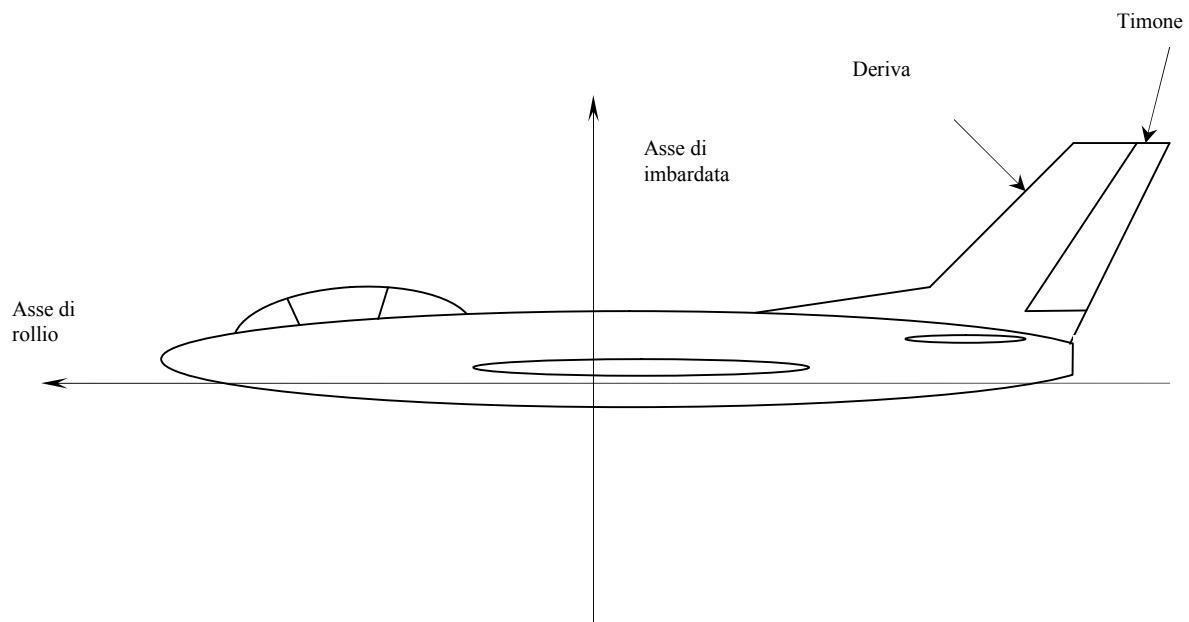


STABILITÀ E MANOVRABILITÀ LATERO-DIREZIONALE DELL'AEROPLANO

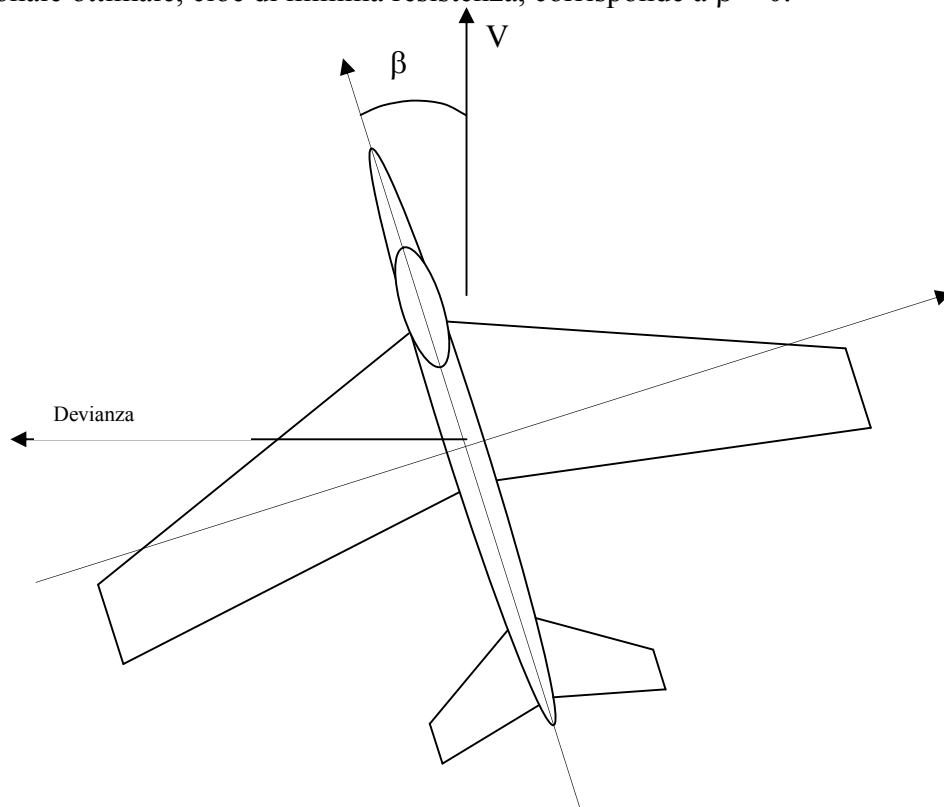


Stabilità direzionale

Per stabilità direzionale dell'aeroplano si intende quella alla rotazione intorno ad un asse perpendicolare al piano alare detto asse di imbardata.

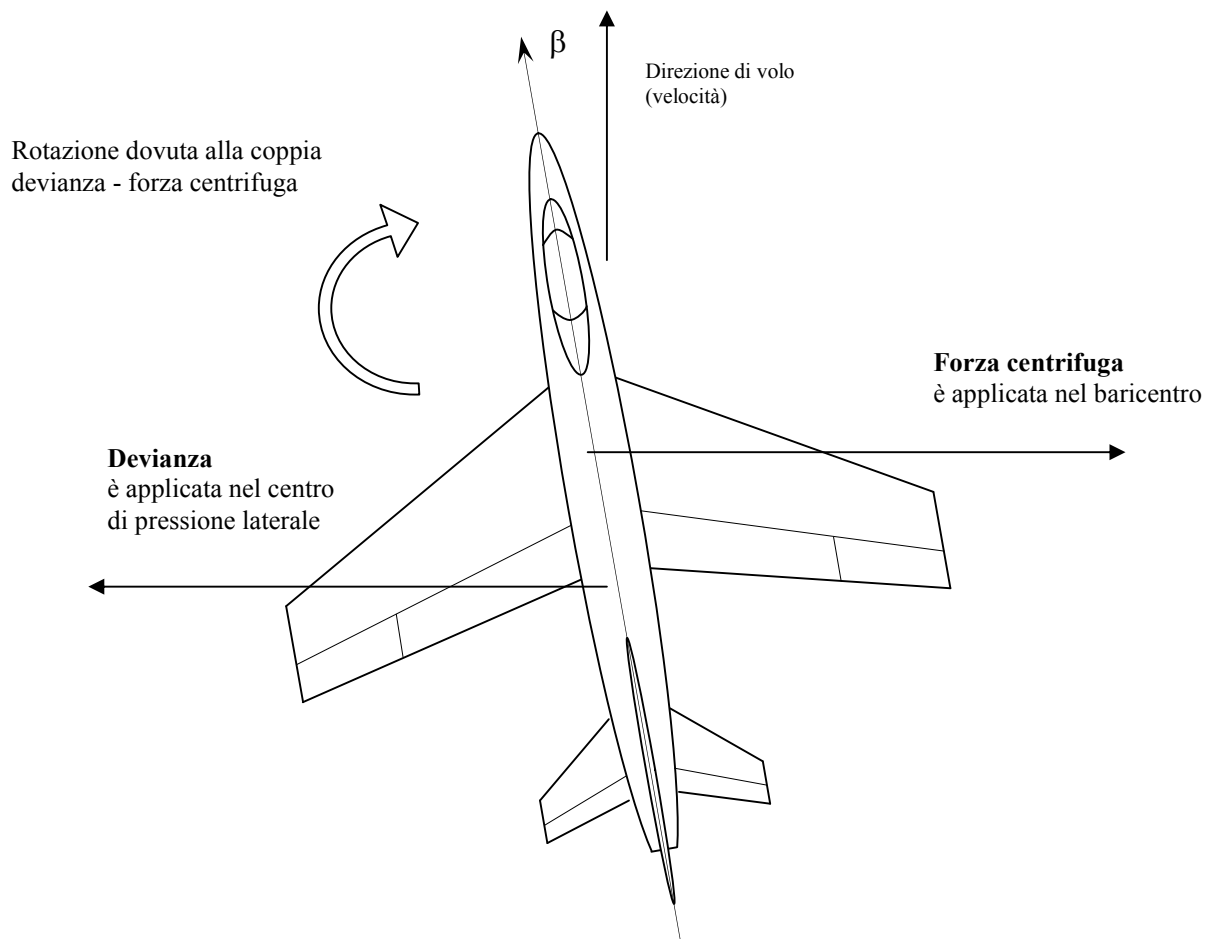
Il parametro geometrico che rappresenta la configurazione di equilibrio direzionale è l'angolo, visto nel piano orizzontale, fra l'asse longitudinale dell'aeroplano (asse di rollio) e la direzione della velocità di volo. Si chiama **angolo di deriva** e si indica con β pronunciato beta.

L'equilibrio direzionale ottimale, cioè di minima resistenza, corrisponde a $\beta = 0$.



Equilibrio direzionale stabile di un aeroplano vuol dire che se una causa accidentale cambia l'angolo di deriva rispetto al suo valore di equilibrio, la distribuzione delle forze aerodinamiche sul velivolo si modifica in modo da riportare il valore dell'angolo di deriva al valore che aveva all'equilibrio.

La superficie concepita per ottenere la stabilità direzionale è il piano di coda verticale detta anche deriva. Vediamo un piccolo ragionamento per comprendere la funzione della deriva.

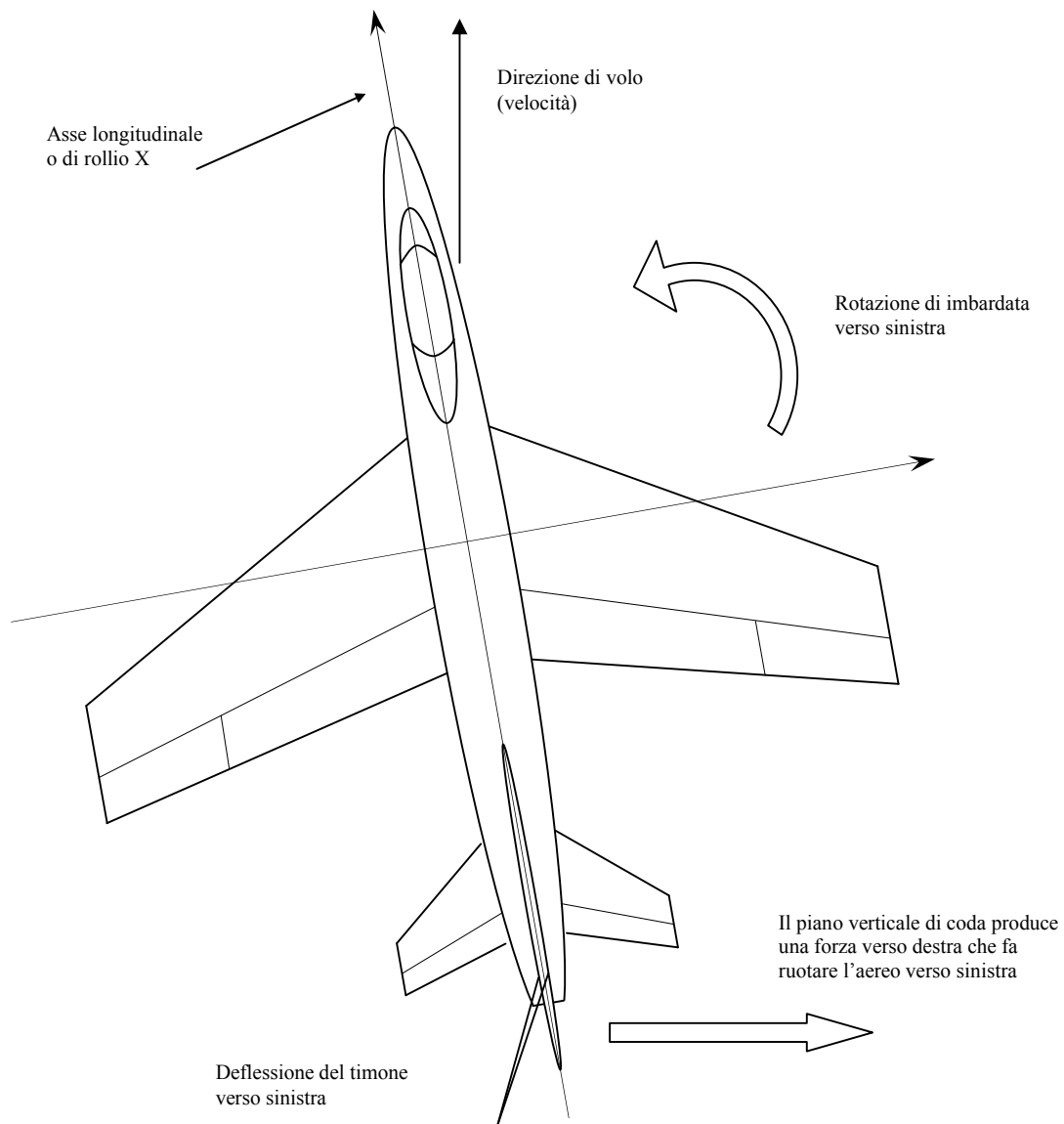


Con riferimento alla figura sopra, supponiamo che per una causa qualsiasi l'aeroplano si trovi imbarcato a sinistra. La superficie laterale dell'aeroplano produrrà una deviazione dell'aria verso destra, quindi l'aeroplano è soggetto ad una forza aerodinamica laterale detta **devianza** ed applicata in un punto detto **centro di pressione laterale** o centro di spinta laterale. La devianza porterà l'aeroplano ad eseguire una curva verso sinistra, ciò produce una forza centrifuga verso destra. La coppia di forze costituita dalla devianza e dalla forza centrifuga farà ruotare l'aeroplano in modo da diminuire l'angolo β solo se il centro di pressione laterale si trova dietro il baricentro come nella figura sopra. Per ottenere ciò non è possibile spostare in avanti il baricentro perché la sua posizione è già stata fissata per ottenere la stabilità longitudinale, perciò deve essere portato indietro il centro di pressione laterale.

Dal punto di vista costruttivo, il centro di pressione laterale si sposta indietro aumentando la superficie laterale nella zona posteriore dell'aeroplano. Pertanto, l'aeroplano viene dotato di un piano verticale di coda chiamato **deriva**. Anche il profilo della deriva è un profilo alare, in particolare è un profilo simmetrico.

Manovrabilità direzionale

La deriva è dotata di una parte mobile detta **timone di direzione** o semplicemente timone. Il timone può essere deflesso rispetto alla deriva a comando del pilota e la sua deflessione determina la variazione del valore dell'angolo di deriva di equilibrio.



Intuitivamente si potrebbe pensare che la deflessione del timone si traduca in una variazione della direzione di volo dell'aeroplano, così come avviene per far girare una barca, le cose non vanno in questo modo per i seguenti motivi.

La superficie laterale dell'aeroplano, è molto piccola rispetto ad esempio alla superficie alare, mentre la densità dell'aria è molto più bassa (circa 800 volte) di quella dell'acqua in cui è immersa una barca, pertanto la devianza è una forza piccola, ne consegue che le curve che si ottengono deflettendo il timone sono tanto larghe da sembrare rettilinei.

Il timone viene utilizzato per manovre particolari, per esempio:

1. L'allineamento alla pista dell'aeroplano in caso di vento laterale alla pista stessa. Il vento laterale modifica la direzione della velocità relativa fra aria ed aeroplano, questi, in virtù della sua stabilità direzionale tende a mettere il muso controvento perdendo l'allineamento con la pista. Tale allineamento è necessario perché le ruote del carrello di atterraggio devono essere allineate alla direzione del moto rispetto alla pista. Questo allineamento si ottiene proprio modificando l'angolo di deriva deflettendo il timone. In altre parole, l'aeroplano è allineato con la pista e presenta un angolo beta con la velocità rispetto all'aria.
2. In caso di spinta asimmetrica come ad esempio un bimotore con motori montati nelle semiali dei quali uno è in avaria. In questo caso la spinta e la resistenza formano una coppia che tende a far imbardare l'aeroplano. Per contrastare l'imbardata si ricorre al timone.

Un eccesso di stabilità direzionale, quindi un piano verticale di coda di superficie troppo elevata ha come inconveniente il fatto che in caso di vento laterale, l'aereo tende ad imbardare mettendo il muso contro vento.

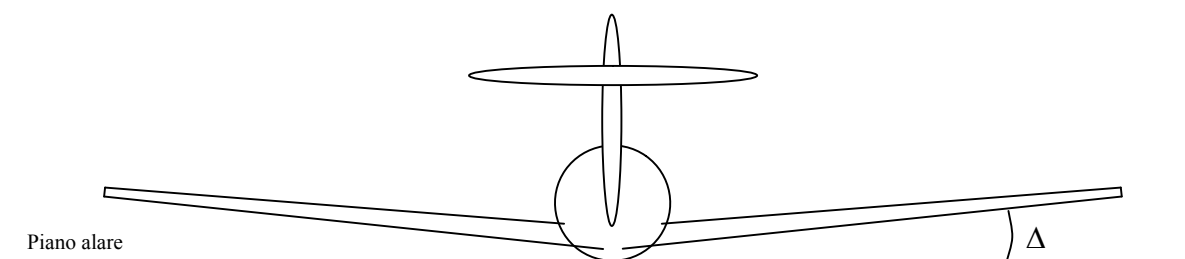
Stabilità laterale

Per stabilità laterale si intende quella alla rotazione attorno all'asse longitudinale detto di rollio.

Il parametro geometrico che rappresenta la configurazione di equilibrio laterale è l'angolo fra il piano alare ed piano orizzontale, detto **angolo di rollio**. Il valore ottimale dell'angolo di rollio in volo rettilineo uniforme è zero.

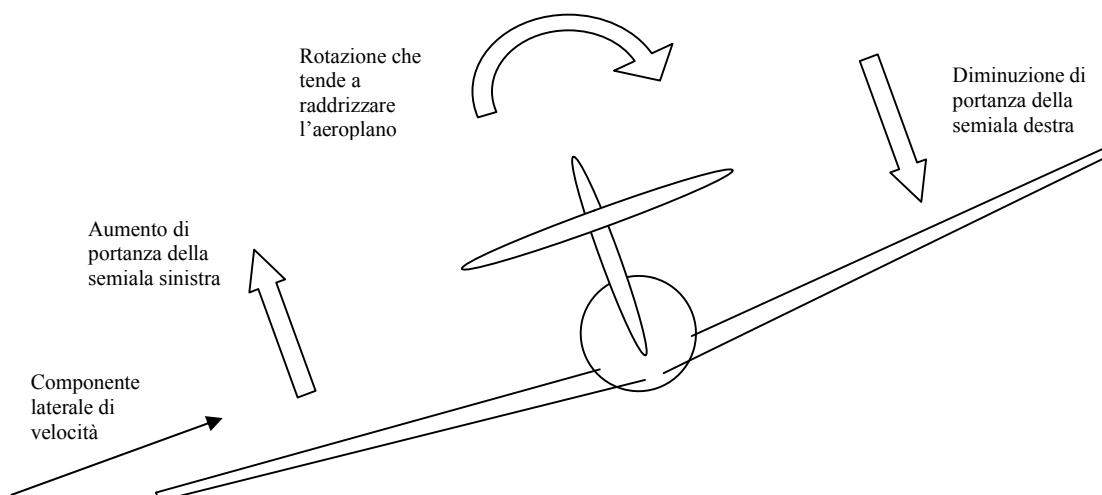
Equilibrio laterale stabile di un aeroplano vuol dire che se una causa accidentale cambia l'angolo di rollio rispetto al suo valore di equilibrio, la distribuzione delle forze aerodinamiche sul velivolo si modifica in modo da riportare il valore dell'angolo di rollio al valore che aveva all'equilibrio.

La stabilità al rollio è ottenuta grazie all'angolo che il piano di ciascuna semiala forma col piano alare. Tale angolo è detto **diedro alare** e si indica con la lettera greca Δ delta.



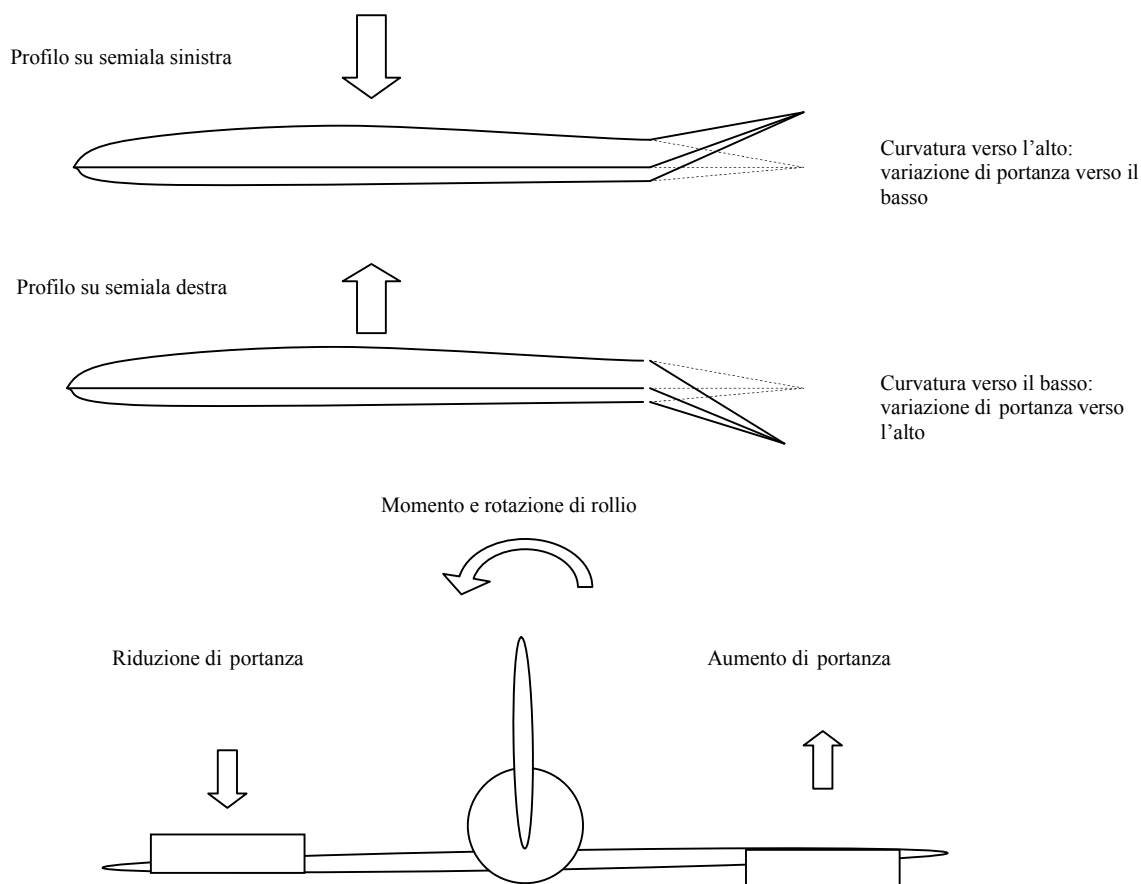
L'angolo diedro determina il seguente comportamento: se l'aeroplano viene investito da una componente di velocità dell'aria laterale, mettiamo da sinistra, la semiala sinistra subirà un incremento di incidenza e quindi un incremento di portanza, la semiala destra, viceversa, subirà una riduzione dell'incidenza e quindi una riduzione di portanza. La differenza di portanza fra le semiali provoca una rotazione di rollio dell'aeroplano verso destra.

Supponiamo che l'aeroplano, per una qualunque causa subisca una rotazione di rollio verso sinistra, cioè si inclina a sinistra. Volando inclinato, la portanza non equilibra più il peso e l'aeroplano comincia a scendere inclinato a sinistra. In questo movimento, viene investito dall'aria dal lato sinistro. Per la proprietà dell'angolo diedro, la semiala sinistra avrà più portanza di quella destra, pertanto l'aeroplano tende a ruotare verso destra raddrizzandosi.



Manovra di rollio

La rotazione attorno all'asse di rollio, rotazione di rollio, si ottiene grazie a delle superfici mobili poste al bordo di uscita delle semiali e chiamate **alettoni**. Il loro movimento è differenziale, cioè se l'alettone della semiala sinistra si deflette verso l'alto, quello sulla semiala destra si deflette verso il basso. Questo movimento genera una variazione di portanza sulle due semiali il cui momento fa ruotare l'aeroplano attorno al suo asse di rollio.



Manovra di virata.

La virata è la manovra che consente all'aeroplano di descrivere una traiettoria curva nel piano orizzontale (o con proiezione nel piano orizzontale).

La virata col timone come già detto, per gli aeroplani, risulta di raggio troppo elevato, pertanto per far cambiare traiettoria all'aeroplano si utilizza la componente laterale della portanza. Vediamo le varie fasi:

- 1) Agendo sulla barra di comando si deflettono gli alettoni, ciò produrrà una variazione di portanza fra le due semiali il cui momento produce una rotazione di rollio:
- 2) L'aeroplano ruota fino ad un certo valore dell'angolo di rollio facendo ruotare anche la portanza poiché questa resta perpendicolare al piano alare. La componente verticale della portanza, L_y , essendo più piccola della portanza stessa, non equilibra più il peso, per ripristinare questo equilibrio occorre aumentare la portanza. Tale operazione si può attuare, o con un aumento della velocità o, più rapidamente, nelle manovre acrobatiche, deflettendo l'equilibratore e quindi, aumentando l'incidenza dell'ala.
- 3) La componente orizzontale della portanza incurva la traiettoria fino ad un raggio tale da produrre una forza centrifuga in equilibrio con la componente laterale stessa.

Seguendo una certa logica, l'equilibrio del velivolo in virata va così descritto:

Si traccia la forza peso W , questa è equilibrata dalla componente verticale della portanza L_y . Si risale alla portanza L , si traccia la sua componente orizzontale L_x , quest'ultima è equilibrata dalla forza centrifuga F_c .

La portanza deve equilibrare la somma vettoriale del peso e della forza centrifuga.

