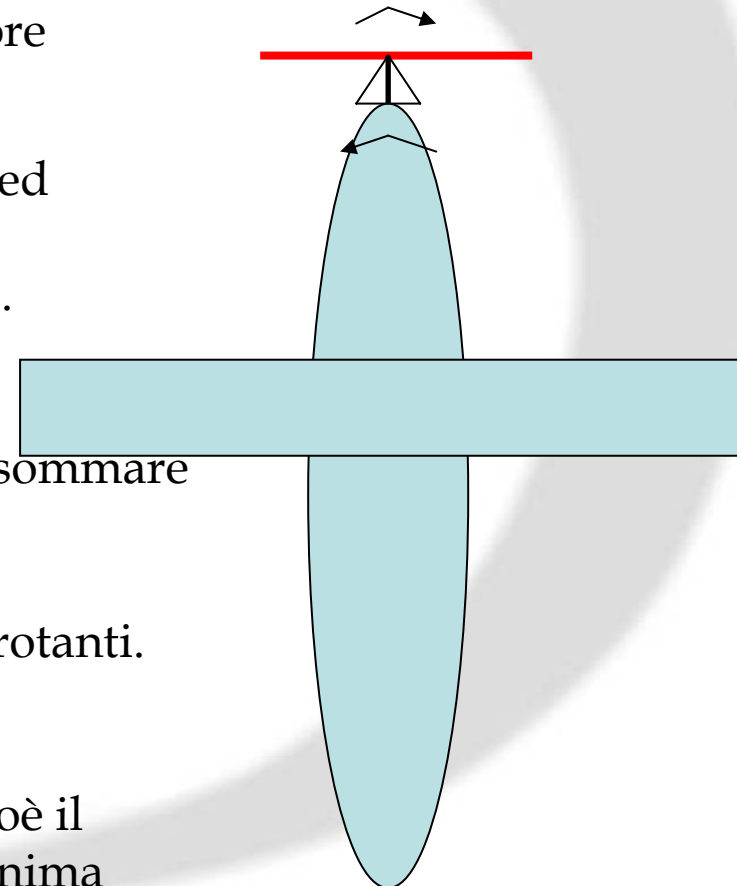
Contributo dovuto alla coppia del motore

Sul velivolo si viene a scaricare una coppia uguale ed opposta,
Che va inserita nell'equazione di equilibrio globale.

Rientra tra gli effetti DIRETTI dell'elica (o gruppo Motopropulsivo). Si dovrebbero comunque anche sommare gli effetti indiretti.

Nel caso di 2 motori alari potrebbero essere controrotanti.
In tal caso la coppia risultante sarebbe NULLA.

Ad ogni modo le coppie sono solitamente basse (cioè il pilota quasi non se ne accorge, è sufficiente una minima deflessione dell'alettone)



Latero-direzionale. EQUILIBRIO A ROLLIO COMPLETO

$C_{\ell_{MOT}}$ Se è data la potenza disponibile ($=T \cdot V$), conoscendo il rendimento dell'elica si può ottenere la potenza all'albero:

$$\Pi_a = \frac{\Pi_d}{\eta_p} = \frac{(T \cdot V)}{\eta_p} = \frac{(D \cdot V)}{\eta_p}$$

$$\Pi_a [W] = Q [Nm] \cdot \Omega [rad / s]$$

Dalla conoscenza della potenza all'albero, se conosco il valore degli rpm si può ricavare la coppia (in Nm) che si scarica sull'albero e che deve quindi essere equilibrata su tutto il velivolo con una coppia uguale ed opposta.

Se l'elica gira in senso orario, la coppia che si scarica sul velivolo è antioraria, quindi negativa.

N.B. Oltre che la velocità angolare Ω può essere assegnato il rapporto di avanzamento J , che, nota la velocità di volo ed il diametro D dell'elica può fornire Ω

$$J = \frac{V}{nD}$$

$$n [giri / s] = \frac{\Omega [rad / s]}{2 \cdot \pi}$$

$$n [giri / s] = \frac{rpm [giri / min]}{60}$$

Ricavata la coppia $Q \Rightarrow$

$$C_{\ell_{MOT}} = \frac{-Q}{qSb}$$



Latero-direzionale. EQUILIBRIO A YAW COMPLETO

$$C_N = C_{N_0} + C_{N_\beta} \cdot \beta + C_{N_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{N_{\delta_r}} \cdot \delta_r + C_{N_p} \cdot \bar{p} + C_{N_r} \cdot \bar{r} + C_{N_{MOT}}$$

$C_{N_{MOT}}$

In tal caso l'imbardata potrebbe essere provocata dalla spinta asimmetrica (piantata di un motore).

In tal caso:

T spinta di 1 motore $T = D$

$$N = T \cdot y_T$$

$$C_{N_{MOT}} = \frac{T \cdot y_T}{qSb}$$

Dovrò far sì che attraverso beta, dr, da ci sia equilibrio (assenza di velocità angolari).

