Corso di Progetto Generale dei Velivoli
MECCANICA DEL VOLO

Prestazioni di Virata

Prof. F. Nicolosi

VOLO MANOVRATO VIRATA

Equilibrio asse verticale

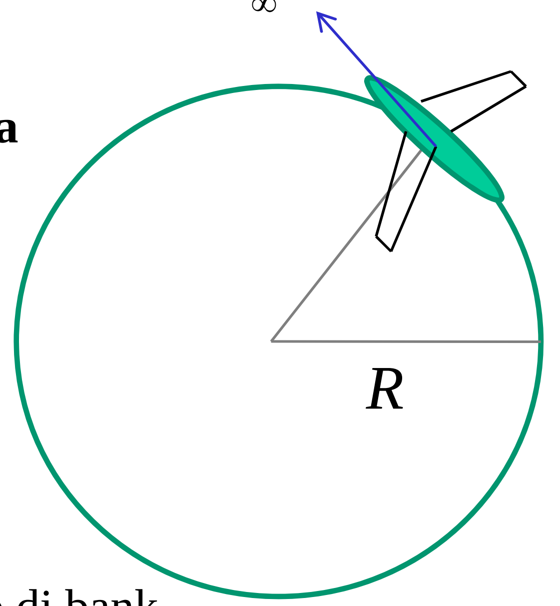
$$L\cos\phi = W$$

Forza risultante

$$F_r = \sqrt{L^2 - W^2}$$

$$V_\infty = \omega \cdot R$$

Traiettoria circolare raggio R



Ma la forza Fr deve eguagliare la forza centripeta

$$F_r = m\frac{V_\infty^2}{R} = \frac{W}{g}\frac{V_\infty^2}{R}$$

$$n \equiv \frac{L}{W}$$

Si introduce il Fattore di carico n

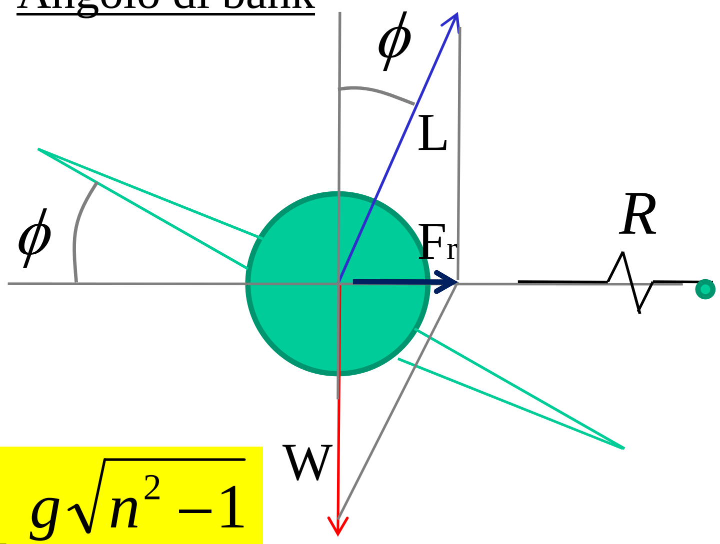
$$\phi = a\cos\left(\frac{W}{L}\right) = a\cos\left(\frac{1}{n}\right)$$

$\phi = 30° \Rightarrow n = 1.15$

$\phi = 45° \Rightarrow n = 1.41$

$\phi = 60° \Rightarrow n = 2$

Angolo di bank



Eguagliando la forza centripeta e l'espressione in funzione del fattore di carico n

$$F_r = W\sqrt{n^2 - 1} = \frac{W}{g}\frac{V_\infty^2}{R} \longrightarrow \boxed{R = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}}$$

Il raggio di virata ed il rateo di virata (vel. angolare) dipendono dalla velocità e da n.

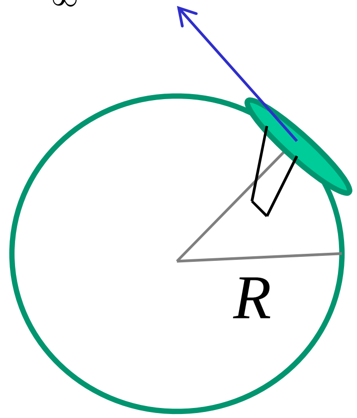
$$\boxed{\omega = \frac{V_\infty}{R} = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty}}$$

VOLO MANOVRATO VIRATA

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

$$\omega = \frac{V_\infty}{R} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V_\infty}$$

$$V_\infty = \omega \cdot R$$

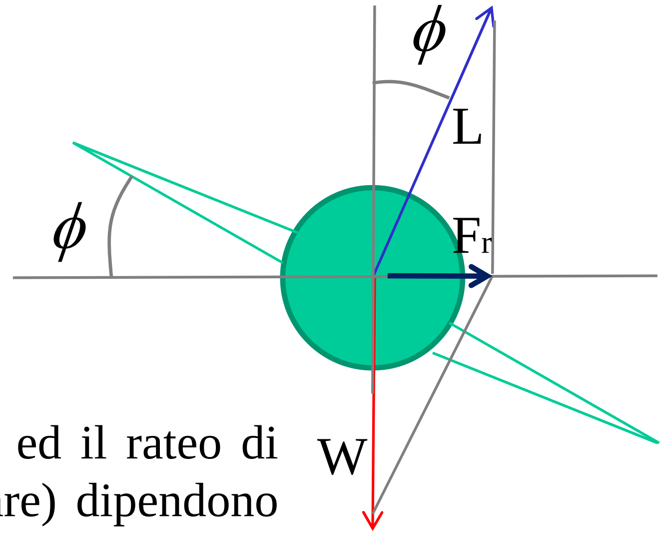


Essendo, per l’equilibrio $L\cos\phi = W$

$$\frac{1}{2}\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \cdot \cos\phi = W \qquad \cos\phi = \frac{W}{L} = \frac{1}{n}$$

$$V_{turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n \cdot W}{S}\frac{1}{C_L}}$$

Velocità di equilibrio (quota costante) in virata



Sostituendo l’espressione di V si ricavano le espressioni di R e di omega:

$$R = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_L}\frac{n}{g\sqrt{n^2-1}}$$

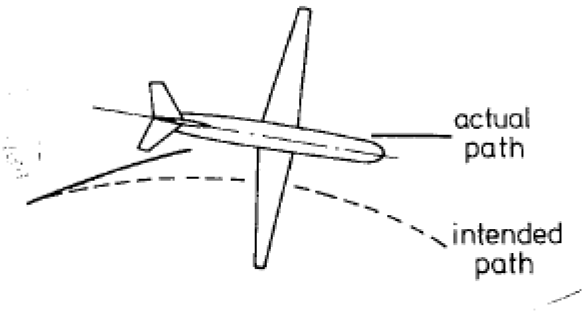
Raggio di virata

$$\omega = \frac{V}{R} = \sqrt{\frac{\rho}{2}\frac{C_L}{(W/S)}} \cdot \frac{g\sqrt{n^2-1}}{n}$$

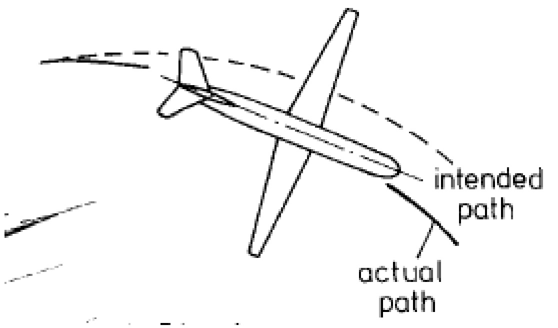
Il raggio di virata ed il rateo di virata (vel. angolare) dipendono dal fattore di carico (angolo bank), dall’assetto, dal carico alare (dato progetto) e dalla quota.

VOLO MANOVRATO <u>VIRATA</u>

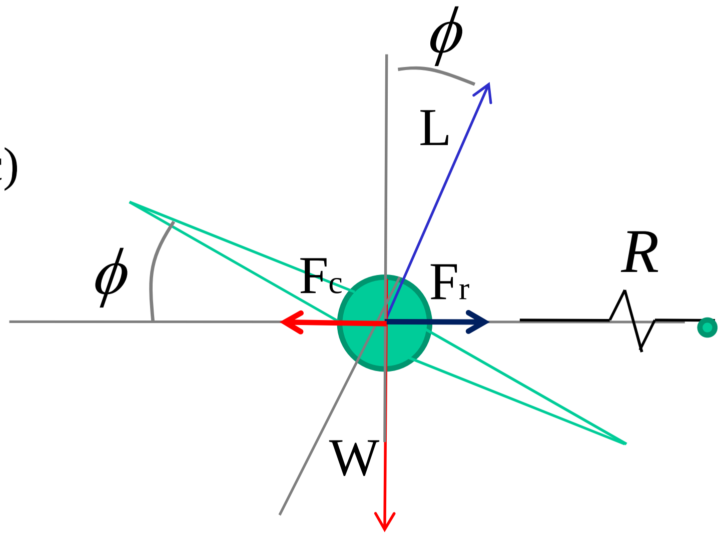
Se non c’è perfetto equilibrio tra la traiettoria impostata e l’inclinazione (ed il conseguente fattore di carico) si ha una virata non corretta.
Se l’angolo di bank è troppo piccolo, si ha una virata con forza centrifuga non bilanciata a sufficienza ed il velivolo tende ad uscire fuori della traiettoria.



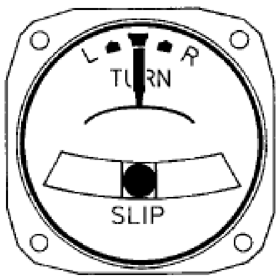
angolo di bank troppo piccolo
(il velivolo scivola fuori perché Fr<Fc)



angolo di bank troppo grande
(il velivolo entra perché Fr>Fc)



Turn and slip Indicator

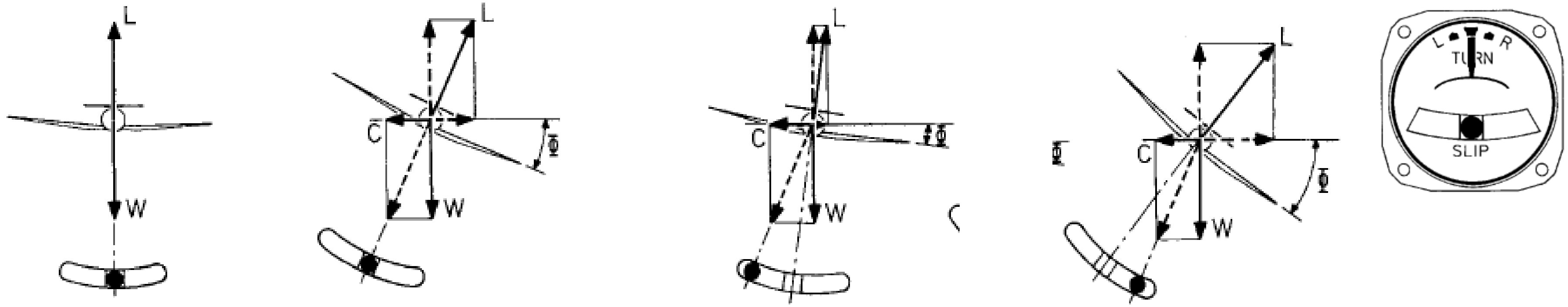


VOLO MANOVRATO <u>VIRATA</u>

Una virata in equilibrio viene detta corretta (*coordinated turn*).

Il <u>virosbandometro</u> è uno strumento che il pilota ha sul cockpit e che consente al pilota di valutare la tipologia di virata e di impostare una virata corretta.

Lo strumento si basa su di una pallina che scorre in un condotto circolare (con liquido). La pallina sarà al centro se non c'è accelerazione residua e cioè la risultante delle forze in gioco è perpendicolare al piano alare (e quindi allo strumento che si inclina insieme al velivolo).

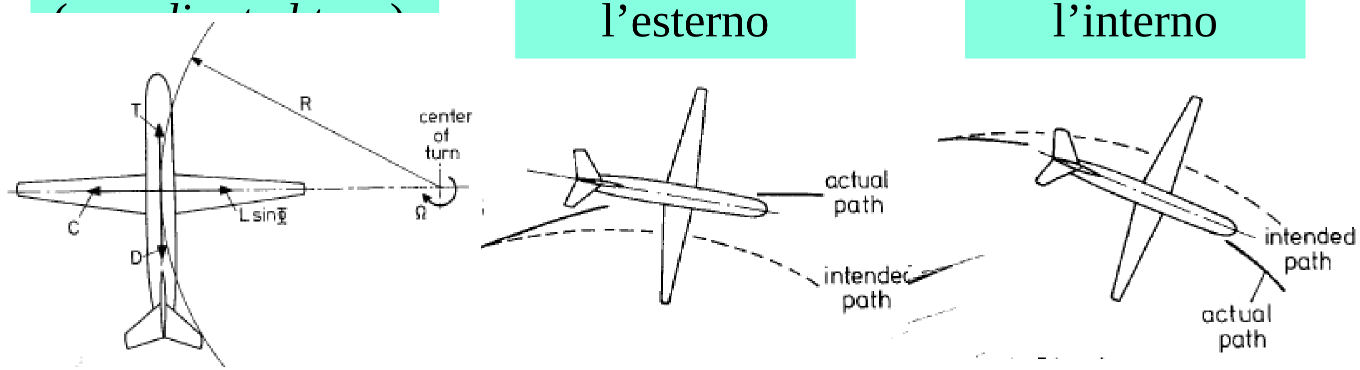


volo simmetrico

Virata corretta

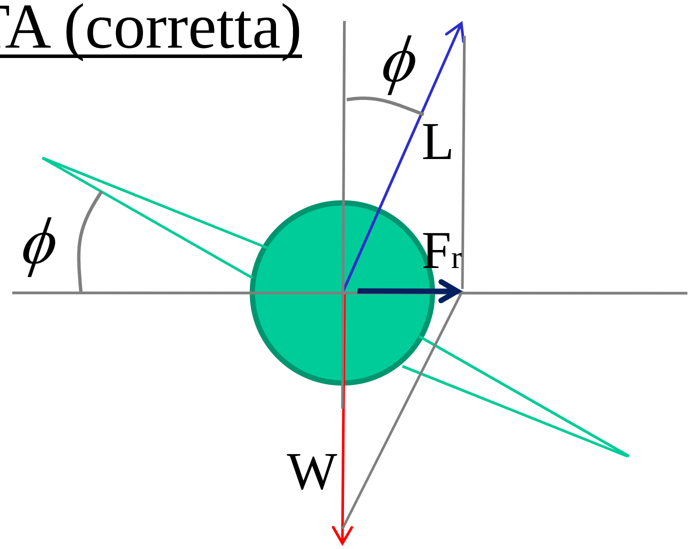
scivolata verso l'esterno

scivolata verso l'interno



VOLO MANOVRATO

VIRATA (corretta)



Equilibrio asse verticale

$$L\cos\phi = W$$

Forza risultante

$$F_r = \sqrt{L^2 - W^2}$$

$$n \equiv \frac{L}{W}$$

Fattore di carico

$$\phi = a\cos\left(\frac{1}{n}\right)$$

$$\phi = 30° \Rightarrow \mathrm{n} = 1.15$$

$$\phi = 45° \Rightarrow \mathrm{n} = 1.41$$

$$\phi = 60° \Rightarrow \mathrm{n} = 2$$

La portanza deve aumentare perché solo una parte di essa equilibra il peso

La velocità di stallo (velocità minima), per dato carico alare, dipende dalla radice del fattore di carico !

$$V_{S\_turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n \cdot W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}}$$

Se un pilota si trova ad una velocità prossima a quella di stallo ed imposta una virata, tenderà facilmente a stallare, se non da potenza ed aumenta la velocità di volo.

$$V_{S\_turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}} \cdot \sqrt{n} = V_S \cdot \sqrt{n}$$

Ad esempio, se un velivolo ha una velocità di stallo di 50 m/s in volo livellato, in virata a 30° (n=1.15) la velocità di stallo sarà pari a 50 x 1.07= 54 m/s. In virata a 60° (n=2) sarà =50 $\cdot \sqrt{2}$ = 70.7 m/s

VOLO MANOVRATO

VIRATA

$$R = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$ **Raggio di virata**

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty}$$ **Rateo di virata**

Per le prestazioni di manovra di un aeroplano, sia militare che civile, è abitualmente vantaggioso avere il più piccolo R ed il rateo di virata maggiore possibile.

- **Fattore di carico n + alto possibile**
- **Velocità più bassa possibile (a quel valore di n)**

Per avere minimo R, si deve cercare di avere alto valore dell'angolo di bank (alto valore di n) ed assumere la minima velocità (velocità di stallo) compatibile con quel valore di n. Il massimo valore di n, assumiamo che sia quello compatibile con resistenza strutturale, diciamo $n_{MAX.}$ (vedi diagramma di manovra successivo).

Teniamo presente che la velocità minima (velocità di stallo) dipende però da n e quindi la minima velocità (vel. di stallo) ad $n=n_{MAX}$ sarà:

$$V_{\min} = V_{S\_turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n_{MAX}\cdot W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}}$$

e con questa $V_{\min}$

$$R_{\min} = \frac{V_{\min}^2}{g\sqrt{n_{MAX}^{\;2} - 1}}$$

VOLO MANOVRATO VIRATA

$$R_{\min} = \frac{V_{\min}^2}{g\sqrt{n_{MAX}{}^2 - 1}}$$

Raggio di virata minimo

$$\omega_{MAX} = \frac{g\sqrt{n_{MAX}{}^2 - 1}}{V_{\min}}$$

Rateo di virata massimo

con $$V_{\min} = V_{S\_turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n_{MAX}\cdot W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}}$$

- Fattore di carico n=nmax

- Velocità più bassa possibile (a quel valore di n)

In effetti, assunto che l'assetto sia quello massimo (stallo), cioè $C_L = C_{L\max}$

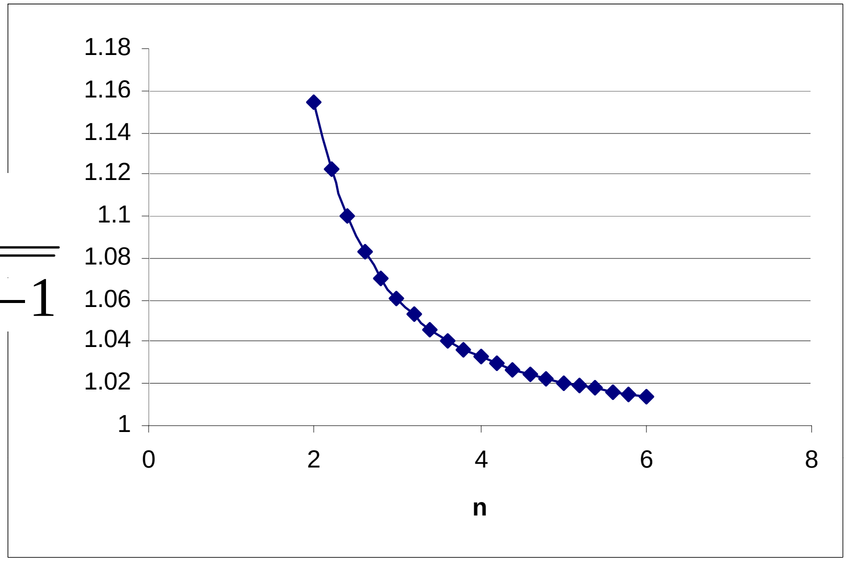
La dipendenza da n è blanda, poiché il raggio varia come : $R \propto \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}}$

ed il rateo come l'inverso di tale rapporto.

E' evidente che se n assume valori elevati tale rapporto tende ad 1. In ogni caso

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}\frac{n_{MAX}}{g\sqrt{n_{MAX}{}^2 - 1}}$$

$$\frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}}$$



Si vede quindi che il minimo raggio ed il massimo rateo di virata saranno ottenuti al **massimo fattore di carico realizzabile**

VOLO MANOVRATO VIRATA

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}\frac{n_{MAX}}{g\sqrt{n_{MAX}^{2}-1}}$$

Raggio di virata minimo

$$\omega_{MAX} = \frac{g\sqrt{n_{MAX}^{2}-1}}{V_{\min}}$$

Rateo di virata massimo

- **Fattore di carico n=nmax**
- **Velocità più bassa possibile (a quel valore di n), cioè**

$$C_L = C_{L\max}$$

- **quota più bassa**

In effetti, assunto che l'assetto sia quello massimo (stallo), cioè $C_L = C_{L\max}$

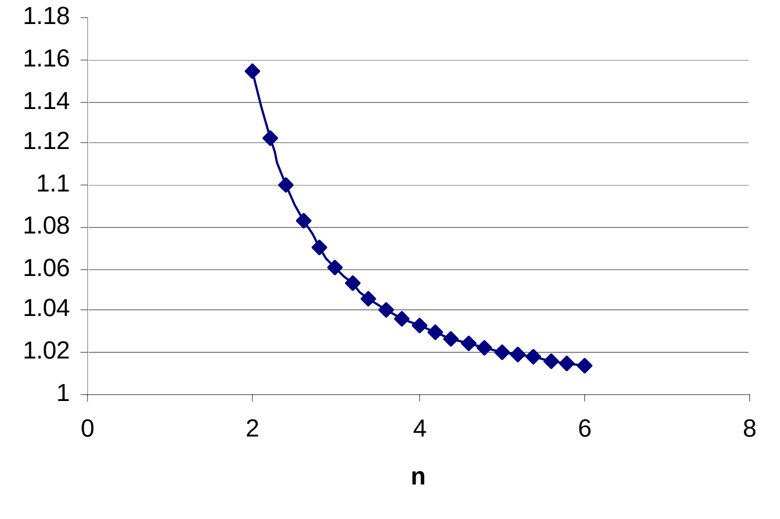
La dipendenza da n è blanda, poiché il raggio varia come :

$$R \propto \frac{n}{\sqrt{n^2-1}}$$

ed il rateo come l'inverso di tale rapporto.

E' evidente che se n assume valori elevati tale rapporto tende ad 1. In ogni caso

$$\frac{n}{\sqrt{n^2-1}}$$



Si vede quindi che il minimo raggio ed il massimo rateo di virata saranno ottenuti al **massimo fattore di carico realizzabile**

VOLO MANOVRATO

VIRATA – EQ APPROSSIMATE

$$R = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n^2-1}}$$ **Raggio di virata**

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V_\infty}$$ **Rateo di virata**

Se n è grande $n+1 \approx n$ e $n-1 \approx n$ ed $n^2-1 \approx n^2$

$$R = \frac{V_\infty^2}{gn} \qquad \omega = \frac{gn}{V_\infty}$$

ma

$$L = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L \qquad V_\infty^2 = \frac{2L}{\rho_\infty S C_L}$$

$$R = \frac{2L}{\rho_\infty S C_L g (L/W)} = \frac{2}{\rho_\infty C_L g}\frac{W}{S}$$

=>

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho_\infty C_{L\max} g}\frac{W}{S}$$

$$\omega = \frac{gn}{\sqrt{2L/(\rho_\infty S C_L)}} = \frac{gn}{\sqrt{[2n/(\rho_\infty C_L)](W/S)}} = g\sqrt{\frac{\rho_\infty C_L n}{2(W/S)}}$$

=>

$$\omega_{\max} = g\sqrt{\frac{\rho_\infty \cdot C_{L\max} \cdot n_{MAX}}{2(W/S)}}$$

VOLO MANOVRATO

VIRATA – EQ APPROSSIMATE

$$R = \frac{2}{\rho_\infty C_L g}\frac{W}{S}$$

$$\omega = g\sqrt{\frac{\rho_\infty C_L n}{2(W/S)}}$$

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho_\infty C_{L\max} g}\frac{W}{S}$$

$$\omega_{\max} = g\sqrt{\frac{\rho_\infty \cdot C_{L\max} \cdot n_{MAX}}{2(W/S)}}$$

Velivoli con W/S + piccolo => migliori prestazioni virata

Tuttavia il progetto del carico alare di un aeroplano è determinato di solito da fattori diversi da quelli di manovra, come il carico pagante, l’autonomia e la velocità massima. Di conseguenza, i carichi alari per aerei leggeri dell’aviazione generale sono relativamente bassi, ma quelli per aerei militari ad alte prestazioni sono abbastanza grandi.

VOLO MANOVRATO

VIRATA – EQ APPROSSIMATE

$$R = \frac{2}{\rho_\infty C_L g} \frac{W}{S}$$

$$\omega = g\sqrt{\frac{\rho_\infty C_L n}{2(W/S)}}$$

Aeroplani	**W/S, kg/m^2**
Wright Flyer	5.86
Beechcraft Bonanza	91.79
Mc Donnell Douglas F-15	322.24
General Dynamics F-16	361.30

VOLO MANOVRATO

VIRATA – EQ APPROSSIMATE

$$R = \frac{2}{\rho_\infty C_L g} \frac{W}{S}$$

$$\omega = g \sqrt{\frac{\rho_\infty C_L n}{2(W/S)}}$$

Per fissato velivolo , quali condizioni danno R piccolo ed ω grande

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho_\infty g C_{L,\max}} \frac{W}{S}$$

$$\omega_{\max} = g \sqrt{\frac{\rho_\infty C_{L,\max} n_{\max}}{2(W/S)}}$$

Bisogna considerare anche se la spinta riesce ad eguagliare la resistenza che è aumentata perché L=nW

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

$$n_{\max} = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 \frac{C_{L,\max}}{W/S}$$

Alle basse velocità

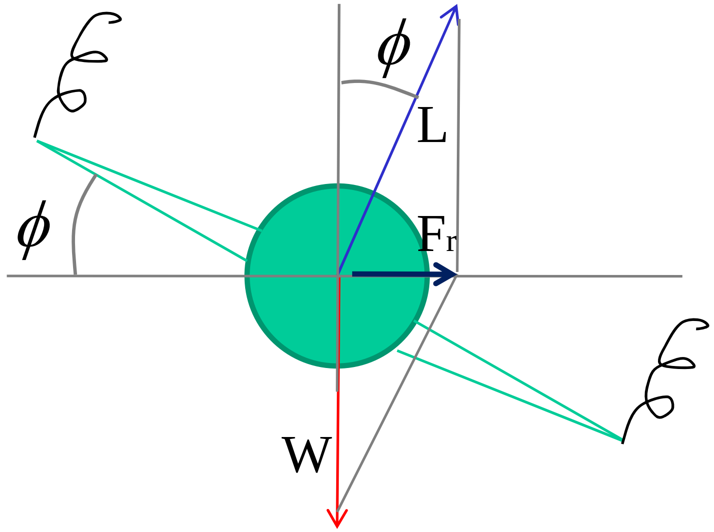
VOLO MANOVRATO VIRATA

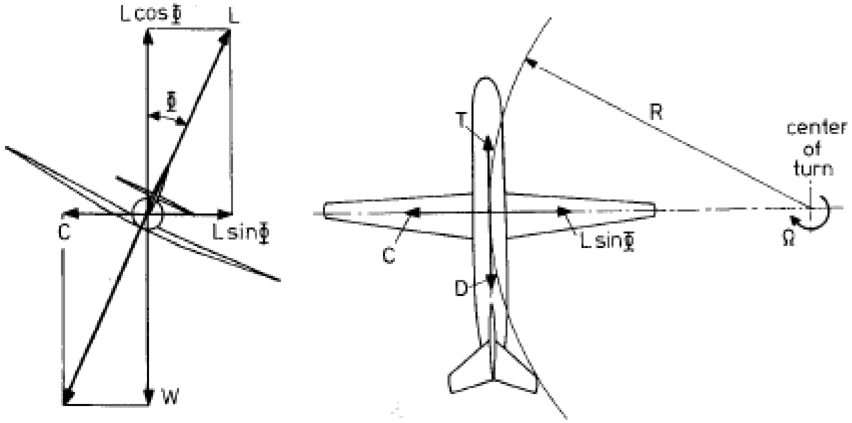
Bisogna considerare anche se la spinta riesce ad eguagliare la resistenza che è aumentata perché L=nW

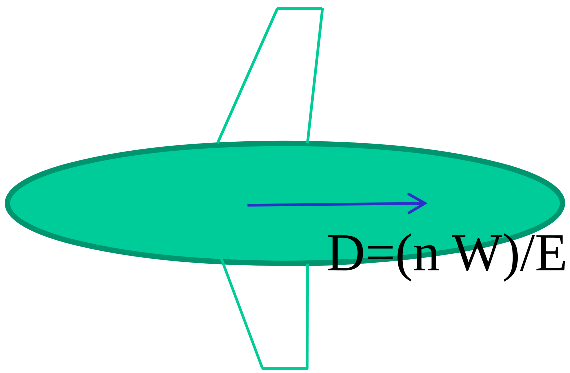
A resistenza, per dato assetto, non sarà piu' uguale al peso / efficienza, ma = ad n*W /E. E' come se il peso del velivolo risultasse aumentato di *n* volte (con *n* fattore di carico).

Otre alla resistenza, anche la potenza aumenta. Tra l'altro ricordo che la potenza dipende dal peso elevato ad una potenza di 1.5.

Quando siamo in virata, le curve di potenza necessaria al volo a quota costante si spostano verso l'alto e verso destra.







VOLO MANOVRATO VIRATA

La resistenza aumenta e la potenza aumenta.

La resistenza aumenta del fattore *n* rispetto a quella in volo livellato

$$D_{turn} = \frac{n \cdot W}{E}$$

Per dato assetto è lineare con *n*

Le velocità di equilibrio (ipotizzando nessuna perdita di quota) si spostano a destra (velocità maggiori) al variare dell'angolo di bank e quindi di *n*

$$V_{turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n \cdot W}{S}\frac{1}{C_L}}$$

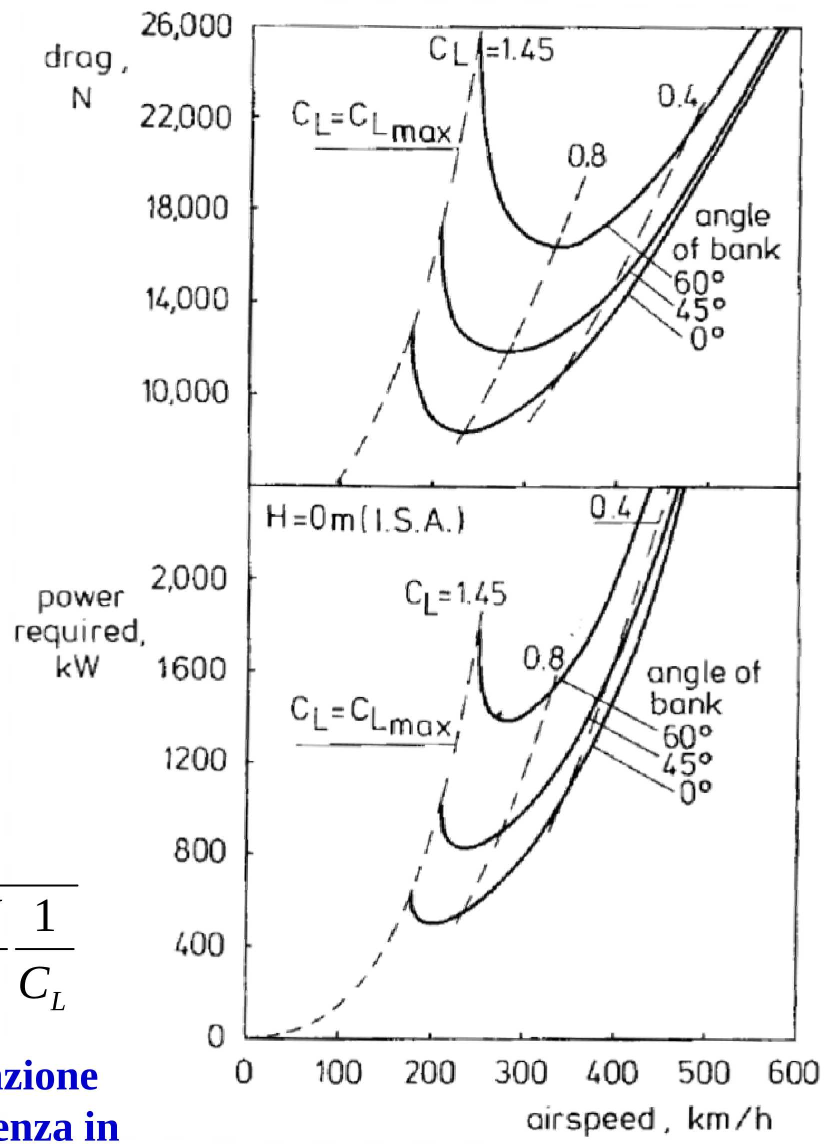
Per dato assetto dipende Dalla radice di *n*

La potenza necessaria = D*V dipenderà da n elevato ad 3/2.

$$\Pi_{n\_turn} = D_{turn} \cdot V_{turn} = \frac{nW}{E} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n \cdot W}{S}\frac{1}{C_L}}$$

$$\boxed{\Pi_{n\_turn} = \Pi_{no} \cdot n^{3/2}}$$

Per dato assetto è funzione della equivalente potenza in volo livellato per n elevato a 3/2



VOLO MANOVRATO VIRATA

La resistenza aumenta e la potenza aumenta.

Il minimo raggio di virata, quindi potrebbe essere legato non al valore di n massimo strutturale, ma al valore di n massimo realizzabile con la potenza disponibile dell'impianto propulsivo (in figura un esempio di velivolo ad elica passo var.).

Seguendo la linea ad assetto massimo

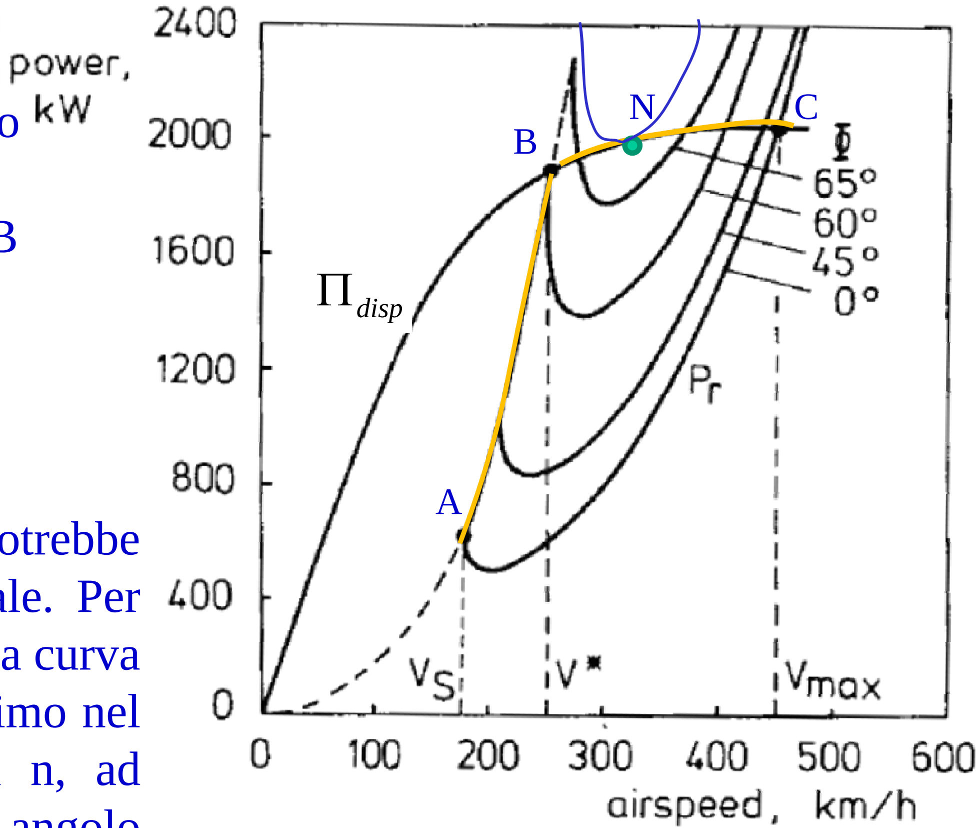
$$C_L = C_{L\max}$$

Mi muovo, all'aumentare del fattore di carico (virata sempre più stretta) sulla linea A-B.

Il fattore di carico aumenta, la V anche e in B

Si raggiungerà il minimo raggio:

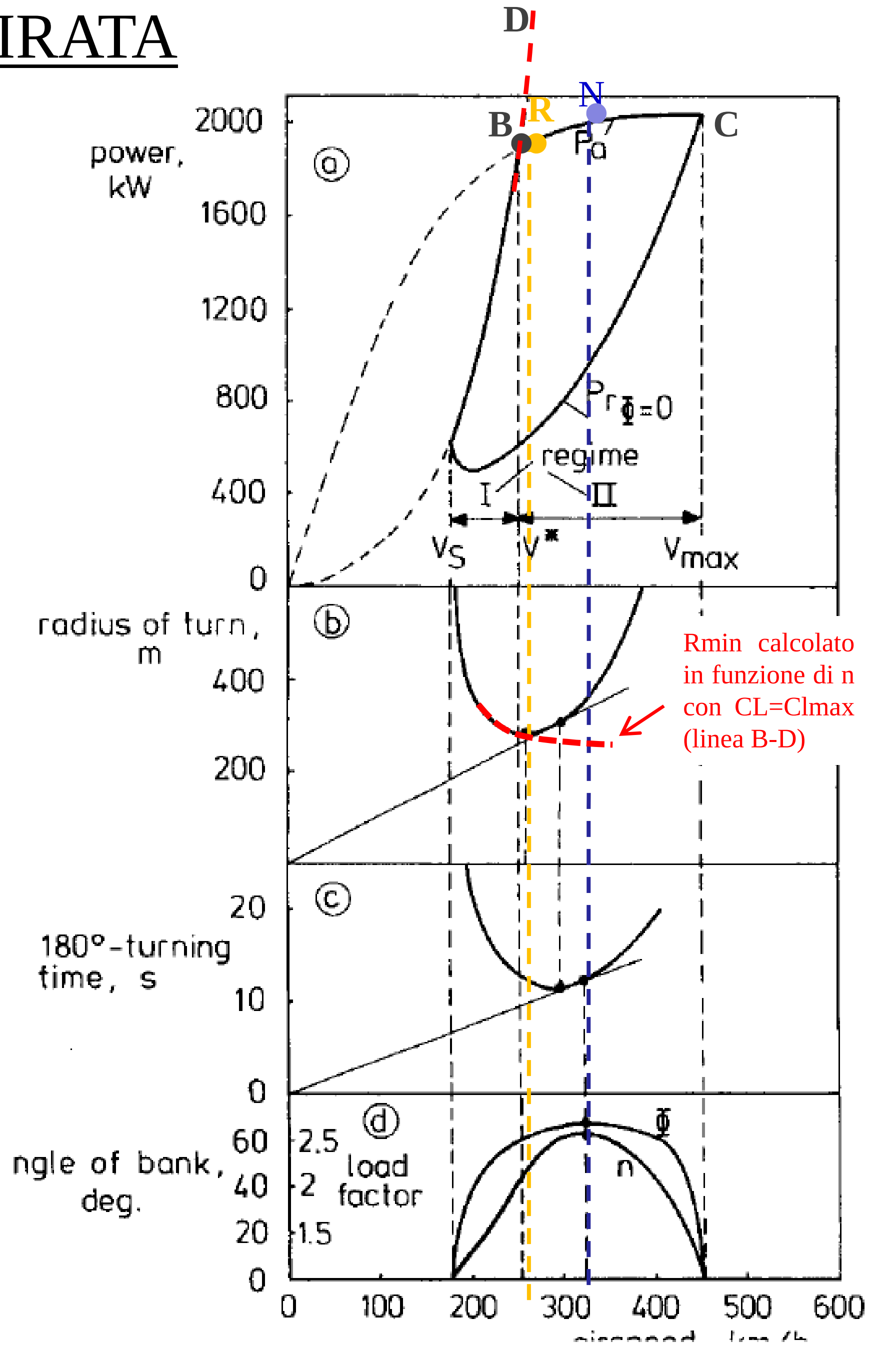
$$R_{\min} = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}\frac{n_B}{g\sqrt{n_B^{\,2}-1}}$$

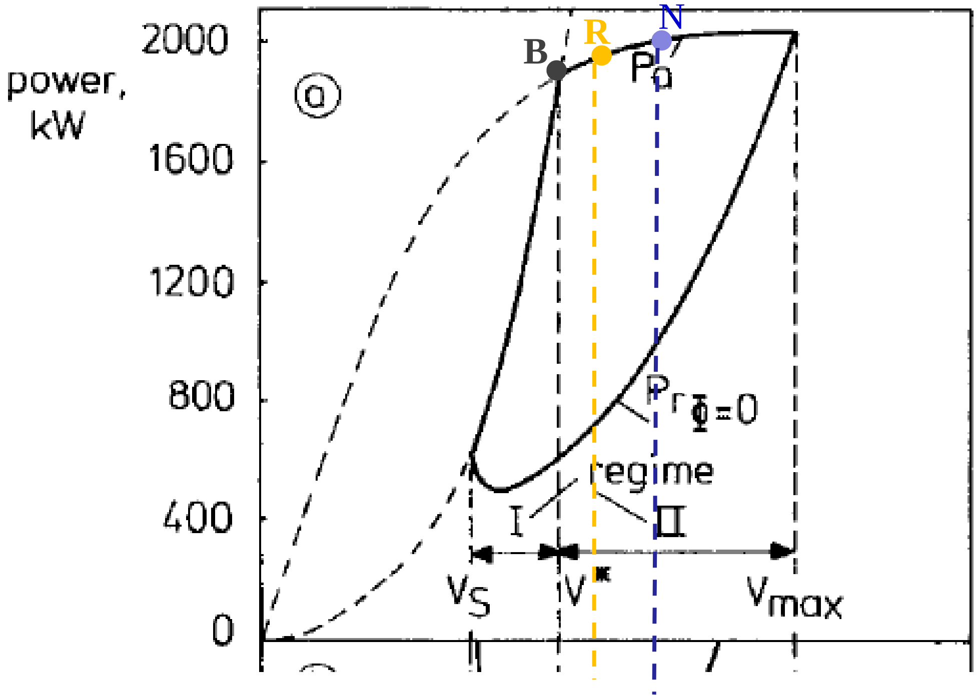


E' evidente che il fattore di carico in B potrebbe essere inferiore a quella massimo strutturale. Per velocità maggiori di V_B (V^*), mi muovo sulla curva B-C, con fattore di carico variabile (e massimo nel punto N indicato). Il valore massimo di n, ad esempio sarebbe quello relativo ad un angolo massimo di circa 68°.

VOLO MANOVRATO VIRATA

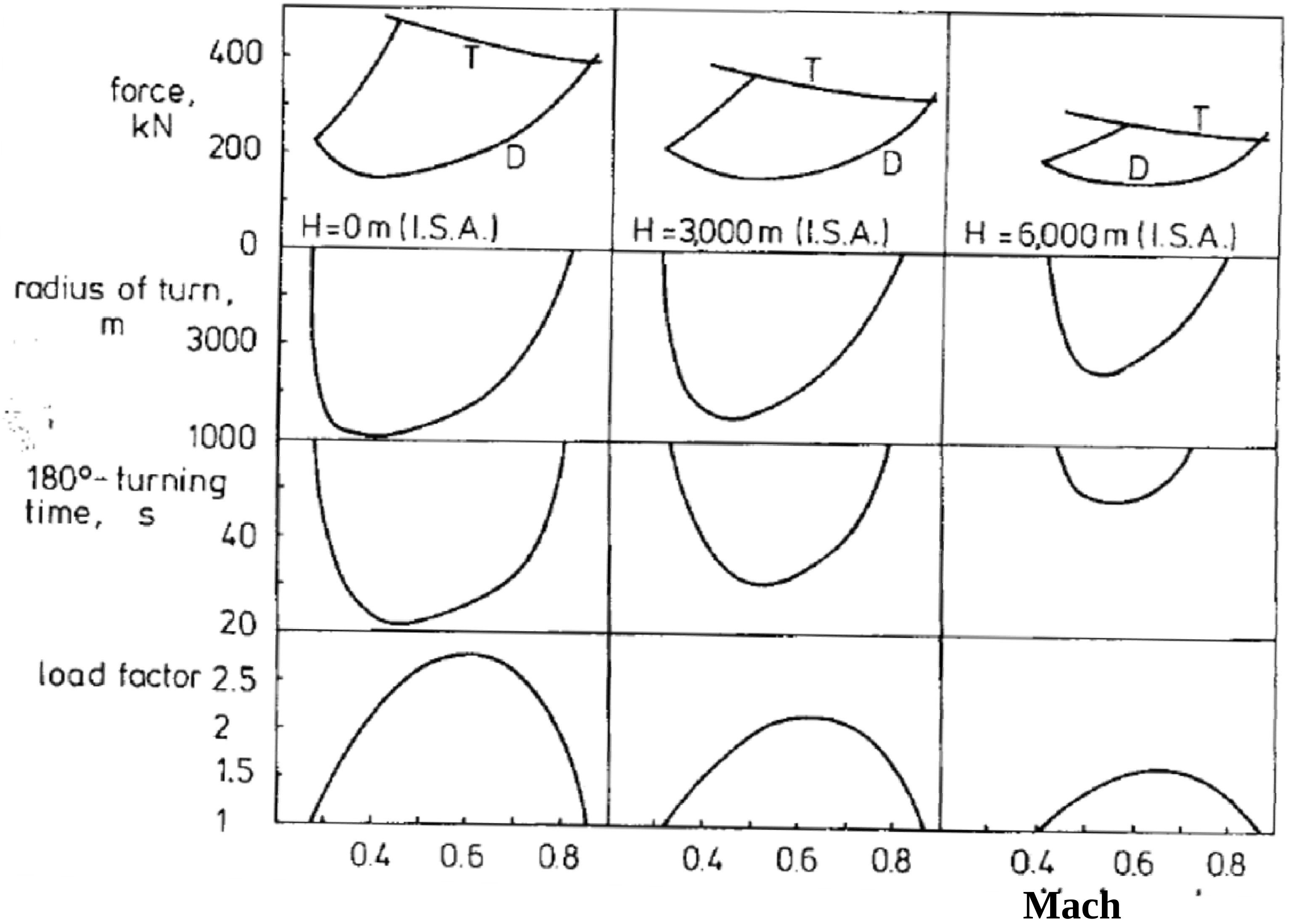
Il raggio di virata minimo si trova molto vicino a quello calcolato nel punto B, cioè V=V*.
In effetti è più a destra (V maggiori) perché V aumenta di poco, ma *n* aumenta di più.
La velocità di massimo rateo di virata si ha a velocità leggermente superiori (vedi figura).
La velocità di massimo fattore di carico (massimo angolo di bank), punto N, a velocità ancora più elevate. Tutto questo per una data quota.





VOLO MANOVRATO VIRATA

Al variare della quota, le prestazioni di virata precedenti, ovviamente peggiorano. Infatti la potenza disponibile si riduce e la potenza necessaria aumenta.



VOLO MANOVRATO VIRATA

ESEMPIO APPLICATIVO – P2006T

VELIVOLO P2006T

W=1180 Kg S=14.8 m^2 b=11.4 m
CDo=0.028 e=0.83 (con winglet) CLMAX=1.6
POT motori=2 x 100 hp=200 hp (149.1 kW)
Rendim elica $\eta_{.p} := 0.78$

Fattore carico massimo strutturale $n_{\max} = 3.8$

Con i dati assegnati è possibile ricavare il minimo raggio ed il massimo rateo compatibili con il massimo fattore di carico strutturale.

$$R_{\min} = \frac{V_{\min}^2}{g \cdot \sqrt{n_{MAX}^2 - 1}}$$

Con la velocità minima pari alla velocità di stallo ad $n = n_{\max}$

$$V_{\min} = V_{S\_turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{n_{MAX} \cdot W}{S} \frac{1}{C_{L\max}}}$$

Che diventa, al livello del mare (S/L):

$$V_{\min} = 55.1 m/s = 198 Km/hr$$

$$R_{\min} = \frac{(55.1)^2}{9.81 \cdot \sqrt{3.8^2 - 1}} = 84.3\, m$$

$$\omega_{MAX} = \frac{V_{\min}}{R_{\min}} = \frac{g\sqrt{n_{MAX}{}^2 - 1}}{V_{\min}} = \frac{9.81\sqrt{3.8^2 - 1}}{55.1} = 0.65\,[\text{rad/s}] = 37.4\,[\text{deg/s}]$$

VOLO MANOVRATO VIRATA

ESEMPIO APPLICATIVO- P2006T - continua

Notiamo che l'espressione che viene fuori sostituendo l'espressione della velocità minima nella formula è:

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}\frac{n_{MAX}}{g\sqrt{n_{MAX}^{2}-1}} = 84.3\,m$$

Si può anche calcolare il raggio minimo con l'espressione approssimata (ottenuta, come detto, assumendo che nella formula precedente n_{MAX} sia tanto grande rispetto ad 1 che:

$$\frac{n_{MAX}}{\sqrt{n_{MAX}^{2}-1}} = 1 \quad \Rightarrow \quad R_{\min\_approx} = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}\frac{1}{g} = 81.3\,m$$

Non molto diverso rispetto a quello esatto

Tale virata, con $n = n_{MAX}$, sarà effettuata ad una angolo di bank pari a:

$$\phi_{MAX} = \phi(n = n_{MAX}) = a\cos\left(\frac{1}{n_{MAX}}\right) = a\cos\left(\frac{1}{3.8}\right) = 74.7\deg$$

BISOGNA VERIFICARE CHE L'IMPIANTO PROPULSIVO RIESCA A MANTENERE TALE VIRATA, CIOE' CHE LA POTENZA MAX DISPONIBILE SIA MAGGIORE O UGUALE A QUELLA NECESSARIA !

VOLO MANOVRATO VIRATA

ESEMPIO APPLICATIVO- P2006T - continua

Verifichiamo che però la potenza disp. del motore sia in grado di equilibrare il velivolo in tale condiz.

Calcolo potenza necessaria in virata nella condizione assunta (S/L). Conosco l'assetto (allo stallo), cioè

$C_L = C_{L\max}$ Nota la velocità ($V_{\min}$) posso calcolare la resistenza e la potenza necessaria:

$$CDmax := CD_0 + \frac{CL_{MAX}^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$ Nella ipotesi di validità della polare parabolica fino allo stallo

CDmax= ▮

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{\min}^2 S = 1857 \text{ Pa}$$ Pressione din. $$D_{turn} = q_{\min} \cdot CD_{\max} \cdot S = 3880 \text{ N}$$

$$\Pi_{n\_turn} = D_{turn} \cdot V_{\min} = 213.6 \text{ kW}$$

La POTENZA DISPONIBILE (max ammissione e quota S/L) è: $$\Pi_{disp} = \Pi_{ao} \cdot \eta_P = 116.3 \text{ kW}$$

La POTENZA DISPONIBILE e' inferiore, QUINDI IL VELIVOLO NON CE LA FARA' A TENERE TALE CONDIZIONE

Calcolo, tenendo sempre assetto di stallo, la velocità compatibile con tale potenza (punto B e V* dei grafici precedenti)

$$\Pi_{n\_turn} = D_{turn} \cdot V_{turn} = \Pi_{disp}$$ $$\Pi_{n\_turn} = \frac{1}{2}\rho \cdot V_{turn}^3 \cdot S \cdot C_{D\max} = \Pi_{disp}$$

VOLO MANOVRATO VIRATA

ESEMPIO APPLICATIVO- P2006T - continua

Verifichiamo che però la potenza disp. del motore sia in grado di equilibrare il velivolo in tale condiz.

$$\Pi_{n\_turn} = D_{turn} \cdot V_{turn} = \Pi_{disp}$$

$$\Pi_{n\_turn} = \frac{1}{2}\rho \cdot V_{turn}^3 \cdot S \cdot C_{D\max} = \Pi_{disp}$$

E si puo' calcolare la velocità di equilibrio compatibile con CL=Clmax e la potenza effettivamente disponibile.

$$V_{turn} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \Pi_{disp}}{\rho \cdot S \cdot C_{D\max}}} = 44.96\,\text{m/s}$$

Che è inferiore a quella compatibile con n massimo strutturale che era 55.1 m/s

Che, dalla relazione che lega V ed n, sempre assumendo di trovarci ad assetto di stallo $C_L = C_{L\max}$

$$V_{turn} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{n_{turn} \cdot W}{S}\frac{1}{C_{L\max}}}$$

Ci permette di trovare il massimo fattore di carico compatibile con la potenza disponibile a S/L ed il massimo angolo di bank corrispondente

$$n_{turn} = \frac{V_{turn}^2 \cdot (\rho \cdot S \cdot C_{L\max})}{2 \cdot W} = 2.53$$

$$\phi_{MAX} = \phi(n = n_{turn}) = a\cos\left(\frac{1}{n_{turn}}\right) = a\cos\left(\frac{1}{2.53}\right) = 66.7\ \text{deg}$$

VOLO MANOVRATO VIRATA

ESEMPIO APPLICATIVO- P2006T - continua

Fattore carico massimo compatibile con la potenza disponibile

$$n_{turn} = \frac{V_{turn}^2 \cdot (\rho \cdot S \cdot C_{L\max})}{2 \cdot W} = 2.53$$

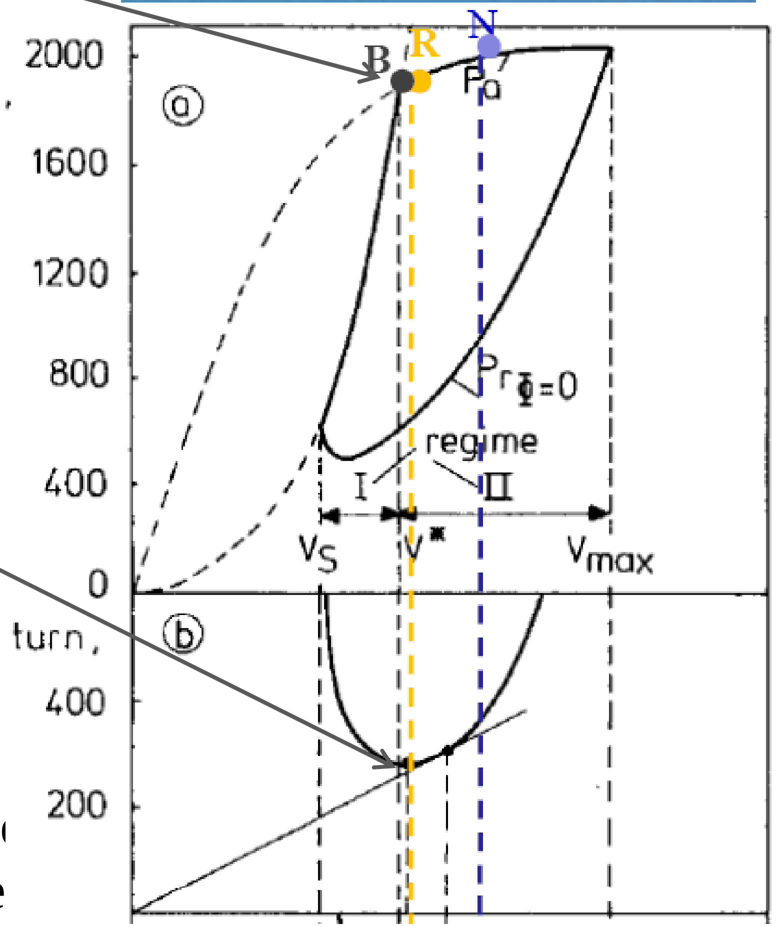
$$\phi_{MAX} = \phi_{turn} = \phi(n = n_{turn}) = 66.7 \text{ deg}$$

Minore dei 74.7 deg ad $n = n_{MAX} = 3.8$

Ci permette di trovare (sempre a S/L) i valori finali effettivi di Rmin e rateo max (compatibili con tale valore di n).

$$R_{\min\_eff} = \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L\max}} \frac{n_{turn}}{g\sqrt{n_{turn}^2 - 1}} = 88.5\, m$$

$$\omega_{MAX\_eff} = \frac{V_{turn}}{R_{\min\_eff}} = 29.1 [\text{deg/s}]$$



Che risultano effettivamente maggiore e minore d[…] il massimo fattore di carico strutturale (limite rispettivamente **84.3 m e 37.4 deg/s**

VOLO MANOVRATO

DIAGRAMMA DI MANOVRA

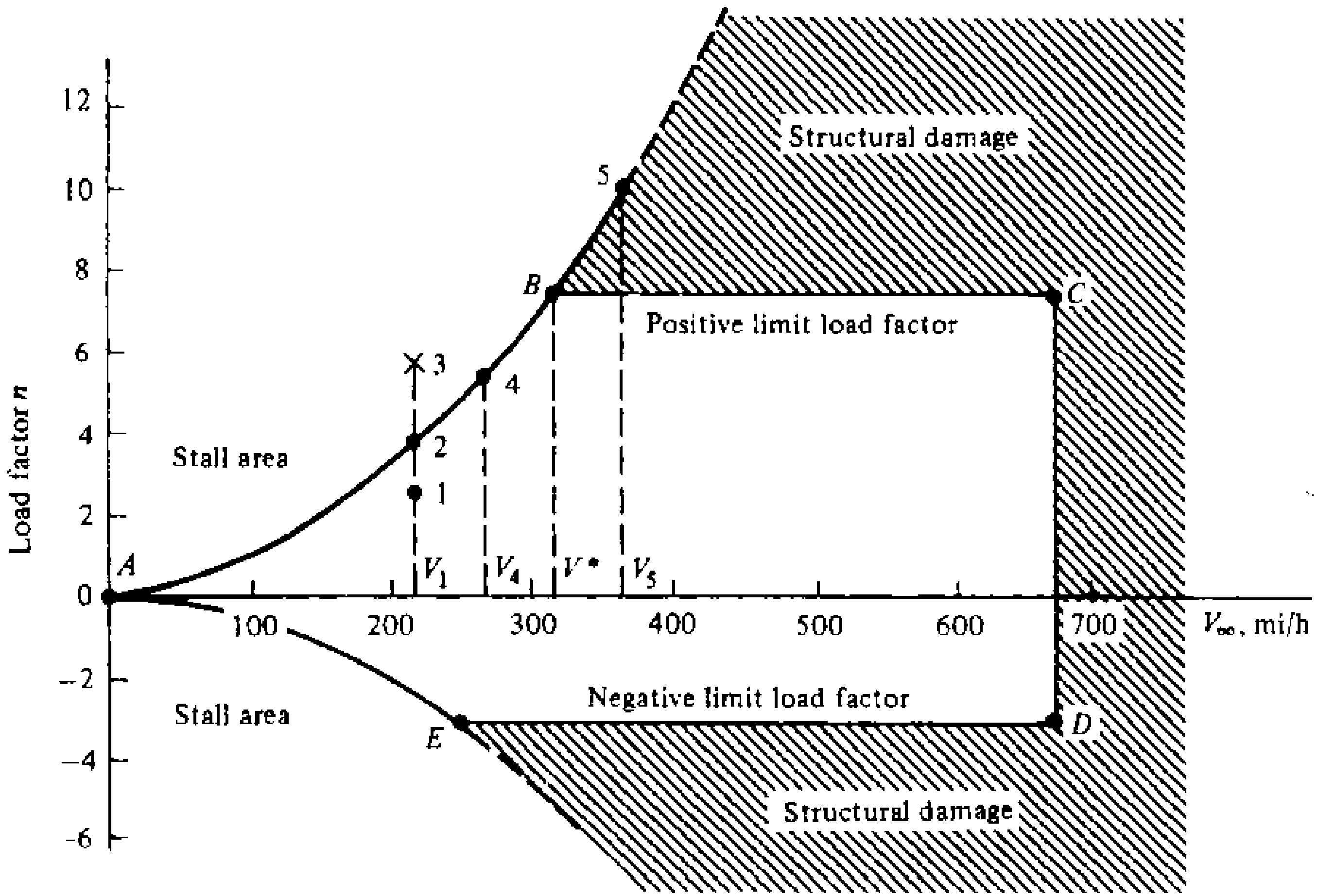


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. *(U.S. Air Force Academy.)*

VOLO MANOVRATO

DIAGRAMMA DI MANOVRA

n_{max}
Fattore di carico limite
(strutturale)

Velivoli da trasporto civili (CS25) = 2.5

Velivoli CS23 = 4

Velivoli leggeri = 4

Velivoli acrobatici =7-8

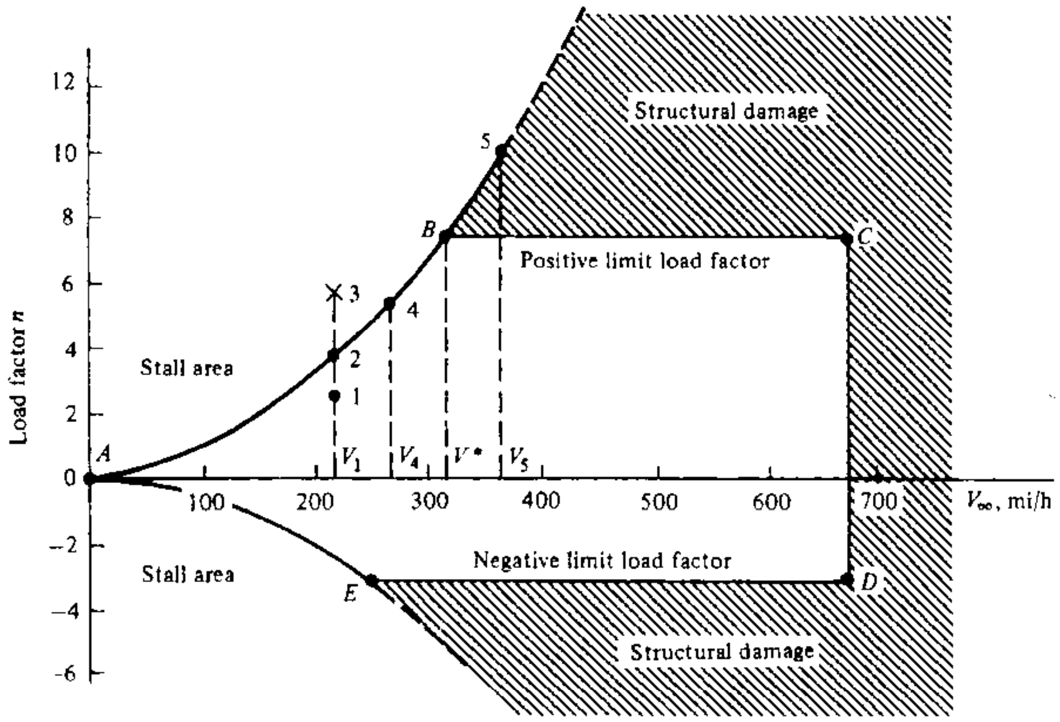


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. *(U.S. Air Force Academy.)*

VOLO MANOVRATO

DIAGRAMMA DI MANOVRA

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho_\infty g C_{L,\max}} \frac{W}{S}$$

$$\omega_{\max} = g\sqrt{\frac{\rho_\infty C_{L,\max} n_{\max}}{2(W/S)}}$$

$$V^* = \sqrt{\frac{2n_{\max}}{\rho_\infty C_{L,\max}} \frac{W}{S}}$$

In corrisp. Di tale velocità si avrà R piccolo e rateo grande

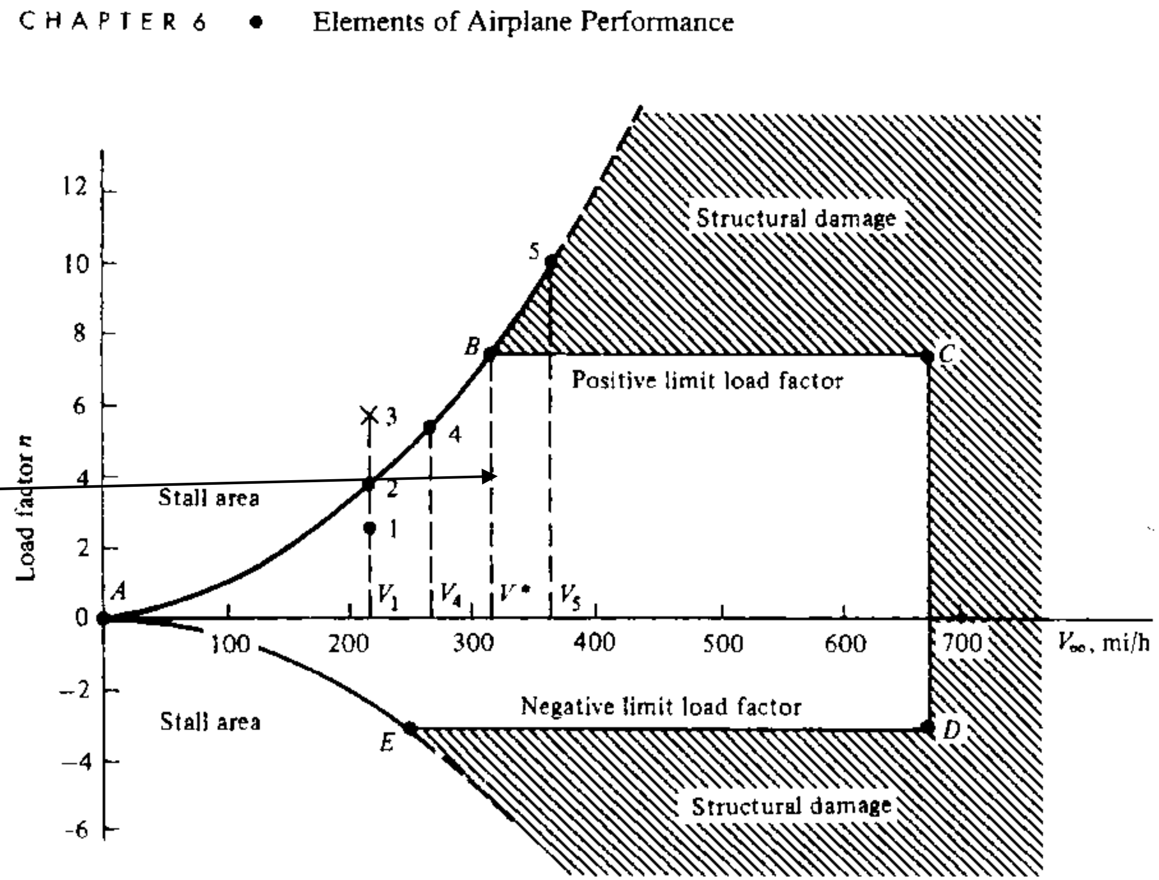


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. *(U.S. Air Force Academy.)*

Velocità critica , anche comunemente detta velocità di MANOVRA (chiamata anche VA)

VOLO MANOVRATO

Proprio per garantire la possibilità (come spinta) di effettuare una certa manovra a massimo fattore di carico strutturale

$$nW = C_L \bar{q} S = 1{,}482 \delta M^2 C_L S \qquad (3.42)$$

The maximum load factor capability of an airplane, n_{max} can be found from Eqn.(3.42) as:

$$n_{max} = (1{,}482 C_{L_{max}} \delta M^2)/(W/S) \qquad (3.43)$$

This load factor can be sustained as long as there is sufficient thrust. Since:

$$T = C_{D_o} \bar{q} S + (C_L{}^2/\pi A e)\bar{q} S \qquad (3.44)$$

After dividing Eqn.(3.44) by W and rearranging:

$$(T/W) =$$

$$\bar{q} C_{D_o}/(W/S) + (W/S)(n_{max})^2/(\pi A e \bar{q}) \qquad (3.45)$$

If some maximum load factor, n_{max} is desired on a

VOLO MANOVRATO

Proprio per garantire la possibilità (come spinta) di effettuare una certa manovra a massimo fattore di carico strutturale.
Per ogni assegnata prestazione di virata (cioè n) :

$$(T/W) = \bar{q}C_{D_0}/(W/S) + (W/S)(n_{max})^2/(\pi Ae\bar{q})$$

Come si vede il carico alare (ed anche la spinta installata) devono soddisfare certi valori per ottenere prestazioni di virata (o di manovra a fattore carico "n" in generale)