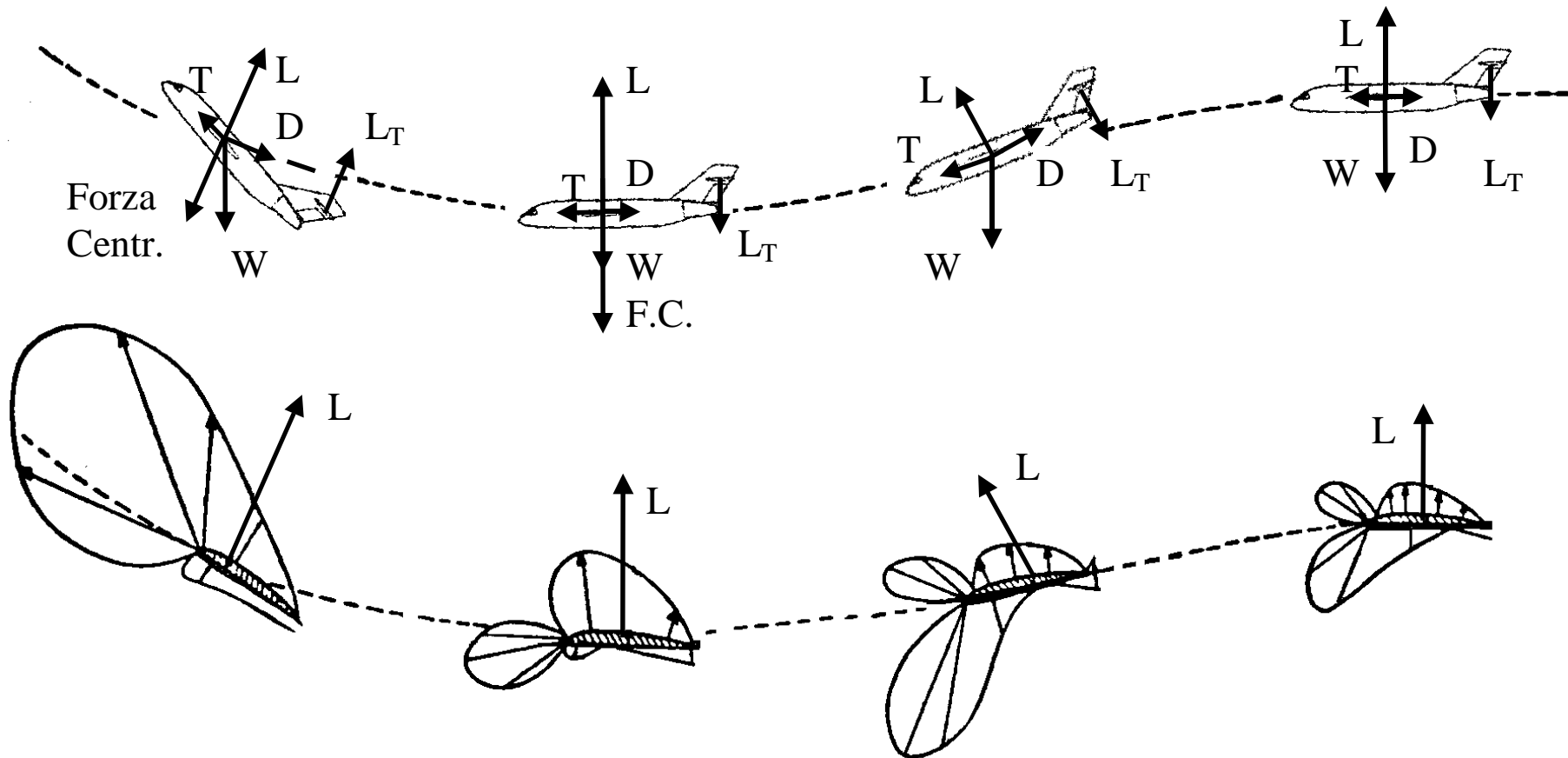


# Fondamenti di Aerospaziale

Prof. Renato Barboni

# Meccanica del Volo



# Fattore di Carico

$$n_j = \frac{F_j}{W}$$

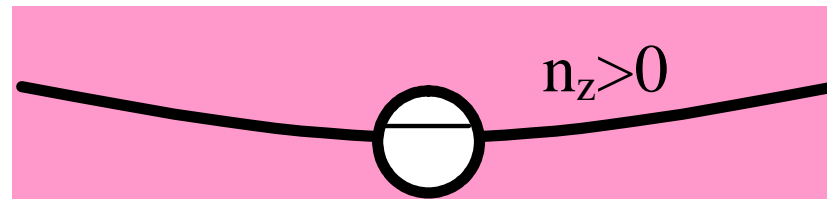
La tabella seguente chiarisce il modo di esprimere l'accelerazione, in direzione della forza di attrazione terrestre, nella pratica usuale e nelle scienze aeronautiche

Tipo di Moto	Accelerazione metodo usuale	Accelerazione in Aeronautica	Fattore di Carico	Forze d'inerzia in termini di W
Caduta Libera	-1g	0	0	0
Volo uniforme	0	1g	1	W
Generale	$(n - 1)g$	$n g$	$n$	$n W$

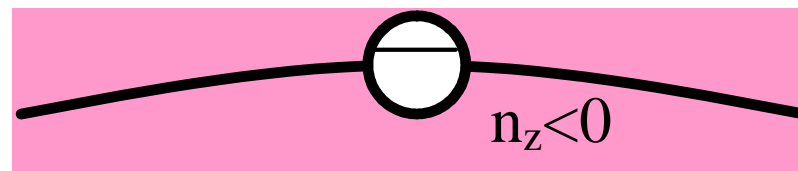
# Fattore di Carico in direzione L

$$n_L \cong n_Z = \frac{L}{W}$$

- $n_Z$  è positivo quando il sangue del pilota va dalla testa ai piedi e l'ala si inflette verso l'alto per cui il dorso è compresso ed il ventre teso;



- $n_Z < 0$  quando il sangue del pilota va dai piedi alla testa e l'ala si inflette verso il basso per cui il dorso è teso ed il ventre compresso.



# Limiti di sopportazione fisiologica

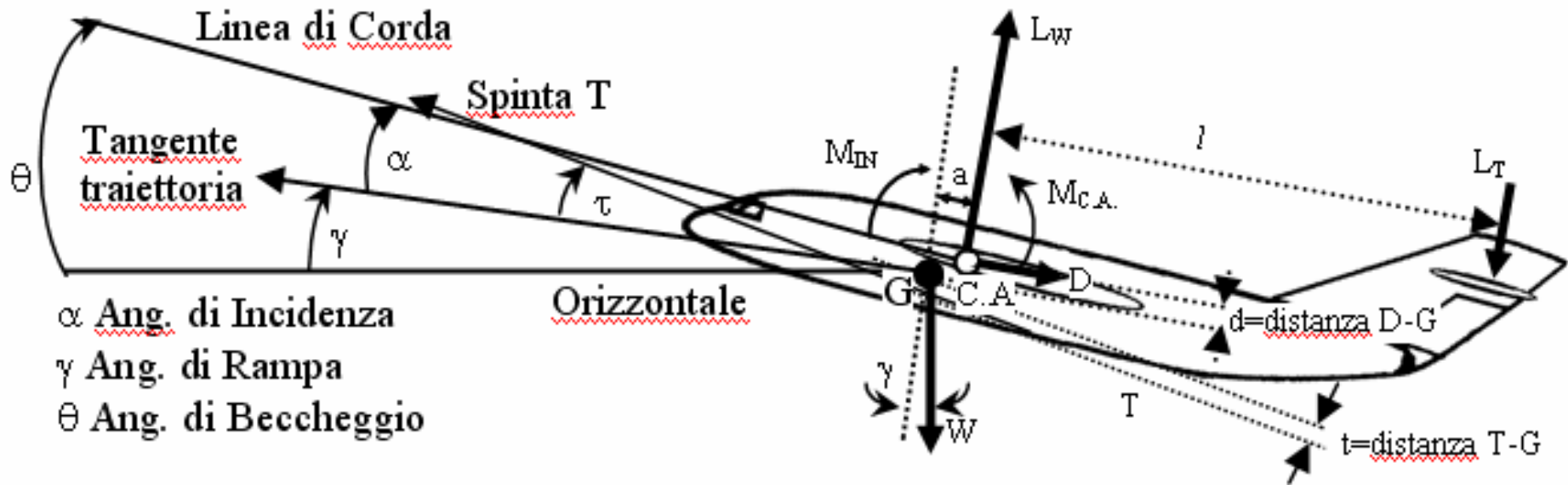
Ricerche, eseguite sia a terra che in volo, hanno rilevato che il corpo umano tollera carichi dell'ordine di 5g per la durata di alcuni secondi se diretti testa–piedi.

E' sufficiente cambiare di poco la posizione del corpo per superare questo limite; così il corpo umano sopporta per alcuni minuti sollecitazioni fino a 10g se dirette dal dorso all'addome e fino a 15g se dirette dall'addome al dorso.

Per questa ragione i fattori di contingenza sono generalmente dati lungo gli assi corpo XYZ dove Z è l'asse piedi-testa del pilota.

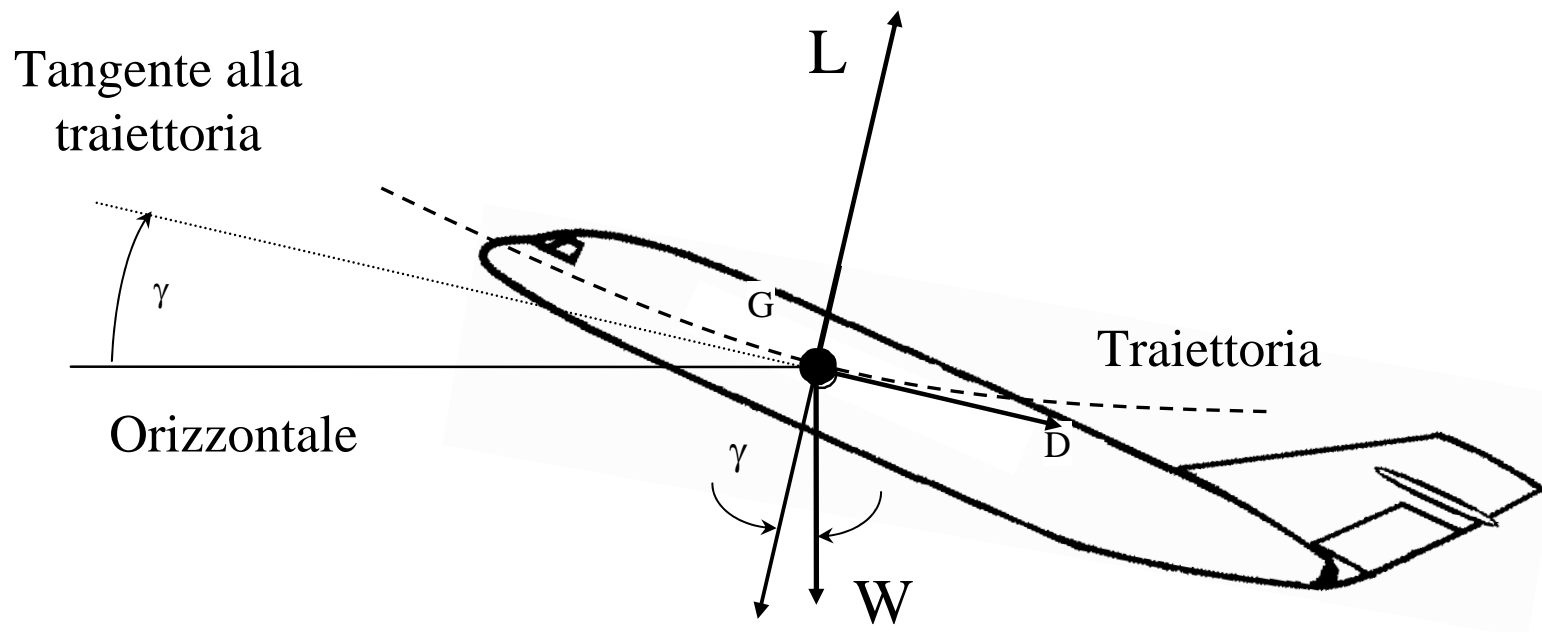
# Manovre nel Piano di Simmetria del Velivolo

# Equazioni del moto



$$\begin{cases}
 \sum F_L = 0 & \Rightarrow L_W - L_T + T \sin \tau - W \cos \gamma - I_L = 0 \\
 \sum F_D = 0 & \Rightarrow D - T \cos \tau + W \sin \gamma - I_D = 0 \\
 \sum M_{AC} = 0 & \Rightarrow M_{A.C.} + L_W a - D d - T t - L_T l - M_{IN} = 0
 \end{cases}$$

# Equilibrio alla traslazione $F=ma$



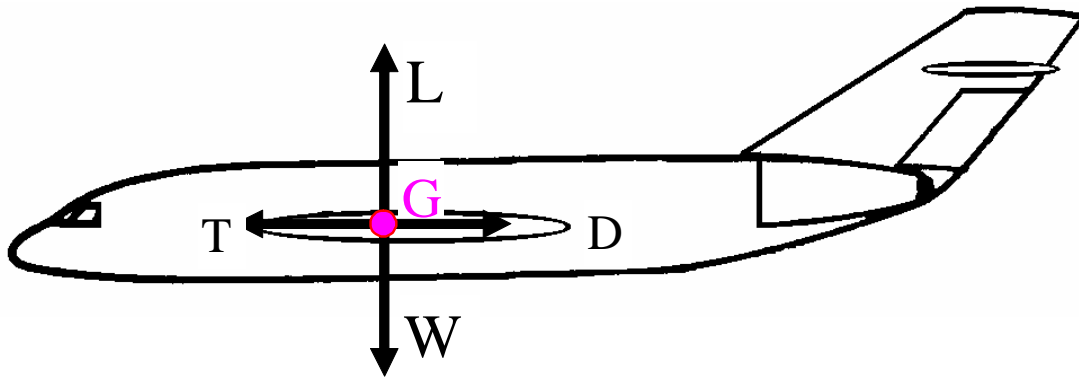
$$\begin{cases} \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} + W \cos \gamma = L \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} + W \sin \gamma = T - D \end{cases}$$

$$ma_t = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt}$$

$$ma_n = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R}$$



# Volo orizzontale rettilineo uniforme



$$\Sigma F_{\text{Vert}} = 0 \Rightarrow W = L$$

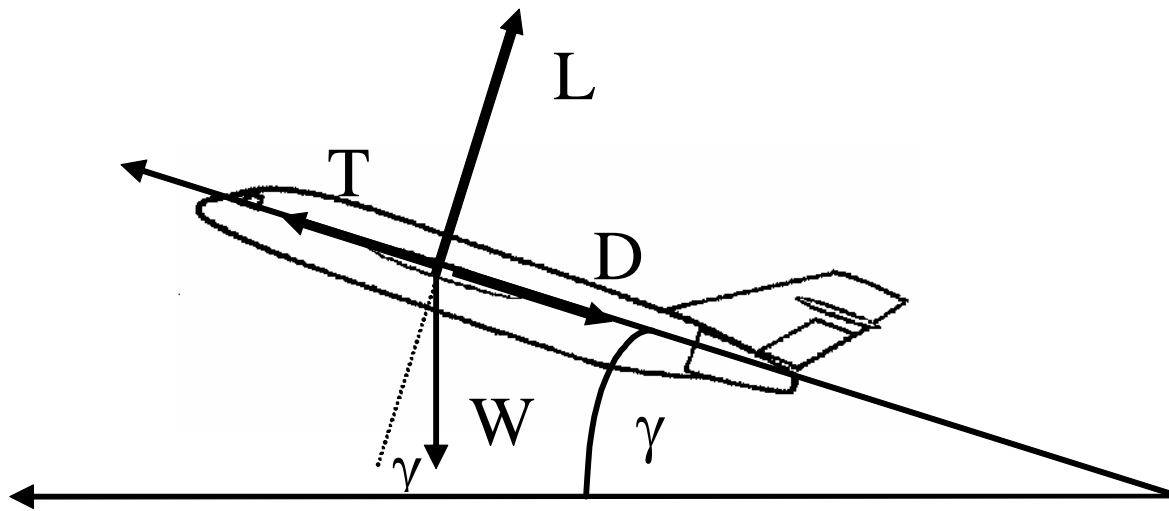
$$\Sigma F_{\text{Oriz}} = 0 \Rightarrow T = D$$

$$n_L = \frac{L}{W} = 1$$

$$\frac{W}{L} = \frac{T}{D} = 1 \Rightarrow \frac{W}{T} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = E$$

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S C_L \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}} ; V_e = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 C_L}}$$

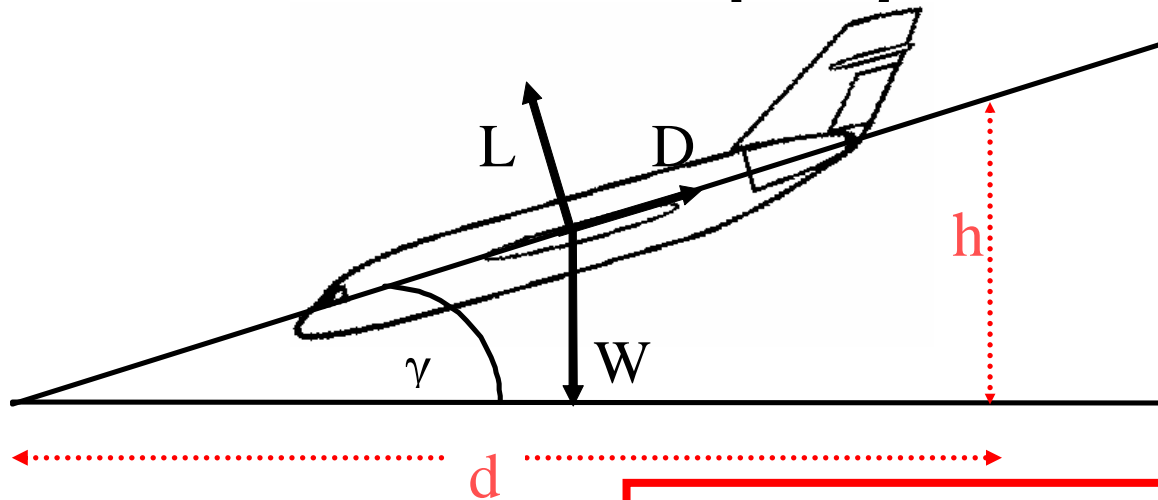
# Salita a velocità ed angolo di rampa $\gamma$ costante



$$\begin{cases} W \cos \gamma = L \\ W \sin \gamma = T - D \end{cases}$$

$$n_L = \frac{L}{W} = \cos \gamma \Rightarrow L < W$$

# Planata a velocità ed angolo di rampa $\gamma$ costante



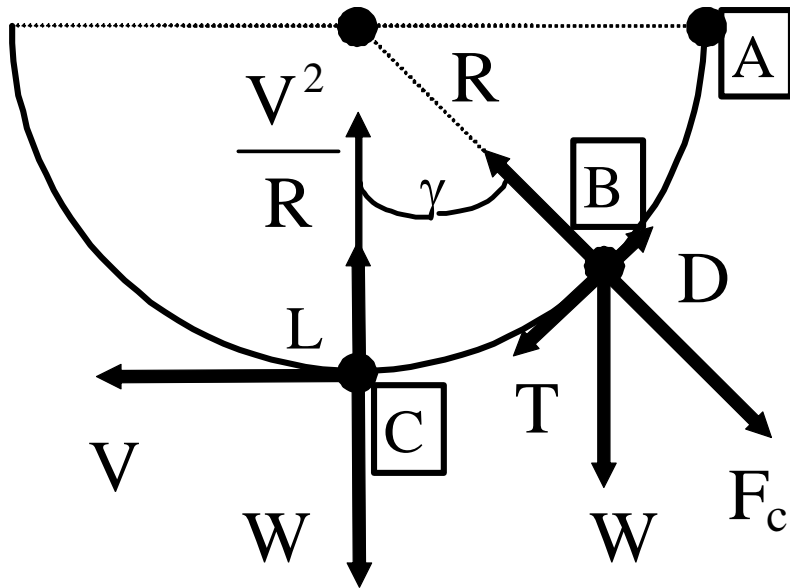
$$\begin{cases} W \cos \gamma = L \\ W \sin \gamma = D \end{cases}$$

$$n_L = \frac{L}{W} = \cos \gamma$$

$$\frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = E$$

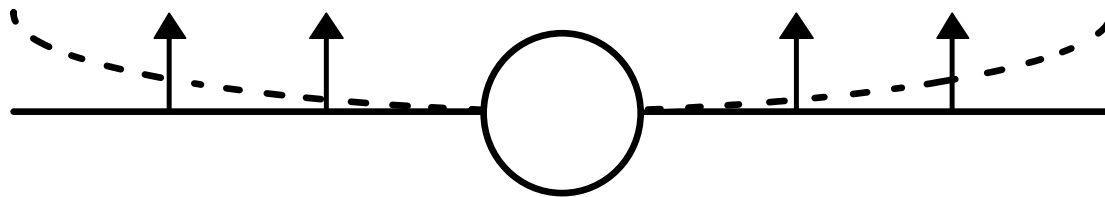
$$d = h \frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} = h \frac{L}{D} = hE$$

# Richiamata (in volo dritto)

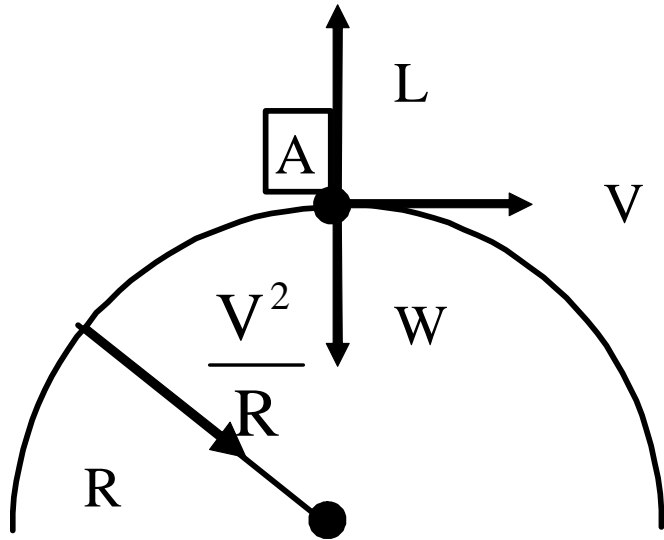


Nel punto C  $\Rightarrow$  
$$\begin{cases} W + \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} = L \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D \end{cases}$$

$$n = 1 + \frac{V^2}{gR} > 1$$



# Entrata in Affondata (dritto)

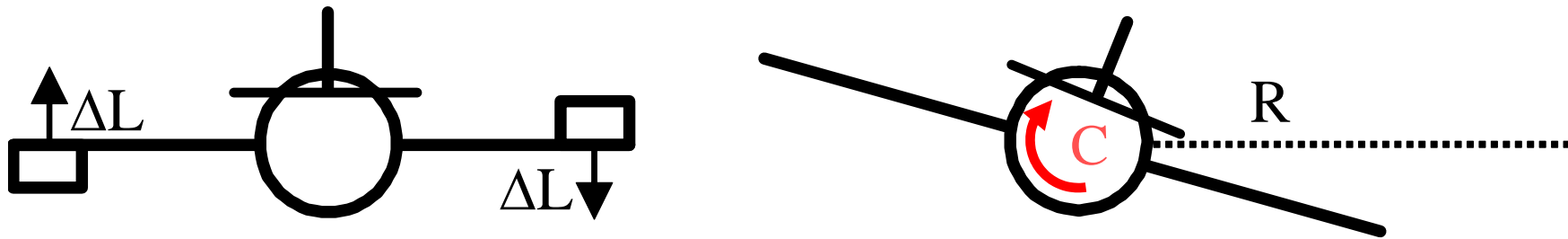


Nel punto A  $\Rightarrow$  
$$\begin{cases} W - \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} = L \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D \end{cases}$$

$$n = 1 - \frac{V^2}{gR} \quad \Rightarrow \quad \begin{cases} > 0 \\ = 0 \\ < 0 \end{cases}$$

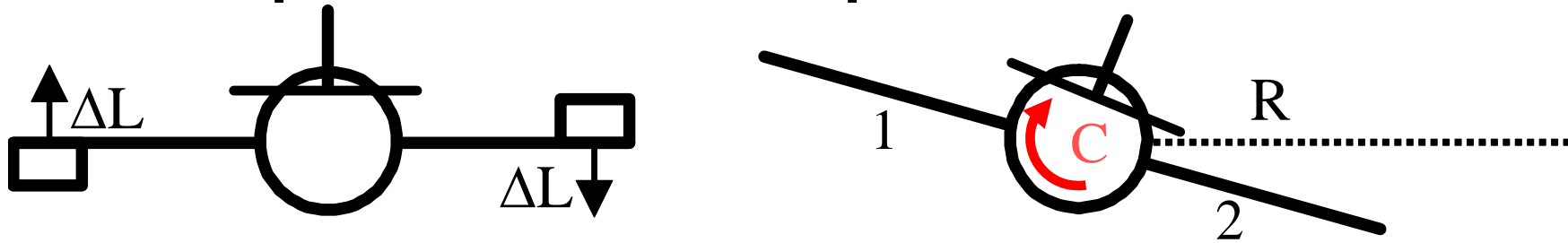
# Manovre fuori del Piano di Simmetria del Velivolo

# La virata



La virata, che consente il cambio di direzione è realizzata con il movimento coniugato degli alettoni (uno si alza mentre l'altro si abbassa), a seguito del quale una semiala diviene più portante rispetto all'altra e si genera una coppia **C** che fa ruotare il velivolo. Fin quando il velivolo è in volo uniforme rettilineo orizzontale, la portanza equilibra il peso; quando l'aereo si inclina anche la portanza si inclina e presenta una componente verticale ed una orizzontale: quella verticale serve per il sostentamento, quella orizzontale produce il cambio di direzione.

# Operazioni del pilota in virata



Impiego simultaneo di alettoni, equilibratore e timone di direzione oltre al cambio di potenza del propulsore. Infatti, oltre alla coppia di rollio **C**, ci sono altre coppie da compensare e precisamente:

1) coppia antioraria che contrasta la **C** :

-la semiala 1 ha una  $U$  verso l'alto per cui la sua  $\alpha_{\text{eff}} \ll \Rightarrow L \ll$ ;

-la semiala 2 ha una  $U$  verso il basso  $\alpha_{\text{eff}} \ll \Rightarrow L \ll$ .

2) La **C** aumenta con l'angolo di rollio  $\Phi$  :

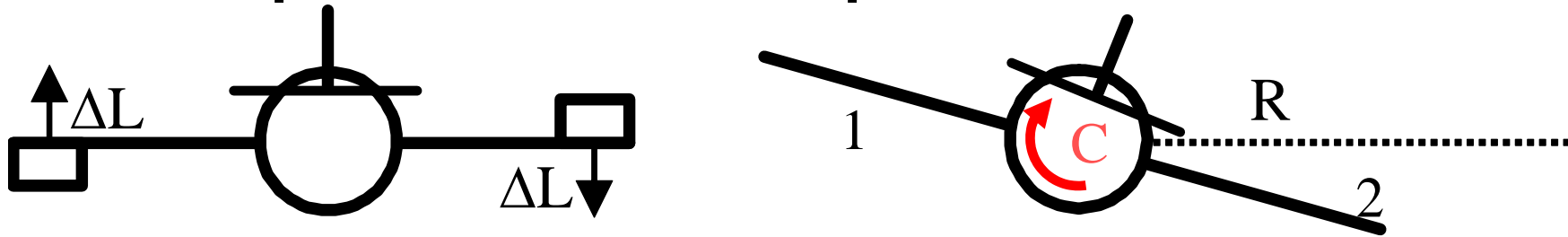
-la semiala 1, per percorrere una  $L \gg$  possiede una  $V \gg \Rightarrow L \gg$ ;

-la semiala 2, per percorrere una  $L \ll$  possiede una  $V \ll \Rightarrow L \ll$ ;

ne consegue che **C**  $\gg$  e, per avere costante l'angolo di rollio  $\Phi$ , occorre risurre la deflessione  $\delta$  degli alettoni.



# Operazioni del pilota in virata



3) Coppia di imbardata che tende a ruotare il velivolo in senso opposto alla virata :

-la semiala 1 con  $V \gg$  presenta anche  $D \gg$ ;

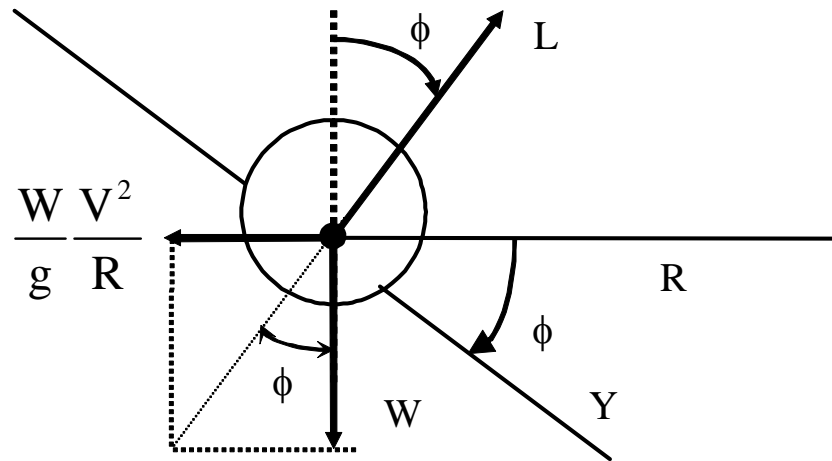
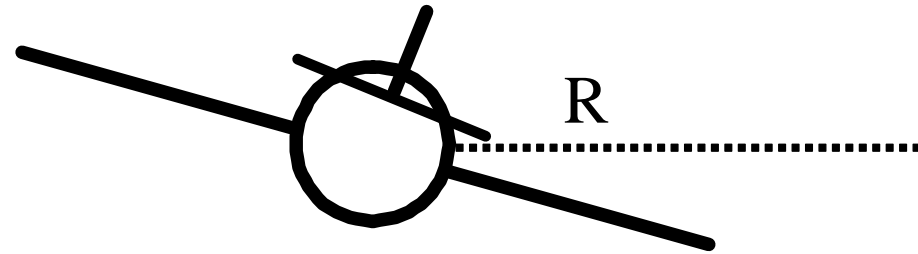
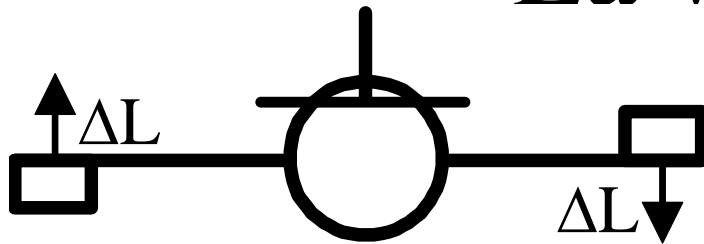
-la semiala 2 con  $V \ll$  presenta anche  $D \ll$ .

questo obbliga il pilota ad utilizzare la pedaliera per dare al timone di direzione un angolo di barra che bilanci il momento d'imbardata.

4) Modifica di assetto o della potenza:

durante la rotazione del velivolo, ruota anche la portanza e la sua componente verticale diviene  $\ll W$  per cui l'aereo perde quota; volendo mantenere la quota iniziale, occorre aumentare la forza aerodinamica totale aumentando la velocità o l'incidenza.

# La virata corretta



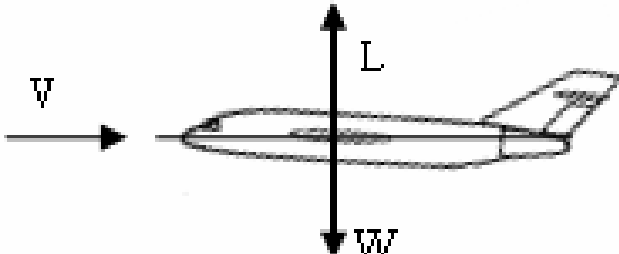
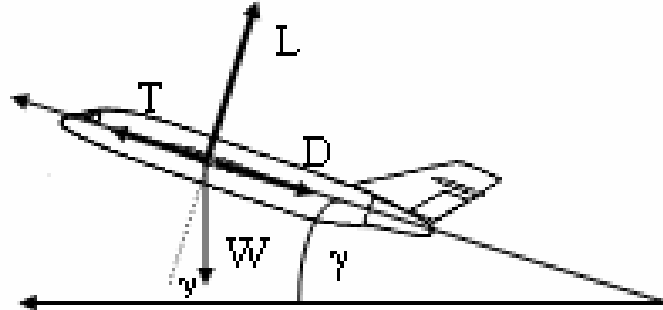
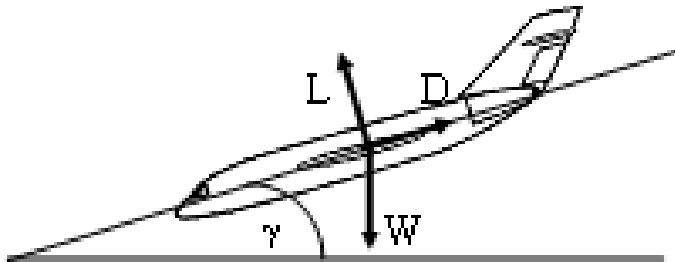
$$\begin{cases} W \left( \frac{V^2}{gR} \sin \phi + \cos \phi \right) = L \\ W \left( \sin \phi - \frac{V^2}{gR} \cos \phi \right) = 0 \end{cases}$$

dalla seconda:  $\frac{V^2}{gR} = \tan \phi$

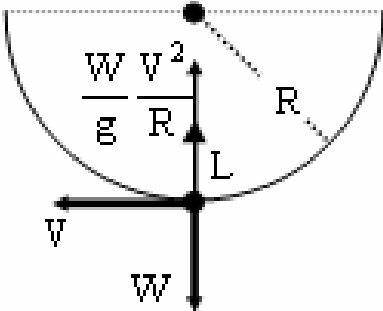
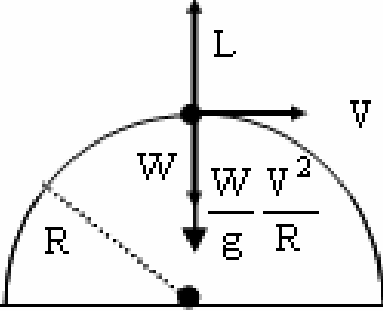
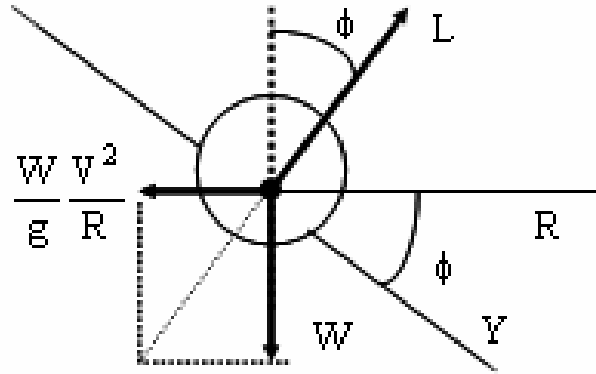
che sostituita nella prima:  $L = W \left( \tan \phi \sin \phi + \cos \phi \right) = W \sec \phi$

$$n = \frac{L}{W} = \sec \phi = \sqrt{1 + \tan^2 \phi} = \sqrt{1 + \left( \frac{V^2}{gR} \right)^2} > 1$$

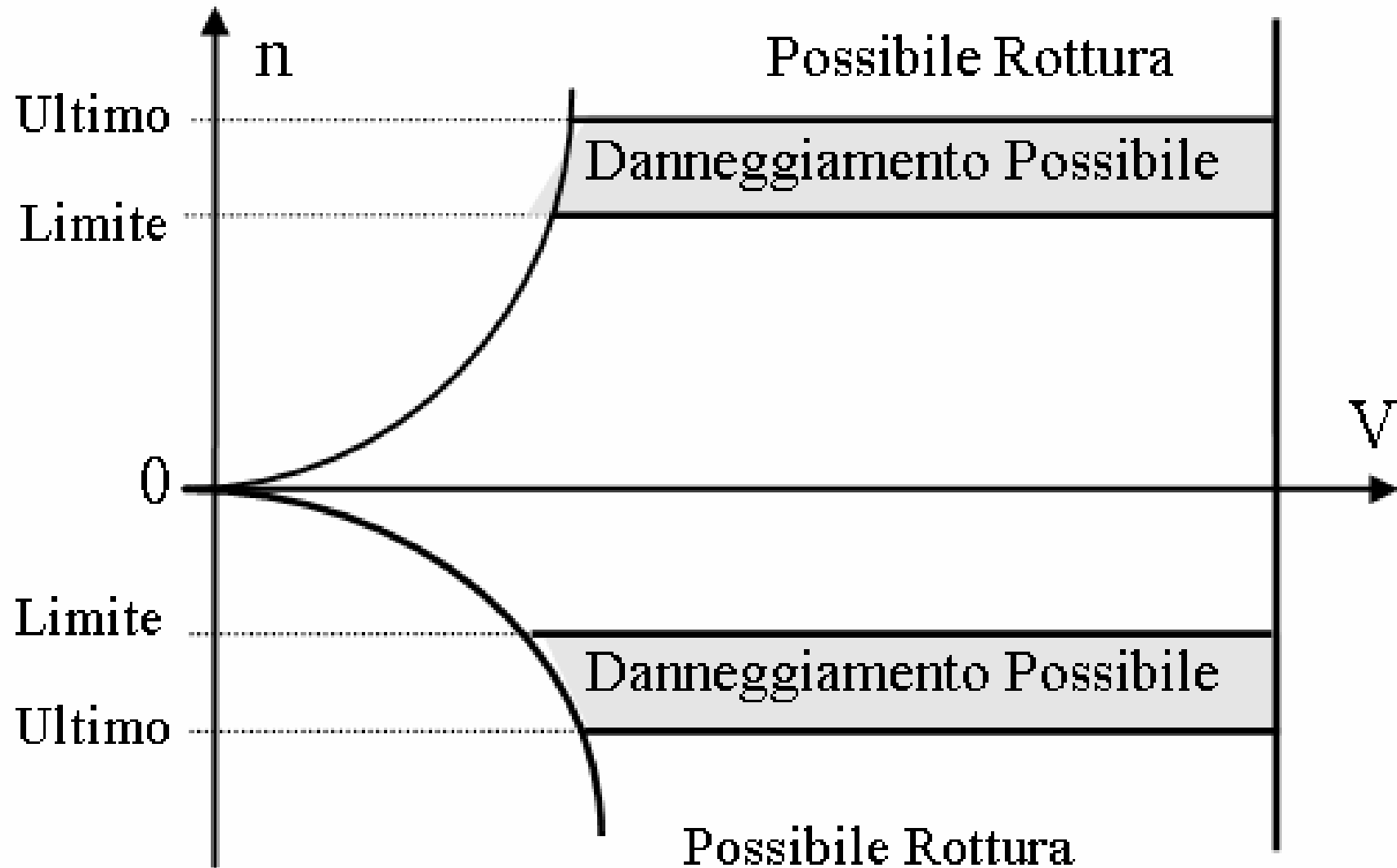
# Fattori di carico

<p>Moto orizzontale uniforme</p>		$n_L = \frac{L}{W} = 1$
<p>Salita rettilinea uniforme</p>		$n_L = \frac{L}{W} = \cos \gamma < 1$
<p>Planata rettilinea uniforme</p>		$n_L = \frac{L}{W} = \cos \gamma < 1$

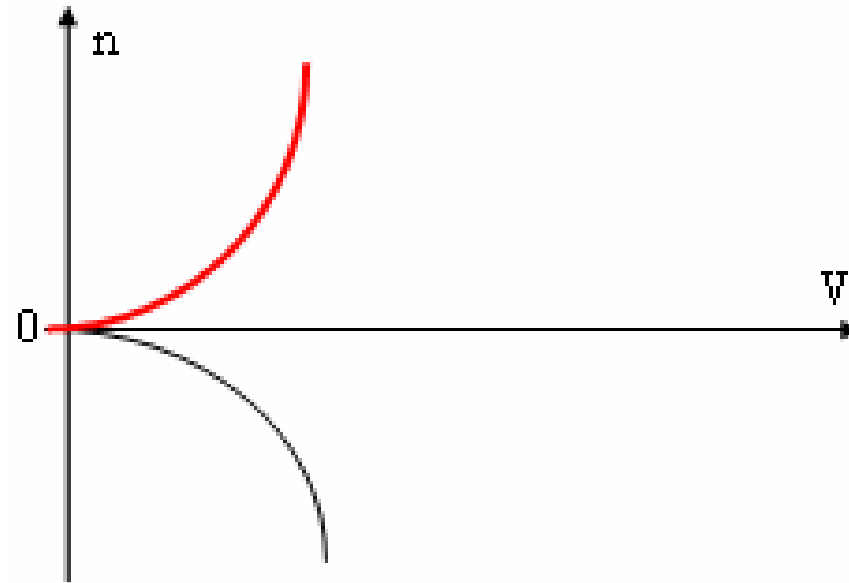
# Fattori di carico

<p>Richiamata</p>		$n_L = 1 + \frac{V^2}{gR}$
<p>Entrata affondata in</p>		$n_L = 1 - \frac{V^2}{gR}$
<p>La virata corretta</p>		$n_L = \sqrt{1 + \left(\frac{V^2}{gR}\right)^2} > 1$

# Diagramma V-n



Linea di Stallo:  
limite inferiore  
della velocità.



$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \Rightarrow V_{\min} = V_s = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L\text{Max}}}}$$

$$\begin{cases} V_{\text{es}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 C_{L\text{Max}}}} \\ V_{\text{es}}^{(n)} = \sqrt{\frac{2nW/S}{\rho_0 C_{L\text{Max}}}} \end{cases}$$

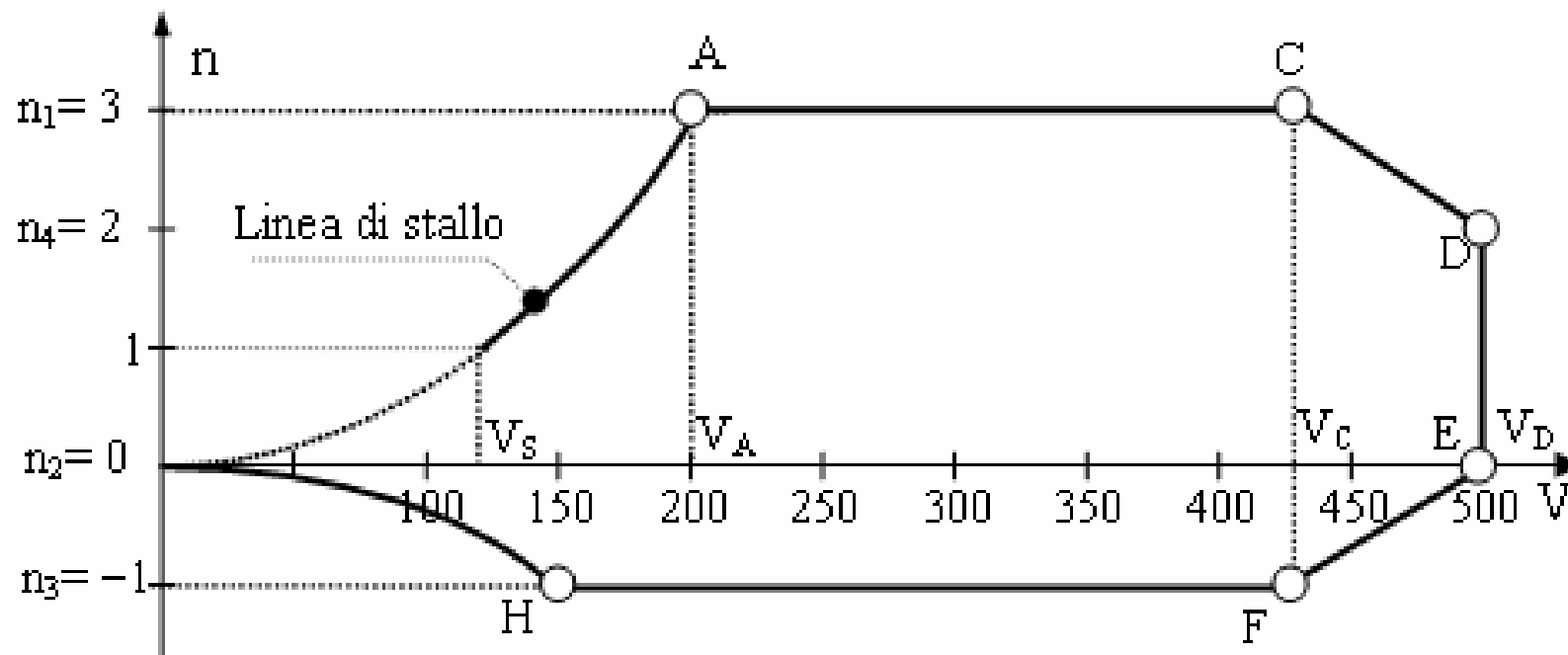
$\Rightarrow$

$$n = \left( \frac{V_{\text{es}}}{V_{\text{es}}^{(n)}} \right)^2$$

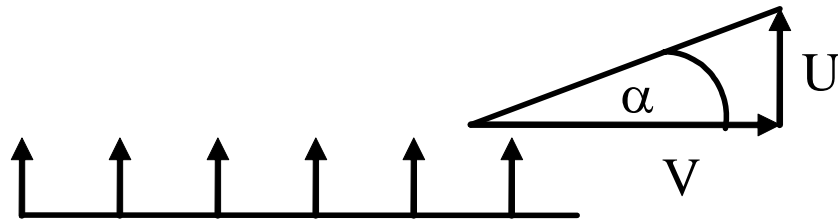
# Fattori di contingenza

Fattore di Carico	Passeggeri	Semiacrobatico	Acrobatico
$n_1$	2,5	4,5	6,0
$n_4$	2,0 (*)	3,5	4,5
$n_2$	0	0	0
$n_3$	-1	-1,8	-3,0

(\*) Oppure, rispettando le limitazioni  $2,0 \leq 2,5$ , si assume  $n_4 = 0,75 n_1$ .



# Diagramma di Raffica (K=1)



$$\Delta\alpha = \frac{U}{V} \Rightarrow \Delta\alpha = \frac{U}{V}$$

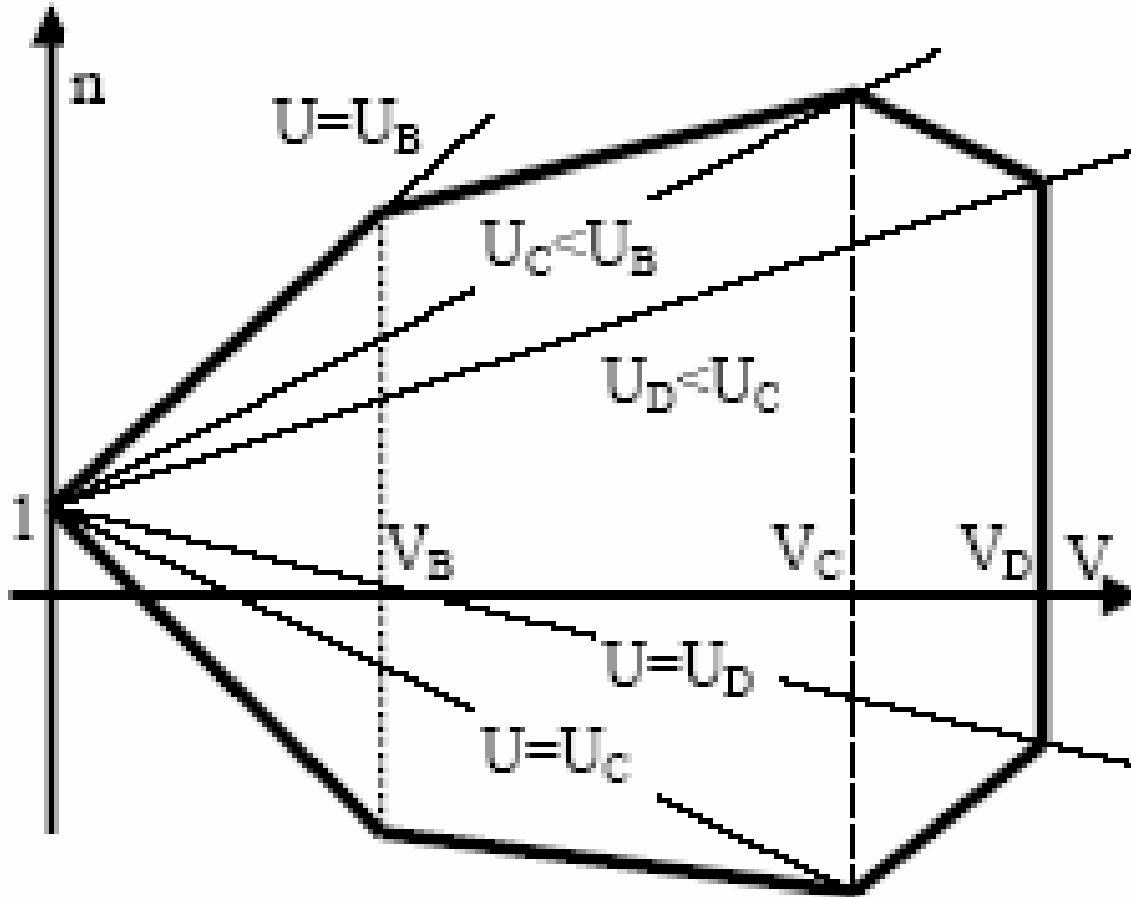
$$\Delta C_L = \frac{dC_L}{d\alpha} \Delta\alpha = \kappa \Delta\alpha \Rightarrow \Delta n = \pm \frac{\Delta L}{W} = \pm \left[ \frac{\rho_0 \kappa U}{2W/S} \right] V$$

$$n = 1 \pm \left[ \frac{\rho_0 \kappa U}{2W/S} \right] V$$

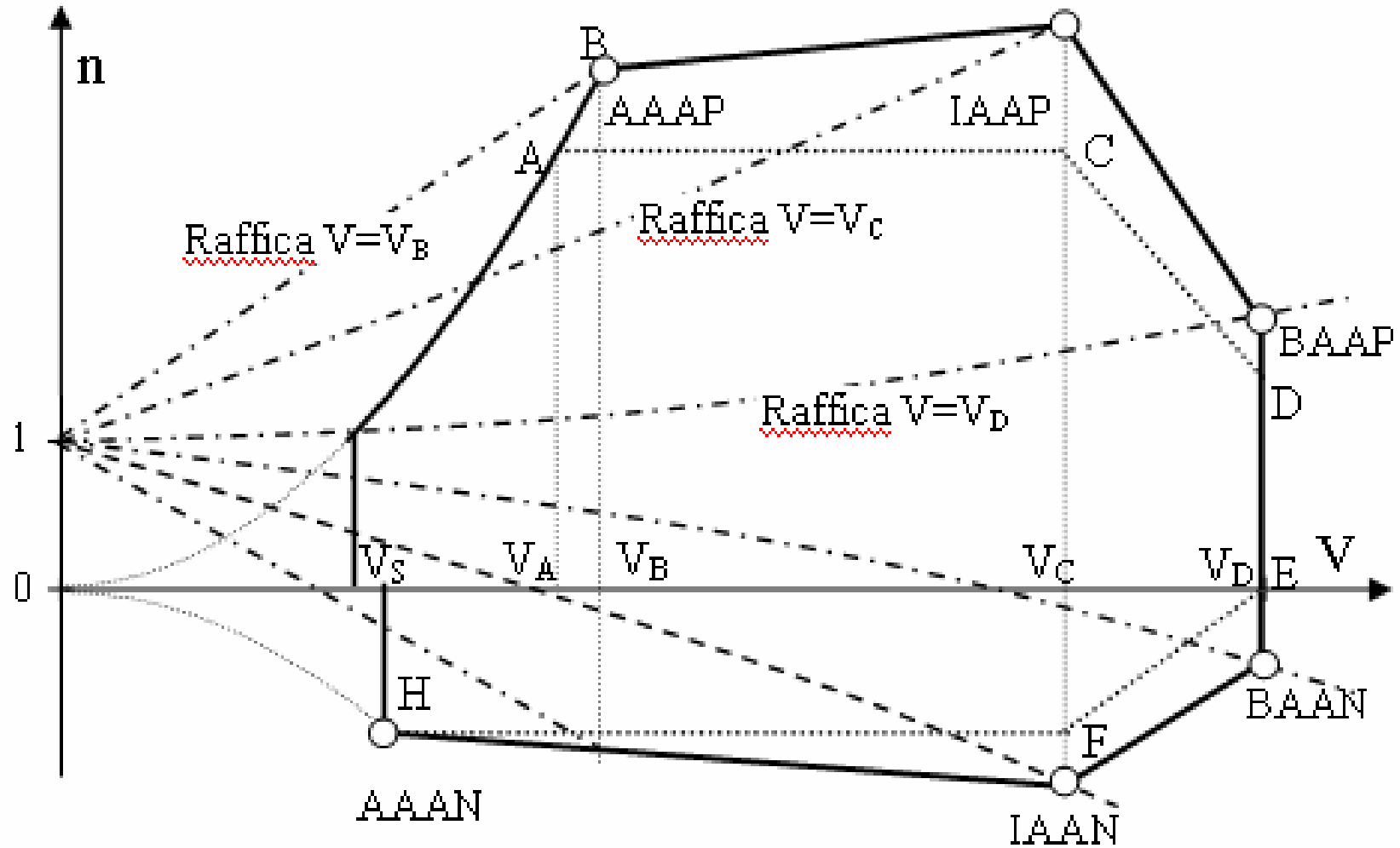
dove per alcune velocità caratteristiche quali  $V_A < V_C < V_D, \dots$  le corrispondenti  $U$  sono fissate dai regolamenti  $U_A > U_C > U_D$



# Diagramma di Raffica



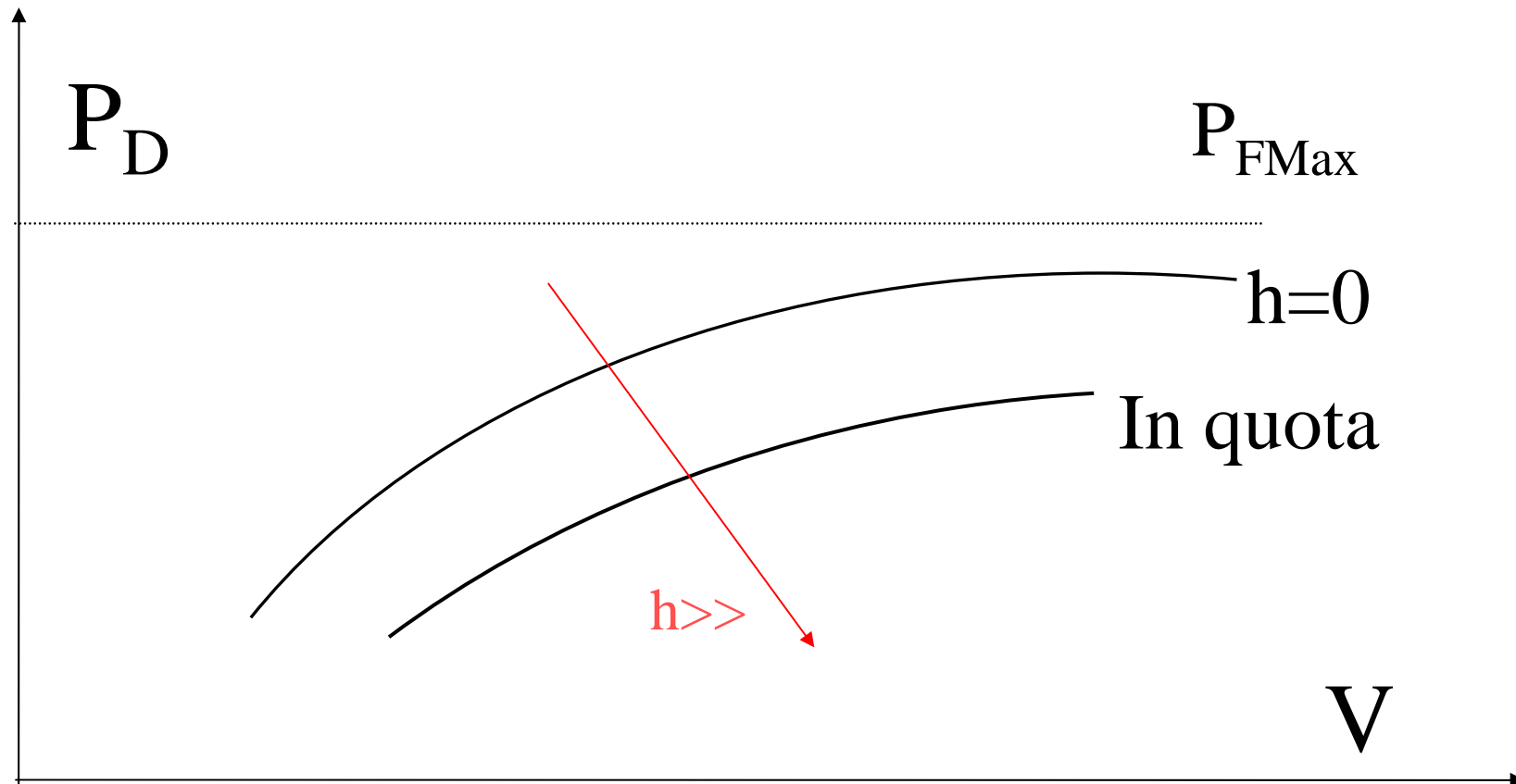
# Diagramma V-n completo



# LE PRESTAZIONI del VELIVOLO

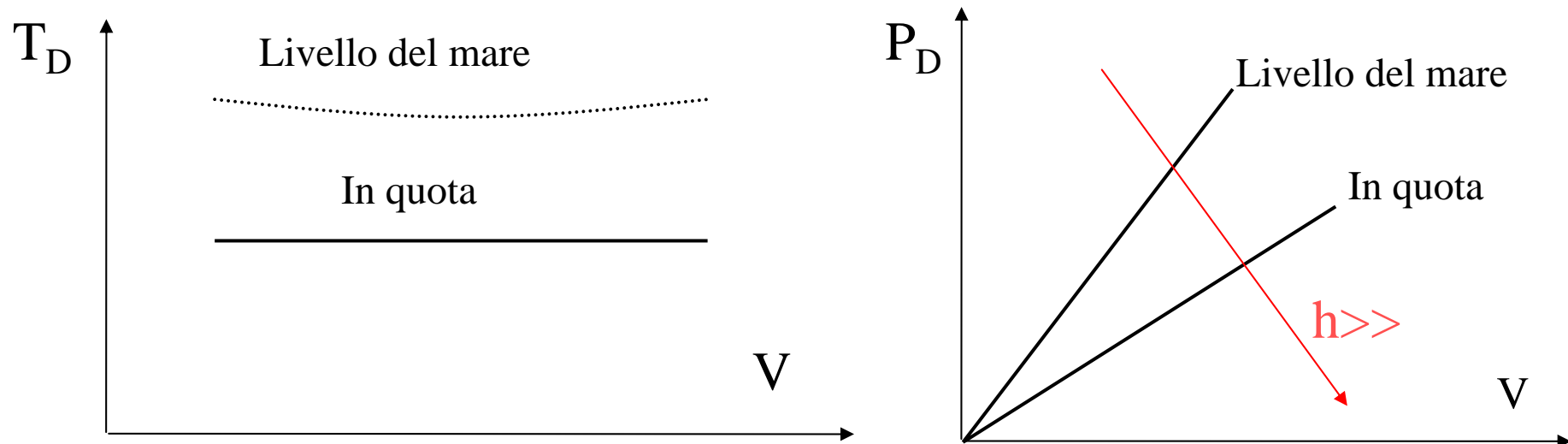
# Potenza Disponibile Motoelica

$$P_D = \eta P_{FMax}$$



# Potenza Disponibile Turboreattore

$$P_D = TV$$



# Potenza Necessaria

$$P_N = DV$$

$$C_D = C_0 + kC_L^2$$

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S C_0$$

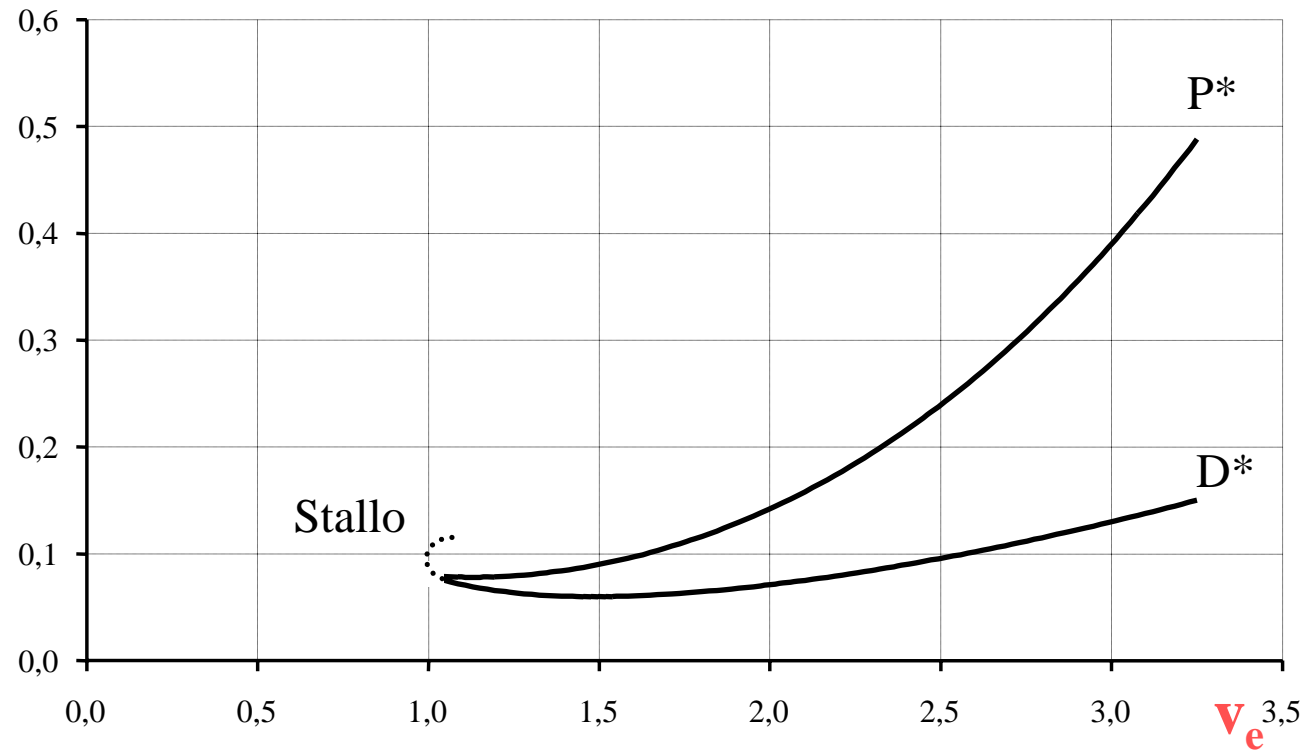
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S} = \frac{nW}{\frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S}$$

$$K = \frac{kL^2}{\frac{1}{2} \rho_0 S} = \frac{kn^2 W^2}{\frac{1}{2} \rho_0 S}$$

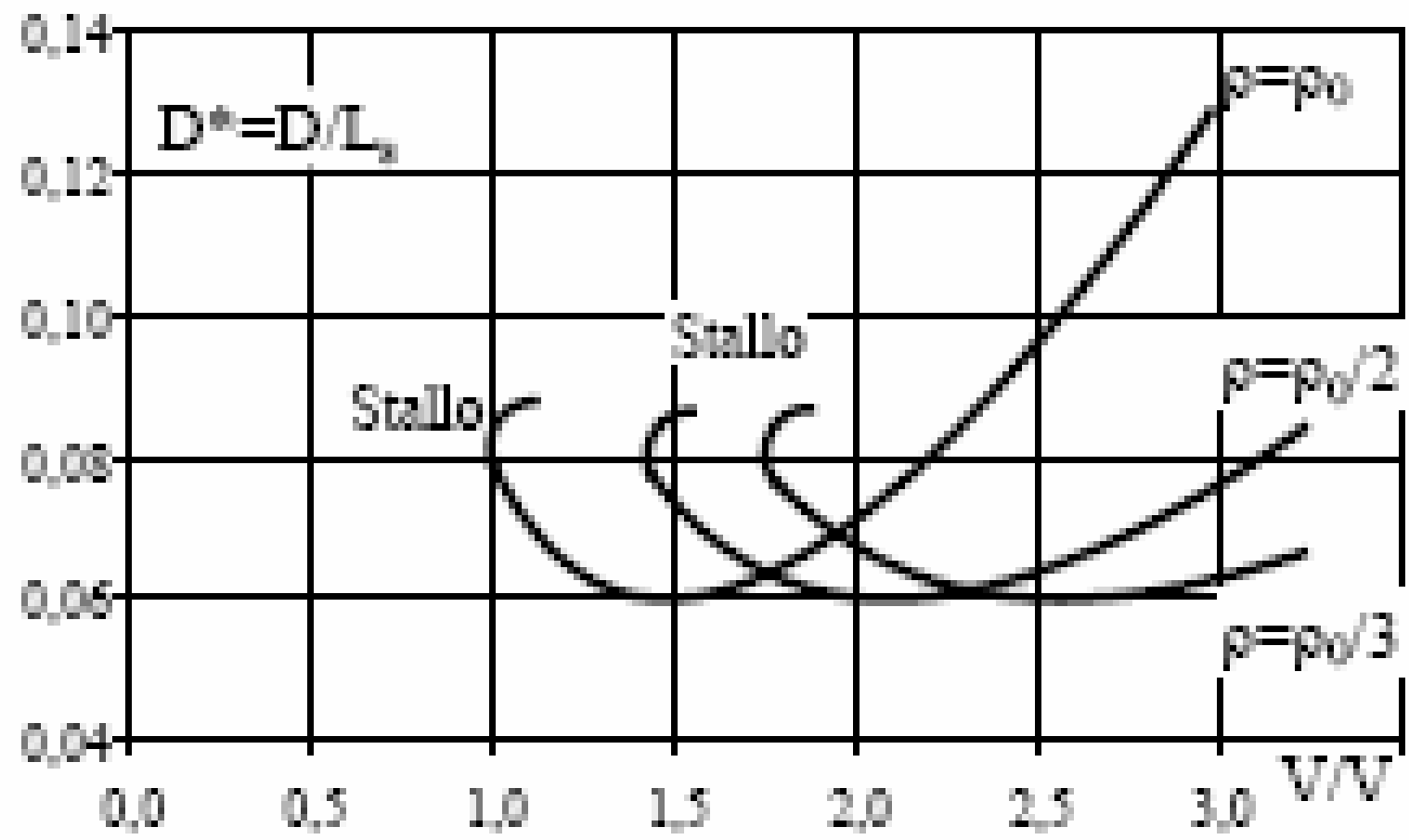
$$D = D_0 V_e^2 + \frac{K}{V_e^2}$$

$$P = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} P_N = D_0 V_e^3 + \frac{K}{V_e}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} v_e = \frac{V_e}{V_{es}} \\ D^* = \frac{D}{L_s} \\ P^* = D^* v_e \end{array} \right.$$

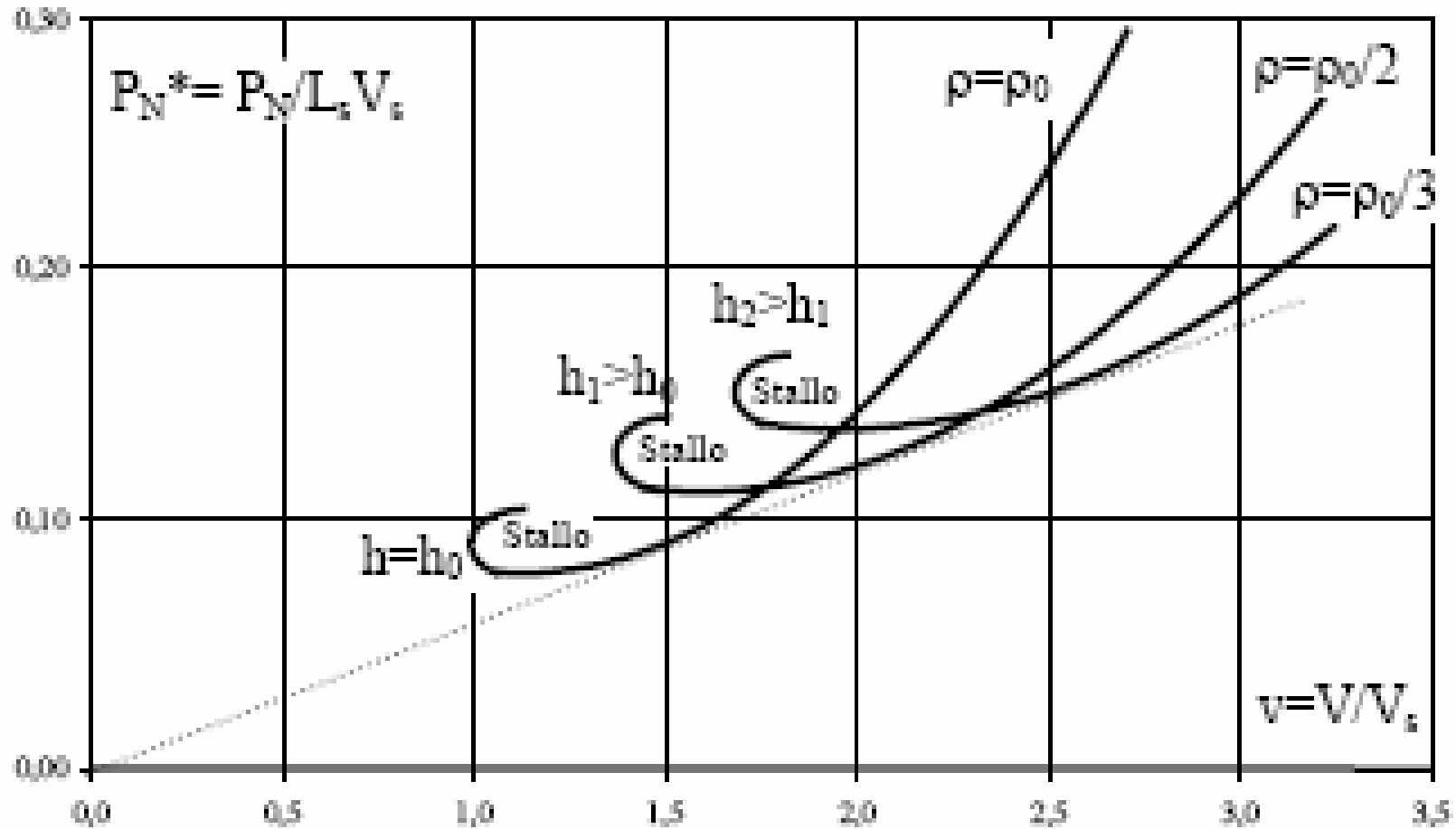


# Resistenza $D$ vs $V_{Vera}$ al variare della quota $h$



# Potenza Necessaria $P_N$ vs $V_{Vera}$ al variare della quota $h$

$$P_N = DV$$





In definitiva  $P_D$  e  $P_N$  si avvicinano per  $h \gg$

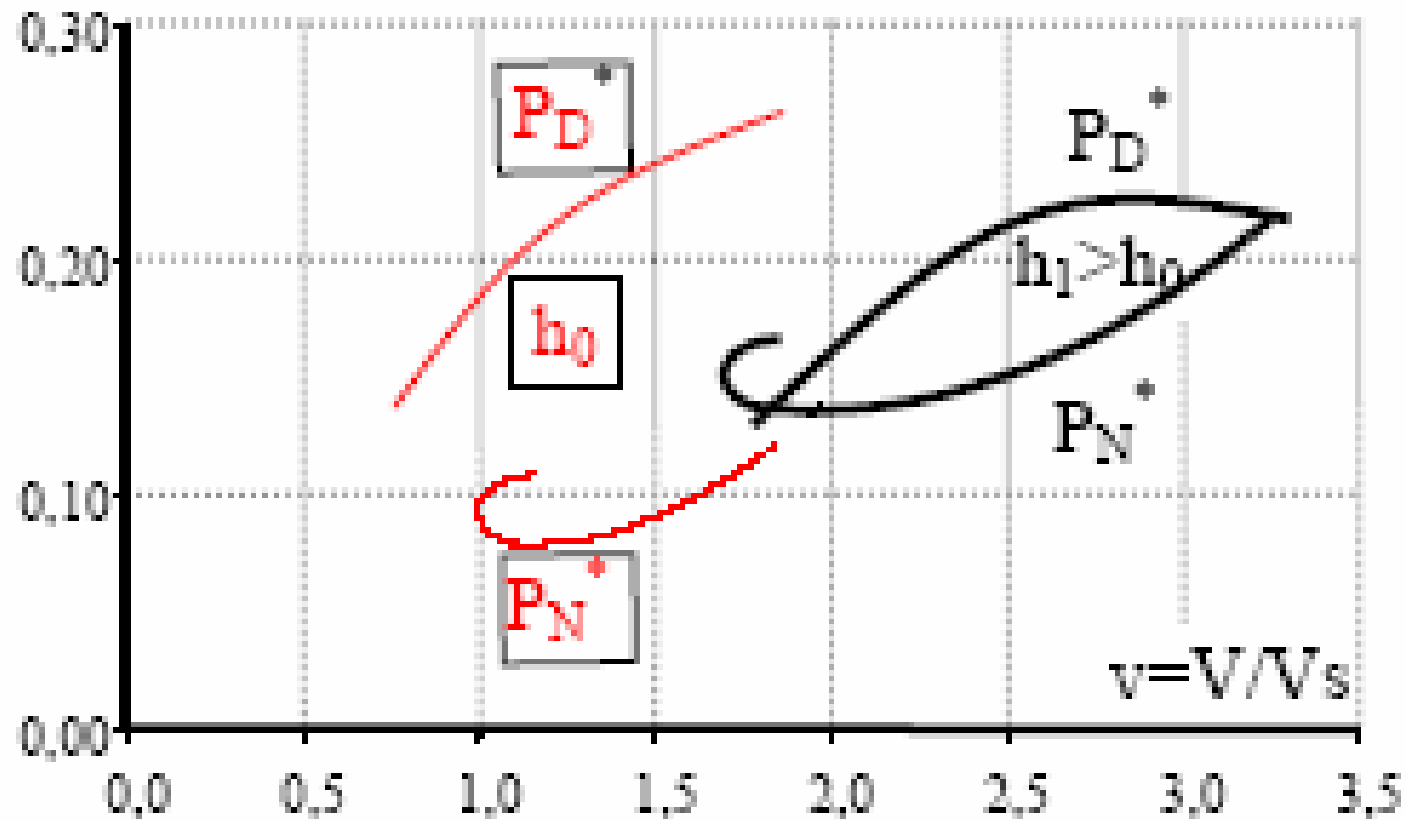


Fig.a)-Motore a pistoni

In definitiva  $P_D$  e  $P_N$  si avvicinano per  $h \gg$

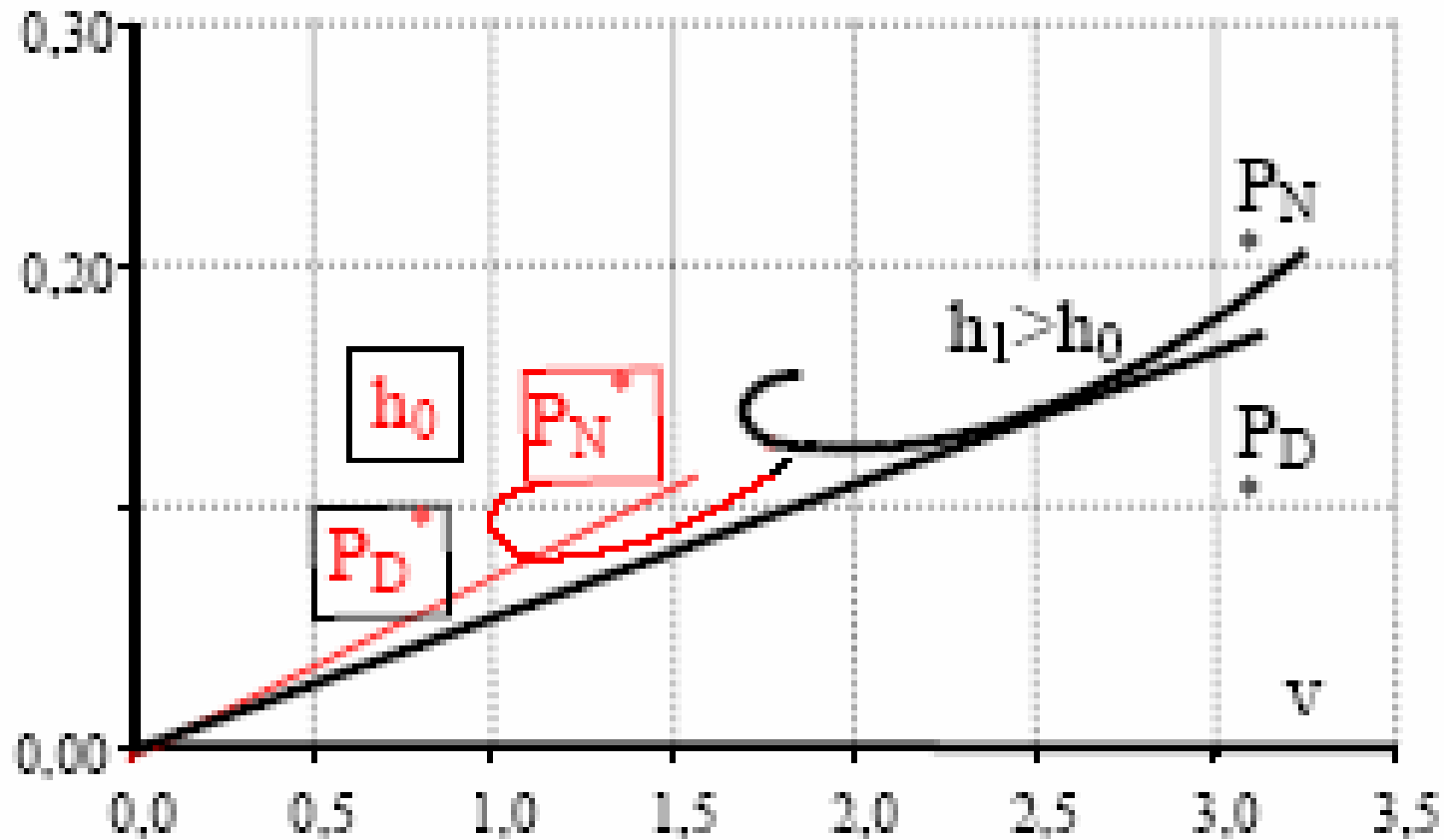
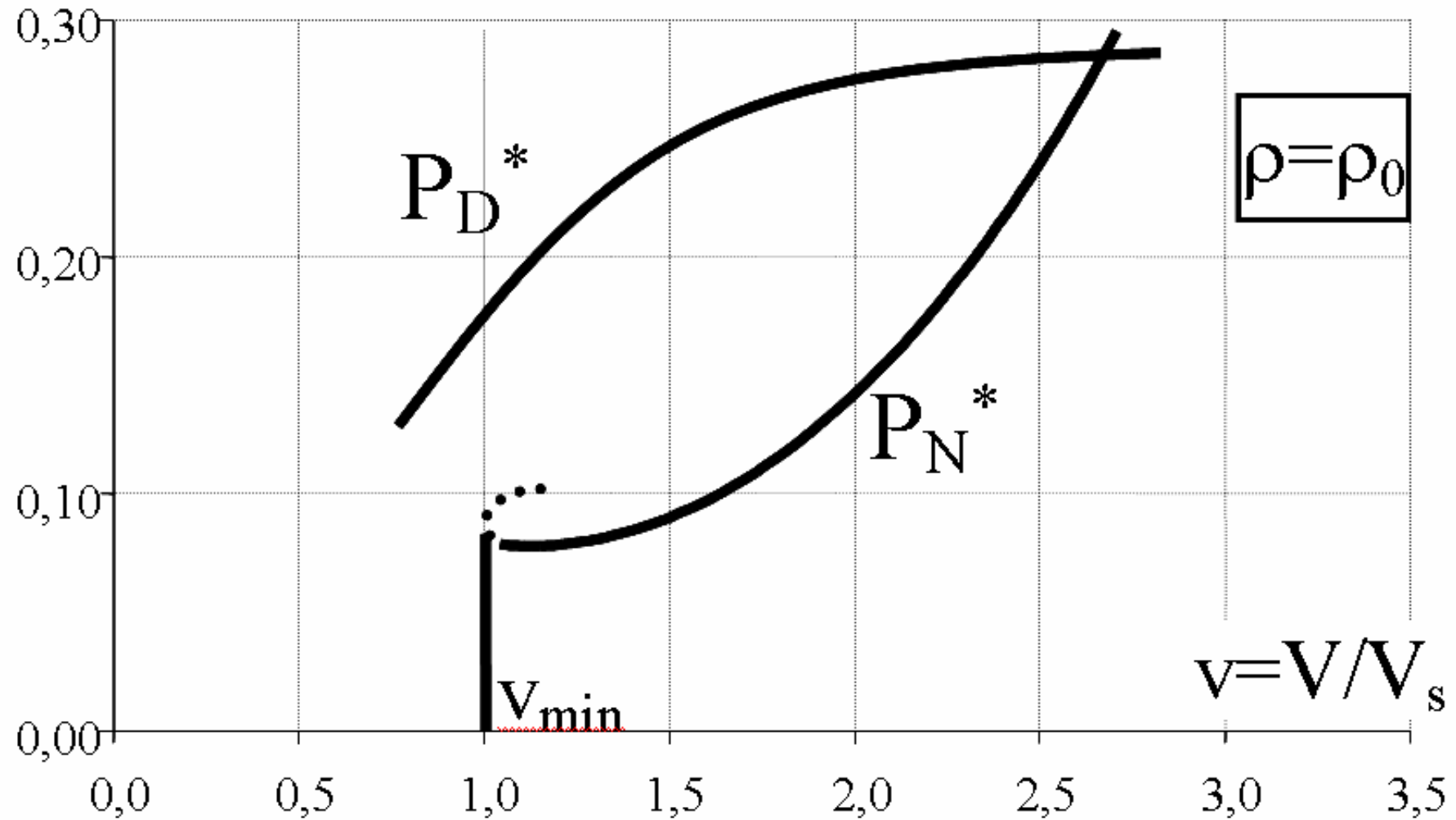
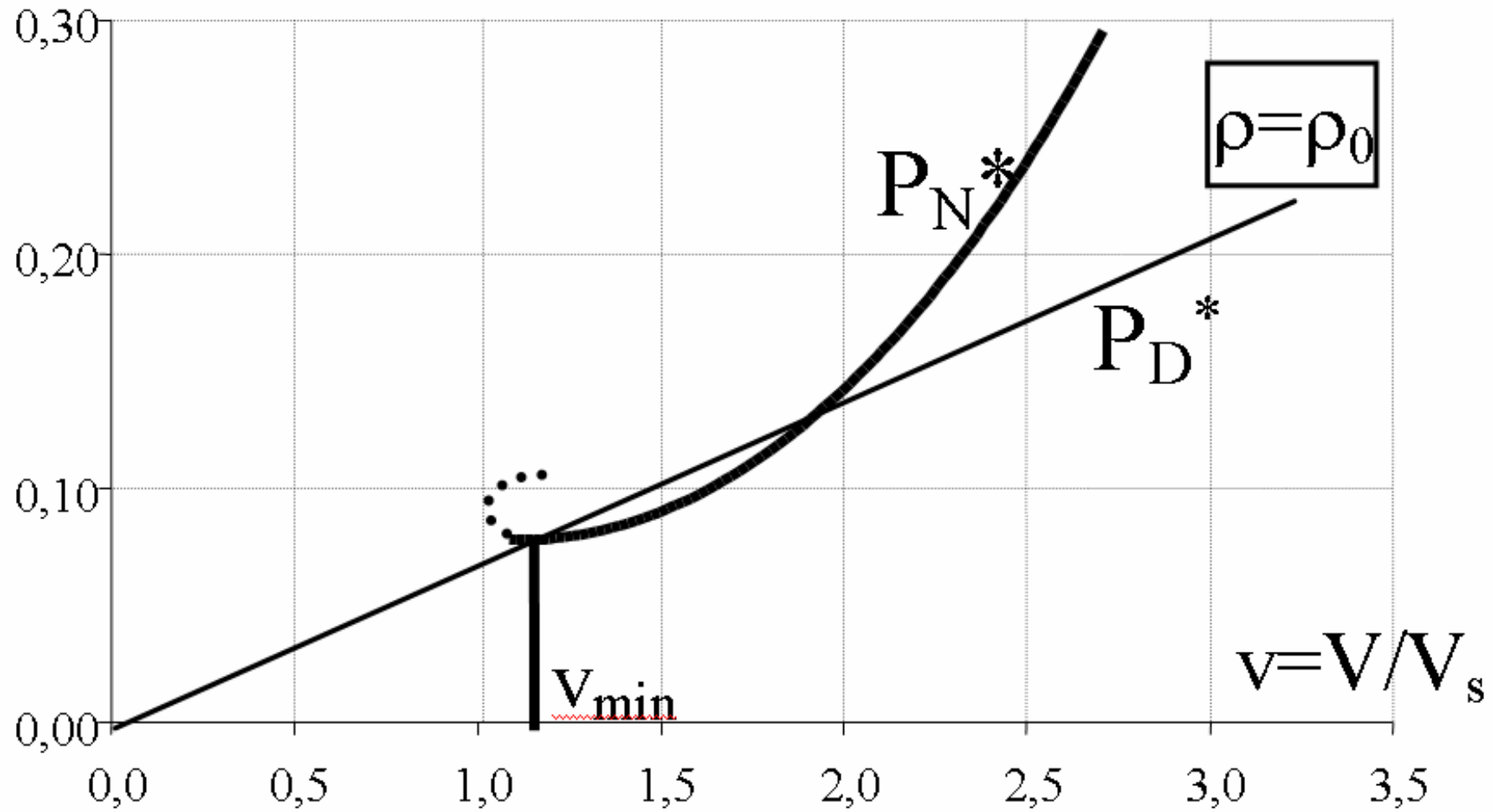


Fig.b)-Propulsore a getto

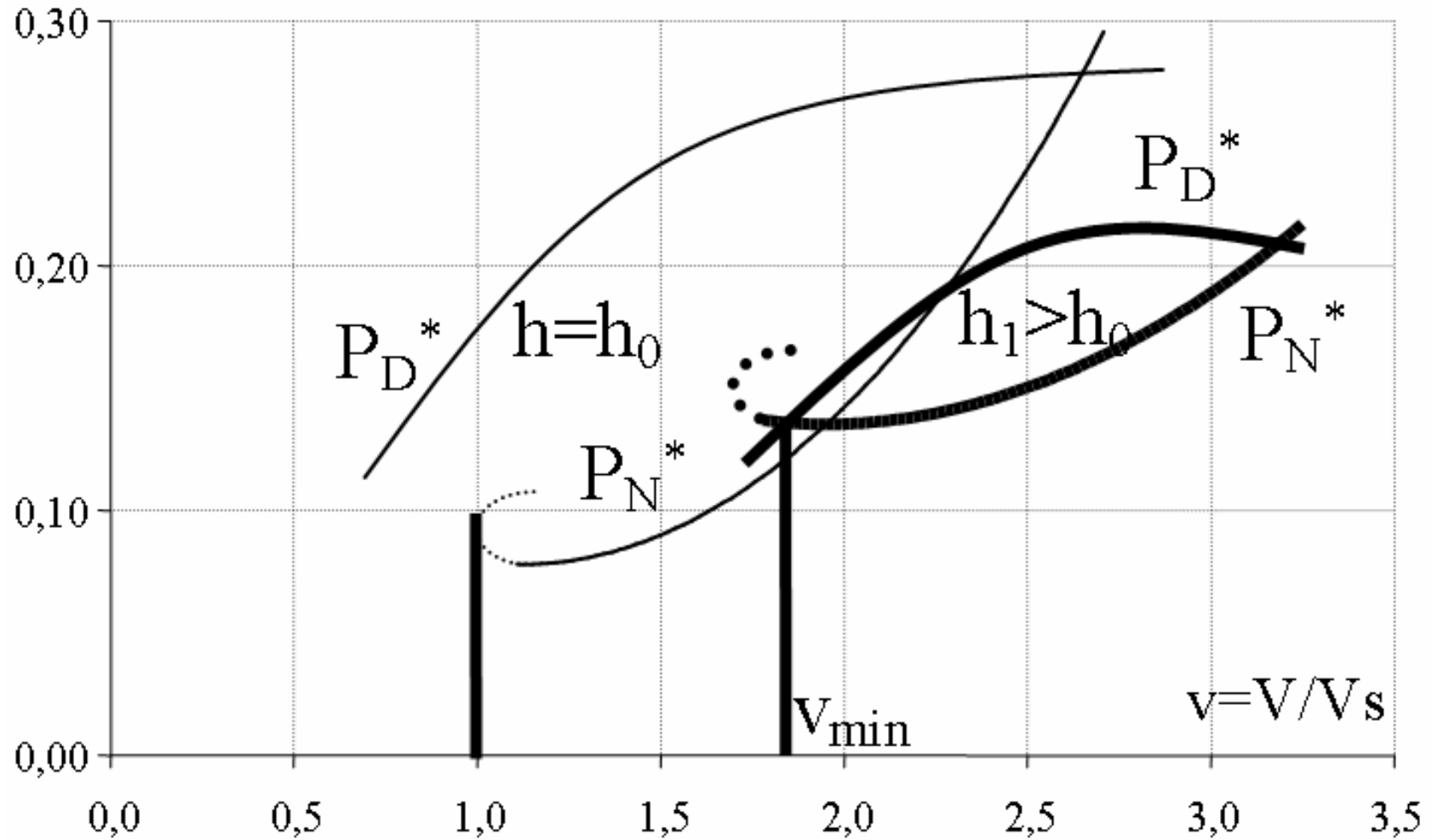
# Velocità minima motoelica al livello mare



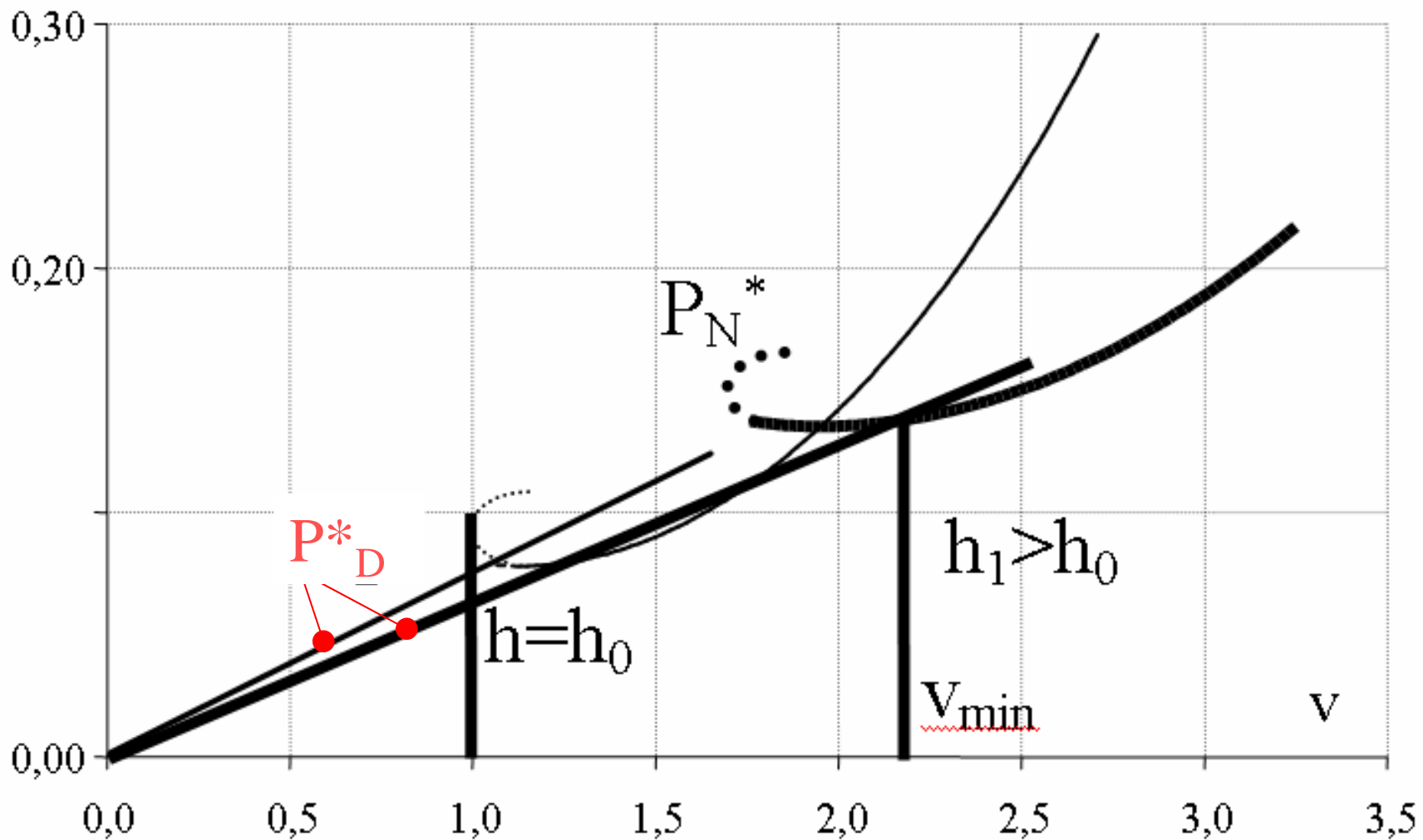
# Velocità minima prop. a getto al livello mare



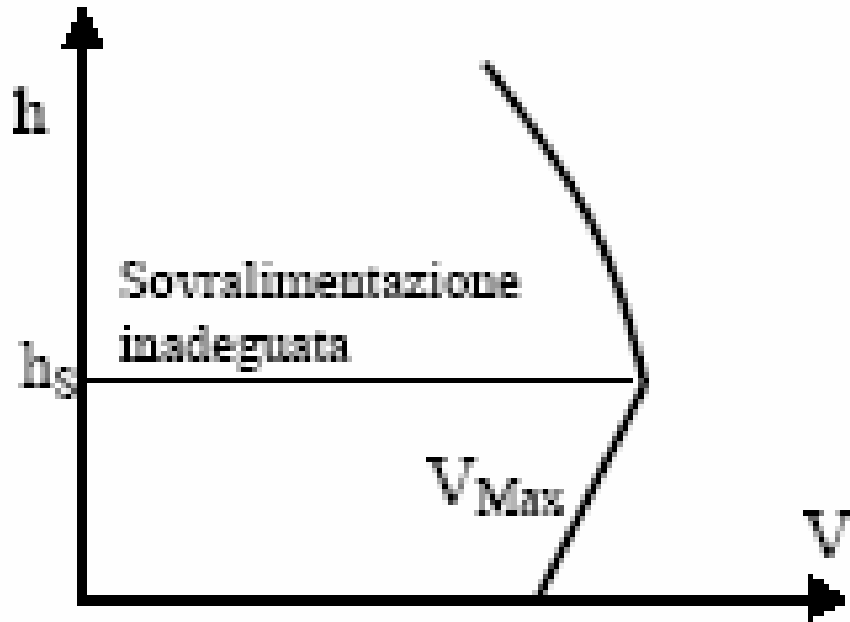
# Velocità minima motoelica al livello mare e quota $h$



# Velocità minima prop. a getto al livello mare e quota $h$

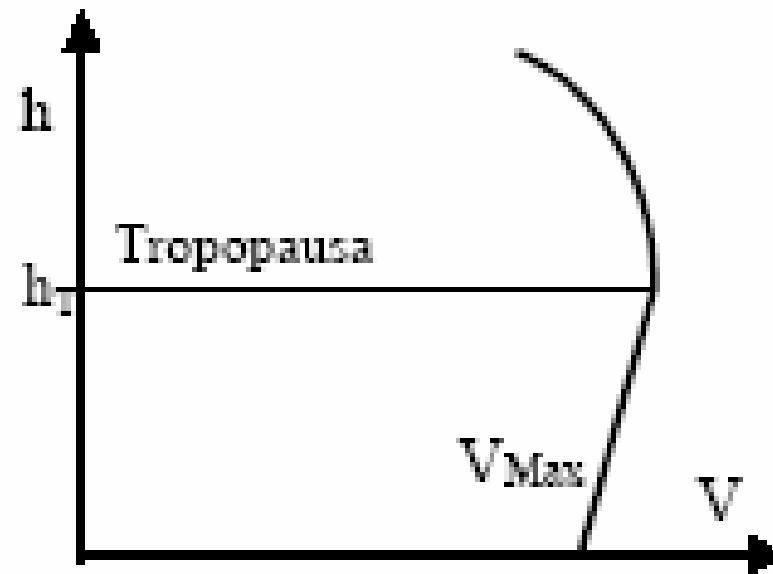


# $V_{Max}$ con la quota



a)-Motori a pistoni

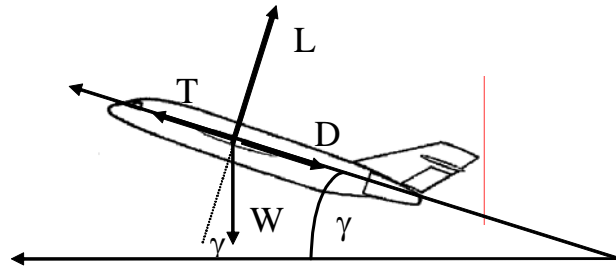
Prima  $V_{Max} \gg$  con  $h \gg$  per la sovra-alimentazione;  
 Poi  $V_{Max} \ll$  con  $h \gg$  per poca sovra-alimentazione



b)-Propulsori a getto

Prima  $V_{Max} \gg$  con  $h \gg$  : la T diminuisce meno di D  
 Poi  $V_{Max} \ll$  con  $h \gg$  : la T diminuisce di più di D

# Massimo rateo di salita



$$\begin{cases} W \cos \gamma = L \\ W \sin \gamma = T - D \end{cases}$$

$$(T - D)V = W (V \sin \gamma) \Rightarrow P_D - P_N = W V_z \Rightarrow V_z = \frac{P_D - P_N}{W} = \frac{EP}{W}$$

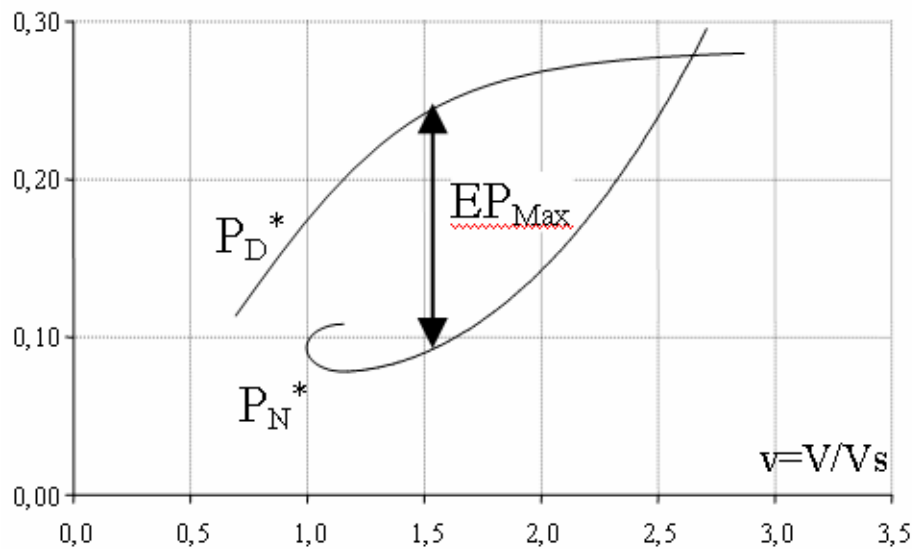


Fig.a)-Motore a pistoni

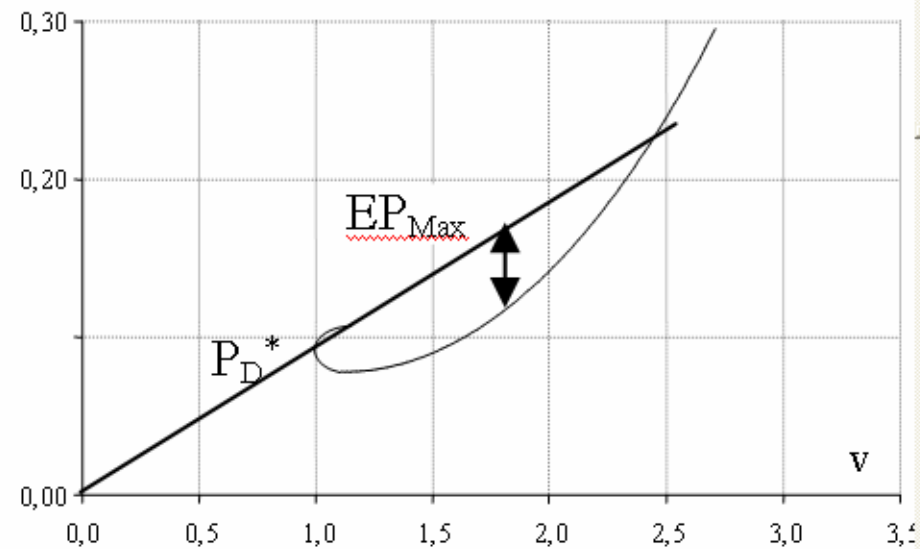
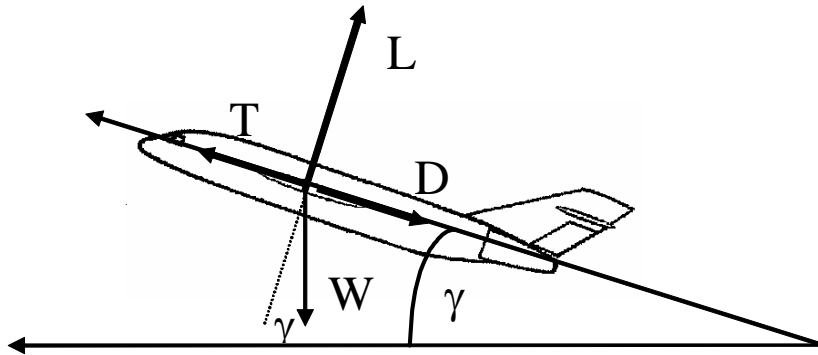


Fig.b)-Propulsore a getto

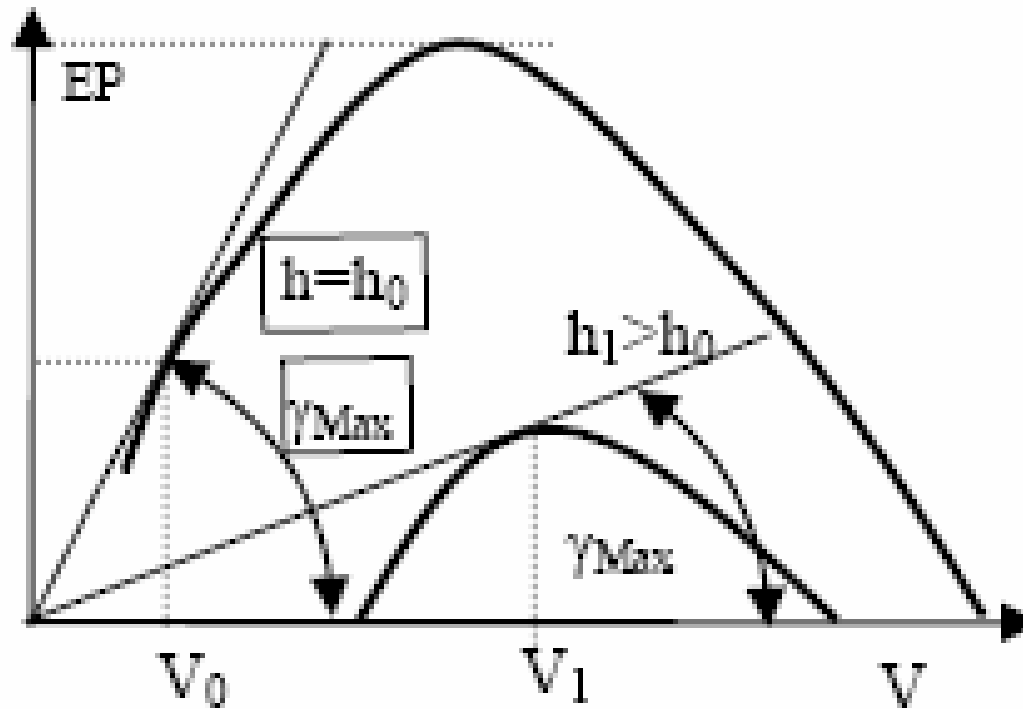


# Massimo angolo di salita

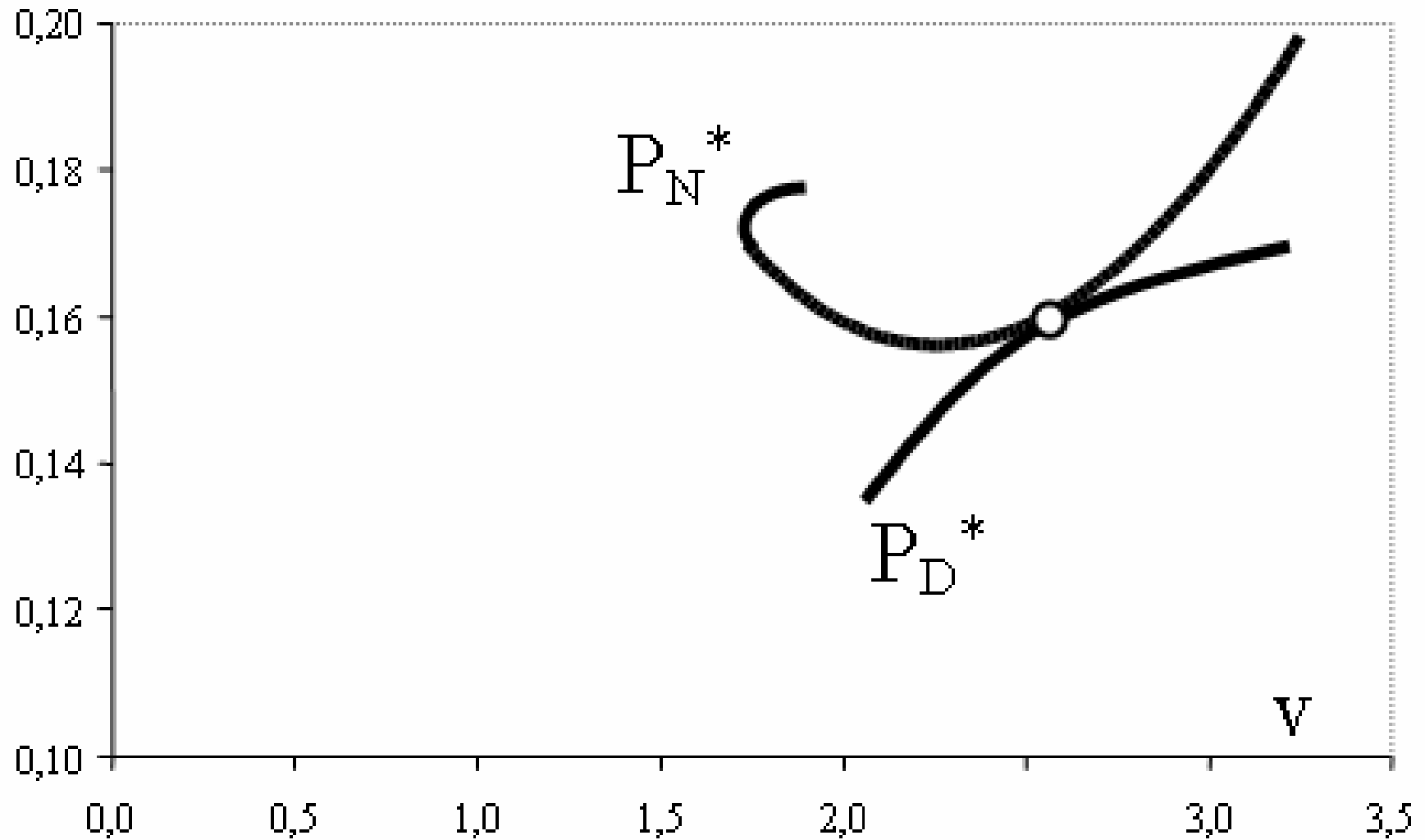


$$V_z = V \sin \gamma = \frac{P_D - P_N}{W} = \frac{EP}{W}$$

$$\sin \gamma = \frac{P_D - P_N}{VW} = \frac{EP}{VW}$$



# Quota di Tangenza (Teorica)



# Quota di Tangenza (Pratica)

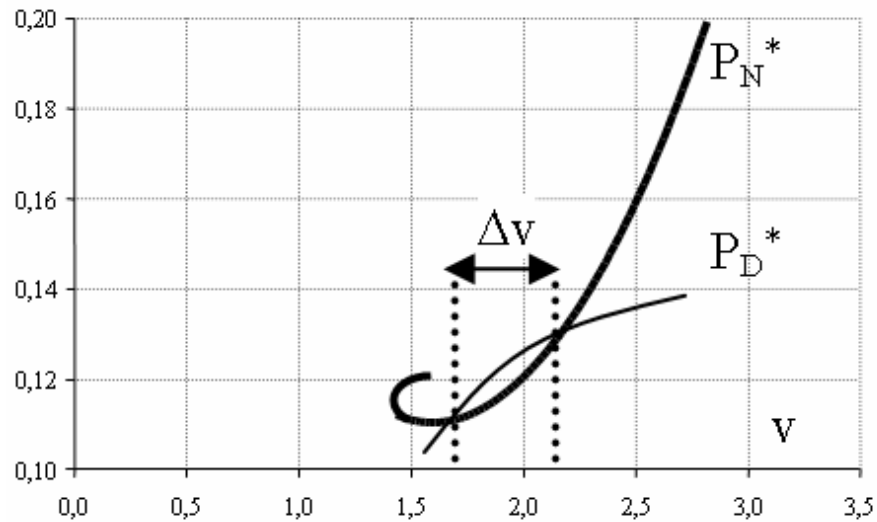


Fig.a)-Motore a pistoni

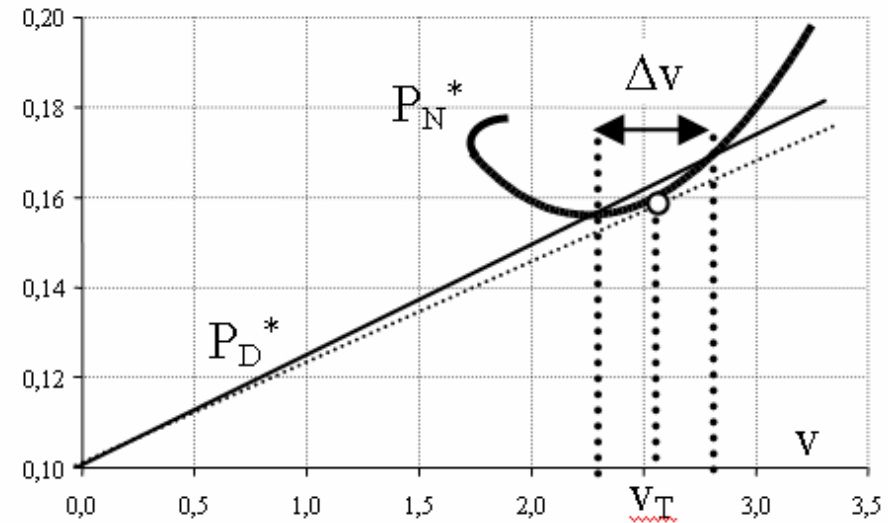


Fig.b)-Motore a getto

# LA STABILITA' E CONTROLLABILITA'

La *stabilità* garantisce che il velivolo tende a riposizionarsi nella condizione di equilibrio iniziale, *senza che si modifichino in modo irrecuperabile le caratteristiche del moto*; quindi

- un velivolo è tanto più stabile quanto più mantiene la sua posizione di equilibrio.

La *controllabilità*, garantisce il recupero della iniziale posizione di equilibrio; quindi

- un velivolo è tanto facilmente controllabile quanto più è manovrabile e maneggevole;

In definitiva un *velivolo tanto più è stabile tanto meno è controllabile e viceversa*. Infatti

La controllabilità è legata alle doti di *manovrabilità* (caratterizzata dal rapporto tra lo “spostamento” del comando e la risposta del velivolo) e di *maneggevolezza* (caratterizzata dal rapporto tra lo “sforzo” sul comando e la risposta);

La stabilità implica che volendo uscire volutamente dalla condizione di equilibrio preesistente sono necessarie ampie escursioni dei comandi e/o sforzi più intensi sugli stessi.

Nello studio del moto del velivolo le forze agenti sono state considerate applicate nel centro di gravità ma tale ipotesi non corrisponde alla realtà: con l'assetto si sposta il centro di pressione e quindi si modificano forze e momenti aerodinamici, la forza propulsiva non è parallela alla traiettoria di volo ma forma con essa un angolo variabile, ... Inoltre lo stesso baricentro del velivolo è sottoposto a significative escursioni dovute alle variazioni di peso sia all'imbarco che in volo.

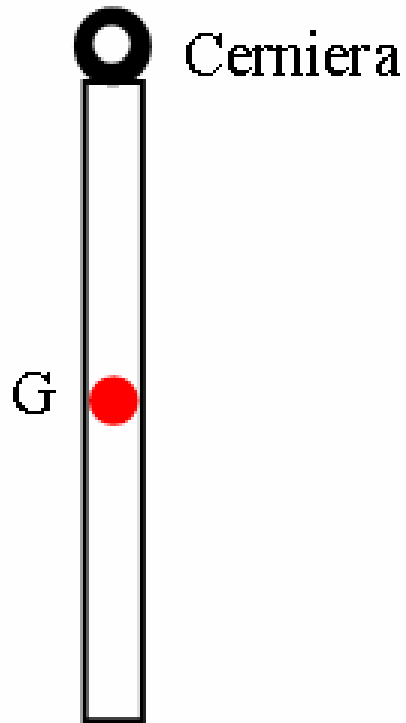
Di qui la necessità di effettuare correzioni garantite dalle doti di stabilità e maneggevolezza del velivolo e di riportare il velivolo in condizioni di equilibrio.

La stabilità viene assicurata dalla presenza dell'ala e da un appropriato dimensionamento ed ubicazione delle superfici di coda con le rispettive “alette correttrici (trim tab)”;

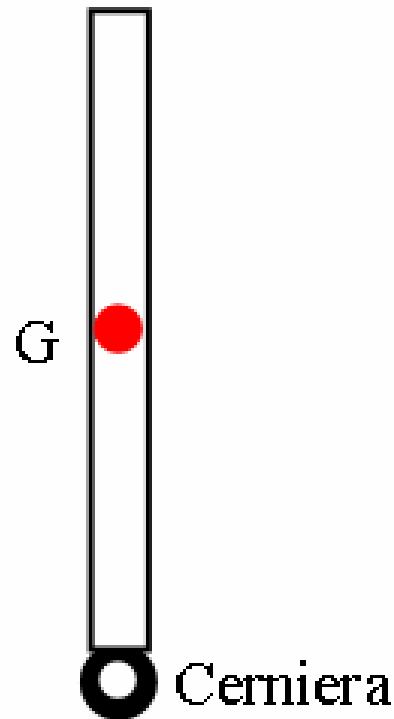
La manovrabilità dipende invece dai dispositivi di controllo (alettoni, timone, equilibratore), anche esse dotate di “alette compensatrici o automatiche”.

# Stabilità STATICA

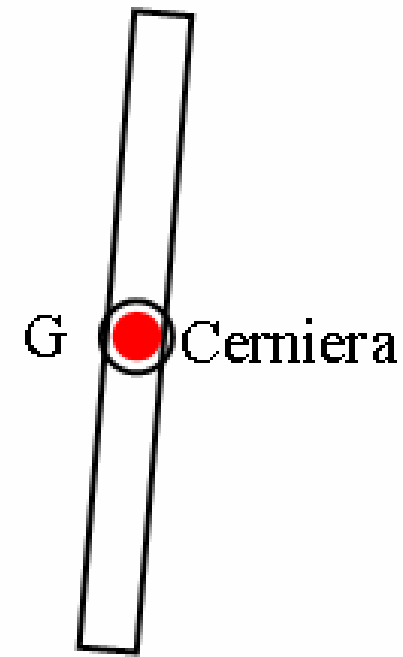
## 1. Considerazioni geometriche: posizione G



a)–Equilibrio stabile



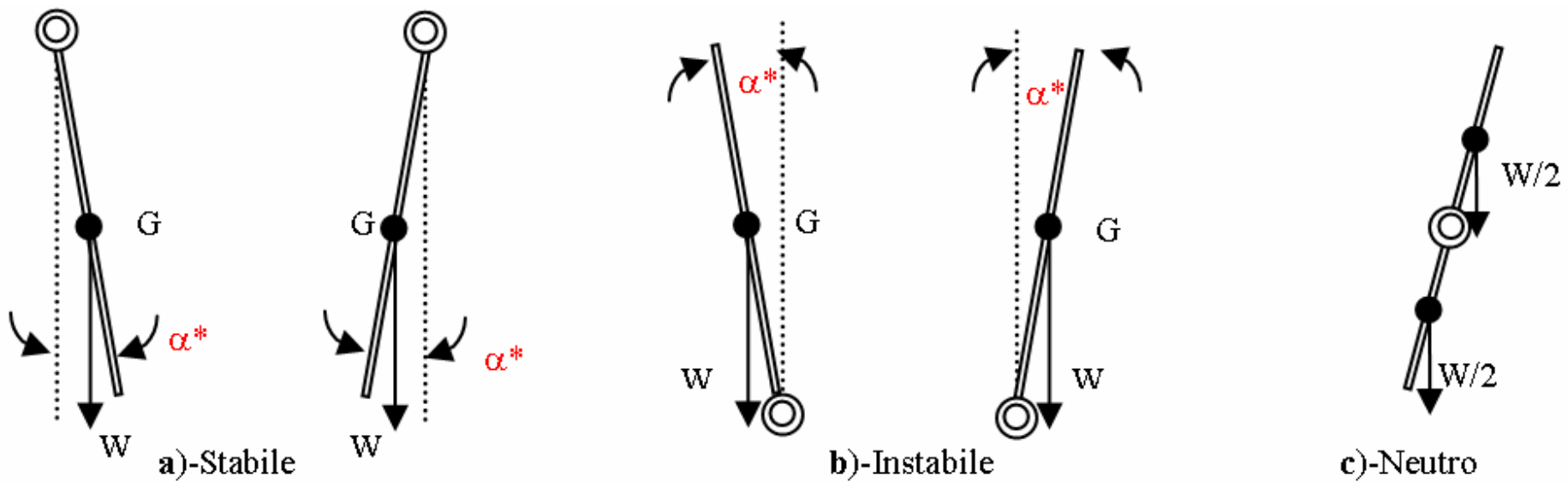
b)–Equilibrio instabile



c)–Equilibrio neutro

# Stabilità STATICA

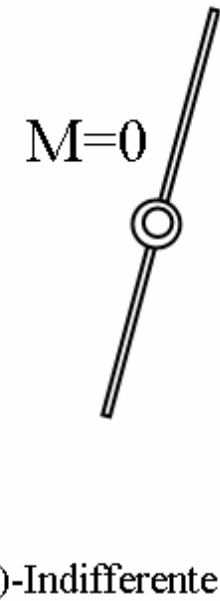
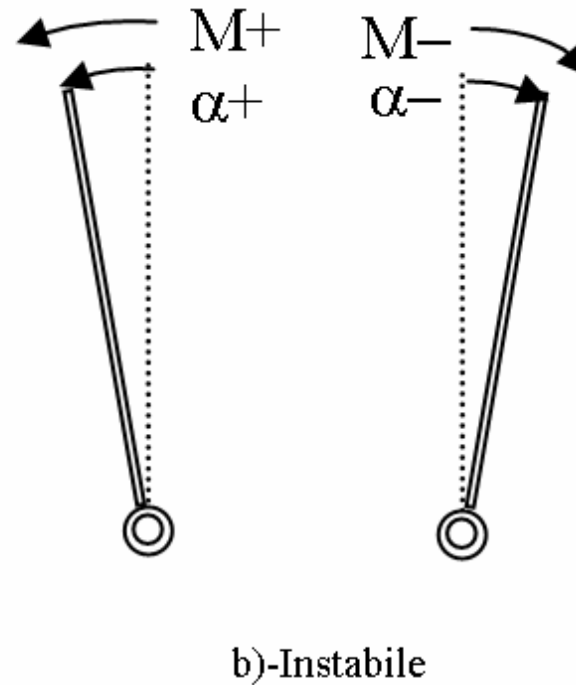
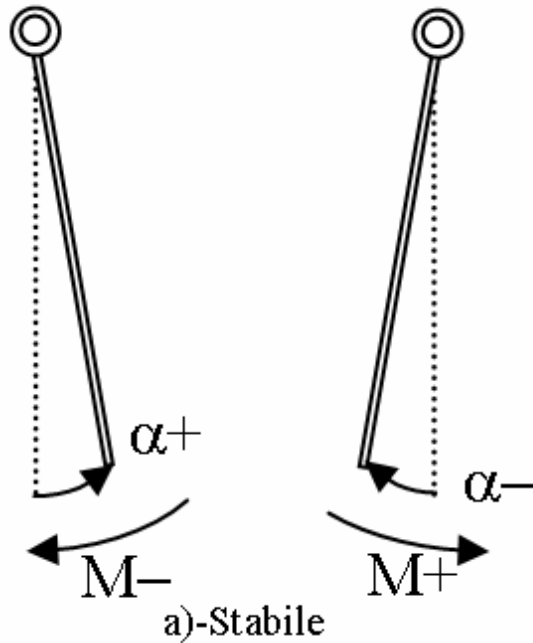
## 2. Studio della posizione perturbata





# Stabilità STATICA

## 3. Condizioni Matematiche



$$\frac{dM}{d\alpha} < 0 \Rightarrow \text{stabile}$$

$$\frac{dM}{d\alpha} > 0 \Rightarrow \text{instabile}$$

$$\frac{dM}{d\alpha} = 0 \Rightarrow \text{indiffer}$$

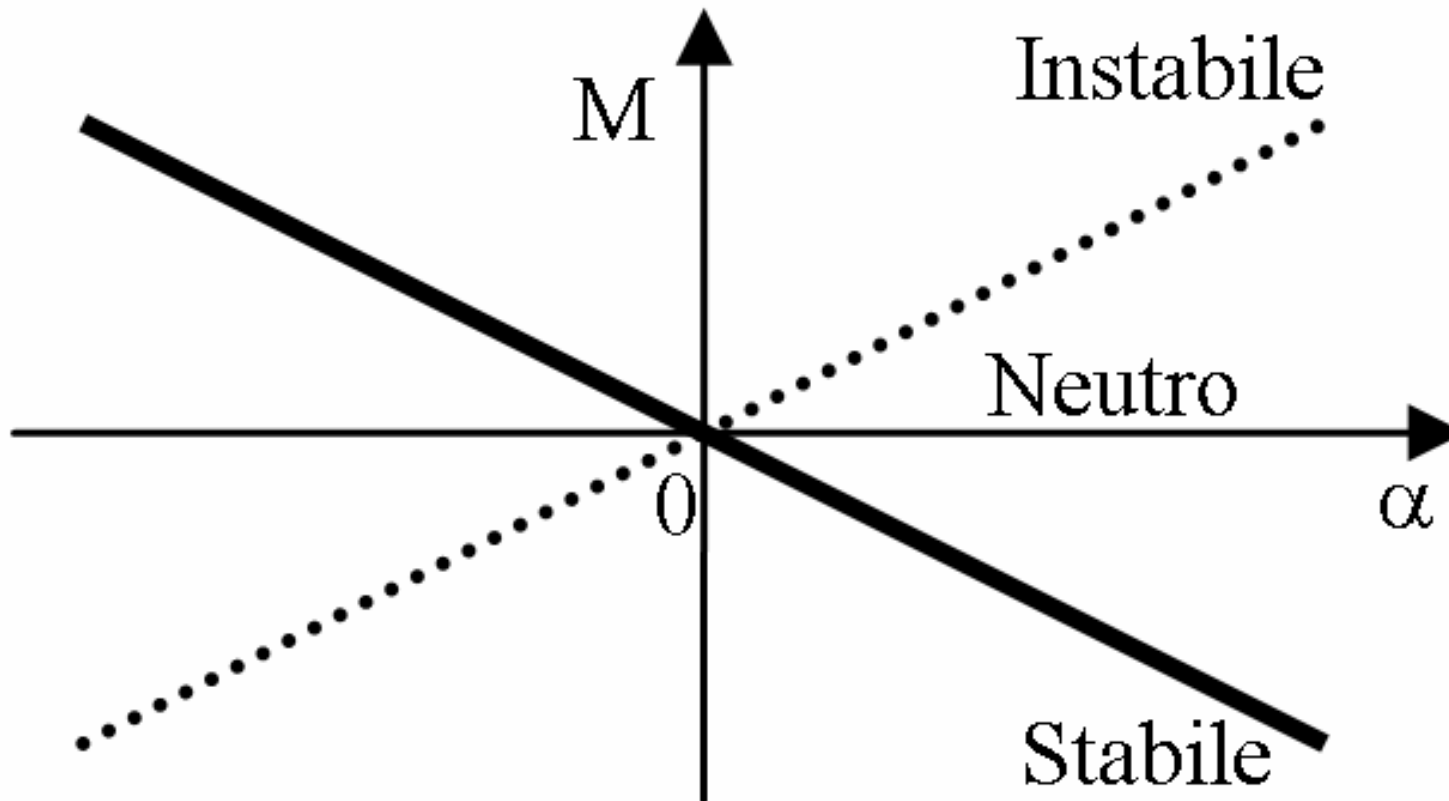
# Stabilità STATICA

## 4. Grafico di stabilità

$$\frac{dM}{d\alpha} < 0 \Rightarrow \text{stabile}$$

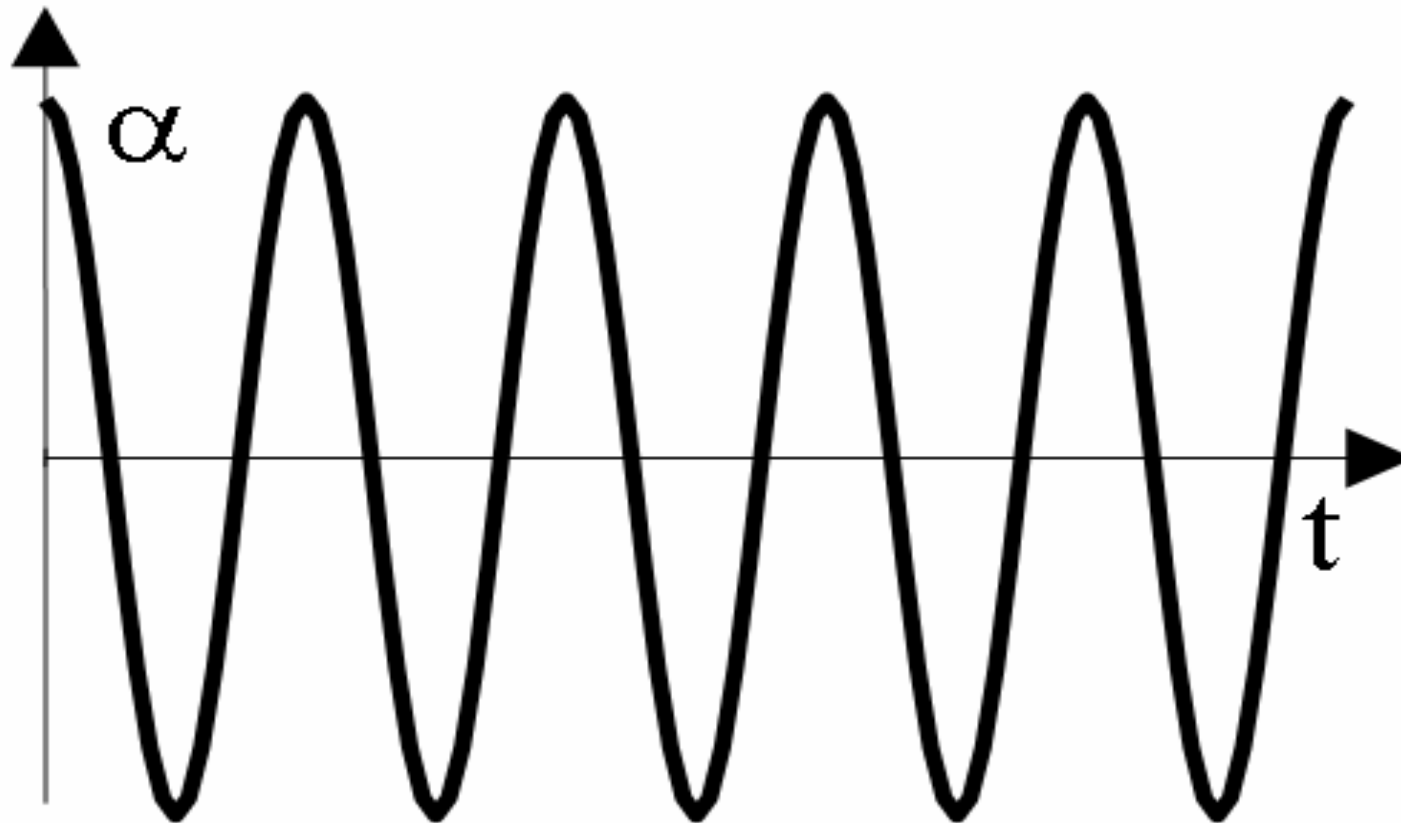
$$\frac{dM}{d\alpha} > 0 \Rightarrow \text{instabile}$$

$$\frac{dM}{d\alpha} = 0 \Rightarrow \text{indiffer}$$



# Stabilità DINAMICA:

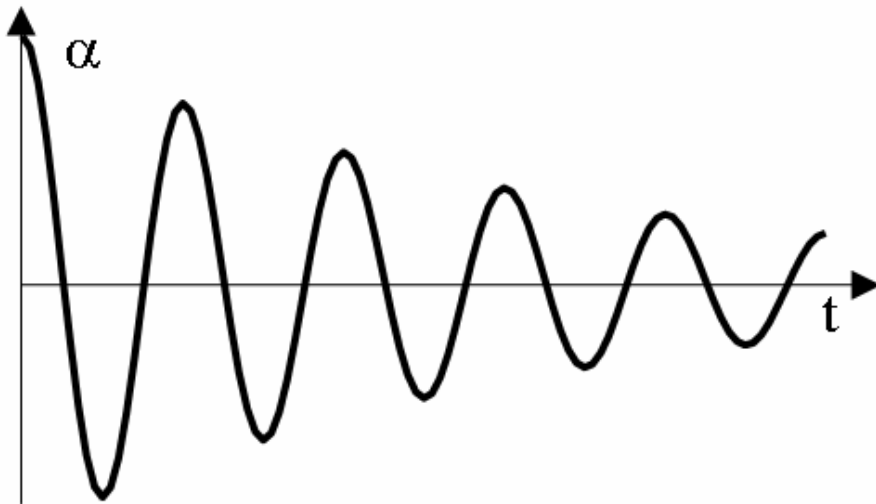
a).Stabile: moto armonico



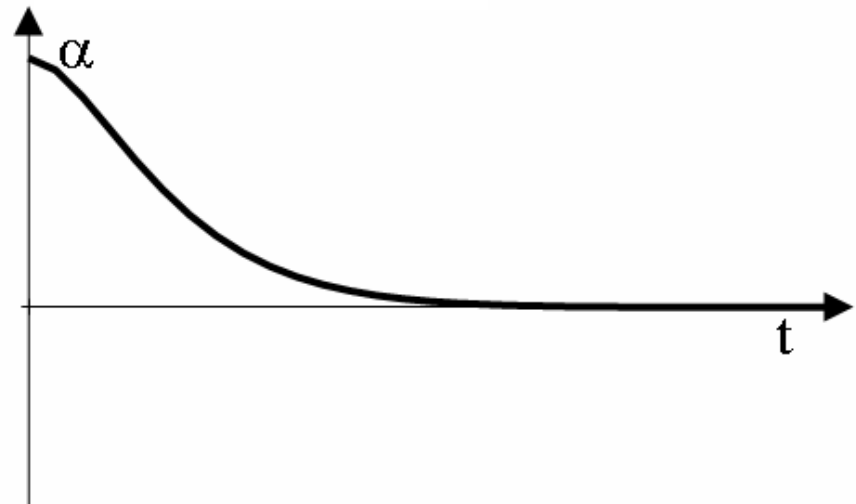
# Stabilità DINAMICA

## b). Asintoticamente stabile:

moto oscillatorio smorzato



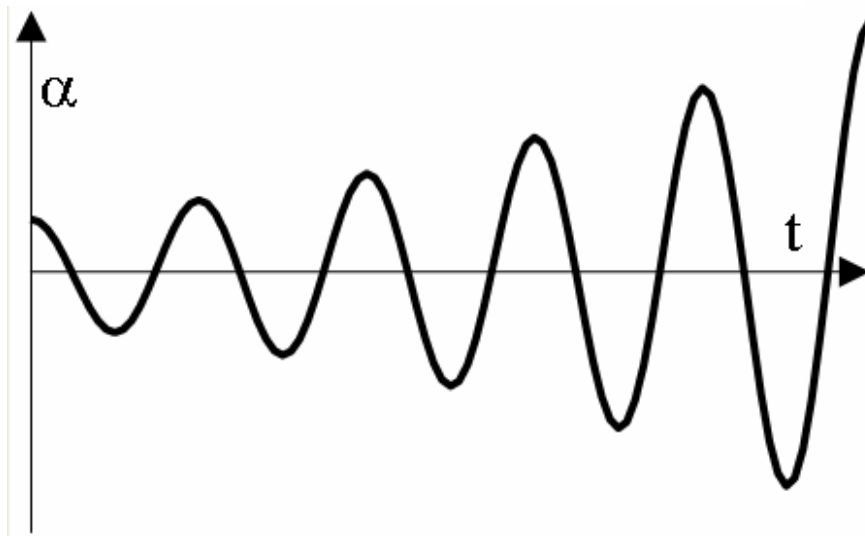
moto smorzato



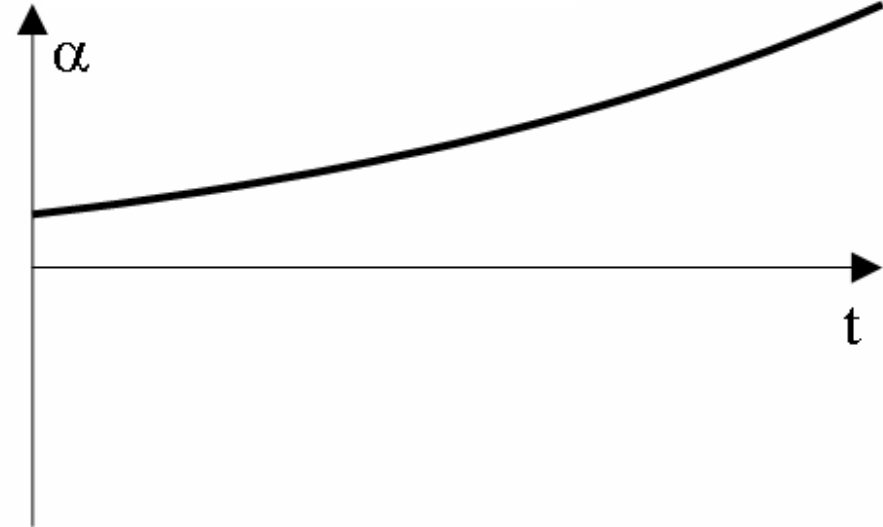
# Stabilità DINAMICA:

## c).Instabile:

moto oscillatorio amplificato

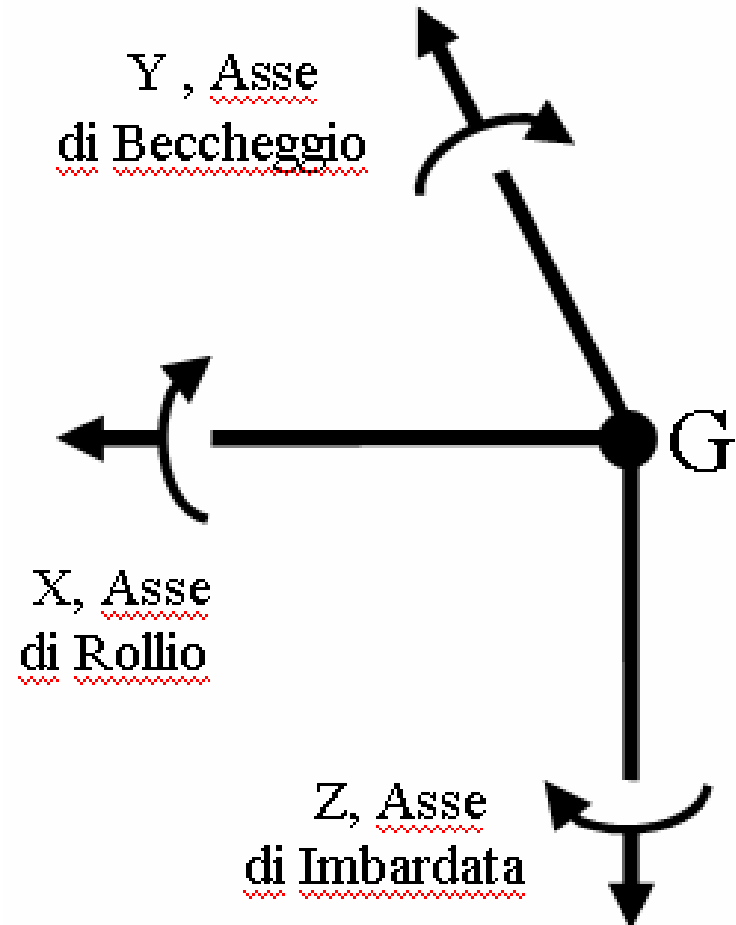


moto amplificato

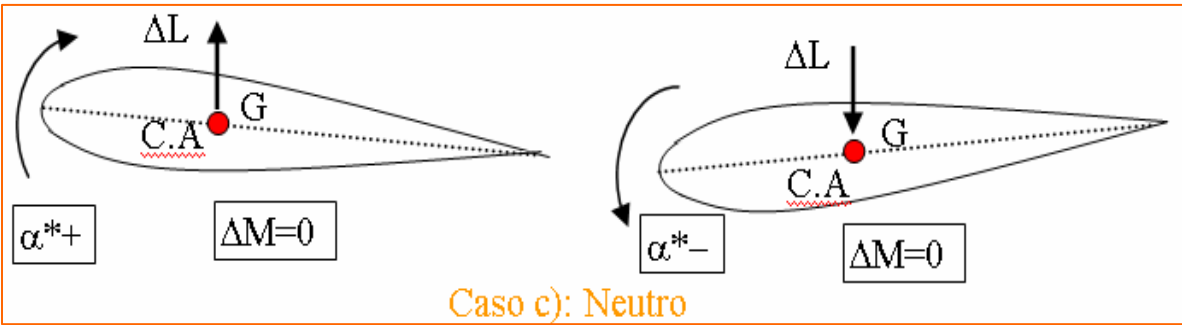
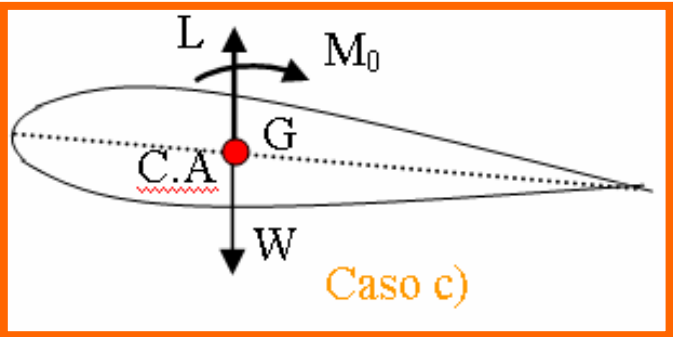
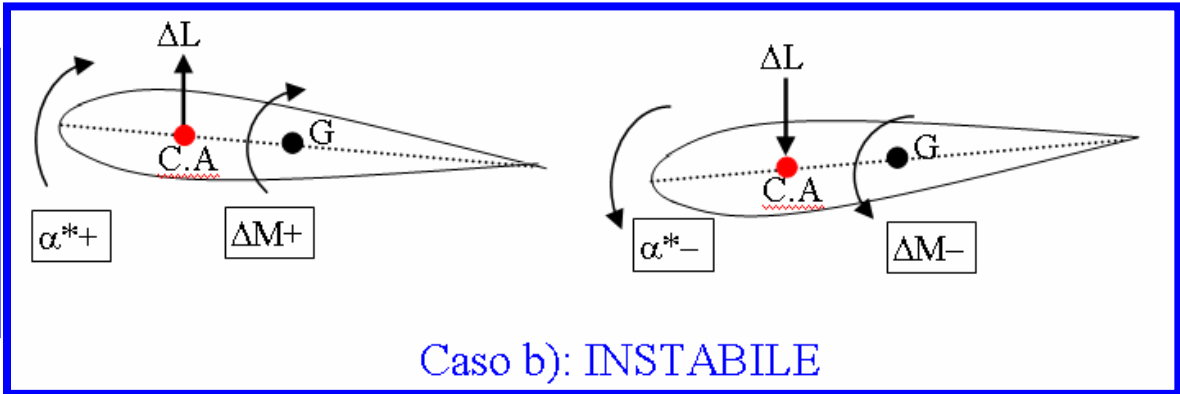
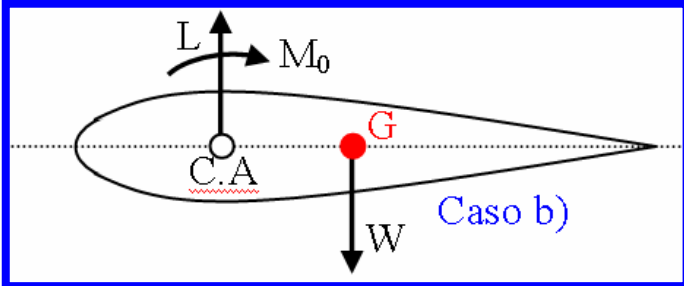
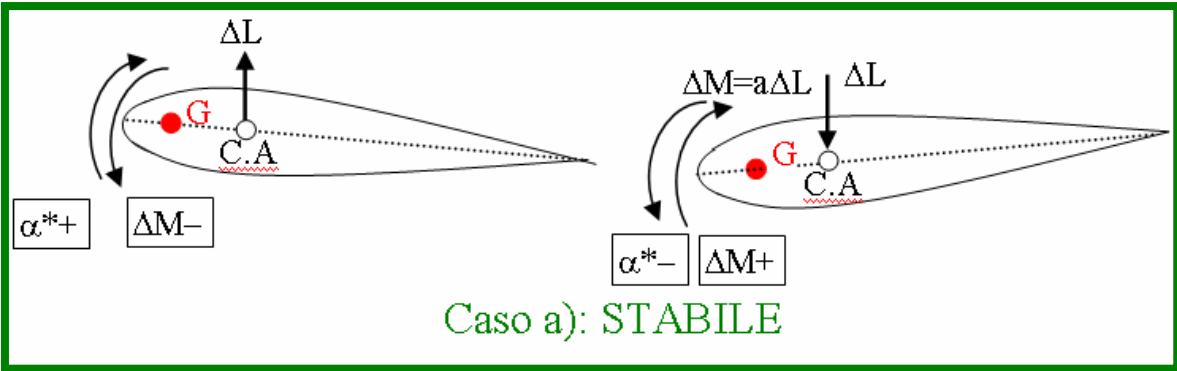
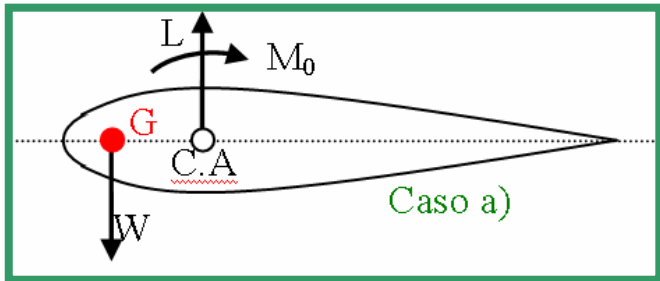


# Stabilità del Velivolo

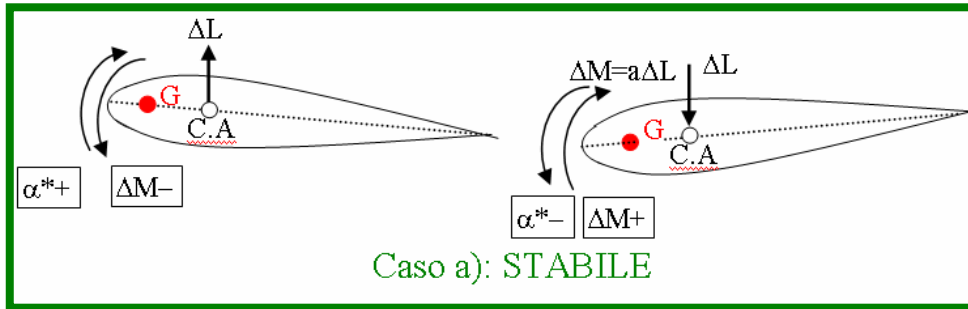
- *Stabilità longitudinale* (moti nel piano di simmetria XZ):
  - due di traslazione;
  - uno di rotazione (beccheggio).
- *Stabilità direzionale*: moto intorno all'asse Z (yaw):
  - l'asse longitudinale X cambia direzione (moto di imbardata cioè una semiala avanza o arretra).
- *Stabilità laterale*: moto intorno all'asse X (roll):
  - il piano XZ ruota ( moto di rollio).
- *Stabilità latero-direzionale* :
  - moto combinato di imbardata e rollio.



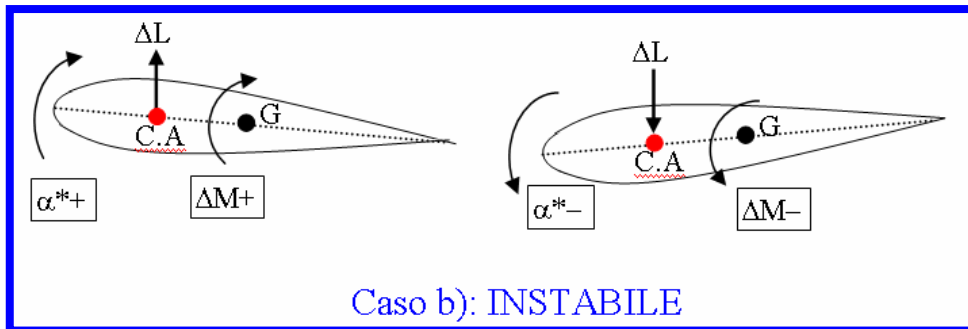
# Stabilità Statica Longitudinale ALA



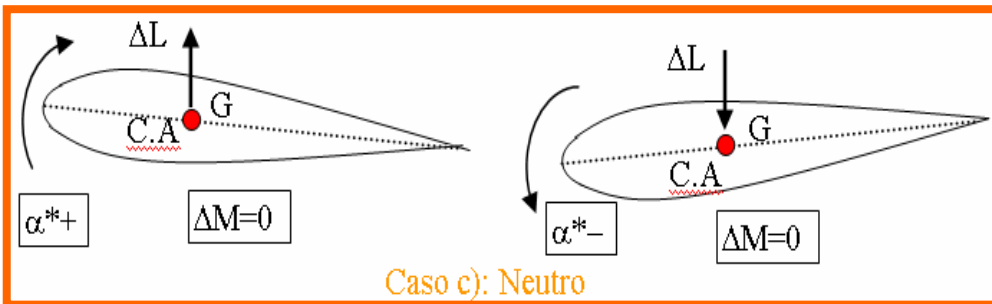
# Stabilità Statica Longitudinale: Derivata di stabilità



$$\frac{dM}{d\alpha} < 0 \Rightarrow \frac{dC_M}{dC_L} < 0$$



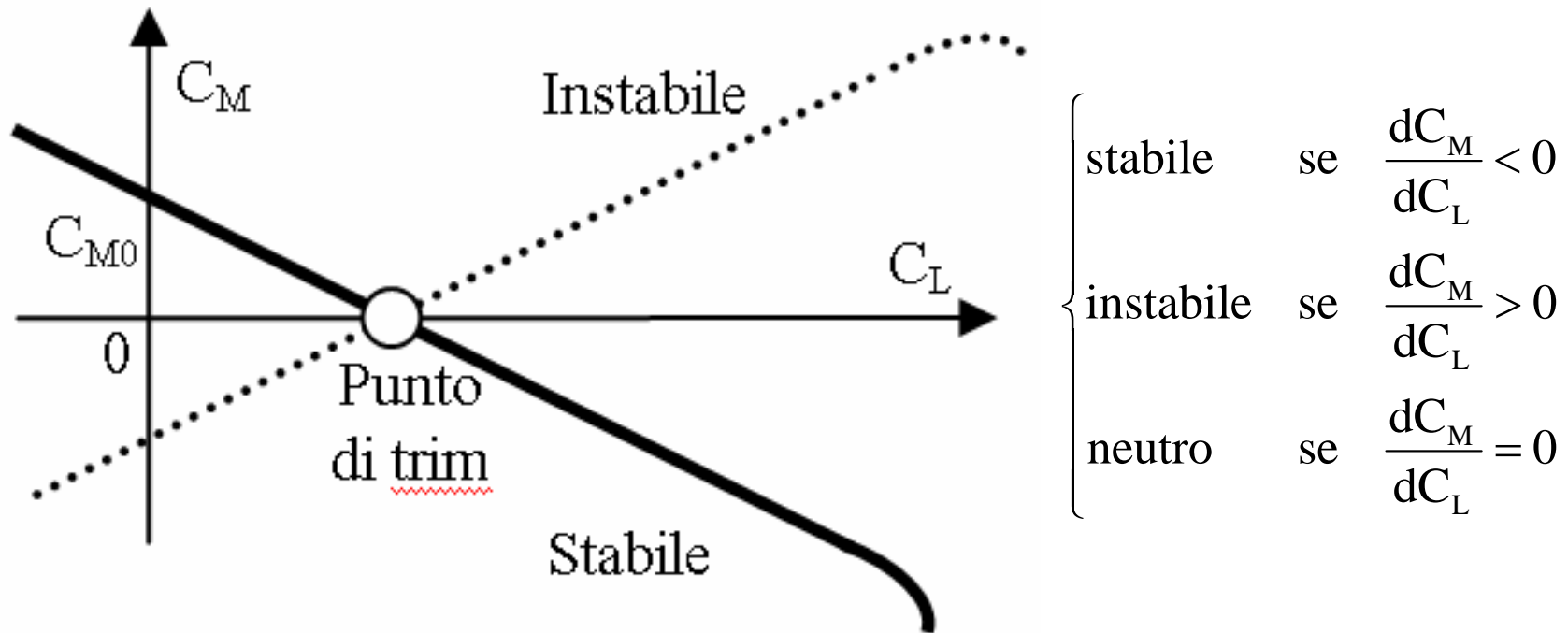
$$\frac{dM}{d\alpha} > 0 \Rightarrow \frac{dC_M}{dC_L} > 0$$



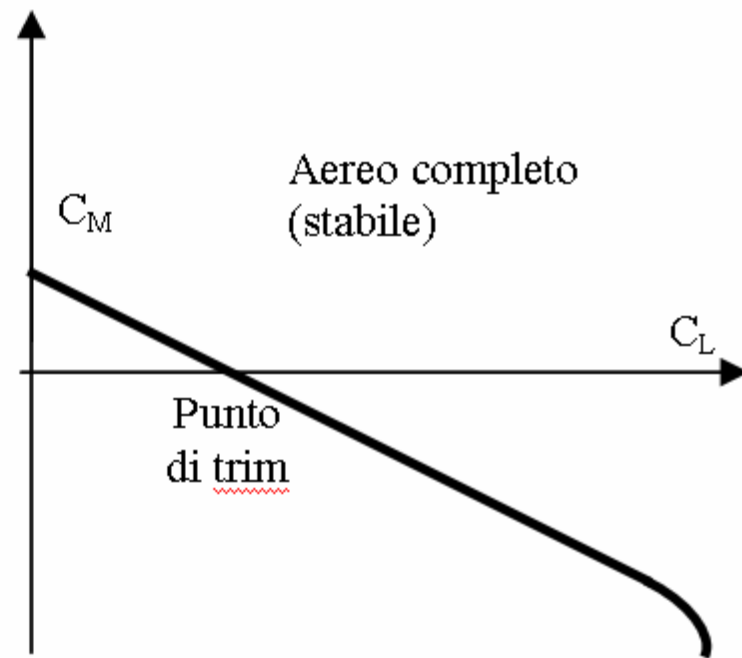
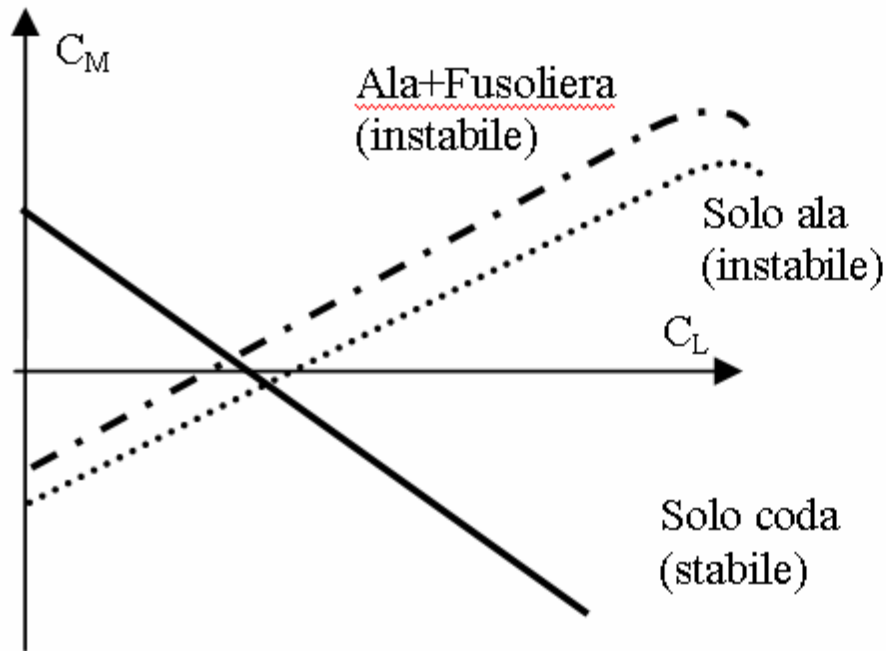
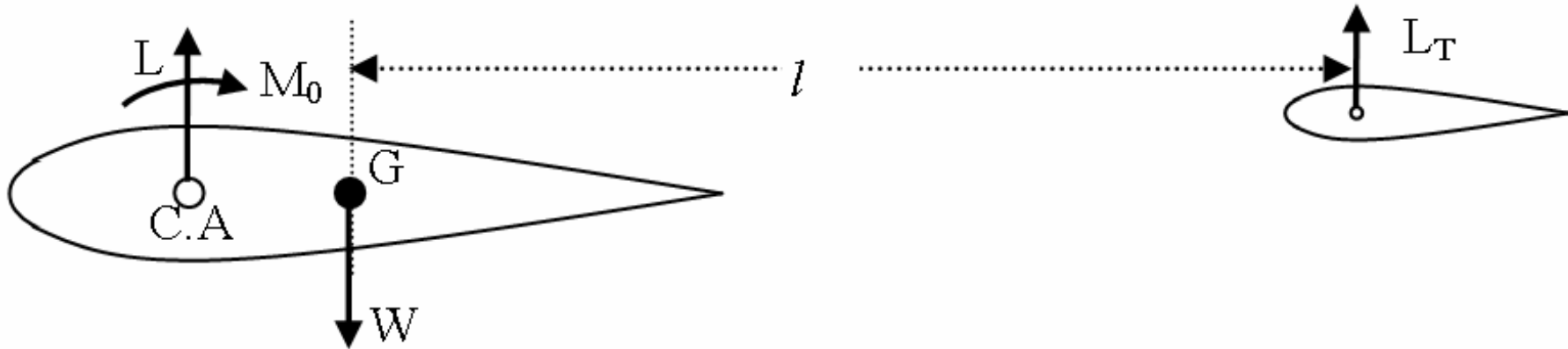
$$\frac{dM}{d\alpha} = 0 \Rightarrow \frac{dC_M}{dC_L} = 0$$



# Stabilità Statica Longitudinale: Grafico di stabilità



# Stabilità Statica Longitudinale **VELIVOLO**



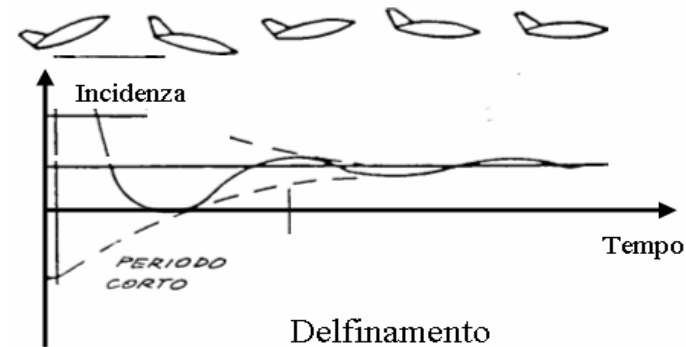
# Stabilità Dinamica Longitudinale

1)–*Fugoide*: oscillazione di lungo periodo (con un periodo di oscillazione dell'ordine del minuto).

Il moto è tale che l'aereo sale e scende perdendo e riguadagnando velocità, il tutto con un angolo di incidenza praticamente costante. Dato l'elevato periodo di oscillazione, il pilota è in grado di contrastare la tendenza oscillatoria attraverso deboli ed impercettibili movimenti sui comandi.

2)–*Delfinamento*: oscillazione di corto periodo (con un periodo di oscillazione dell'ordine dei 0,5 ÷ 5 secondi).

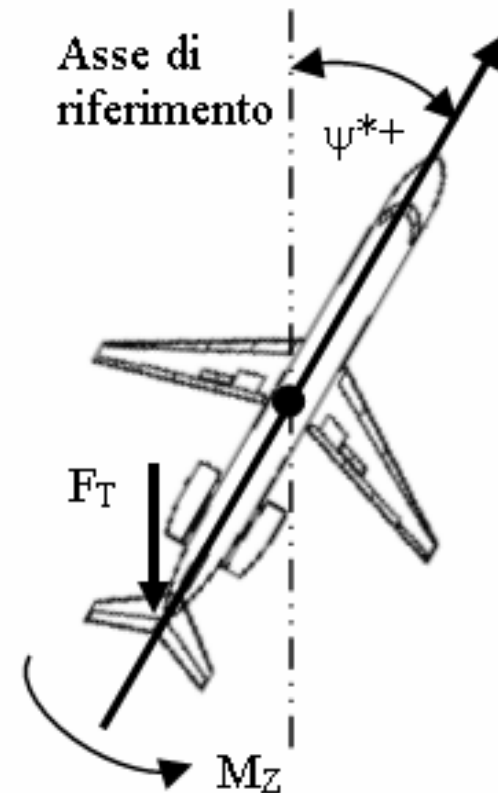
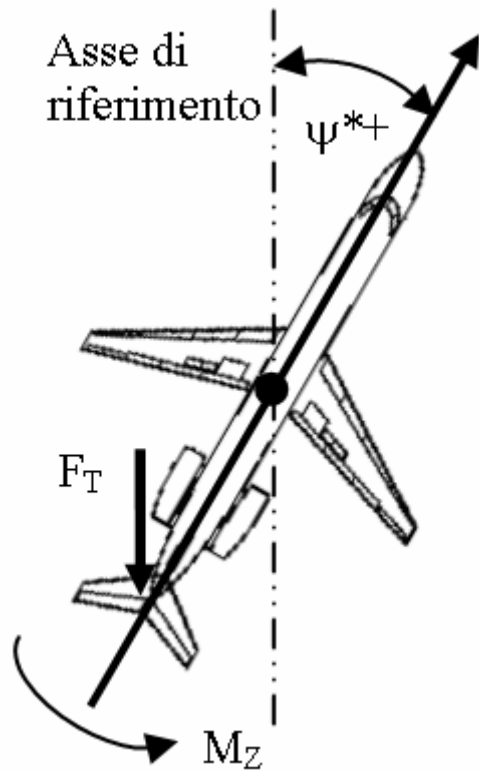
Il moto è tale che il velivolo può assumere forti variazioni di assetto con una velocità lungo la traiettoria praticamente costante.



3)–“*Scuotimento*” dell'equilibratore intorno all'asse di cerniera: oscillazione di corto periodo (con un periodo di oscillazione dell'ordine del secondo) che si verifica quando l'equilibratore è libero.

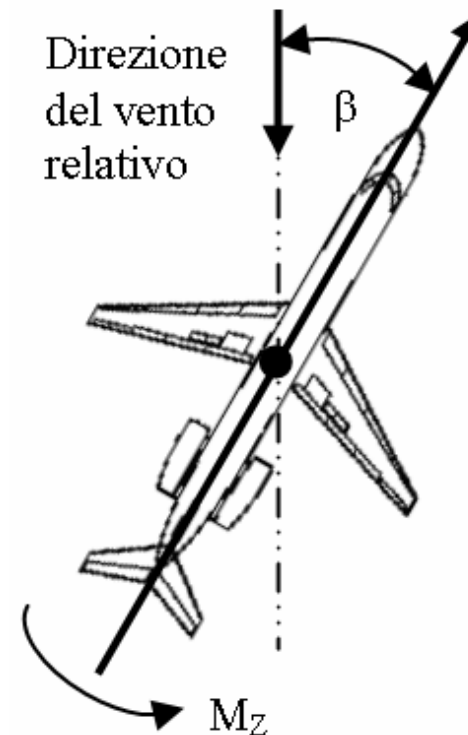
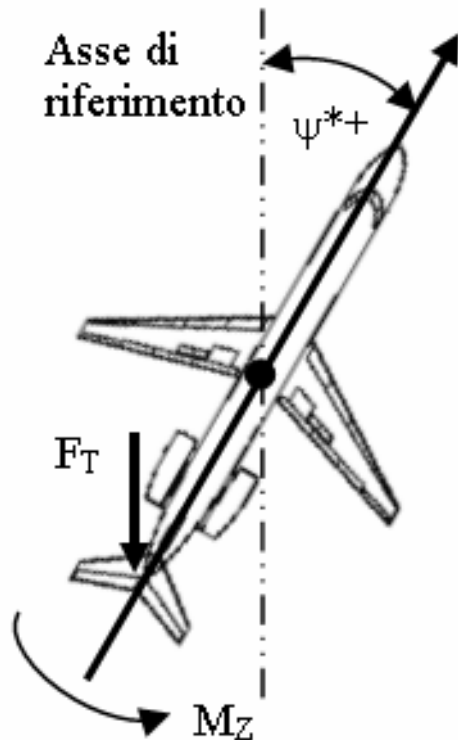
# Stabilità Statica Direzionale

Nei velivoli con architettura classica, la stabilità e manovrabilità direzionale sono assicurati dal piano di coda verticale: la deriva, parte fissa dell'impennaggio, garantisce la stabilità direzionale; il timone, parte mobile dell'impennaggio, garantisce manovrabilità direzionale.

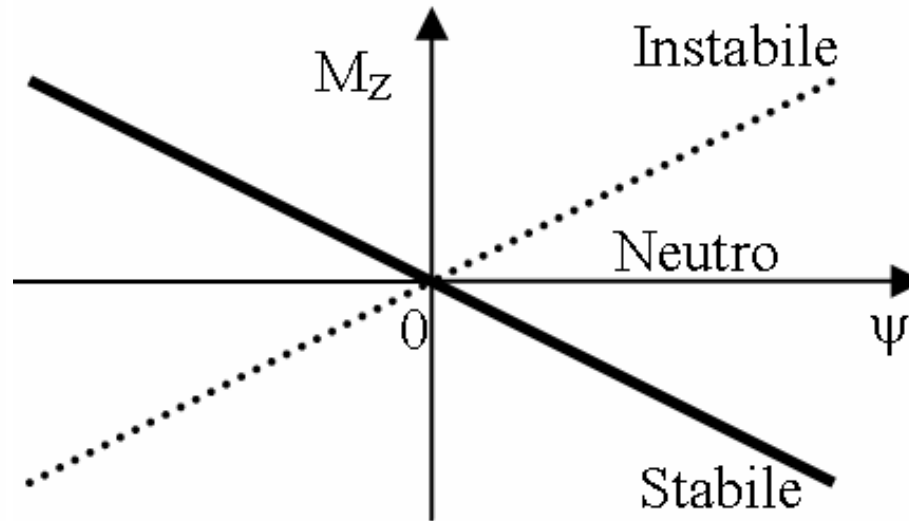
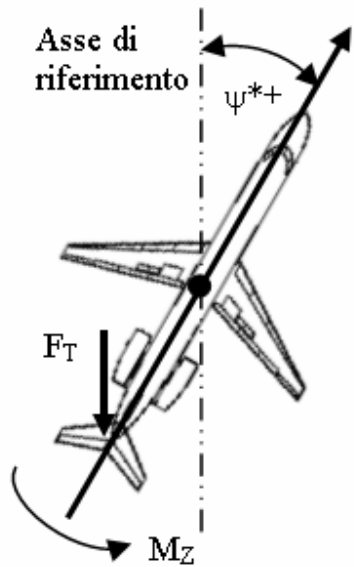


# Stabilità Statica Direzionale

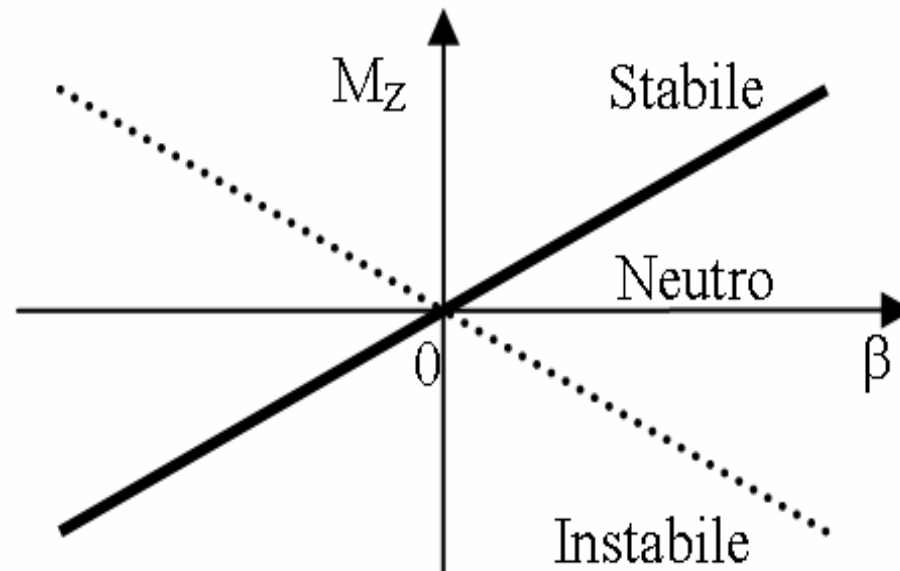
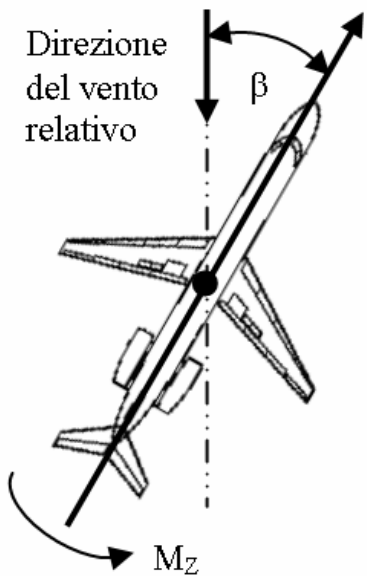
Per la stabilità verticale è più pratico utilizzare l'angolo di derapata  $\beta$  in luogo dell'angolo di imbardata  $\psi$ . Infatti  $\beta$  è l'angolo formato dalla direzione del vento con l'asse longitudinale, *positivo quando il vento agisce sulla destra del velivolo*, quindi rappresenta l'angolo di incidenza direzionale dell'aereo (come  $\alpha$  ne rappresenta l'angolo di incidenza longitudinale).



# Stabilità Statica Direzionale



{	stabile	se	$\frac{dM_Z}{d\psi} < 0$
	instabile	se	$\frac{dM_Z}{d\psi} > 0$
	neutro	se	$\frac{dM_Z}{d\psi} = 0$



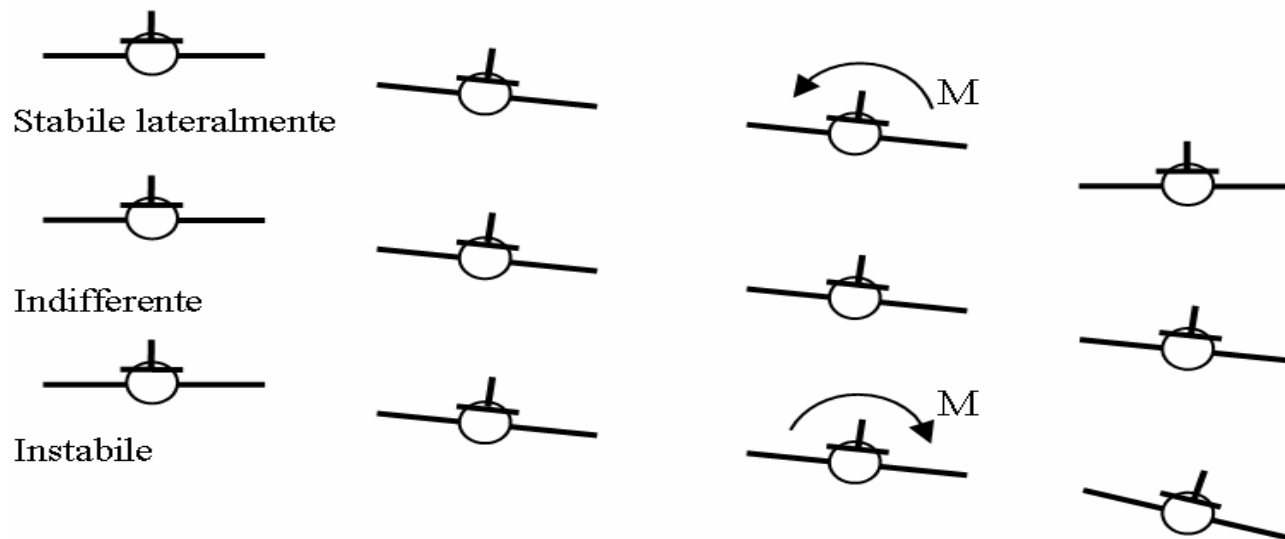
{	stabile	se	$\frac{dM_Z}{d\beta} > 0$
	instabile	se	$\frac{dM_Z}{d\beta} < 0$
	neutro	se	$\frac{dM_Z}{d\beta} = 0$

# Stabilità statica Laterale

Se un velivolo subisce una perturbazione  $\Phi^*$ , ad esempio verso destra, la prima conseguenza è che il vettore portanza si inclina a destra, la sua componente verticale non è più in grado di sostenere il peso del velivolo che pertanto derapa a destra ( $\beta+$ ).

Quando la derapata positiva induce un momento di rollio:

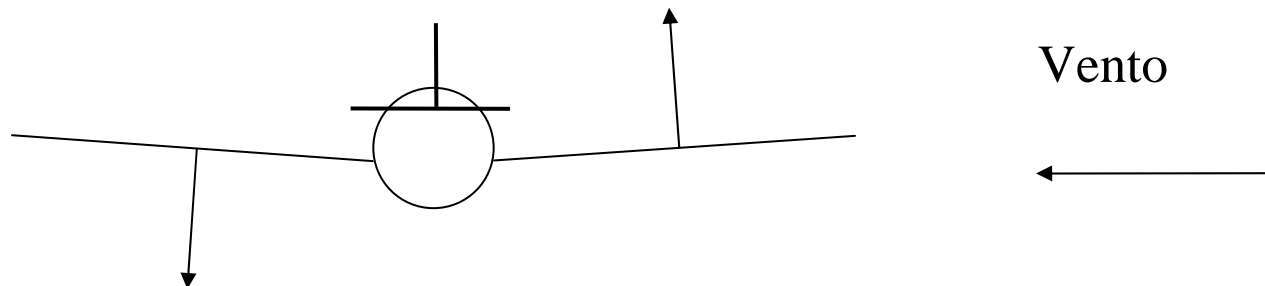
- verso sinistra ( $M-$ ),  $\Phi^*$  tende a diminuire ed il velivolo è stabile lateralmente;
- quando invece la derapata positiva induce un momento di rollio verso sinistra ( $M+$ ),  $\Phi^*$  tende a crescere ed il velivolo è instabile lateralmente.



# Stabilità statica Laterale

Il maggior contributo al momento di rollio  $M$  è dovuto al cosiddetto “effetto diedro”. L’ala di un velivolo presenta generalmente una forma a V formando un angolo con il piano orizzontale che è appunto il diedro.

Se il diedro è positivo, come in figura con l’aereo visto da dietro, ad una derapata a destra (cioè il vento è visto provenire da destra), risultando diverso l’angolo effettivo del vento sulle due semiali, si genera una coppia che genera un momento di rollio a sinistra.





# Stabilità dinamica latero-direzionale

La stabilità latero-direzionale si manifesta in tre particolari moti:

- 1)–*Il rollio olandese* (dutch roll): combinazione accoppiata di rollio ed imbardata. Con il normale grado di stabilità dinamica posseduto dai classici aerei commerciali, il fenomeno è facile da innescarsi ma richiede un certo tempo per annullarlo; per questo nei moderni velivoli si ricorre alla stabilizzazione artificiale dotandoli di sistemi automatici di smorzamento (“smorzatori di imbardata” se agiscono sulla deriva e “smorzatori di rollio” se agiscono sugli alettoni).
- 2)–*La spirale*: movimento non oscillatorio che quando instabile si manifesta come una lenta spirale nella direzione del disturbo come in una virata molto stretta che tende a diventare una discesa ad elevata velocità.
- 3)–*Il rollio smorzato*: moto non oscillatorio normalmente stabile. Nella maggior parte dei casi si manifesta come una rotazione smorzata intorno all’asse X del velivolo disaccoppiata dai due precedenti.