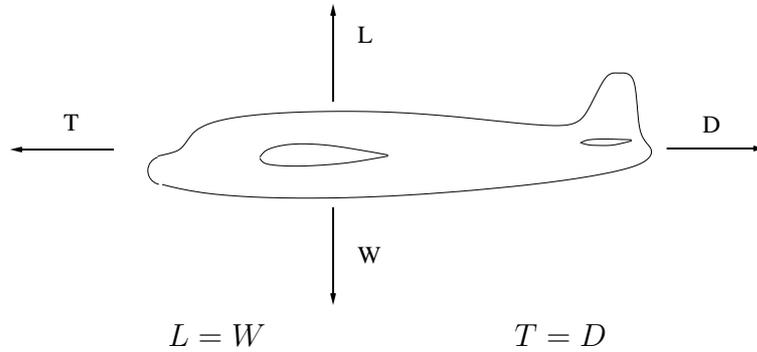


# MECCANICA DEL VOLO

## Volo orizzontale

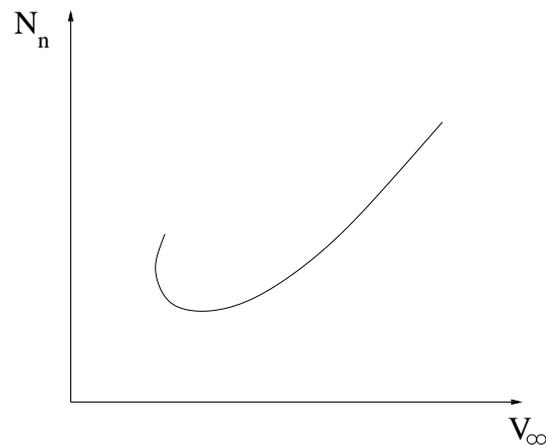


### Potenza necessaria

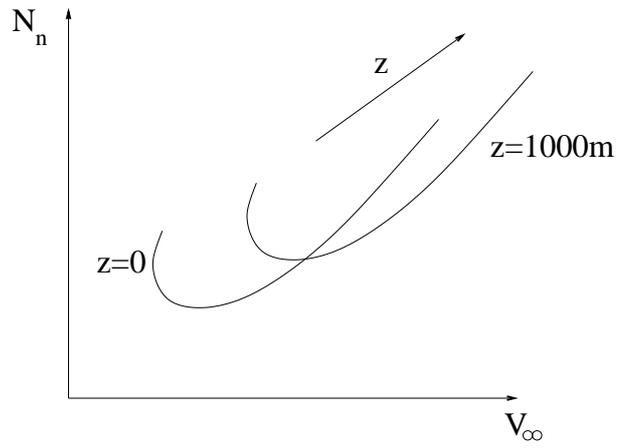
$$N_n = DV_\infty = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^3 S \left( C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi\lambda} \right)$$

$$\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L = W \implies C_L = \frac{2W}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

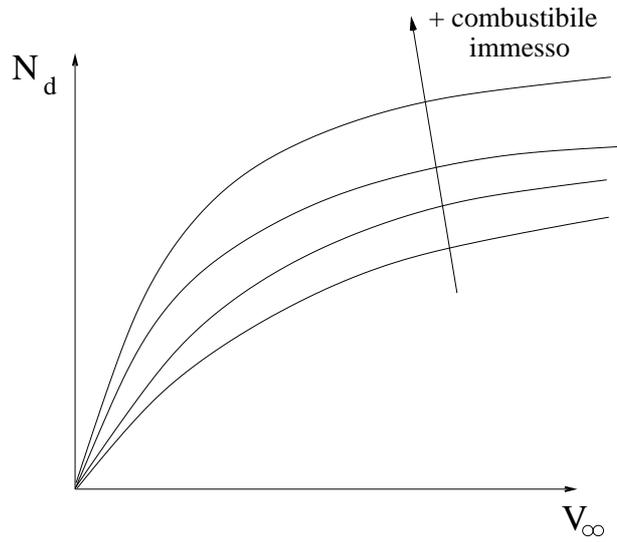
$$N_n = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^3 S C_{D_0} + \frac{2W^2}{\rho_\infty V_\infty S \pi\lambda}$$



Al variare della quota



**Potenza disponibile**



$$N_d = TV_\infty$$

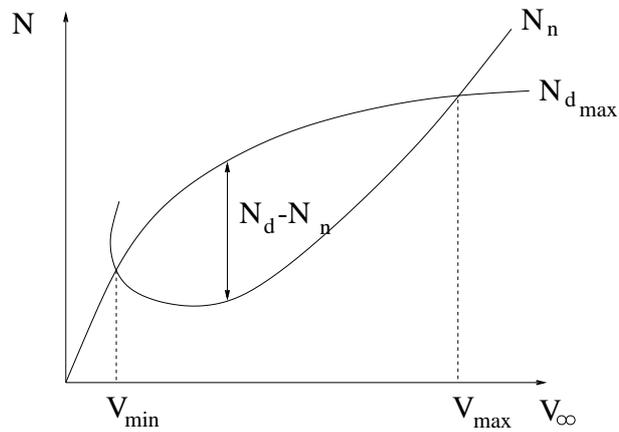
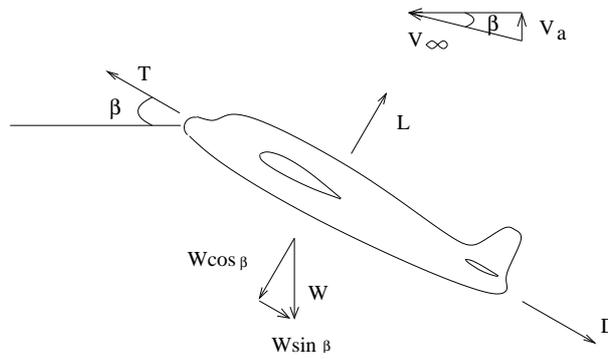


Fig.1

- Volo orizzontale con  $V_{min} < V < V_{max} \Rightarrow$  si riduce  $N_d$
- $N_d - N_n$  serve per

↓

## Volo in salita



$$T = D + W \sin \beta$$

$$L = W \cos \beta$$

Velocità ascensionale

$$V_a = V_\infty \sin \beta = V_\infty \frac{T - D}{W} = \frac{N_d - N_n}{W} \quad (1)$$

Da Fig.1 e da (1) si può ricavare

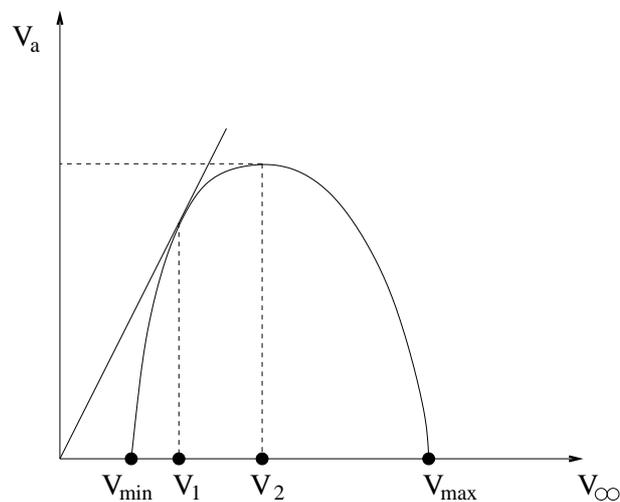


Fig.2

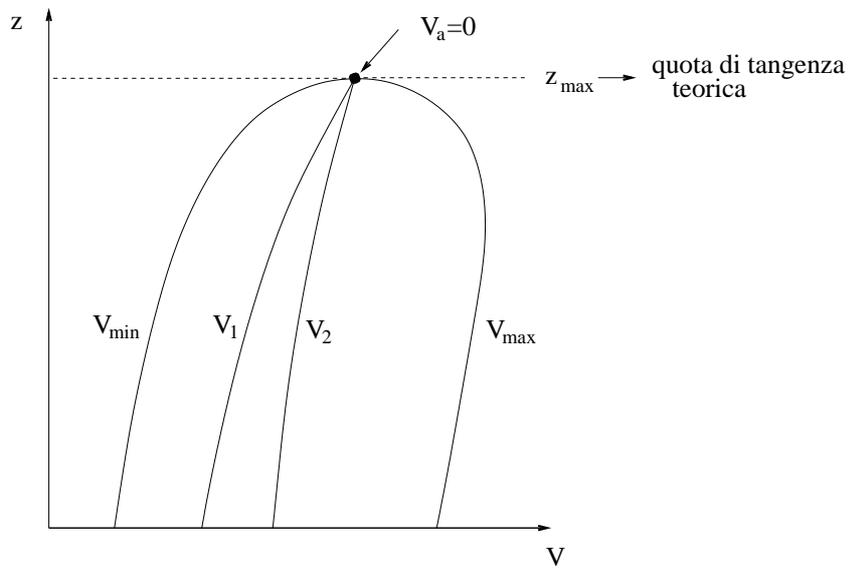
$V_1$  velocità di salita ripida (max angolo di rampa)

$V_2$  velocità di salita rapida ( $V_a$  massima)

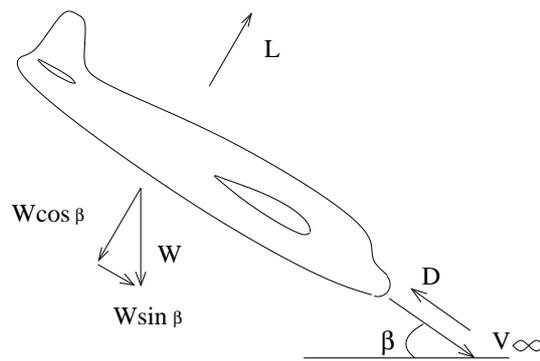
Ripetendo la costruzione di fig.2 per diverse quote (al variare di  $z$  variano  $N_d$  e  $N_n$ ) si ottiene



### Inviluppo di volo



### Volo in discesa a motore spento



$$L = W \cos \beta$$

$$D = W \sin \beta$$



$$\tan \beta = \frac{D}{L} = \frac{1}{E}$$

# Fattore di carico

Per il dimensionamento strutturale bisogna conoscere le forze agenti sul velivolo che possono dipendere dal tipo di manovra.

Carichi agenti sul velivolo

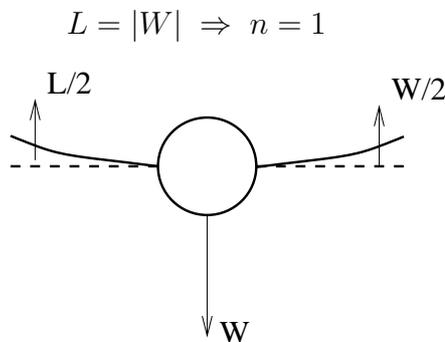
peso	
aerodinamici	(portata, resistenza)
propulsivi	(spinta motori)
al suolo	
di inerzia	(dovuti ad accelerazioni)
di raffica	(forze aerodinamiche aggiuntive)
speciali	(pressurizzazione, ordigni bellici)

Definizione : Si definisce fattore di carico, in una generica direzione, il rapporto, rispetto al peso, della risultante delle forze esterne in quella direzione, escluse le forze di massa (peso e forze d'inerzia).

In direzione normale al piano alare:

$$n = \frac{L}{|W|}$$

- Volo rettilineo uniforme



L'ala si flette verso l'alto

- In manovra  $\rightarrow$  presenza di forze di inerzia

$$L = |W| - F_i = |W| + ma_n = |W| \left(1 + \frac{a_n}{g}\right)$$

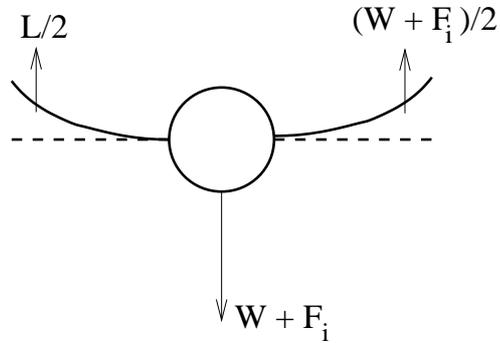
$$n = 1 + \frac{a_n}{g}$$

$a_n$  accelerazione  $\perp$  al piano alare

$> 0$  se diretta verso l'alto

\*  $a_n > 0$      $n > 1$     manovra a g positivo

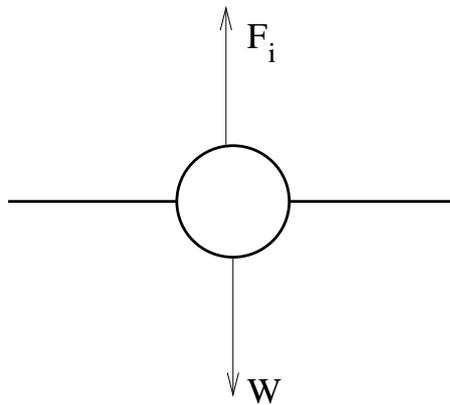
es.  $n = 2$      $a_n = g$     manovra a 2g positivi.



L'ala è sottoposta ad un carico maggiore che in volo rettilineo uniforme.

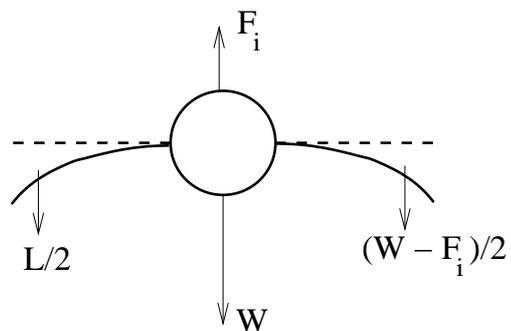
\*  $a_n = -g$      $n = 0$     condizione di imponderabilità

$L = 0$



L'ala non è sollecitata.

\*  $a_n < -g$      $n < 1$     manovra a g negativo



L'ala si flette verso il basso

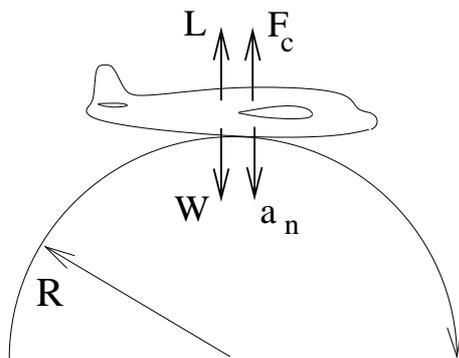
• Limiti al fattore di carico Fattori di contingenza

$n_1$  massimo fattore positivo  
 $n_3$  massimo fattore negativo

- dovuti alla resistenza strutturale  
 Poiché l'ala è progettata per funzionare con  $n > 0$  si ha  $n_1 > |n_3|$
- dovuti alla resistenza del corpo umano (limiti fisiologici)
  - \* Durante una manovra a  $g$  positivo la  $F_i$  è diretta dalla testa ai piedi. Il sangue defluisce dal cervello (visione nera)
  - \* Durante una manovra a  $g$  negativo la  $F_i$  è diretta dai piedi alla testa. Il sangue affluisce al cervello (visione rossa) e provoca gravi disturbi → perdita di conoscenza.

<u>Valori tipici</u>	Trasporto civile	Velivoli acrobatici
$n_1$	3	6
$n_3$	-1	-3

Entrata in affondata

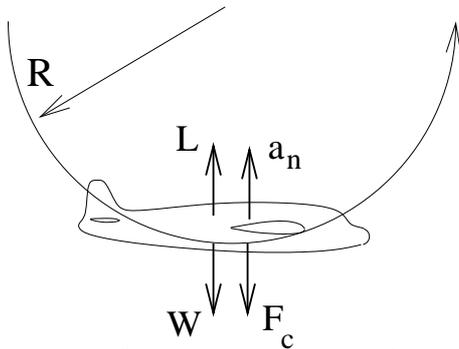


$F_c$  forza centrifuga  
 $a_n$  accelerazione centripeta

$$a_n = -\frac{V^2}{R} \quad F_c = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad L = W - F_c$$

$$n = \frac{L}{W} = 1 - \frac{V^2}{gR}$$

## Richiamata

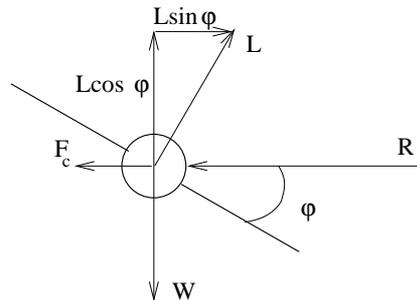


$$a_n = \frac{V^2}{R} \quad F_c = -\frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad L = W + |F_c|$$

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

## Virata corretta

Traiettoria circolare di raggio  $R$  con  $V = cost$  e  $Z = cost$



$$\text{Equilibrio: } \begin{cases} W = L \cos \phi \\ F_c = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} = L \sin \phi \\ T = D \end{cases}$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi}$$

$$\frac{V^2}{gR} = n \sin \phi = n \sqrt{1 - \cos^2 \phi} = n \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}} = \sqrt{n^2 - 1}$$

$$R = \frac{V^2}{g} \frac{1}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

$$n = \sqrt{1 + \left(\frac{V^2}{gR}\right)^2}$$

Il fattore di carico è  $> 1$  e tanto più grande, quanto più è grande  $V$  e piccolo  $R$ .  
Per effettuare virate strette  $\Rightarrow V$  basse,  $n$  grande.

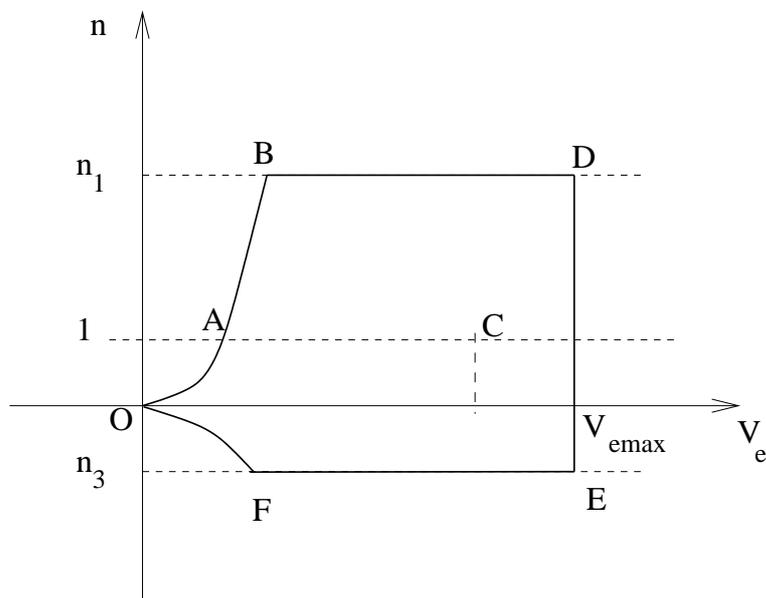
## Diagramma V-n

Dimensionamento strutturale dipende da  $\begin{cases} \text{fattore di carico} \\ \text{pressione dinamica } \frac{1}{2}\rho V^2 \end{cases}$

Per eliminare la dipendenza dalla quota si introduce la velocità equivalente  $V_e$

$$V_e = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V$$

che fornisce a quota  $z = 0$  la stessa pressione dinamica che si ha in quota con velocità  $V$ .



Delimitato da  $n_1, n_3, V_{emax}, V_{emin}$ .

$V_{emin}$  = velocità di stallo : varia al variare di  $n$

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V_{emin}^2 C_{Lmax} S = nW$$

$$V_{emin} = \sqrt{\frac{2n\frac{W}{S}}{\rho_0 C_{Lmax}}} \quad \text{curva OB}$$

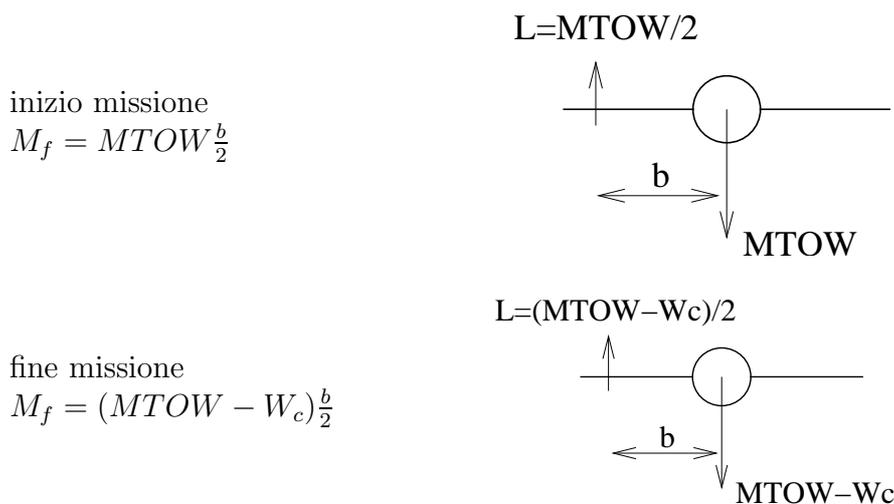
Punto A  $n = 1$  velocità di stallo in volo orizzontale uniforme.

Punto C  $n = 1$   $V < V_{max}$  condizioni di crociera.

Punti B D E F condizioni estreme alle quali va verificata la struttura.

# Pesi caratteristici

- Peso a vuoto  $MEW$  (Maximum Empty Weight).  
Struttura, motori, strumentazione. Sono esclusi tutti gli equipaggiamenti a scelta del cliente (compagnia aerea)
- Peso a vuoto operativo  $OEW$  (Operative Empty Weight)  
peso del velivolo pronto per il volo escluso il carburante ed il carico utile (passeggeri, merci).  
 $OEW = MEW + \text{poltrone passeggeri, contenitori merci, cucine, catering, fluidi di servizio.}$
- Peso massimo al decollo  $MTOW$  (Maximum Take Off Weight).  
 $MTOW = OEW + \text{Combustibile} + \text{Carico utile.}$   
È il peso per il calcolo strutturale del velivolo.
- Peso massimo all'atterraggio  $MLW$  (Maximum Landing Weight).  $MLW < MTOW$   
È il peso per il calcolo strutturale del carrello.
  - Se il velivolo è dotato di scarico rapido del carburante  $\Rightarrow MLW = MTOW - \text{carburante per la missione (esclusa riserva)}$
  - Se non è dotato di scarico rapido  $MLW = 0.9 \div 0.95 MTOW$
- Peso massimo a zero carburante  $MZFW$  (Maximum Zero Fuel Weight)  
Peso ai fini del calcolo strutturale per velivoli con serbatoi di carburante nelle ali.
  - Serbatoi in fusoliera

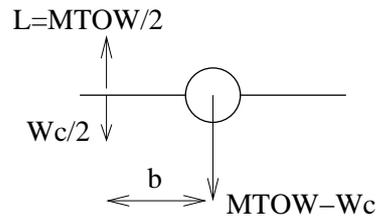


a fine missione l'ala è meno sollecitata ma deve essere progettata a  $MTOW$   
Serbatoi in fusoliera: maggiore flessibilità di impiego

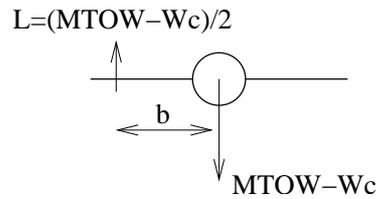
- più carico utile - meno carburante
- meno carico utile - più carburante (maggiore autonomia)

– Serbatoi nelle ali

inizio missione  
 $M_f = (MTOW - W_c) \frac{b}{2}$



fine missione  
 $M_f = (MTOW - W_c) \frac{b}{2}$



L'ala è sollecitata uniformemente durante tutta la missione e viene progettata a  $MZFW = MTOW - W_c$   
 Minore flessibilità di impiego, non si può aumentare il carico utile diminuendo il carburante.

## Valori tipici

Carico utile/	MTOW	=	20-30%
Combustibile/	MTOW	=	20-30%
OEWS/	MTOW	=	50-60%