

## Cap.10 – DECOLLO

$s_g$

$s_a$

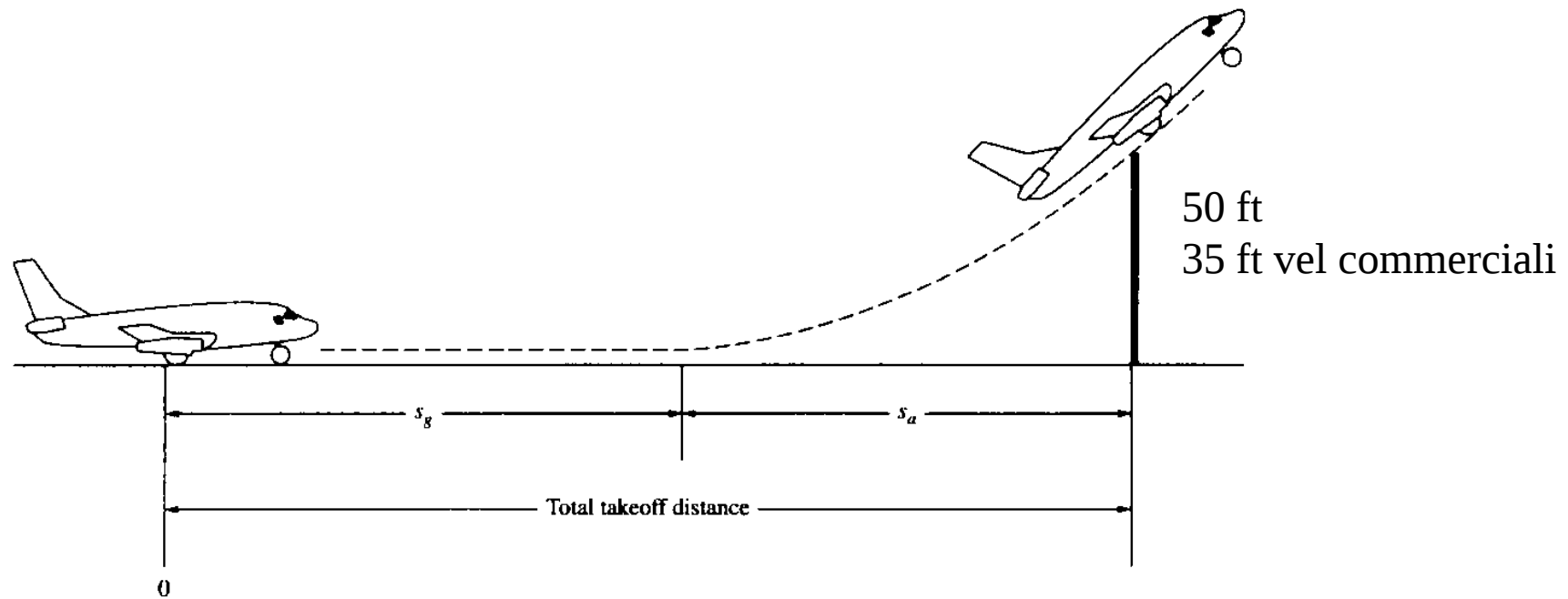


Figure 6.12 Illustration of ground roll  $s_g$ , airborne distance  $s_a$ , and total takeoff distance.

## Cap.10 – DECOLLO

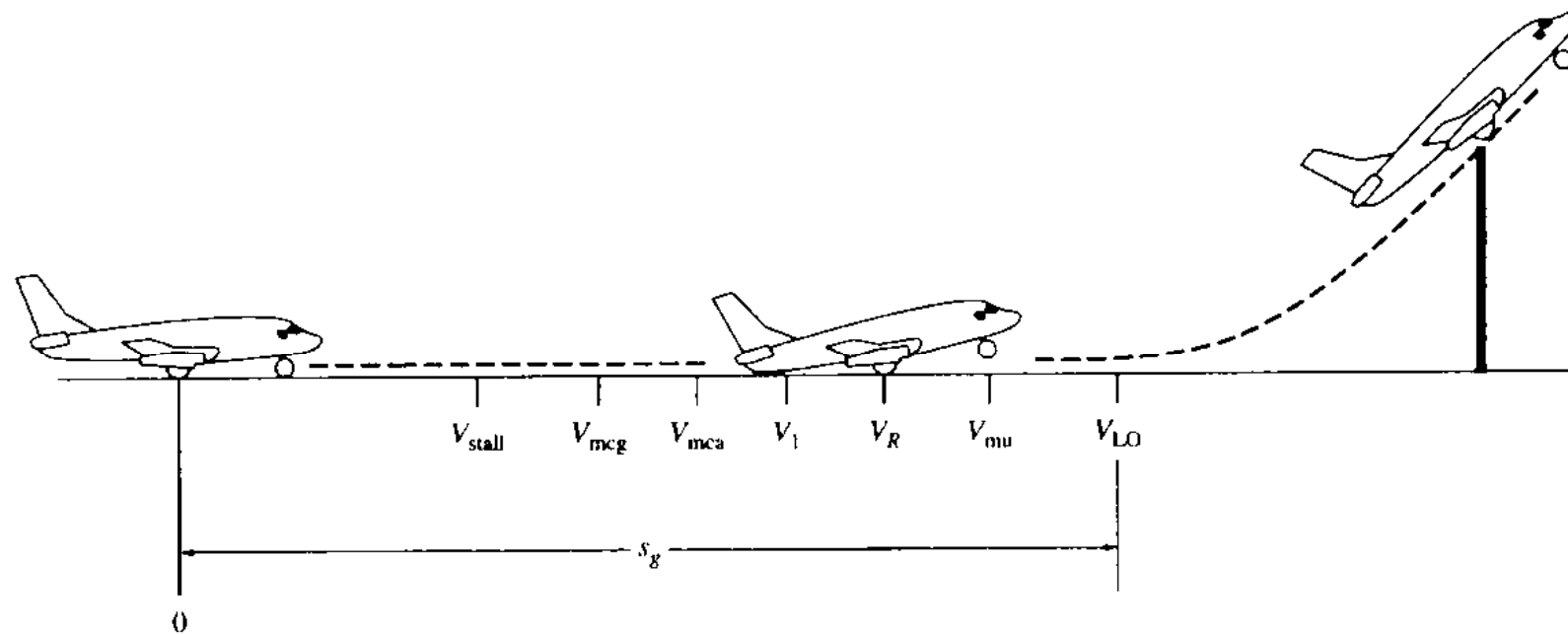


Figure 6.13 Intermediate segments of the ground roll.

# Cap.10 – DECOLLO

velocità di stallo conf. Di decollo  $V_{stall}$

minima velocità di controllo al suolo, indicata con  $V_{mcg}$

minima velocità di controllo in aria, indicata con  $V_{mca}$  **L'aeroplano è ancora a terra**

velocità di decisione, indicata con  $V_1 > V_{mc}$

velocità di rotazione al decollo, indicata con  $V_R$  **la coda può toccare il suolo**

minima velocità di distacco, indicata con  $V_{mu}$  ,

velocità di decollo, indicata con  $V_{LO}$

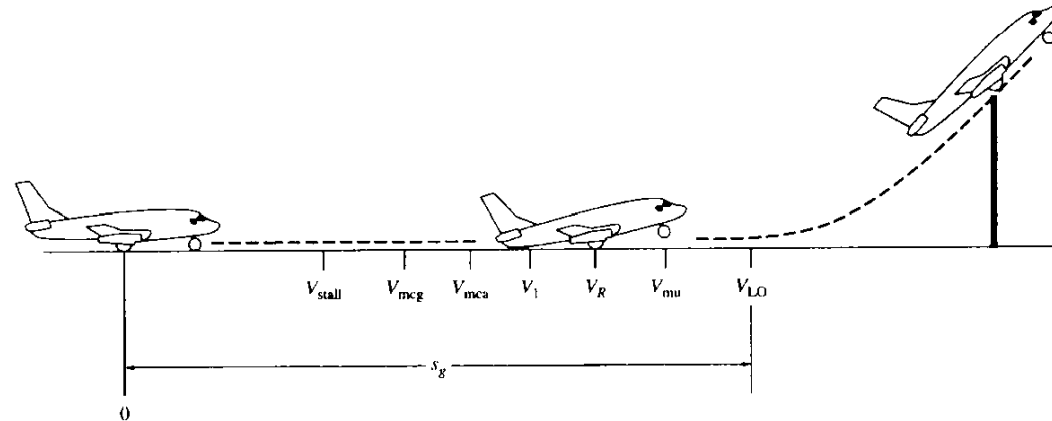


Figure 6.13 Intermediate segments of the ground roll.

## Cap.10 – DECOLLO

### Distanza bilanciata di decollo

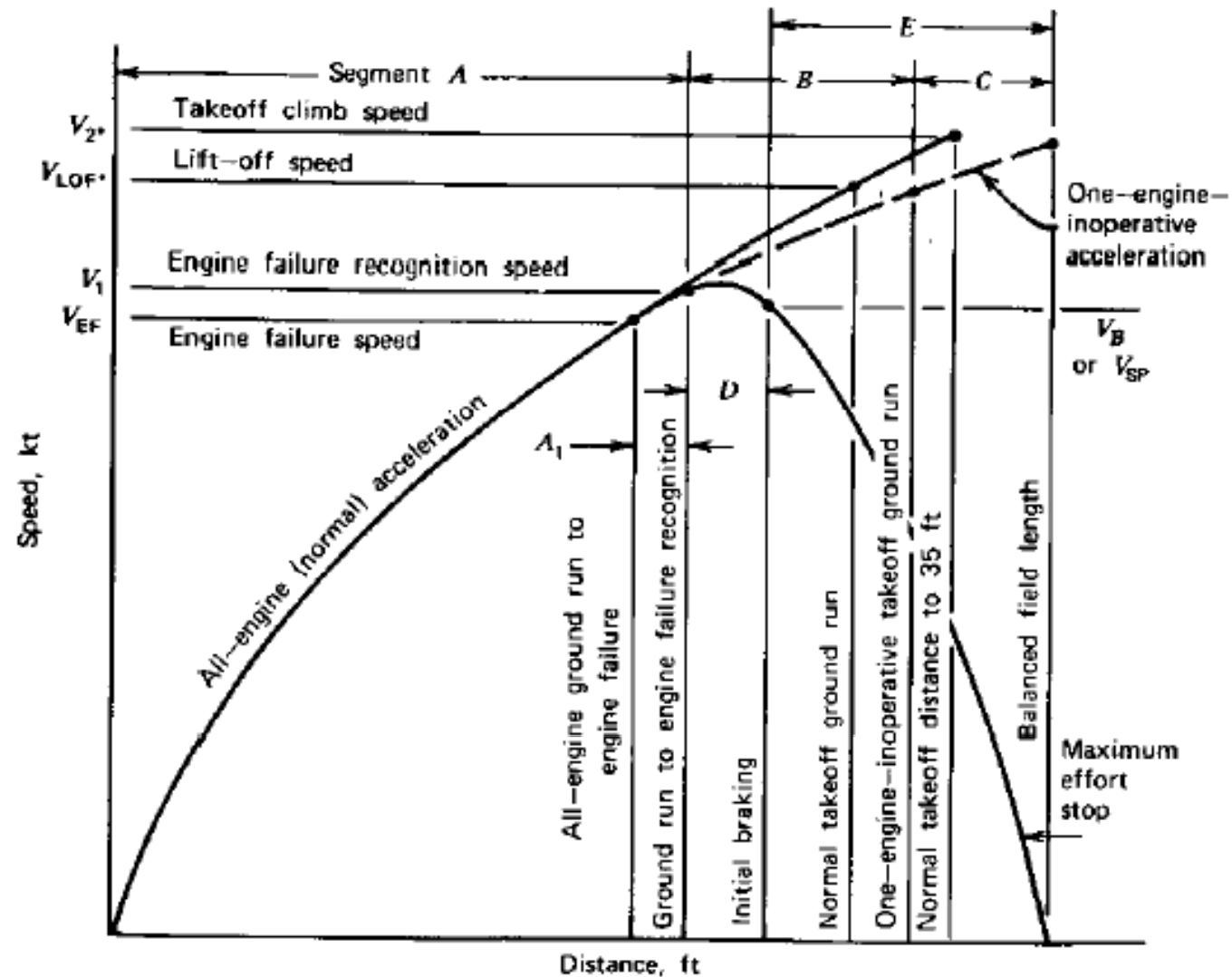
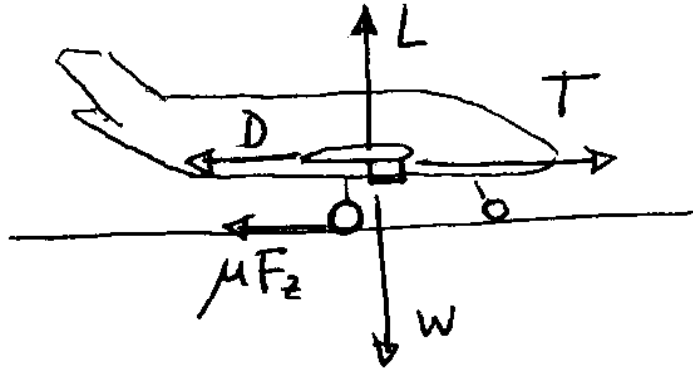


Figure 7.11 Definition of balanced field length.

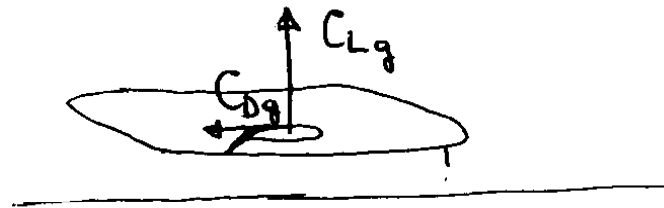
## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg



$$\frac{W}{g}a = [T - D - \mu F_z] \quad F_z = (W - L)$$

$\mu$  = coeff. attrito volvente tra ruota e pista ( $\approx 0.020 \div 0.030$ )



## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

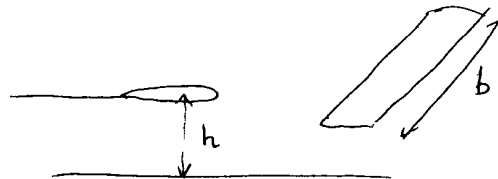
$$C_{Dg} = C_{D0} + \Delta C_{D0_{FLAP}} + \Delta C_{D0_{CARR}} + \frac{C_{Lg}^2}{\pi A Re} \cdot K_{ES}$$

Polare del velivolo in configurazione di decollo  
(flap+carrello+effetto del flap sulla resistenza indotta)  
- L'effetto suolo riduce la resistenza indotta

$\Delta C_{D0_{FLAP}}$  dovuto alla deflessione del flap in decollo ( $\cong 15^\circ$ ) : tip.  $0.015 \div 0.020$

$\Delta C_{D0_{CARR}}$  dovuto al carrello : tip.  $0.010 \div 0.015$

$$K_{ES} = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2}$$



$$K_{ES} = \text{circa } 0.90$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

$$\frac{W}{g}a = [T - D - \mu F_z]$$

$$\frac{a}{g} = \left[ \frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu + \mu \frac{L}{W} \right]$$

$$\frac{a}{g} = \left[ \frac{T}{W} - \mu - \left( C_{D0} + \Delta C_{D0_{to}} + \frac{C_{Lg}^2}{\pi A Re} K_{ES} - \mu C_{Lg} \right) \frac{\rho_0 \sigma S}{2W} V^2 \right]$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$$

Solitamente il  $C_L$  in rullaggio  $C_{Lg}$  viene assunto paria circa 0.60-0.80.

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

$$\frac{a}{g} = \left[ \frac{T}{W} - \mu - \left( C_{D0} + \Delta C_{D0_{TO}} + \frac{C_{Lg}^2}{\pi A Re} K_{ES} - \mu C_{Lg} \right) \frac{\rho_0 \sigma S}{2W} V^2 \right]$$

Potrei trovare il  $C_{Lg}$  ottimale derivando rispetto al  $C_{Lg}$  e  $=0$

$$2 \frac{C_{Lg}}{\pi A Re} K_{ES} - \mu = 0$$

$$C_{Lg} = \frac{1}{2} \mu (\pi \cdot AR \cdot e) \frac{1}{K_{ES}}$$

= circa 0.40

Sarebbe corrispondente ad alfa bassi (negativi con flap al decollo)

Solitamente il  $C_L$  in rullaggio  $C_{Lg}$  viene assunto paria circa 0.60-0.80.

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

$$\frac{a}{g} = \left[ \frac{T}{W} - \mu - (C_{Dg} - \mu C_{Lg}) \frac{\rho_0 \sigma S}{2W} V^2 \right]$$

$$\text{Poiché } a = \frac{dV}{dt} \text{ e } V = \frac{ds}{dt} \Rightarrow ds = \frac{VdV}{a}$$

$$V_{LO} = 1.1 V_{sTO} = K V_{sTO}$$

Conoscendo il  $C_{L_{MAX_{to}}}$  ( $C_{L_{MAX}}$  in configurazione di decollo) cioè con flap deflessi di circa  $15^\circ \div 20^\circ$ ,

è possibile ricavare  $V_{sTO}$  e quindi  $V_{LO}$

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{VdV}{a}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{V dV}{a} \quad \frac{a}{g} = \left[ \frac{T}{W} - \mu - (C_{Dg} - \mu C_{Lg}) \frac{\rho_0 \sigma S}{2W} V^2 \right]$$

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{\left[ \frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho_0 \sigma S}{2W} C_{D_1} V^2 \right]} \quad C_{D_1} = C_{Dg} - \mu C_{Lg}$$

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{A + B V^2} \quad A = \frac{\bar{T}}{W} - \mu \quad B = -\frac{\rho_0 \sigma S}{2W} C_{D_1}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO S<sub>g</sub>

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{A + BV^2} \quad A = \frac{\bar{T}}{W} - \mu \quad B = -\frac{\rho_0 \sigma S}{2W} C_{D_1}$$

$$S_G = \frac{1}{B} [\ln(A + BV_d^2) - \ln A] = \frac{1}{B} \ln \left( \frac{A + BV_d^2}{A} \right)$$

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln \left[ \frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAXTO}}} K^2} \right]$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO S<sub>g</sub>

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln \left[ \frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAXTO}}} K^2} \right]$$

se  $K = \frac{V_{LO}}{V_{S\_TO}} = 1.1$  (nei velivoli a getto solitamente  $K=1.1$  ed in quelli ad elica  $K=1.2$ )

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln \left[ \frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAXTO}}} 1.21} \right]$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO S<sub>g</sub>

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln \left[ \frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAX_{TO}}}} 1.21} \right] \quad (TO-1)$$

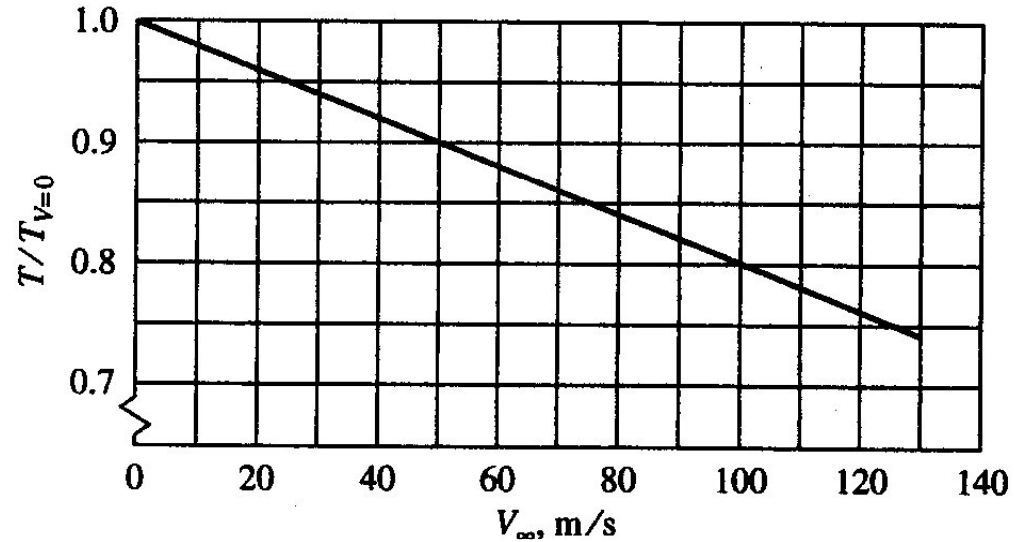
La relazione (TO-1) (con K=1.1) quindi è stata ricavata nell'approssimazione di spinta costante durante il decollo

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg

Si assume la T in corrisp. di 0.7 V

$$\bar{T} = [T]_{V=0.7V_{LO}} = \left[ \frac{\Pi_a \cdot \eta_P}{0.7 \cdot V_{LO}} \right] \quad \text{ELICA}$$



JET

$$\bar{T} = \frac{\bar{T}}{T_o} \cdot T_o$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

$$S_G = \frac{1}{2} \int \frac{dV^2}{a}$$

$$a = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)]$$

$$S_G = \frac{W}{2g} \int \frac{dV^2}{[T - D - \mu(W - L)]}$$

$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot V_{LO}^2 \cdot \frac{1}{[T - D - \mu(W - L)]_{0.7V_{LO}}}$$

$$V_{LO}^2 = (1.1 \cdot V_{S\_TO})^2 = 1.21 \cdot V_{S\_TO}^2 = 1.21 \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{CL_{MAX\_TO}}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

$$V_{LO}^2 = (1.1 \cdot V_{S\_TO})^2 = 1.21 \cdot V_{S\_TO}^2 = 1.21 \frac{2 W}{\rho S} \frac{1}{CL_{MAX\_TO}}$$

$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot 1.21 \cdot (W / S) \cdot \left( \frac{2}{\rho} \right) \cdot \frac{1}{CL_{MAX\_TO}} \cdot \frac{1}{[T - D - \mu(W - L)]_{0.7V_{LO}}}$$

(TO-2)

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

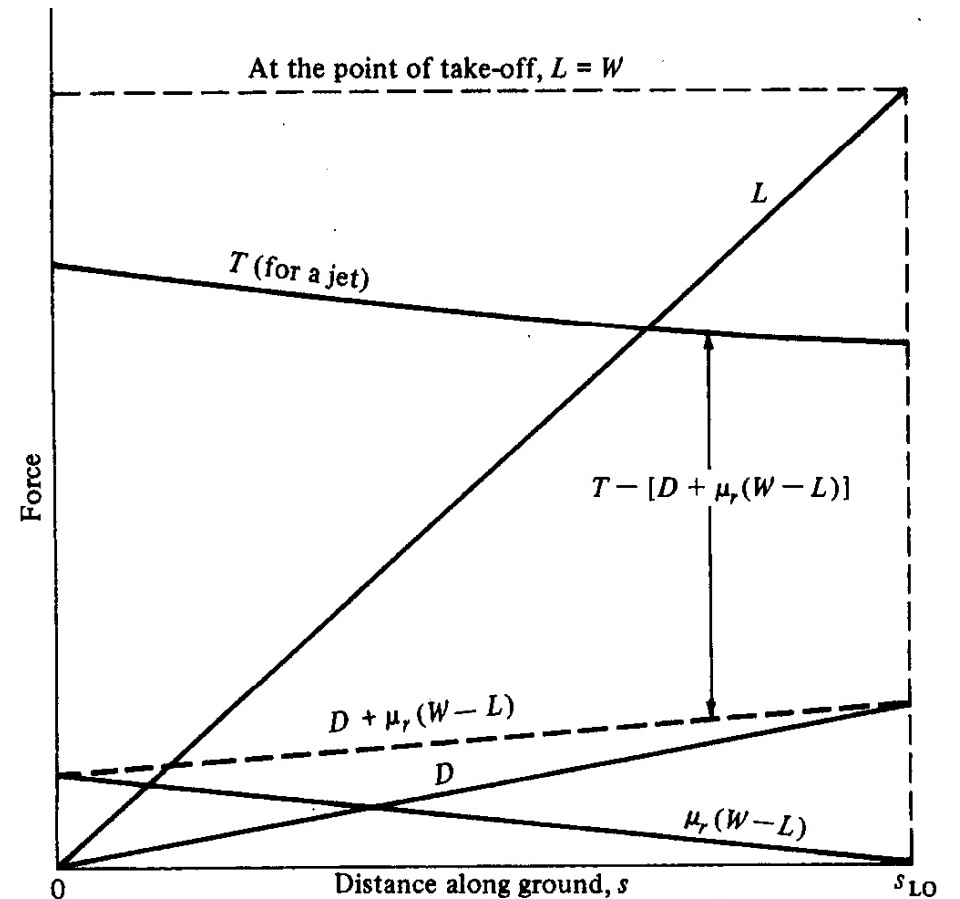
$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot 1.21 \cdot (W/S) \cdot \left(\frac{2}{\rho}\right) \cdot \frac{1}{CL_{MAX\_TO}} \cdot \frac{1}{[T - D - \mu(W - L)]_{0.7V_{LO}}} \quad (TO-2)$$

$$[T - D - \mu(W - L)]$$

È abbastanza cost

ULTERIORE APPROSSIMAZIONE

$$[T - D - \mu(W - L)] \approx T$$



## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

ULTERIORE APPROSSIMAZIONE  $[T - D - \mu(W - L)] \approx T$

$$\bar{T} = [T]_{0.7V_{LO}}$$

$$S_G = \frac{1.21 \cdot (W / S)}{\rho g \cdot CL_{MAX\_TO} \cdot \left( \frac{\bar{T}}{W} \right)} \quad (TO-3)$$

- Il carico alare (W/S) ,  
al crescere di (W/S) aumenta la corsa, ecco perché è piccola
- Il rapporto tra la spinta ed il peso (ovviamente riduce)
- Il CL massimo al decollo (con flap al decollo)
- La quota sul livello del mare (densità)

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA AL SUOLO Sg - Riepilogo

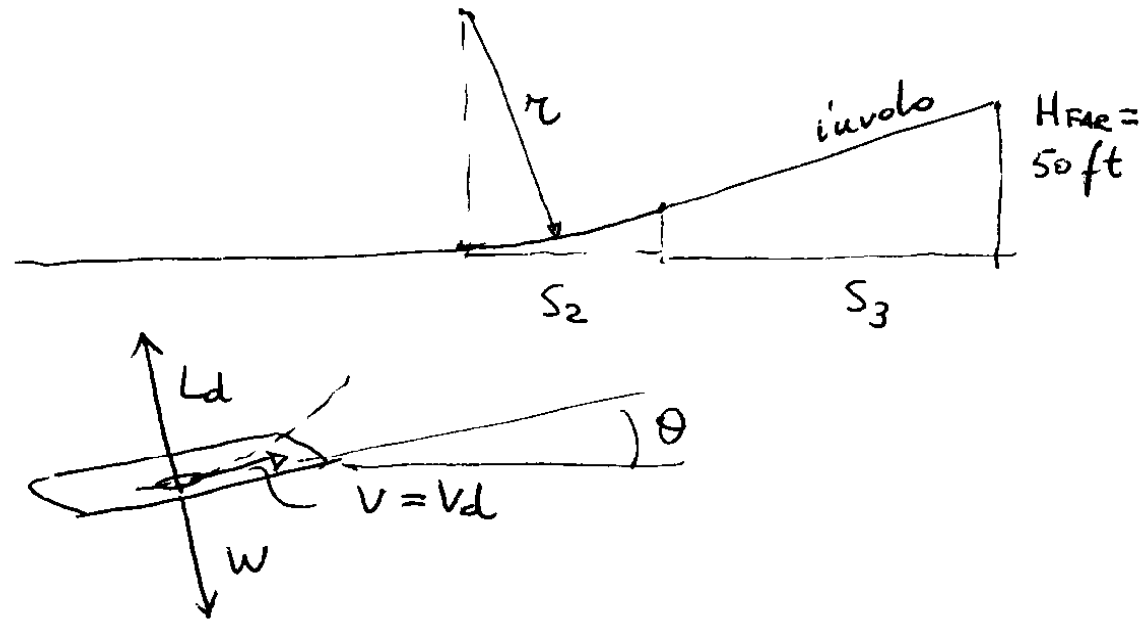
$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln \left[ \frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAX_{TO}}}} 1.21} \right]$$

$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot 1.21 \cdot (W/S) \cdot \left( \frac{2}{\rho} \right) \cdot \frac{1}{C_{L_{MAX\_TO}}} \cdot \frac{1}{\left[ T - D - \mu(W - L) \right]^{0.7 V_{LO}}}$$

$$S_G = \frac{1.21 \cdot (W/S)}{\rho g \cdot C_{L_{MAX\_TO}} \cdot \left( \frac{\bar{T}}{W} \right)}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA DI INVOLO



$$L_d > W$$

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

$$n = \frac{L}{W} \quad \text{Fattore di carico } n$$

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

$$(n - 1) = \frac{V^2}{gR}$$

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

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA DI INVOLO

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

come dicevamo la V si può assumere costante e pari alla media tra la V al distacco (1.1 VS\_TO) e la V al supermanto dell'ostacolo (1.2 VS\_TO), quindi 1.15 VS\_TO

Durante la traiettoria curvilinea di involo, si può assumere che il pilota si porti in prossimità dello stallo, cioè degli angoli di salita massimi, ma ovviamente con un certo margine di sicurezza :

$$CL = 0.90 CL_{MAX\_TO}$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot (1.15 \cdot V_{S\_TO})^2 \cdot S \cdot (0.90 \cdot CL_{MAX\_TO})}{W}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA DI INVOLO

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot (1.15 \cdot V_{S\_TO})^2 \cdot S \cdot (0.90 \cdot CL_{MAX\_TO})}{W}$$

$$W = \frac{1}{2} \rho \cdot V_{S\_TO}^2 \cdot S \cdot CL_{MAX\_TO}$$

$$n = (1.15)^2 \cdot (0.90) = 1.19$$

$$R = \frac{(1.15 \cdot V_{S\_TO})^2}{g \cdot (1.19 - 1)}$$

## Cap.10 – DECOLLO

### CORSA DI INVOLO

$$R = \frac{(1.15 \cdot V_{S\_TO})^2}{g \cdot (1.19 - 1)}$$

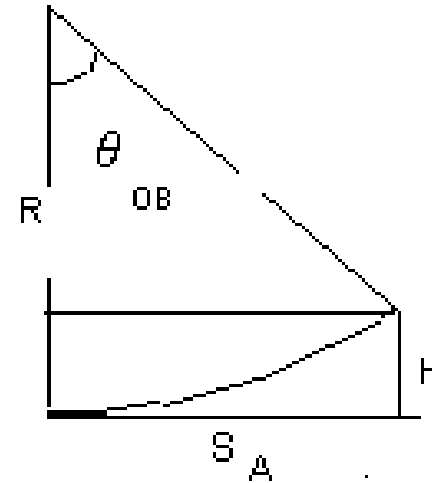
Ricavato R si può ricavare S<sub>a</sub>

$$S_A = R \cdot \sin \theta_{OB}$$

$$(R - H) = R \cdot \cos \theta_{OB}$$

$$\theta_{OB} = \text{ACOS} \left[ 1 - \frac{H}{R} \right]$$

Angolo piccolo ... circa 4-5°



# Cap.10 – VOLO MANOVRATO

## VIRATA

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

$$n \equiv \frac{L}{W} \quad \text{Fattore di carico}$$

$$\phi = 30^\circ \Rightarrow n = 1.15$$

$$\phi = a \cos\left(\frac{1}{n}\right) \quad \phi = 45^\circ \Rightarrow n = 1.41$$

$$\phi = 60^\circ \Rightarrow n = 2$$

$$F_r = W \sqrt{n^2 - 1}$$

**Traiettoria circolare raggio R**

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

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

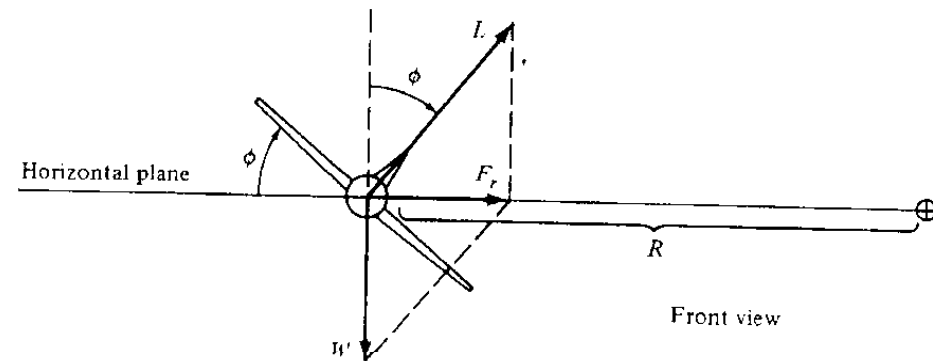
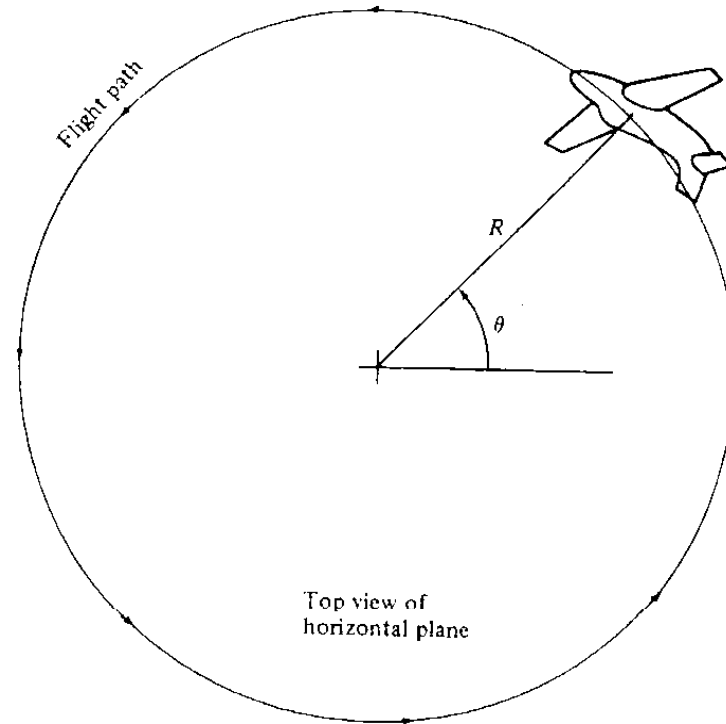


Figure 6.52 An airplane in a level turn.

## Cap.10 – VOLO MANOVRATO

### VIRATA

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

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

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

## Cap.10 – VOLO MANOVRATO

### VIRATA – EQ APPROSSIMATE

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

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

Se  $n$  è grande

$$n+1 \approx n \quad \text{e} \quad n-1 \approx n$$

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

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 SC_L \quad V_{\infty}^2 = \frac{2L}{\rho_{\infty} SC_L}$$

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

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

## Cap.10 – VOLO MANOVRATO

### VIRATA – EQ APPROSSIMATE

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

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

Velivoli con  $W/S$  + piccolo  $\Rightarrow$  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.

## Cap.10 – 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 <sup>2</sup> |
|-------------------------|------------------------|
| Wright Flyer            | 5.86                   |
| Beechcraft Bonanza      | 91.79                  |
| Mc Donnell Douglas F-15 | 322.24                 |
| General Dynamics F-16   | 361.30                 |

## Cap.10 – 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  $\omega$  grande

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

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

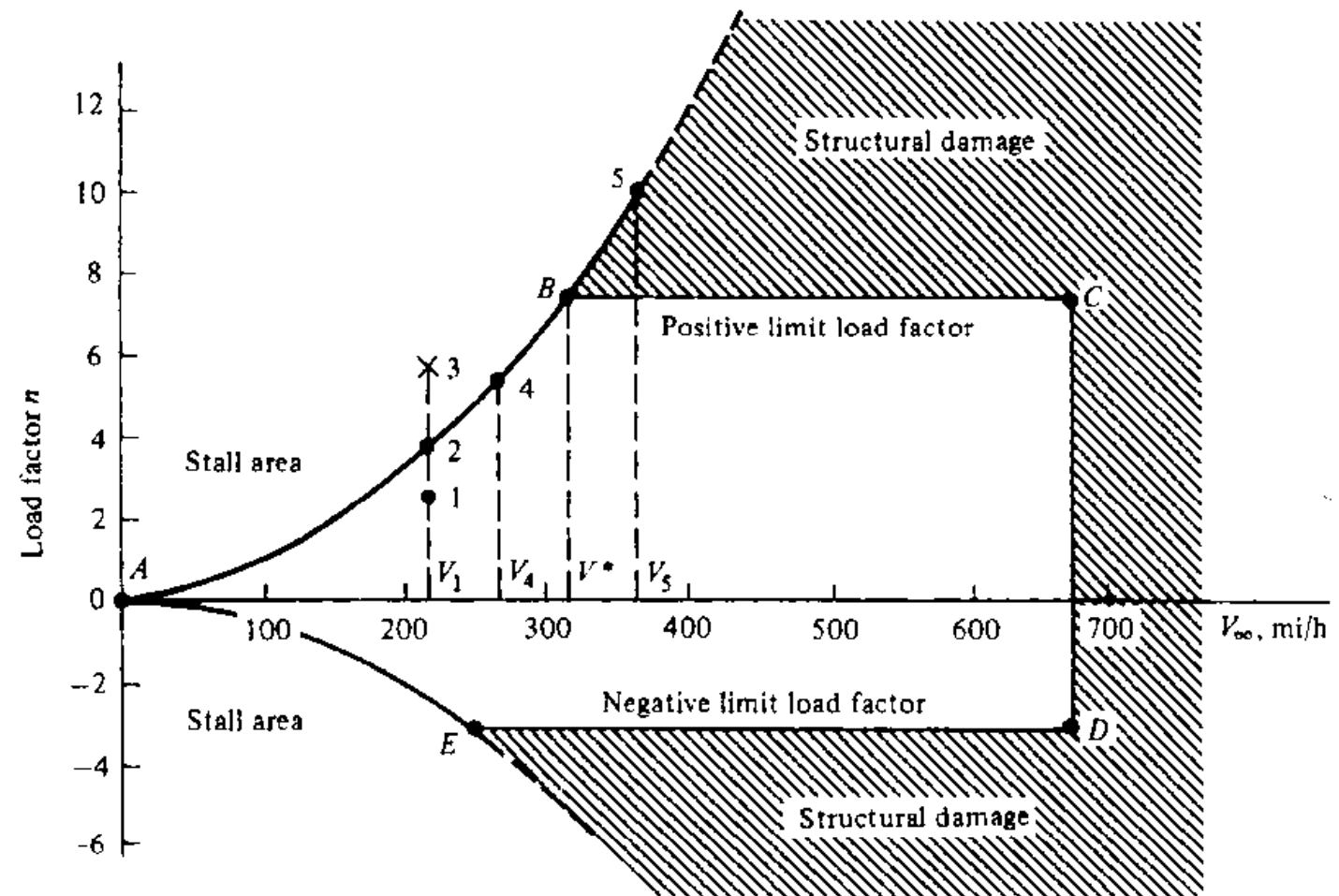
Bisogna considerare anche se la spinta riesce ad eguagliare la resistenza che è aumentata perché  $L=nW$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L}{W} \quad n_{\max} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{L,\max}}{W/S} \quad \underline{\text{Alle basse velocità}}$$

# Cap.10 – VOLO MANOVRATO

## DIAGRAMMA DI MANOVRA

CHAPTER 6 • Elements of Airplane Performance



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

# Cap.10 – VOLO MANOVRATO

## DIAGRAMMA DI MANOVRA

$n_{\max}$

Velivoli da trasporto  
civili (CS25) = 2.5

Velivoli CS23 = 4

Velivoli leggeri = 4

Velivoli acrobatici = 7-8

CHAPTER 6 • Elements of Airplane Performance

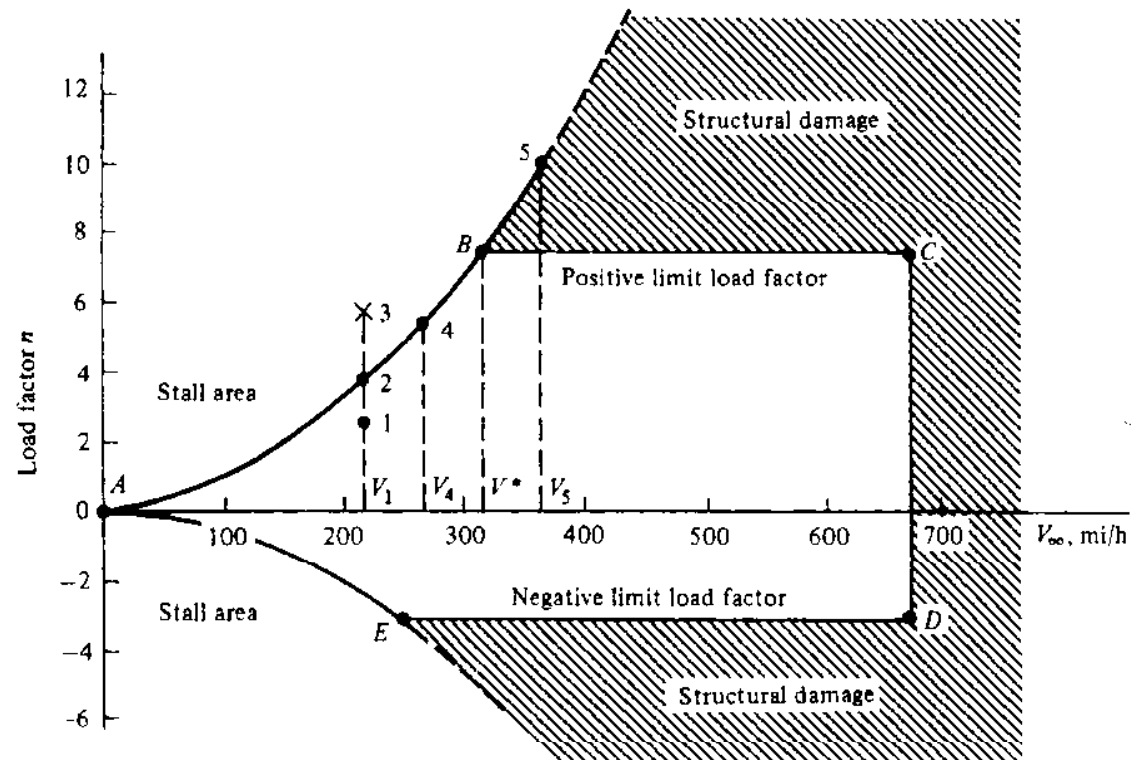


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. (U.S. Air Force Academy.)

# Cap.10 – 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

CHAPTER 6 • Elements of Airplane Performance

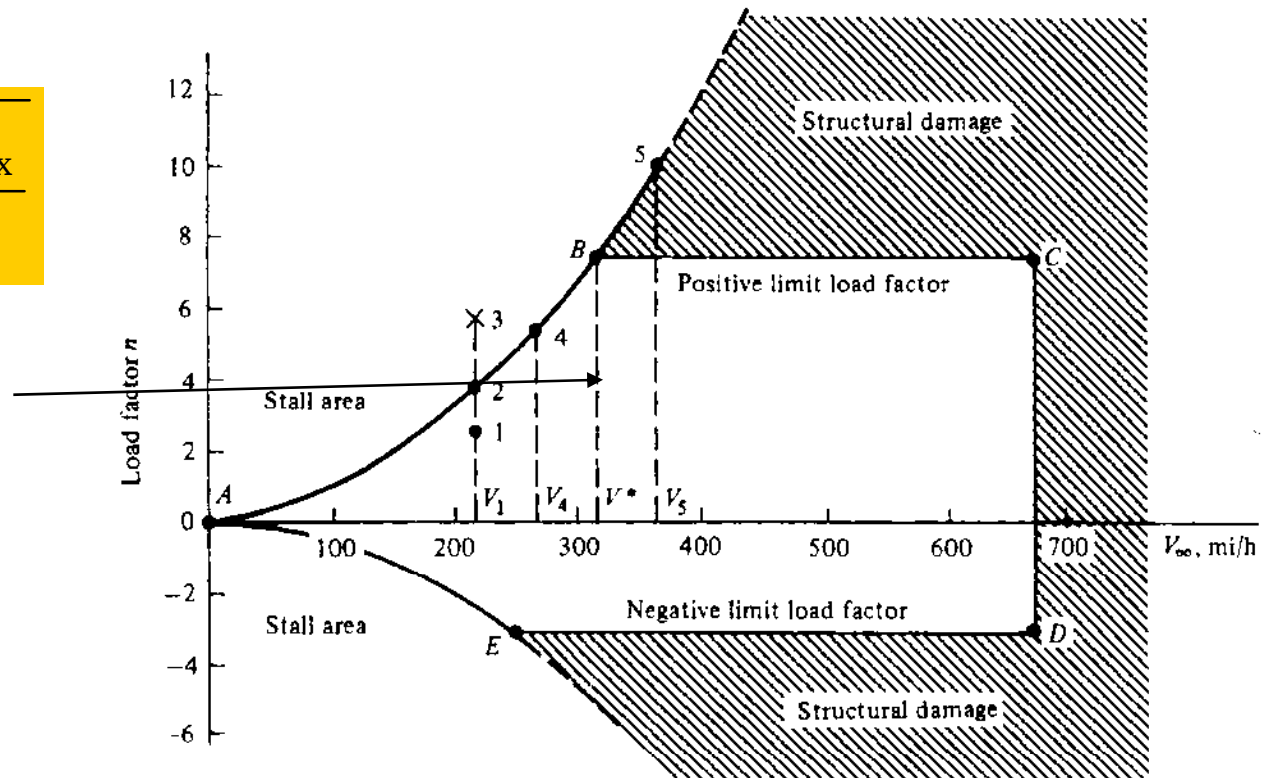


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. (U.S. Air Force Academy.)

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

## Cap.10 – VOLO MANOVRATO

$$F_r = L - W = W(n - 1) \quad \text{cabrata}$$

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

$$\rightarrow R = \frac{V_\infty^2}{g(n - 1)}$$

$$\text{ma} \quad \omega = V_\infty / R$$

$$\omega = \frac{g(n - 1)}{V_\infty}$$

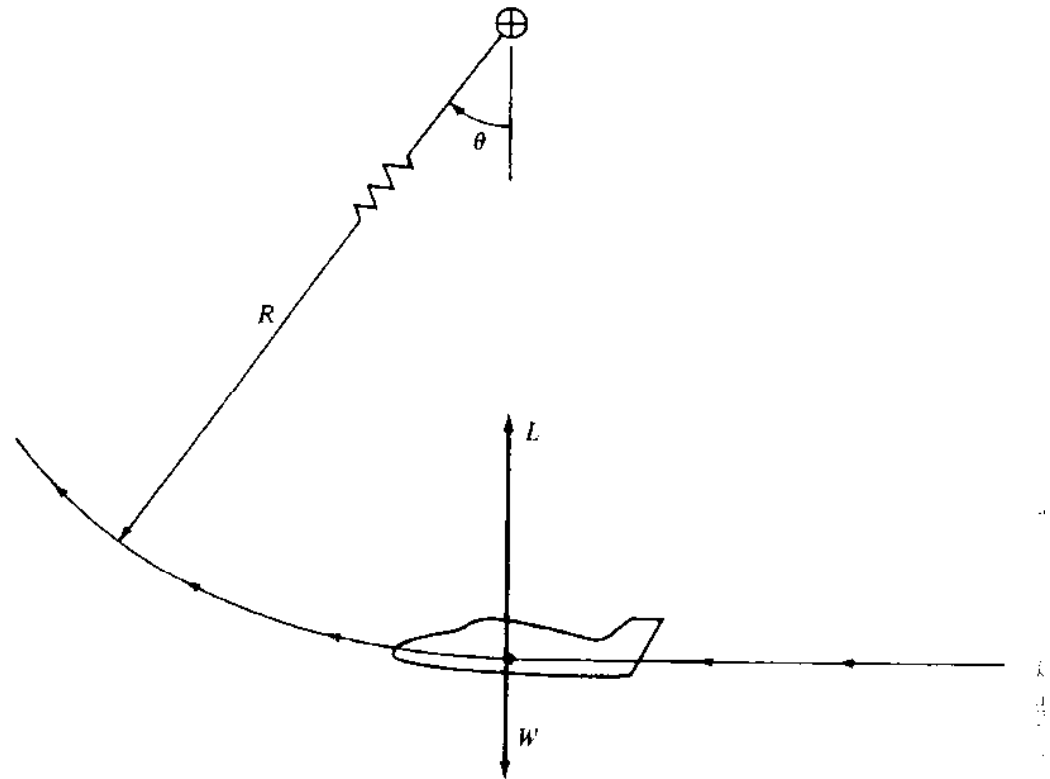


Figure 6.53 The pull-up maneuver.

## Cap.10 – VOLO MANOVRATO

$$F_r = L + W = W(n+1)$$

Affondata in volo rovescio

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

→

$$R = \frac{V_\infty^2}{g(n+1)}$$

$$\omega = \frac{g(n+1)}{V_\infty}$$

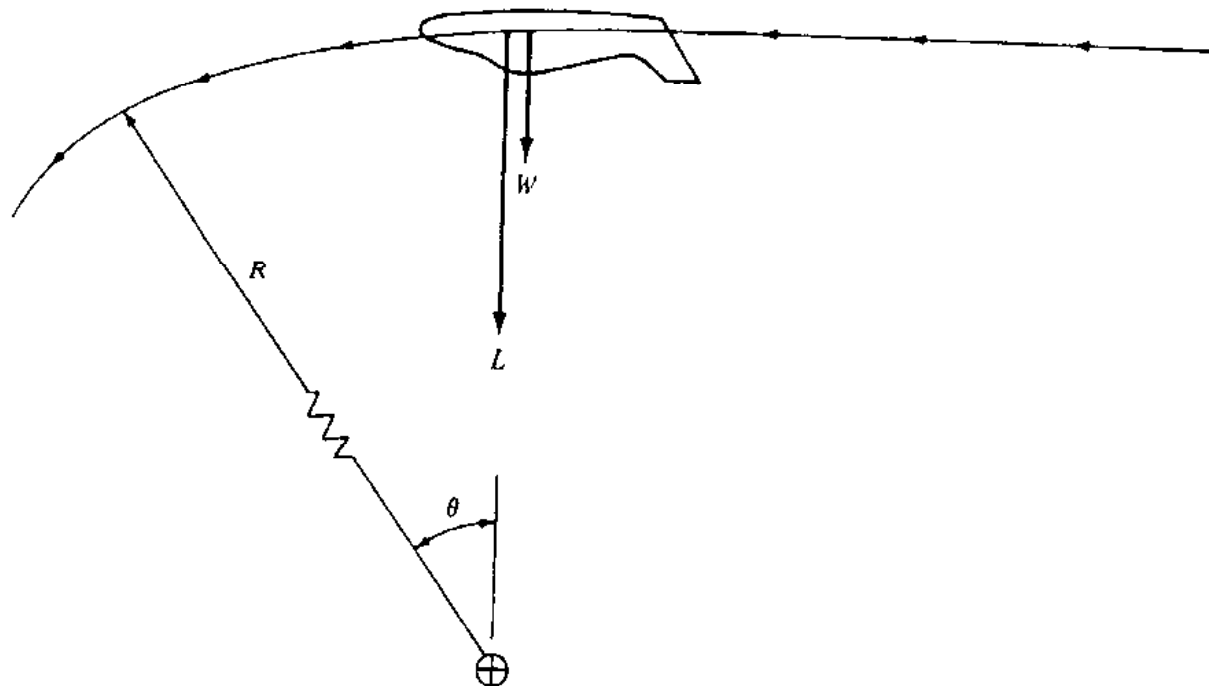


Figure 6.54 The pull-down maneuver.