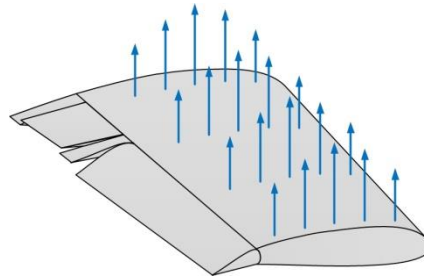


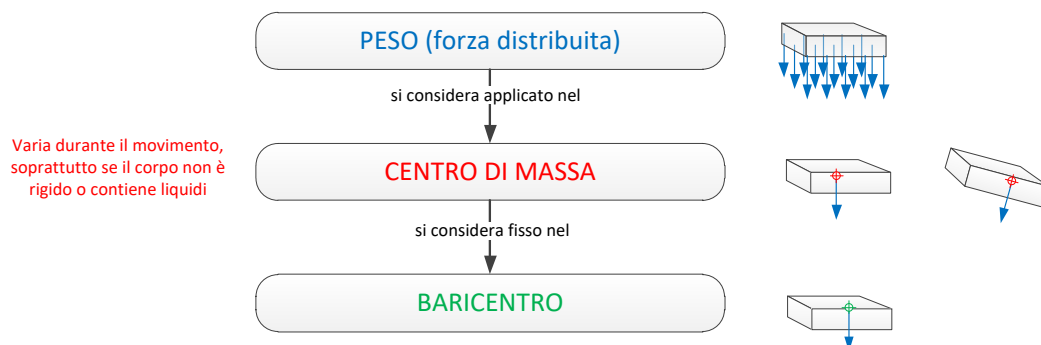
6.4. *Aerodinamica del profilo alare*

Sappiamo che la portanza è una forza distribuita, cioè nasce su tutta la superficie dell'ala, un po' come il peso del corpo agisce su ogni sua parte e non solo sul baricentro.

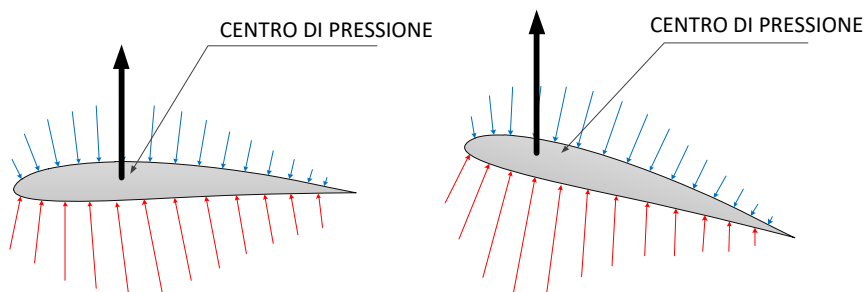


Studiare la portanza come forza distribuita richiede però l'uso di strumenti matematici avanzati e quindi noi ricorriamo ad una semplificazione: ipotizzeremo che la portanza sia applicata in un unico punto.

Questo tipo di semplificazione viene fatta abitualmente quando si suppone che il peso di un oggetto sia applicato nel baricentro, che viene anche chiamato centro di massa poiché si può supporre che la massa dell'oggetto sia tutta concentrata in quel punto.



Il peso però è una forza d'inerzia (per questo si applica al centro di massa), mentre la portanza è una forza aerodinamica e quindi deve essere applicata in un altro punto, chiamato **CENTRO DI PRESSIONE**, anch'esso variabile:



6.4.1. *Il centro di pressione*

Abbiamo visto che la portanza è creata da una differenza di pressione tra il dorso e il ventre. In particolare:

- la pressione sul dorso è minore

- la pressione sul ventre è maggiore

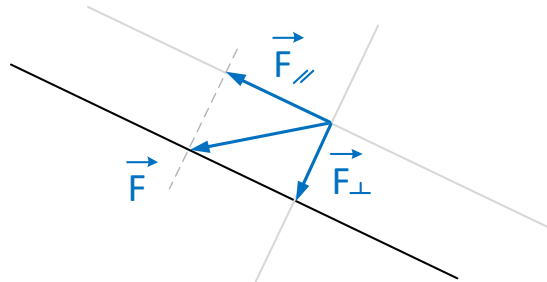
La pressione deriva dalla divisione di una forza (che è un vettore) per una superficie (che è uno scalare):

$$\vec{p} = \frac{\vec{F}}{A}$$

Quindi è un vettore. Tuttavia la pressione viene considerata uno scalare poiché è sempre perpendicolare alla superficie e premente su di essa. La direzione e il verso sono quindi sempre gli stessi e non è necessario definirli ogni volta. La formula della pressione diventa quindi:

$$p = \frac{F_{\perp}}{A}$$

Dove F_{\perp} è la componente della forza perpendicolare alla superficie:



Se la pressione viene considerata una grandezza scalare, il suo valore deve necessariamente essere positivo (solo in assenza di forza essa è nulla). Se però consideriamo la pressione atmosferica come riferimento, possiamo considerare positive le pressioni che hanno valore maggiore e negative quelle che hanno valore minore:

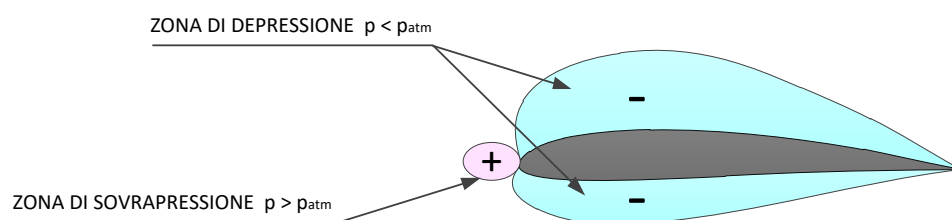
- Si ha una sovrappressione, ovvero una pressione positiva, se $p > p_{atm}$
- Si ha una depressione, ovvero una pressione negativa, se $p < p_{atm}$

Questa terminologia è alla base di un modo molto utilizzato di studiare la differenza di pressione sul profilo. In pratica, al posto di considerare delle pressioni, si considerano delle differenze di pressione:

$$\Delta p = p_{reale} - p_{atmosferica}$$

Per semplicità si omette il delta e quindi d'ora in poi, quando parleremo di pressione p sul profilo intenderemo il Δp .

Graficamente, le zone di sovrappressione vengono indicate come aree con un segno +, mentre le zone di depressione vengono indicate come aree con un segno meno. Maggiore è l'area, maggiore è il valore della pressione in valore assoluto:



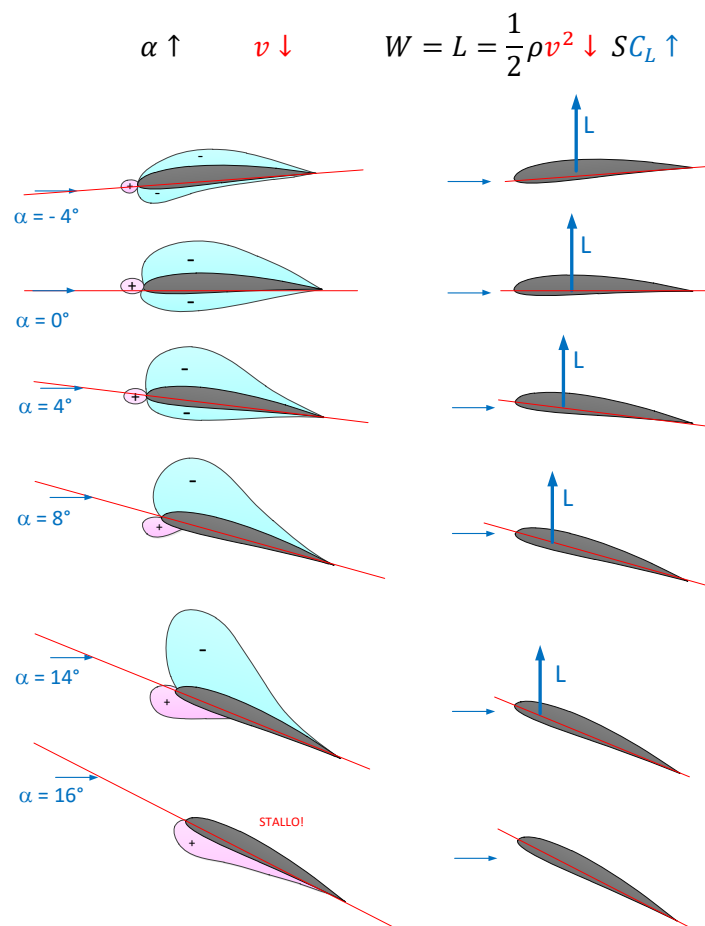
Il centro di pressione però non è un punto fisso, ma varia lungo il profilo alare in base all'incidenza e alla velocità.

In particolare, all'aumentare dell'incidenza il centro di pressione si sposta verso il bordo d'attacco: osservando le immagini seguenti possiamo infatti vedere che la pressione si distribuisce in modo differente sul profilo:

- all'aumentare dell'angolo di incidenza **LA ZONA DI DEPRESSIONE SUL DORSO DIVENTA SEMPRE PIÙ GRANDE**, mentre **QUELLA SUL VENTRE DIMINUISCE**. Questo significa che la differenza di pressione aumenta. Il valore della portanza come forza resta invariato. Essa infatti, quando siamo in volo a quota costante, deve equilibrare il peso

$$L = W$$

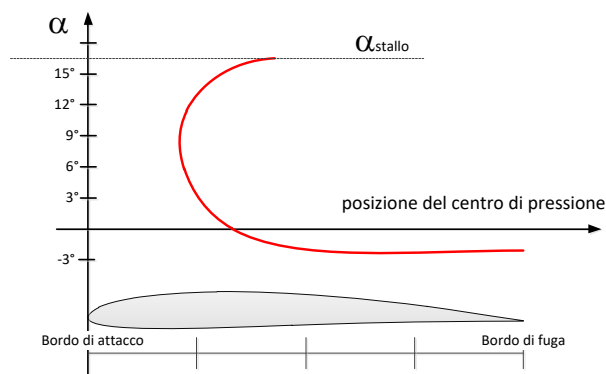
e se aumentasse vorrebbe dire che l'aeromobile sta salendo. Quello che cambia è il coefficiente di potenza C_L . Ragionando sulla formula della portanza possiamo notare che le uniche grandezze variabili sono la velocità e il coefficiente di potenza. Aumentando l'angolo di incidenza α diminuisce la velocità e per mantenere costante la portanza deve aumentare il coefficiente di portanza:



- un'altra osservazione che possiamo fare dai disegni è che sul bordo di attacco è presente una zona di sovrappressione che aumenta sempre più man mano che l'angolo di incidenza cresce. La sovrappressione aumenta la resistenza (è come se qualcosa spingesse indietro il profilo). Quindi,

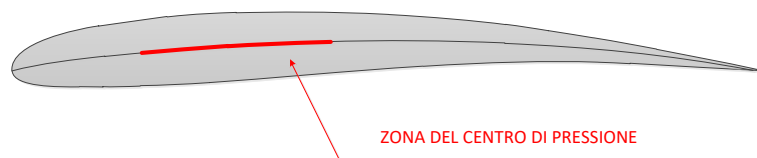
aumentando l'angolo di incidenza α aumenta il C_L ma aumenta anche il C_D . Abbiamo già visto che il rapporto migliore tra i due coefficienti corrisponde all'assetto di massima efficienza.

- condizione di stallo le zone di depressione sono assenti e resta solo la sovrappressione. Il C_L , dopo aver raggiunto il suo massimo valore, non è in grado di crescere ulteriormente per bilanciare la diminuzione di velocità.
- Infine, notiamo che il centro di pressione avanza sempre più man mano che l'angolo di incidenza aumenta. Possiamo diagrammare la variazione del centro di pressione in base all'angolo di incidenza con il grafico seguente:



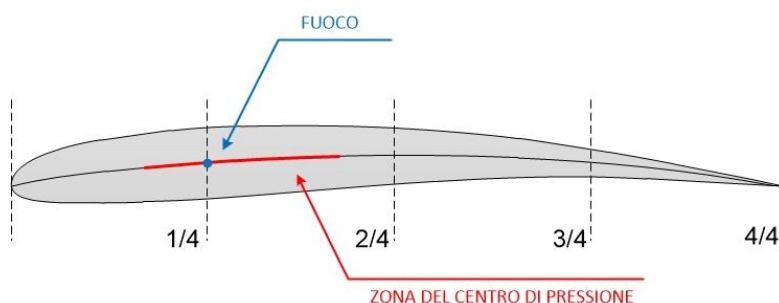
6.4.2. Il fuoco

Abbiamo visto che il centro di pressione si sposta man mano che varia l'incidenza aerodinamica. Per i normali angoli di volo il centro di pressione oscilla in una zona del profilo situata nella metà anteriore:



Per fare i calcoli è utile un'ulteriore semplificazione: possiamo scegliere un punto fisso nel quale applicare la portanza, senza preoccuparci del suo spostamento durante il volo. Questo punto fisso è chiamato **FUOCO**. Nella letteratura anglosassone il fuoco viene chiamato Aerodynamic Center e indicato pertanto con l'acronimo AC.

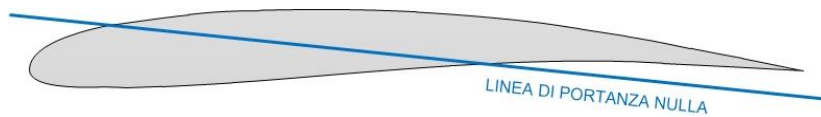
Il **FUOCO** si trova sempre nel quarto anteriore della corda; questo significa che se dividiamo il profilo in 4 parti uguali, il fuoco si troverà nel punto in cui finisce la prima parte e inizia la seconda, appunto ad un quarto ($1/4$) della corda:



6.4.3. La linea di portanza nulla

Un altro parametro importante è la **LINEA DI PORTANZA NULLA**. Affinché il profilo generi portanza è necessario che esso sia investito con una certa incidenza. Abbiamo già visto che la portanza varia in funzione dell'angolo di incidenza α in maniera lineare (curva $C_L - \alpha$) e abbiamo visto che esiste un angolo per il quale la portanza è nulla, cioè il profilo non è in grado di generare questa componente della forza aerodinamica. Questo avviene quando il percorso che l'aria deve compiere sul dorso ha la stessa lunghezza del percorso che l'aria deve compiere sul ventre.

La linea lungo la quale deve essere investito il profilo affinché non si crei portanza si chiama **LINEA DI PORTANZA NULLA**:



6.4.4. Il momento focale

Un ultimo parametro aerodinamico molto importante per i profili alari è il **MOMENTO FOCALE**. Abbiamo visto, nei capitoli precedenti, che le forze possono essere descritte in termini di coefficienti adimensionali (C_L e C_D) e che questo è molto comodo perché ci consente di confrontare aeromobili di diverse dimensioni. Anche per i momenti è possibile fare la stessa cosa.

Un momento è descritto come:

$$M = \vec{F} \cdot b$$

Se si tratta di una forza aerodinamica il momento che ne risulta è un momento aerodinamico.

Poiché sappiamo che una generica forza aerodinamica ha espressione:

$$\vec{F} = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_F$$

Il generico momento aerodinamico ha espressione:

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_F \cdot b$$

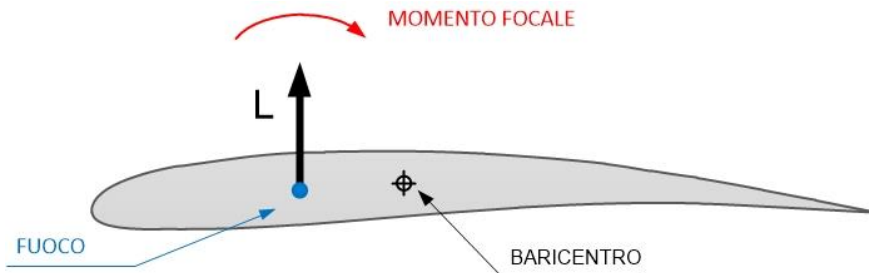
Dove b è la distanza dal centro di rotazione che, come sappiamo dalla fisica, se il corpo non è vincolato, coincide con il centro di massa (che possiamo considerare fisso nel baricentro).

A questo punto è però necessaria una precisazione. Nello studio dell'aerodinamica si considerano due baricentri:

- Quello dell'ala isolata (cioè senza la fusoliera)
- Quello dell'intero aeromobile

In questo capitolo ci occuperemo dell'ala isolata. Studieremo l'influenza dei momenti su tutto l'aeromobile nel capitolo sulla stabilità, nella sezione IV.

Il baricentro di un ala isolata si trova sempre dietro al fuoco e questo determina la nascita di un momento a cabrare, cioè a ruotare verso l'alto. Questo momento viene chiamato **MOMENTO FOCALE**:



Il momento focale (così come tutti i momenti aerodinamici) può essere studiato tramite il corrispondente coefficiente. I simboli utilizzati per i momenti di un aeromobile sono i seguenti:

per i momenti che si verificano attorno all'asse x si utilizza il simbolo C_l . Attenzione a non confondere il simbolo del momento (in cui la lettera L è scritta minuscola) con quello della portanza (in cui la lettera L è scritta maiuscola).

per i momenti che si verificano attorno all'asse y si utilizza il simbolo C_m .

per i momenti che si verificano attorno all'asse z si utilizza il simbolo C_n .

Possiamo quindi indicare il momento focale come:

$$M_F = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{mf} b$$