

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
Modulo di PRESTAZIONI

Docente : Ing. F. NICOLOSI

CAP. 10

DECOLLO E VOLO MANOVRATO

10.1 PRESTAZIONI DI DECOLLO

Per le caratteristiche delle prestazioni trattate finora in questo libro, abbiamo considerato l'aeroplano in pieno volo nell'aria. Tuttavia, per i prossimi due paragrafi, torniamo a terra ed esploriamo le caratteristiche del decollo e dell'atterraggio, molte delle quali si interessano dell'aeroplano che rulla al suolo. Questi sono problemi di prestazioni accelerate di una natura particolare.

Consideriamo un aeroplano che sta fermo all'inizio di una pista. Ciò è indicato dalla posizione 0 in Fig. 10.1. Il pilota rilascia i freni e spinge la manetta alla massima potenza di decollo, e l'aeroplano accelera lungo la pista. Ad una certa distanza dal punto di partenza l'aeroplano si solleva in aria. Che distanza percorre l'aeroplano lungo la pista prima di sollevarsi in aria? Questa è la domanda principale nell'analisi delle prestazioni di decollo. Chiamata *corsa di rullaggio* (o talvolta *corsa al suolo*) e indicata con s_g in Fig. 10.1, essa è un punto centrale del prossimo paragrafo. Comunque, questo non è tutto. La distanza totale di decollo include anche la distanza addizionale coperta sopra il suolo dopo che l'aeroplano è decollato ma prima che passi sopra un ostacolo di altezza stabilita. Questa distanza è indicata con s_a in fig. 10.1. L'altezza dell'ostacolo è generalmente fissata a 50 ft (15.24 m) per aerei militari e 35 ft (10.67 m) per aerei commerciali. La somma di s_g e s_a è la distanza totale di decollo per l'aeroplano.

La corsa di rullaggio s_g è divisa inoltre in segmenti intermedi, come mostrato in Fig. 10.1. Questi segmenti sono definiti da varie velocità come segue:

1. Man mano che l'aeroplano accelera da velocità zero, ad un certo punto raggiungerà la velocità di stallo V_{stall} , come osservato in Fig. 10.2.

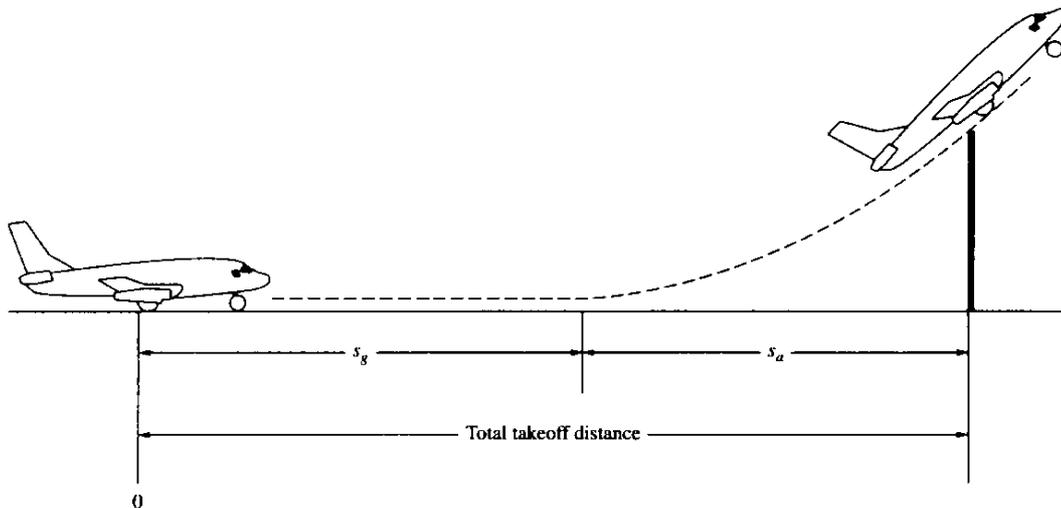


Figure 6.12 Illustration of ground roll s_g , airborne distance s_a , and total takeoff distance.

Fig. 10.1

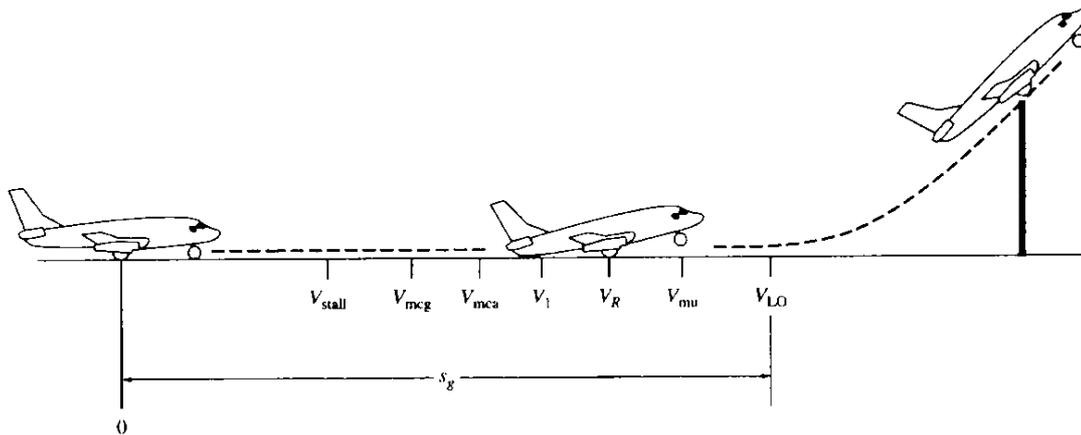


Figure 6.13 Intermediate segments of the ground roll.

Fig. 10.2

2. L'aeroplano continua ad accelerare fino al momento in cui raggiunge la *minima velocità di controllo al suolo*, indicata con V_{mcg} in Fig. 10.2. Questa è la minima velocità alla quale può essere generata abbastanza forza aerodinamica sulla deriva con la deflessione del timone, mentre l'aeroplano sta ancora rollando al suolo, per produrre un momento di imbardata sufficiente a contrastare (neutralizzare) quello prodotto quando c'è un guasto ad un motore in un aereo plurimotore.
3. Se l'aeroplano fosse in aria (senza il carrello in contatto col suolo), la minima velocità richiesta per controllare l'imbardata in caso di guasto al motore è leggermente più grande di V_{mcg} . Questa velocità è chiamata la *minima velocità di controllo in aria*, indicata con V_{mca} in Fig. 10.2. Per la corsa di rullaggio mostrata in Fig. 10.2, V_{mca} è essenzialmente una velocità di riferimento – l'aeroplano è ancora al suolo quando tale velocità è raggiunta.
4. L'aeroplano continua ad accelerare fino al momento in cui raggiunge la *velocità di decisione*, indicata con V_1 in Fig. 10.2. questa è la velocità alla quale il pilota potrebbe continuare con successo il decollo anche se si verificasse, in quel punto, un guasto al motore (in un aereo plurimotore). Questa velocità deve essere uguale o maggiore di V_{mcg} per mantenere il controllo dell'aeroplano. Un nome più descrittivo per V_1 è *velocità critica di guasto al motore*. Se un motore si guasta prima che sia raggiunta V_1 il decollo deve essere interrotto. Se un motore si guasta dopo che V_1 è stata raggiunta, il decollo può essere ancora portato a termine.
5. L'aeroplano continua ad accelerare fino alla velocità di rotazione al decollo, indicata con V_R in Fig. 10.2. A questa velocità, il pilota inizia, tramite la deflessione dell'equilibratore, una

rotazione dell'aeroplano per aumentare l'angolo d'attacco, quindi per aumentare C_L . Chiaramente, il massimo angolo d'attacco raggiunto durante la rotazione non supererà l'angolo d'attacco di stallo. In realtà tutto ciò di cui si ha bisogno è un angolo d'attacco alto abbastanza da produrre una portanza, alla velocità fissata, maggiore del peso affinché l'aeroplano decollerà. Tuttavia, anche quest'angolo d'attacco non può essere raggiungibile perché la coda può toccare il suolo. (La distanza da terra per la coda è un'importante caratteristica di progetto per l'aeroplano imposta dalle considerazioni sul decollo.)

6. Se la rotazione dell'aeroplano è limitata dalla distanza da terra della coda, l'aeroplano deve continuare ad accelerare mentre il rullaggio al suolo dopo la rotazione è compiuto, fino a quando è raggiunta una velocità più alta alla quale veramente la portanza diventa maggiore del peso. Questa velocità è chiamata *minima velocità di distacco*, indicata con V_{mu} in Fig. 10.2. Per la definizione di V_{mu} , si ipotizza che l'angolo d'attacco raggiunto durante la rotazione è il massimo ammissibile per l'altezza della coda.
7. Comunque, per aumentare la sicurezza, l'angolo d'attacco dopo la rotazione è leggermente minore del massimo ammissibile per l'altezza della coda, e l'aeroplano continua ad accelerare ad una velocità leggermente maggiore, chiamata *velocità di decollo*, indicata con V_{LO} in Fig. 10.2. Questo è il punto in cui l'aeroplano realmente si solleva dal suolo. La distanza totale coperta al suolo fino a questo punto e la corsa di rullaggio s_g .

I rispettivi valori delle varie velocità trattate sopra, e osservate in Fig. 10.2 sono tutte inserite (comprese) tra il valore di V_{stall} e quello di V_{LO} , dove di solito $V_{LO} \approx V_{stall}$.

Legato alla trattazione di sopra è il concetto di *distanza di decollo bilanciata*, definita come segue. La velocità di decisione V_1 è stata definita prima come la minima velocità alla quale il pilota può continuare con successo il decollo anche se si verificasse, in quel punto, un guasto al motore. Cosa significa che il pilota "può continuare con successo il decollo" in un simile evento? La risposta è che quando l'aeroplano raggiunge V_1 , se un motore si guasta in quel punto, allora la distanza aggiuntiva richiesta per passare sopra l'ostacolo alla fine del decollo è esattamente la stessa distanza richiesta per fermare l'aeroplano al suolo. Sia A la distanza percorsa dall'aeroplano al suolo dal punto di partenza iniziale (punto 0 in Fig. 6.13) al punto in cui si raggiunge V_1 , e B la distanza aggiuntiva percorsa con un guasto al motore (la stessa distanza per superare un ostacolo o per fermarsi), allora la distanza bilanciata è per definizione la distanza *totale* $A+B$.

CALCOLO DELLA CORSA DI DECOLLO

La corsa di decollo può essere suddivisa in 2 fasi:

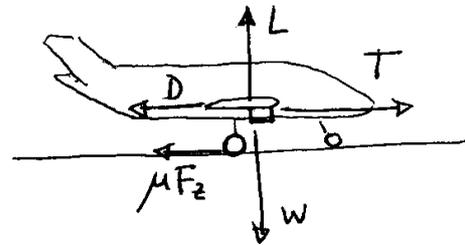
- 1) CORSA AL SUOLO S_G
- 2) INVOLO FINO AL SUPERAMENTO OSTACOLO S_A

Infatti si suppone che il velivolo abbia esaurito la corsa di decollo quando supera un ostacolo posto idealmente a 50 ft dalla pista.

CORSA AL SUOLO

Il velivolo parte da fermo e deve raggiungere una velocità necessaria a far ruotare il velivolo. E' chiaro che tale velocità dovrà essere maggiore della velocità di stallo in configurazione di decollo.

Durante la corsa le forze in atto sul velivolo (che è in configurazione di decollo con carrello estratto) sono:



La forza d'inerzia sarà:

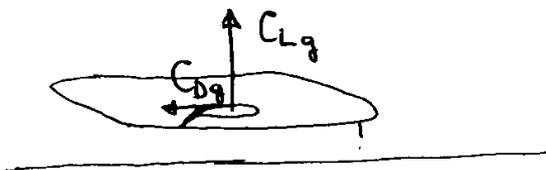
$$\frac{W}{g}a = [T - D - \mu F_z] \quad [1]$$

con a accelerazione del velivolo

$$\text{ed } F_z = (W - L)$$

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

Durante la corsa l'angolo d'attacco del velivolo non cambia e i coefficienti aerodinamici C_L e C_D non cambiano



Se indichiamo con C_{Lg} e C_{Dg} questi coefficienti dovranno essere legati fra loro dalla polare del velivolo in configurazione di decollo, nel senso che

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

dove C_{D0} : C_{D0} polare in configurazione pulita (tra 0.020 e 0.030)

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

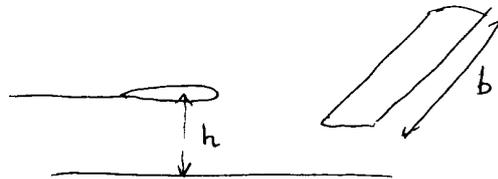
$\Delta C_{D0_{CARR}}$ dovuto al carrello : tip. 0.010 ÷ 0.015

Quindi $\Delta C_{D0_{FLAP}} + \Delta C_{D0_{CARR}}$ può essere posto pari a circa 0.025 ÷ 0.030 = $\Delta C_{D0_{TO}}$

$\frac{C_{Lg}^2}{\pi A Re}$ è la resistenza indotta che va moltiplicata per un fattore K_{ES} che tiene conto dell'effetto suolo (che riduce la resistenza indotta)

$$K_{ES} = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2} \quad \text{con } h: \text{ altezza dell'ala dal suolo}$$

b: apertura alare



$$K_{ES} = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2} \quad \text{è solitamente circa 0.90}$$

L'equazione [1] diventa

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

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

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

In ogni caso si può scrivere

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

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

La corsa di decollo al suolo è fino al raggiungimento di una velocità di distacco V_{LO} (Lift Off) che può essere posta pari a circa:

$$V_{LO} = 1.1 V_{s_{TO}} = K V_{s_{TO}}$$

Conoscendo il $C_{L_{MAX_{io}}}$ ($C_{L_{MAX}}$ in configurazione di decollo) cioè con flap deflessi di circa $15^\circ \div 20^\circ$, è possibile ricavare $V_{s_{TO}}$ e quindi V_{LO}

La corsa al suolo sarà:

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

quindi

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

Poiché T è variabile con la velocità, l'integrale andrebbe risolto per via numerica, ma supponendo che la spinta durante la corsa di decollo è costante e pari ad un valore medio \bar{T}

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V^2)}{A + BV^2} \quad \text{con } A = \frac{\bar{T}}{W} - \mu$$

$$B = -\frac{\rho_0 \sigma S}{2W} C_{D_1}$$

Quindi:

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

Da cui

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D1}} \ln \left[\frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D1}}{C_{LMAXTO}} K^2} \right]$$

$$\text{e se } K = \frac{V_{LO}}{V_{S_TO}} = 1.1$$

(nei velivoli a getto solitamente $K=1.1$ ed in quelli ad elica $K=1.2$)

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D1}} \ln \left[\frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D1}}{C_{LMAXTO}} 1.21} \right] \quad (\text{TO-1})$$

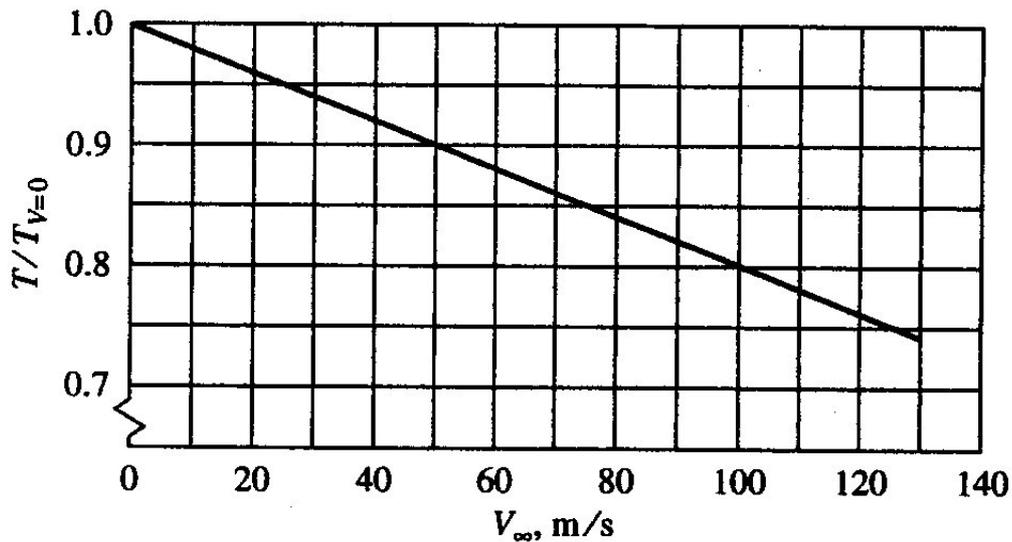
La relazione (TO-1) (con $K=1.1$) quindi è stata ricavata nell'approssimazione di spinta costante durante il decollo.

In effetti si deve assumere come valore medio il valore della spinta in corrispondenza di $V=0.7 V_{LO}$.

Per i velivoli ad elica si può ricavare la spinta media dalla definizione di spinta, conoscendo la potenza disponibile.

$$\bar{T} = [T]_{V=0.7V_{LO}} = \left[\frac{\Pi_a \cdot \eta_p}{0.7 \cdot V_{LO}} \right]$$

Nel caso invece del velivolo a getto bisogna rifarsi al grafico seguente :



SPINTA DI UN MOTORE TURBOFAN AL DECOLLO

Quindi si entra con il valore di $V=0.7 V_{LO}$ e si ricava $\frac{\bar{T}}{T_o}$ da cui

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

Si possono ottenere anche delle relazioni più semplici (approssimate).

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

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

Quindi :

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

Possiamo fare l'approssimazione di considerare tutto il denominatore costante (cioè accelerazione costante) e pari ad un valore medio, calcolato a $V=0.70 V_{LO}$

La relazione approssimata diventa :

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

Ricordando che $V_{LO}^2 = (1.1 \cdot V_{S_TO})^2 = 1.21 \cdot V_{S_TO}^2 = 1.21 \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{CL_{MAX_TO}}$

Quindi :

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

Questa relazione mette in evidenza che la corsa di decollo aumenta all'aumentare del carico alare e aumenta all'aumentare della quota sul livello del mare della pista.

Ovviamente, la corsa dipende dal livello di spinta disponibile e dal CL_{MAX_TO}

In effetti le grandezze che si trovano nella parentesi quadra (pari alla forza complessiva agente sul velivolo seconda la direzione della corsa) possono essere graficate per un generico velivolo.

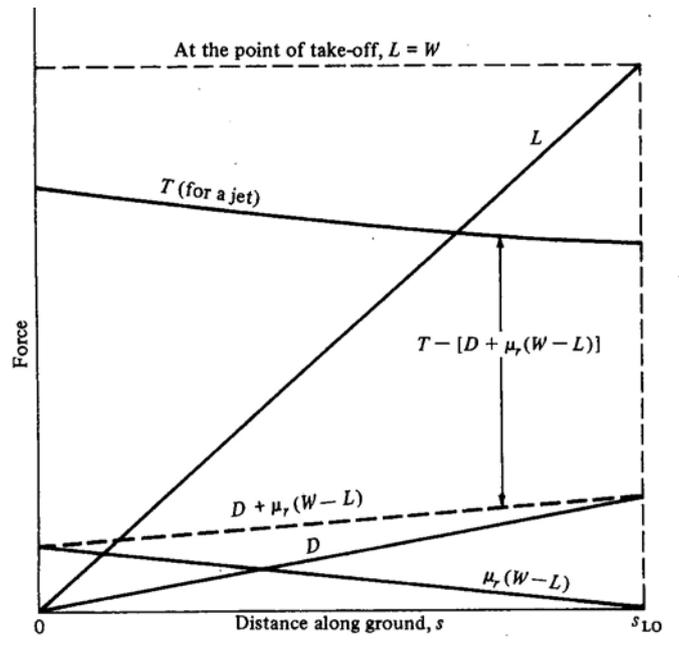
La figura sotto mostra le grandezze come variano durante la corsa (in funzione della distanza).

Si vede come la somma di D e di $\mu(W-L)$ rimane quasi costante.

Si vede quindi che $[T - D - \mu(W - L)]$ è abbastanza costante durante la corsa di decollo.

Non rappresenterà quindi un grosso errore assumere valida la TO-2.

Una ulteriore approssimazione consiste nel considerare che la spinta sia molto maggiore della resistenza e della forza di attrito, (vedi figura, non è troppo sbagliato), cioè



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

Da cui, ponendo sempre $\bar{T} = [T]_{0.7V_{LO}}$

Si può ottenere una relazione molto semplice, anche se un po' più approssimata della TO-2 :

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

Risulta ora ancora più chiaro che i parametri da cui dipende la corsa al suolo in decollo di un velivolo sono :

- Il carico alare (W/S) ,
al crescere di (W/S) aumenta la corsa, ecco perché la superficie alare non può essere troppo piccola
- Il rapporto tra la spinta ed il peso (ovviamente all'aumentare di tale rapporto la corsa si riduce)
- Il CL massimo al decollo (con flap al decollo)
- La quota sul livello del mare (densità)

In definitiva riportiamo le 3 possibili equazioni per il calcolo della corsa al suolo S_G

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

$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot 1.21 \cdot (W/S) \cdot \left(\frac{2}{\rho} \right) \cdot \frac{1}{C_{L_{MAX_{TO}}} \cdot [T - D - \mu(W - L)]_{0.7V_{Lo}}} \quad (\text{TO-2})$$

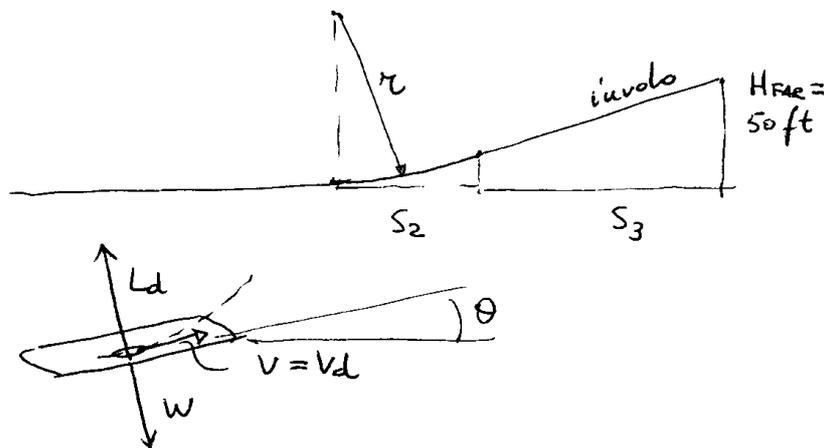
$$S_G = \frac{1.21 \cdot (W/S)}{\rho g \cdot C_{L_{MAX_{TO}}} \cdot \left(\frac{\bar{T}}{W} \right)} \quad (\text{TO-3})$$

CORSA DI INVOLTO

$$H = 50 \text{ ft}$$

Tra la velocità a fine corsa che è $V_{LO}=1.1$ della V di stallo (conf di decollo) ed il superamento dell'ostacolo il velivolo continua ad accelerare e quindi si può pensare che supera l'ostacolo a $V=1.2 V_{S_TO}$.

Nel caso dei velivoli ad elica $V_{LO}=1.2 V_{S_TO}$ e la V rimane costante durante tutta la traiettoria di involo.



Nella fase di involo il velivolo effettua una traiettoria curvilinea con

$$L_d > W$$

ed essendo una traiettoria curva la portanza dovrà eguagliare il peso + la forza centrifuga:

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

con R raggio della traiettoria.

Dividendo per il peso W ed introducendo il fattore di carico normale n , come :

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

si ottiene $n = 1 + \frac{V^2}{gR} \quad \Rightarrow \quad (n-1) = \frac{V^2}{gR}$

e quindi

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

come dicevamo la V si può assumere costante e pari alla media tra la V al distacco ($1.1 V_{S_TO}$) e la V al supermanto dell'ostacolo ($1.2 V_{S_TO}$), quindi $1.15 V_{S_TO}$

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 :

cioè $CL=0.90 CL_{MAX_TO}$

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

ma $W = \frac{1}{2}\rho \cdot V_{S_TO}^2 \cdot S \cdot CL_{MAX_TO}$

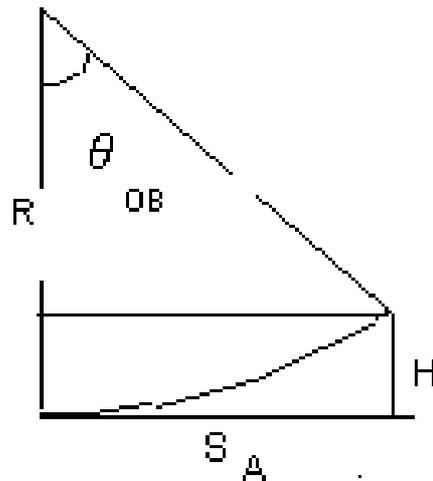
da cui

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

Quindi ricavato n , si può ricavare R :

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

Ricavato R , possiamo ricavare la corsa di involo S_A da una semplice costruzione geometrica :



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

con θ_{OB} :

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

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

Le due relazioni sopra, insieme a quella per il raggio R (pagina prima) permettono il calcolo della corsa di involo.

L'angolo θ_{OB} (OB sta per OBSTACLE) è solitamente piccolo, 4-5°.

10.2 VOLO IN VIRATA E IL DIAGRAMMA V-n

Fino a questo punto, nella nostra trattazione sulle prestazioni di un aeroplano, abbiamo considerato moto rettilineo. **Le nostre analisi sulle prestazioni statiche hanno trattato il guidare con accelerazione nulla a velocità costante lungo traiettorie rettilinee.** La nostra trattazione delle prestazioni di decollo e atterraggio ha implicato accelerazioni rettilinee, che pure conducono a moto lungo traiettorie rettilinee. Consideriamo ora alcuni casi che implicano accelerazione radiale, che conduce a traiettorie di volo curve; cioè, consideriamo la virata di un aeroplano. In particolare, esaminiamo tre casi specifici: una virata livellata, una richiamata e un'affondata. Uno studio del moto generalizzato di un aeroplano lungo una traiettoria di volo tridimensionale è al di là della portata di questo libro.

Una virata livellata è illustrata in Fig. 10.2-A. Qui le ali dell'aeroplano sono inclinate di un angolo ϕ ; quindi il vettore portanza è inclinato di un angolo ϕ rispetto alla verticale. L'angolo di inclinazione trasversale di virata ϕ e la portanza L sono tali che la componente della portanza nella direzione verticale uguaglia esattamente il peso:

$$L \cos \phi = W$$

e per questa ragione l'aeroplano mantiene una quota costante, movendosi nello stesso piano orizzontale. Comunque, la risultante di L e W conduce ad una forza risultante F_r che agisce nel piano orizzontale. Questa forza risultante è perpendicolare alla traiettoria di volo, costringendo l'aeroplano a virare in una traiettoria circolare con raggio di curvatura uguale ad R . Noi desideriamo studiare questo raggio di virata R come pure il rateo di virata $d\theta/dt$.

Dallo schema delle forze in Fig. 10.2-A, l'intensità della forza risultante è

$$F_r = \sqrt{L^2 - W^2} \quad [10.1]$$

Introduciamo un termine nuovo, il *fattore di carico* n , definito come

$$n \equiv \frac{L}{W} \quad [10.2]$$

Il fattore di carico è di solito quotato in termini di "g"; ad esempio, un aeroplano con portanza uguale a 5 volte il peso si dice che sta subendo un fattore di carico di 5 g. Perciò l'Eq. [10.1] può essere scritta come

$$F_r = W \sqrt{n^2 - 1} \quad [10.3]$$

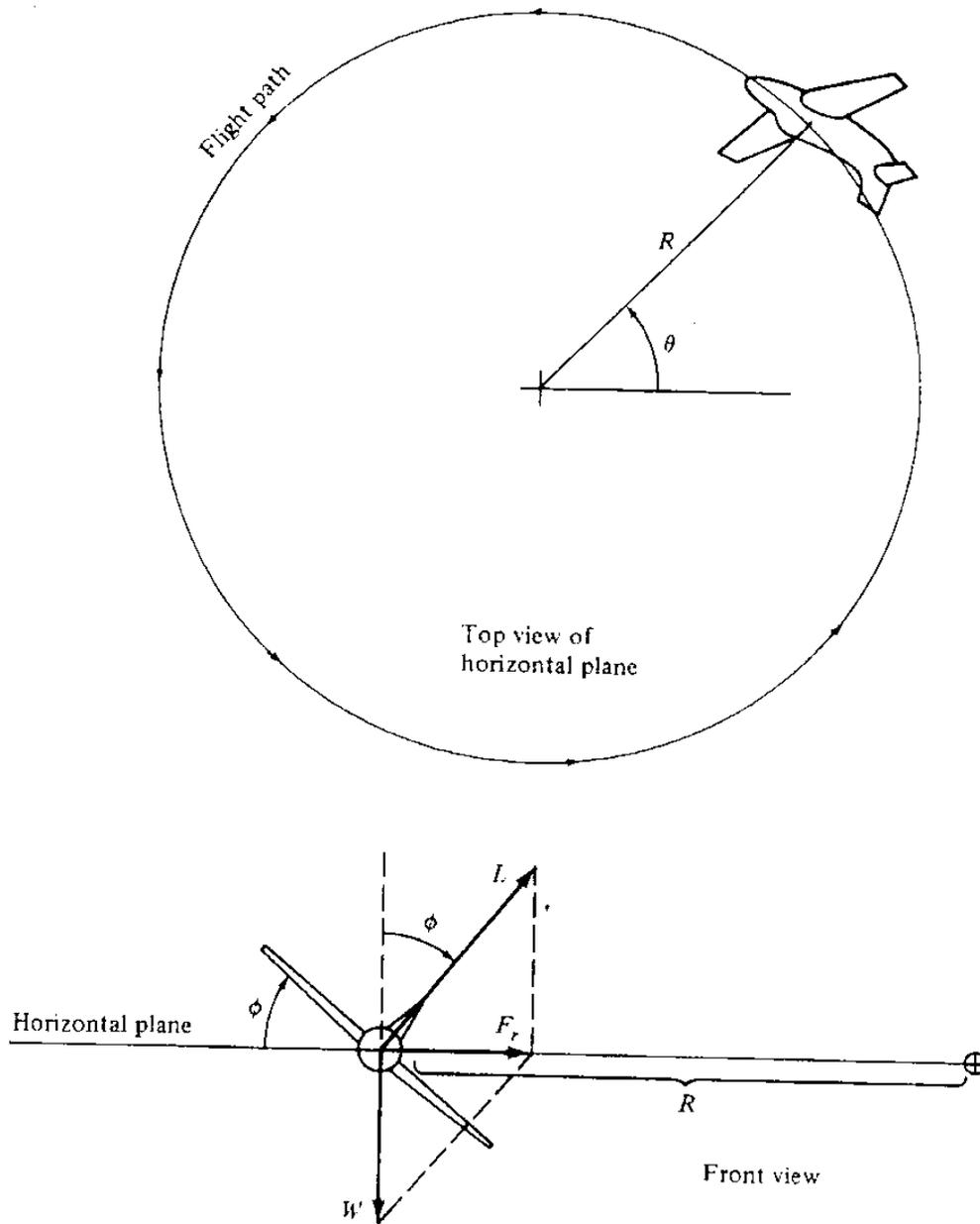


Figure 6.52 An airplane in a level turn.

L'aeroplano si sta muovendo in una traiettoria circolare a velocità V_∞ . Quindi, l'accelerazione radiale è data da V_∞^2 / R . Dalla seconda legge di Newton

$$F_r = m \frac{V_\infty^2}{R} = \frac{W}{g} \frac{V_\infty^2}{R} \quad [10.4]$$

Combinando le Eq. [10.3] e [10.4] e risolvendo rispetto a R , abbiamo

$$R = \frac{V_\infty^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \quad [10.5]$$

La velocità angolare, indicata con $\omega \equiv d\theta/dt$, è chiamata rateo di virata ed è data da V_∞ / R . Quindi, dall'Eq. [10.5], abbiamo

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty} \quad [10.6]$$

Per le prestazioni di manovra di un aeroplano, sia militare che civile, è abitualmente vantaggioso avere il più piccolo R possibile e la più grande ω possibile. Le Equazioni [10.5] e [10.6] mostrano che per ottenere sia un piccolo raggio di virata che un grande rateo di virata, vogliamo

1. Il fattore di carico più alto possibile (il più alto L/W possibile)
2. La velocità più bassa possibile

Consideriamo un altro caso di volo in virata, nel quale un aeroplano inizialmente in volo rettilineo livellato (dove $L = W$) improvvisamente subisce un incremento di portanza. Poiché $L > W$, l'aeroplano incomincerà a virare verso l'alto, come mostrato in Fig. sotto.

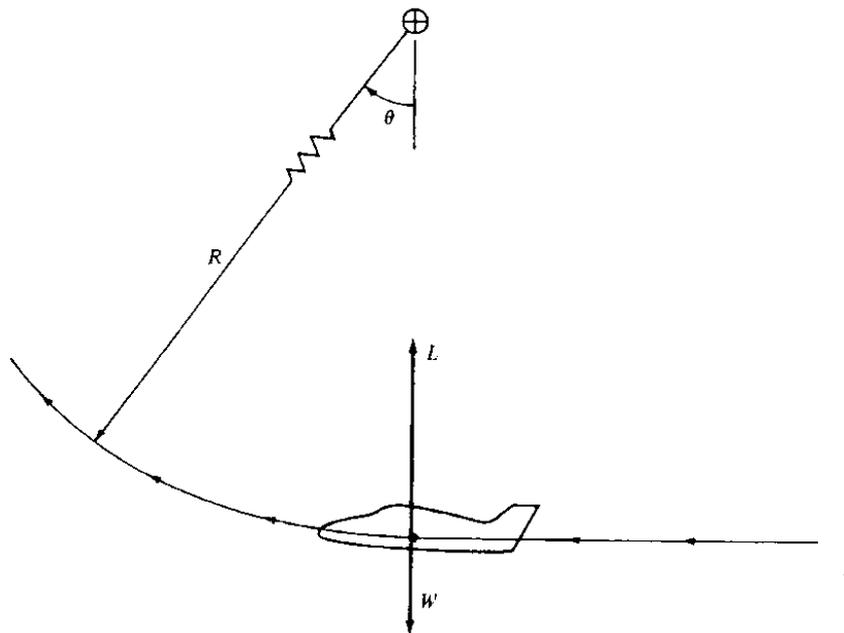


Figure 6.53 The pull-up maneuver.

Per questa manovra di affondata la traiettoria di volo diventa curva nel piano verticale, con un rateo di virata $d\theta/dt$. Dal diagramma delle forze in Fig. 6.53, la forza risultante F_r è verticale ed è data da

$$F_r = L - W = W(n - 1) \quad [10.7]$$

Dalla seconda legge di Newton

$$F_r = m \frac{V_\infty^2}{R} = \frac{W}{g} \frac{V_\infty^2}{R} \quad [10.8]$$

combinando le Eq. [10.7] e [10.8] e risolvendo per R fissato

$$R = \frac{V_{\infty}^2}{g(n-1)} \quad [10.9]$$

e siccome $\omega = V_{\infty} / R$,

$$\omega = \frac{g(n-1)}{V_{\infty}} \quad [10.10]$$

Un caso attinente è la manovra di picchiata, illustrata in Fig. 6.54. Qui un aeroplano è inizialmente in volo livellato e improvvisamente rolla in posizione capovolta, così che sia L che W puntano verso il basso. L'aeroplano comincerà a virare verso il basso in una traiettoria di volo circolare con raggio di virata e rateo di virata $\omega = d\theta/dt$. Da un'analisi simile alle precedenti, sono ottenuti comodamente i seguenti risultati:

$$R = \frac{V_{\infty}^2}{g(n+1)} \quad [10.11]$$

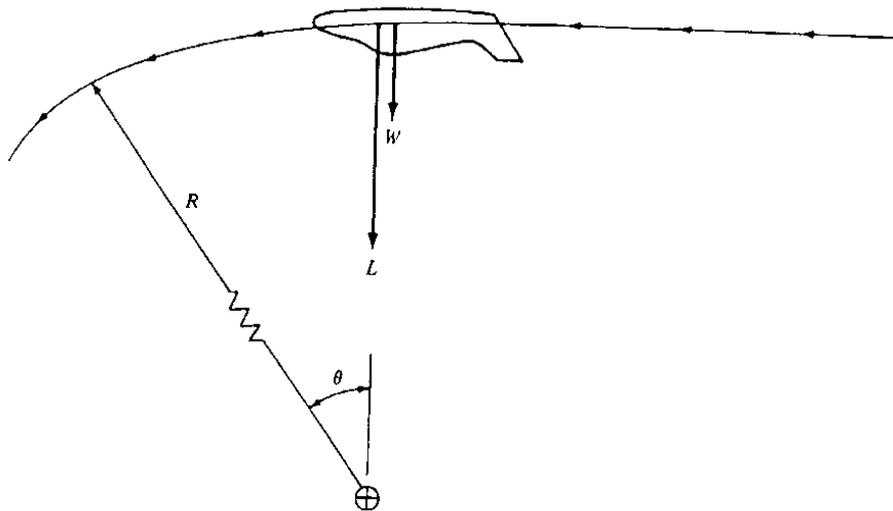


Figure 6.54 The pull-down maneuver.

$$\omega = \frac{g(n+1)}{V_{\infty}} \quad [10.12]$$

Considerazioni sul raggio di virata e sul rateo di virata sono particolarmente importanti per aerei militari da combattimento; a parità di ogni altra caratteristica, questi aeroplani con il più piccolo R e la più grande ω avranno chiari vantaggi nel combattimento aereo. Aerei da combattimento ad alte prestazioni sono progettati per operare ad alti fattori di carico, tipicamente da 3 a 10.

VIRATA – EQUAZIONI APPROSSIMATE

Quando n è grande, allora $n + 1 \approx n$ e $n - 1 \approx n$; in tali casi le Equazioni della virata si riducono a

$$R = \frac{V_\infty^2}{gn} \quad [10.13]$$

e

$$\omega = \frac{gn}{V_\infty} \quad [10.14]$$

Lavoriamo ulteriormente con queste equazioni. Poiché

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

allora

$$V_\infty^2 = \frac{2L}{\rho_\infty S C_L} \quad [10.15]$$

Sostituendo le Eq. [10.15] e [10.2] nelle Eq. [10.13] e [10.14] otteniamo

$$R = \frac{2L}{\rho_\infty S C_L g (L/W)} = \frac{2}{\rho_\infty C_L g} \frac{W}{S} \quad [10.16]$$

e

$$\omega = \frac{gn}{\sqrt{2L/(\rho_\infty S C_L)}} = \frac{gn}{\sqrt{[2n/(\rho_\infty C_L)](W/S)}} = g \sqrt{\frac{\rho_\infty C_L n}{2(W/S)}} \quad [10.17]$$

Si noti che nelle Eq. [10.16] e [10.17] compare il fattore W/S . Come discusso nei precedenti paragrafi questo fattore ricorre frequentemente nelle analisi delle prestazioni dell'aeroplano ed è definito

$$W/S \equiv \text{carico alare}$$

Le Eq. [10.16] e [10.17] mostrano chiaramente che gli aeroplani con carichi alari più bassi avranno raggi di virata più piccoli e ratei di virata più grandi, a parità di ogni altra caratteristica. 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. Qui di seguito sono elencati i carichi alari di alcuni aeroplani tipici.

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

Da quanto sopra, concludiamo che un piccolo aereo leggero come il Beechcraft Bonanza può battere un aereo più grande e più pesante come l'F-16 a causa di un raggio di virata più piccolo e un rateo di salita più grande. Tuttavia è come paragonare mele e arance. Invece esaminiamo le Eq. [10.16] e [10.17] per un fissato aeroplano con un fissato carico alare e poniamo la domanda: Per

questo specifico aeroplano, sotto quali condizioni R sarà massimo e ω minimo? Da queste equazioni chiaramente R sarà minimo e ω massimo quando sia C_L che n sono massimi. Cioè,

$$R_{\min} = \frac{2}{\rho_{\infty} g C_{L,\max}} \frac{W}{S} \quad [10.18]$$

$$\omega_{\max} = g \sqrt{\frac{\rho_{\infty} C_{L,\max} n_{\max}}{2(W/S)}} \quad [10.19]$$

Si noti anche dalle Eq. [10.18] e [10.19] che le migliori prestazioni si verificheranno al livello del mare, dove ρ_{∞} è massimo.

Ci sono alcuni vincoli pratici alle considerazioni precedenti. Primo, a basse velocità n_{\max} è una funzione di $C_{L,\max}$ stesso, perché

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

e quindi

$$n_{\max} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{L,\max}}{W/S} \quad [10.20]$$

Alle alte velocità n_{\max} è limitato dal progetto strutturale dell'aeroplano. Queste considerazioni sono meglio comprese esaminando la Fig. 6.55, che né un diagramma che mostra il fattore di carico in funzione della velocità per un dato aeroplano – il *diagramma V-n*. Qui la curva AB è data dall'Eq. [10.20]. Consideriamo un aeroplano che sta volando a velocità V_1 , dove V_1 è mostrata in Fig. 6.55. Assumiamo che l'aeroplano sia ad un angolo d'attacco tale che $C_L < C_{L,\max}$. Questa condizione di volo è rappresentata dal punto 1 in Fig. 6.55. Ora assumiamo che l'angolo d'attacco sia incrementato fino al valore necessario per ottenere $C_{L,\max}$, mantenendo la velocità costante al valore V_1 . La portanza aumenta fino al suo valore massimo per la V_1 data, e quindi il fattore di carico $n = L/W$ raggiunge il suo valore massimo n_{\max} per la fissata V_1 . Questo valore di n_{\max} è dato dall'Eq. [10.20], e la corrispondente condizione di volo è data dal punto 2 in Fig. 6.55. Se l'angolo d'attacco è incrementato ulteriormente, l'ala stalla e il fattore di carico diminuisce (cade). Perciò il punto 3 in Fig. 6.55 non è raggiungibile in volo. Il punto 3 è nella *regione di stallo* del diagramma *V-n*. Conseguentemente, il punto 2 rappresenta il fattore di carico più alto possibile che può essere ottenuto alla velocità fissata V_1 .

CHAPTER 6 • Elements of Airplane Performance

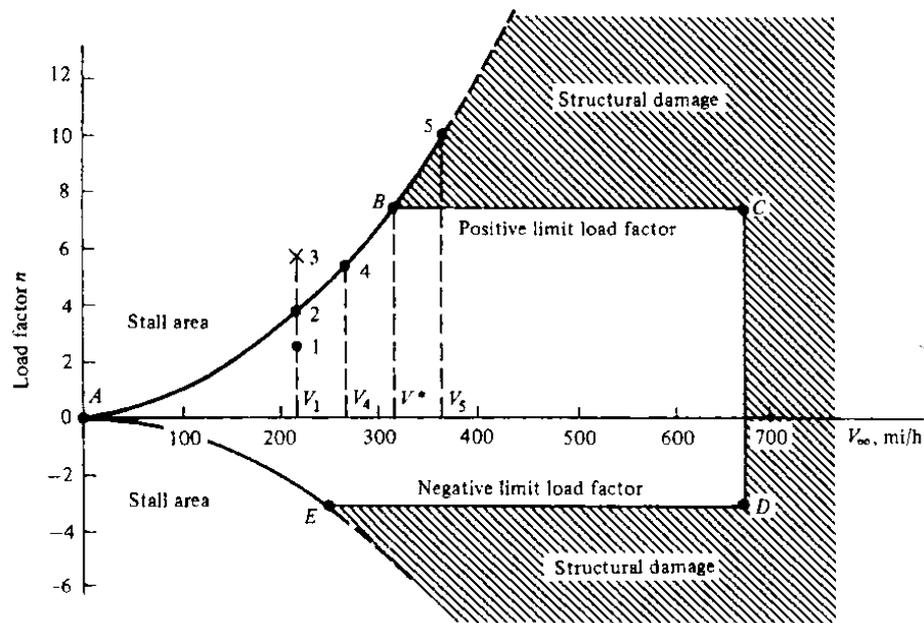


Figure 6.55 The V-n diagram for a typical jet trainer aircraft. (U.S. Air Force Academy.)

Ora, aumentando V_1 , diciamo al valore V_4 , anche il massimo fattore di carico possibile n_{\max} aumenta, come dato dal punto 4 in Fig. 6.55 e come calcolato dall'Eq. [10.20]. Tuttavia n_{\max} non può essere lasciato aumentare indefinitamente. Oltre un certo valore del fattore di carico, definito come il limite positivo del fattore di carico e mostrato come la linea orizzontale BC in Fig. 6.55, si possono verificare danni strutturali all'aereo. La velocità corrispondente al punto B è indicata come V^* . A velocità maggiori di V^* , diciamo V_5 , l'aeroplano deve volare a valori di C_L minori di $C_{L,\max}$ così che il limite positivo del fattore di carico non è superato. Se il volo a $C_{L,\max}$ è ottenuto a velocità V_5 , in corrispondenza del punto 5 in Fig. 6.55, allora si verificherà danno strutturale. La parte destra del diagramma V-n, linea CD, è un limite di alta velocità. A velocità più grandi di questa, la pressione dinamica diventa così grande che ancora può verificarsi danno strutturale sull'aeroplano. (Questo limite massimo di velocità è, per progetto, molto più grande della V_{\max} del volo livellato. Infatti, il progetto strutturale della maggior parte degli aeroplani è tale che la massima velocità ammessa dal diagramma V-n è sufficientemente maggiore della massima velocità di affondata per l'aeroplano.) Infine la parte inferiore del diagramma V-n, data dalle curve AE ed ED in Fig. 6.55, corrisponde ad angoli d'attacco assoluti negativi, cioè fattori di carico negativi. La curva AE definisce il *limite di stallo*. (Ad angoli d'attacco assoluti minori di zero, la portanza è negativa ed agisce nella direzione verso il basso. Se l'ala è picchiata verso il basso ad un angolo d'attacco negativo abbastanza grande, il flusso separerà dalla superficie inferiore dell'ala e la portanza agente verso il basso diminuirà in misura tale che l'ala *stalla*.) La linea ED dà il fattore di carico limite negativo, oltre il quale si verificherà danno strutturale.

Come considerazione finale riguardante il diagramma V-n, consideriamo il punto B in Fig. 6.55. Questo punto è chiamato *punto di manovra*. In questo punto sia C_L che n sono simultaneamente ai valori più alti possibili che possono essere ottenuti ovunque attraverso tutto l'involucro di volo dell'aereo. Conseguentemente, dalle Eq. [10.18] e [10.19], questo punto corrisponde simultaneamente al raggio di virata più piccolo possibile e al massimo rateo di virata possibile per l'aeroplano. La velocità corrispondente al punto B è chiamata *velocità critica* ed è indicata con V^* in Fig. 6.55. La velocità critica può essere ottenuta risolvendo in velocità l'Eq. [10.20]

$$V^* = \sqrt{\frac{2n_{\max}}{\rho_{\infty} C_{L,\max}} \frac{W}{S}} \quad [10.21]$$

Nell'Eq. [10.21], il valore di n_{\max} corrisponde a quello al punto B in Fig. 6.55. La velocità critica è un'interessante linea di divisione. A velocità minori di V^* , non è possibile danneggiare strutturalmente l'aeroplano a causa della generazione di troppa portanza. Per contro, a velocità più grandi di V^* , la portanza ottenuta può danneggiare l'aereo (punto 5), e il pilota deve assicurarsi di evitare un tale avvenimento.