Corso di Progetto Generale dei Velivoli
MECCANICA DEL VOLO

Prestazioni di Decollo e Atterraggio

Prof. F. Nicolosi

DECOLLO

Sg : Corsa al suolo (rullaggio) (*ground roll)*

Sa : Corsa di involo *(airborne distance)*

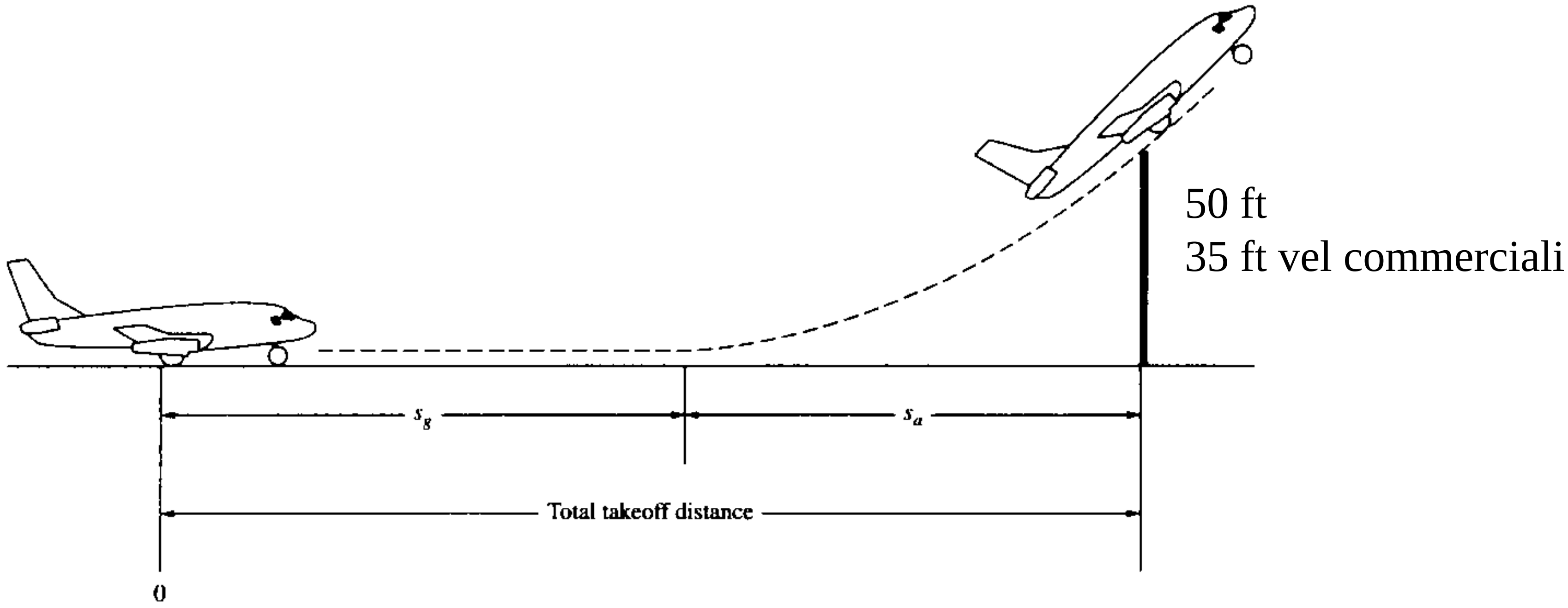
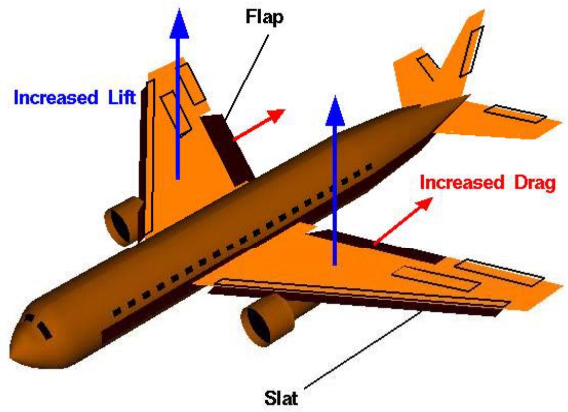
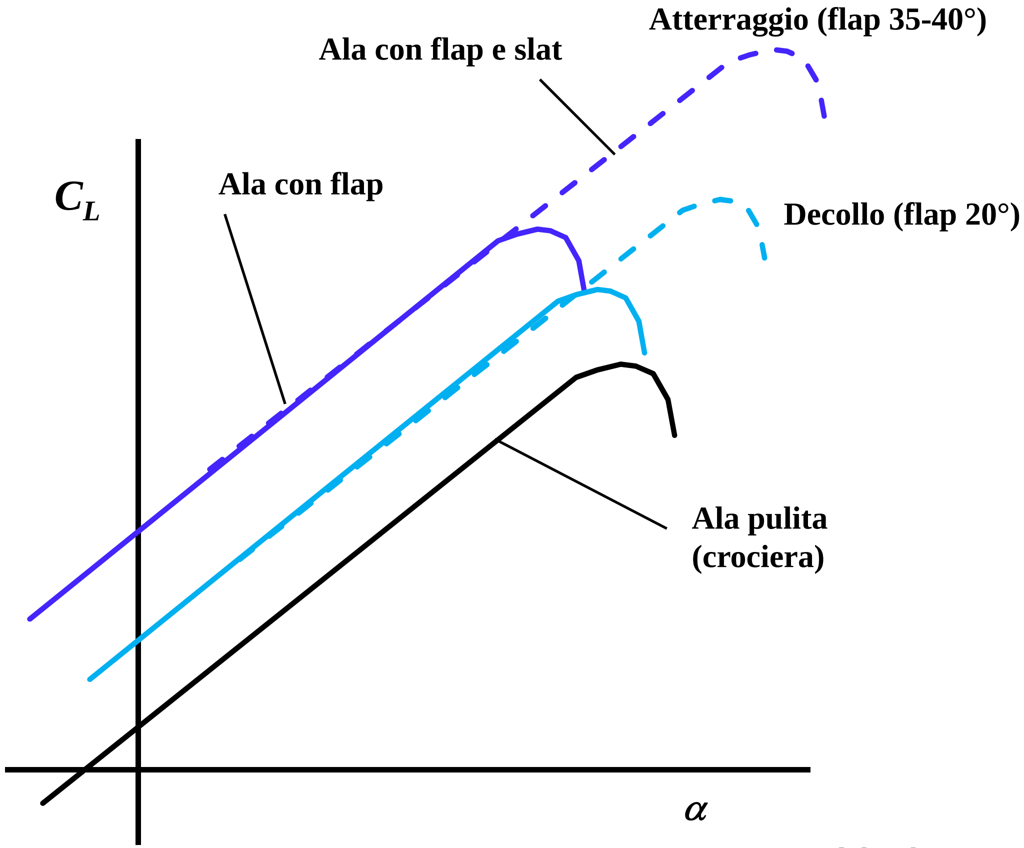


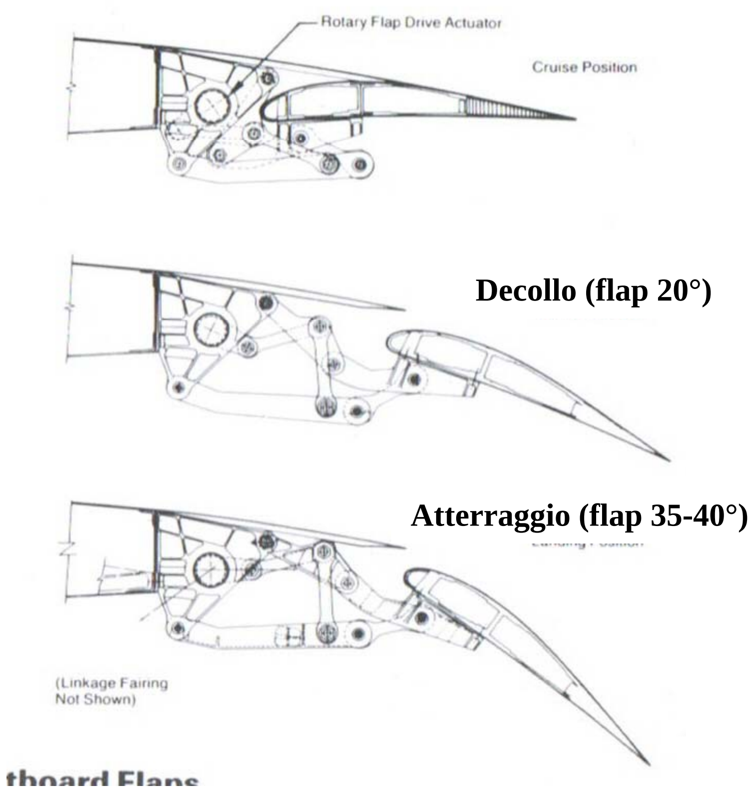
Figure 6.12 Illustration of ground roll s_g, airborne distance s_a, and total takeoff distance.

DECOLLO

Durante la corsa di decollo, il velivolo deve acquistare velocità. Per ridurre la corsa, si adotta una configurazione con sistemi di ipersostentazione (flap/slat) parzialmente estesi. La velocità di stallo (velocità minima di sostentamento) risulterà quindi ridotta rispetto a quella in configurazione di crociera. In decollo si usano deflessioni più basse per non incrementare però eccessivamente la resistenza aerodinamica.

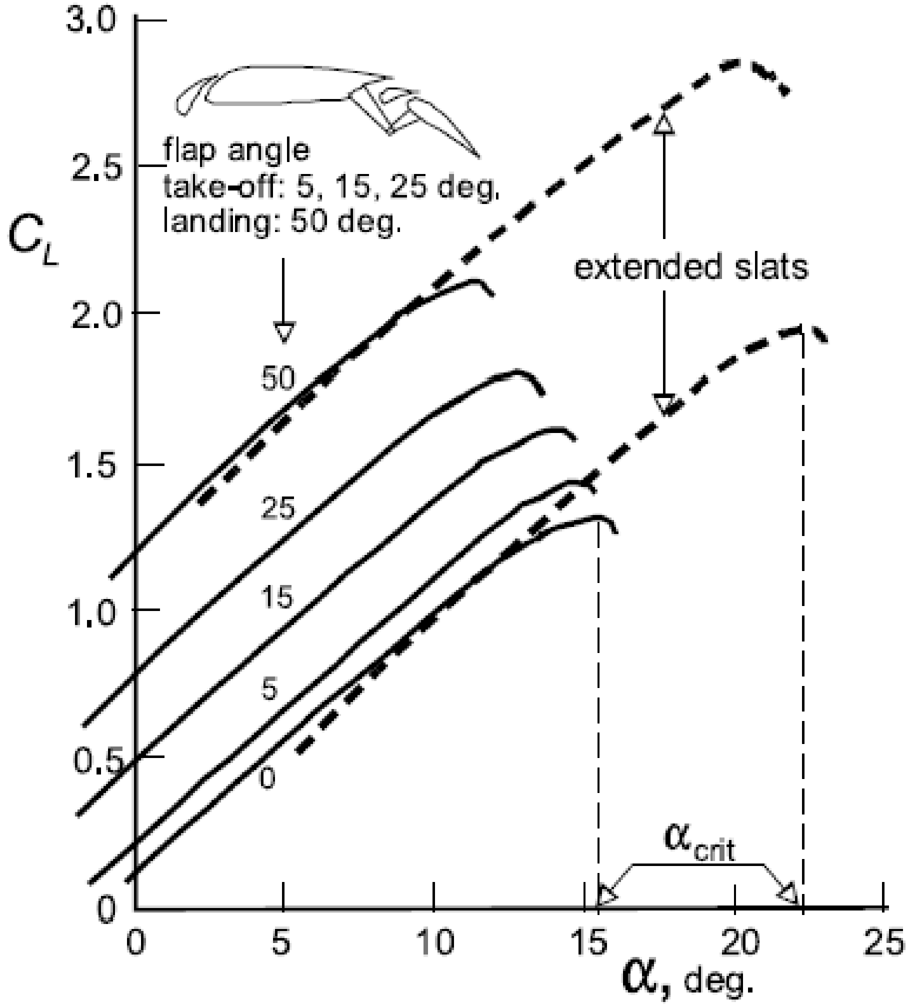




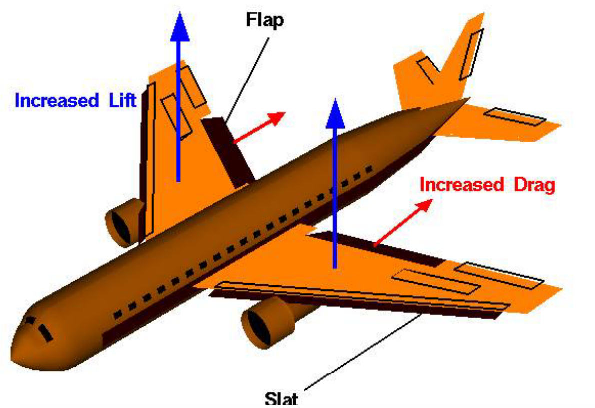


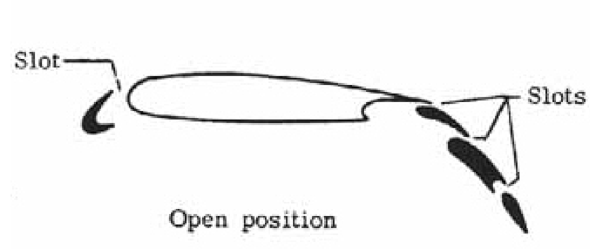
DECOLLO

Per ridurre la corsa, si adotta una configurazione con sistemi di ipersostentazione (flap/slat) parzialmente estesi. La velocità di stallo (velocità minima di sostentamento) risulterà quindi ridotta rispetto a quella in configurazione di



	$C_{L\,max}$
Pulito (crociera)	***1.4-1.6***
Decollo (flap e slat 15-20°)	***1.8-2.2***
Atterraggio (flap 35-40° e slat)	***2.3-2.9***

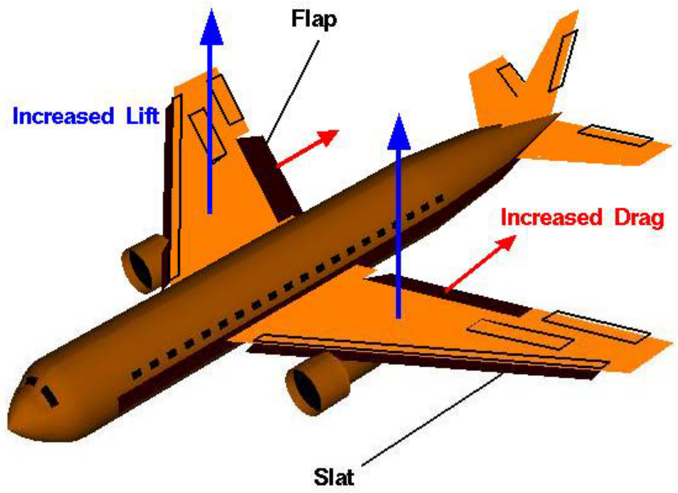




DECOLLO

Per ridurre la corsa, si adotta una configurazione con sistemi di ipersostentazione (flap/slat) parzialmente estesi. La velocità di stallo (velocità minima di sostentamento) risulterà quindi ridotta rispetto a quella in configurazione di crociera.

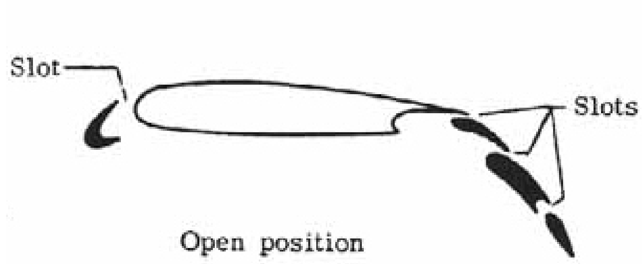
	$C_{L\,max}$
Pulito (crociera)	***1.4-1.6***
Decollo (flap e slat 15-20°)	***1.8-2.2***
Atterraggio (flap 35-40° e slat)	***2.3-2.9***



Per un B747 (W=360000 Kg, S=500 m^2), ad esempio, assumendo un massimo CL in configurazione pulita pari a 1.6 ed uno in decollo C_{LmaxTO} di 2.2, la velocità di stallo (a S/L):

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L_{\max}}}} = 85\,m/s = 305\,Km/h \qquad \text{pulita}$$

$$V_{sTO} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L_{\max}TO}}} = 72\,m/s = 260\,Km/h \qquad \text{decollo}$$



DECOLLO

velocità di stallo conf. Di decollo V_{stall} anche indicata con V_{S_TO}

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 $> Vmc$

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}

velocità di passaggio sull'ostacolo, indicata con V_2

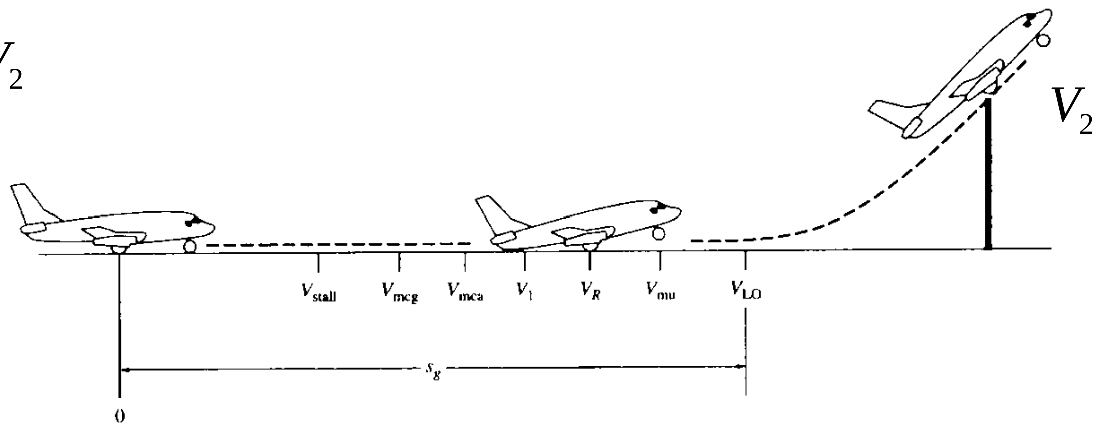
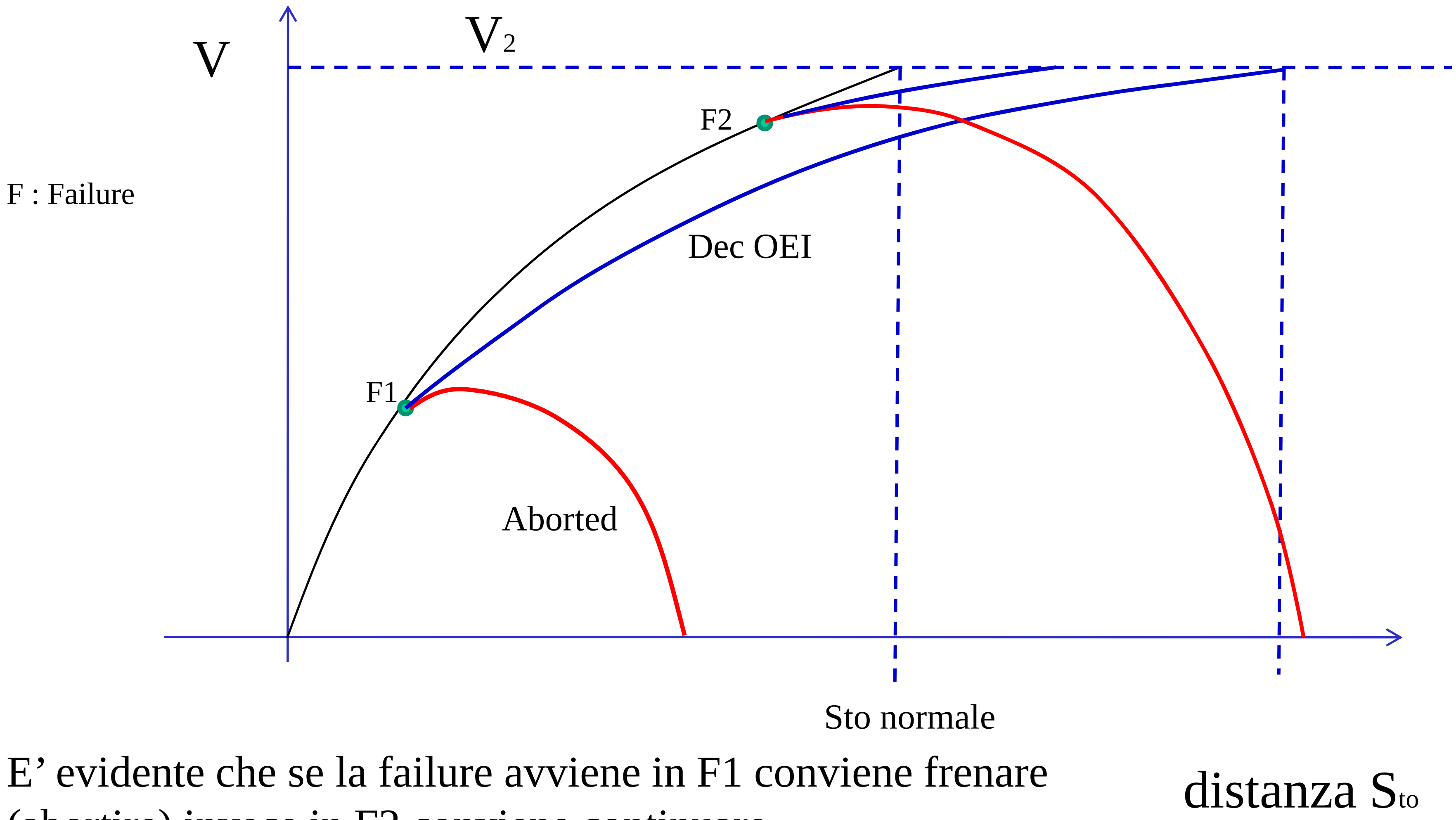


Figure 6.13 Intermediate segments of the ground roll.

DECOLLO

Distanza bilanciata di decollo



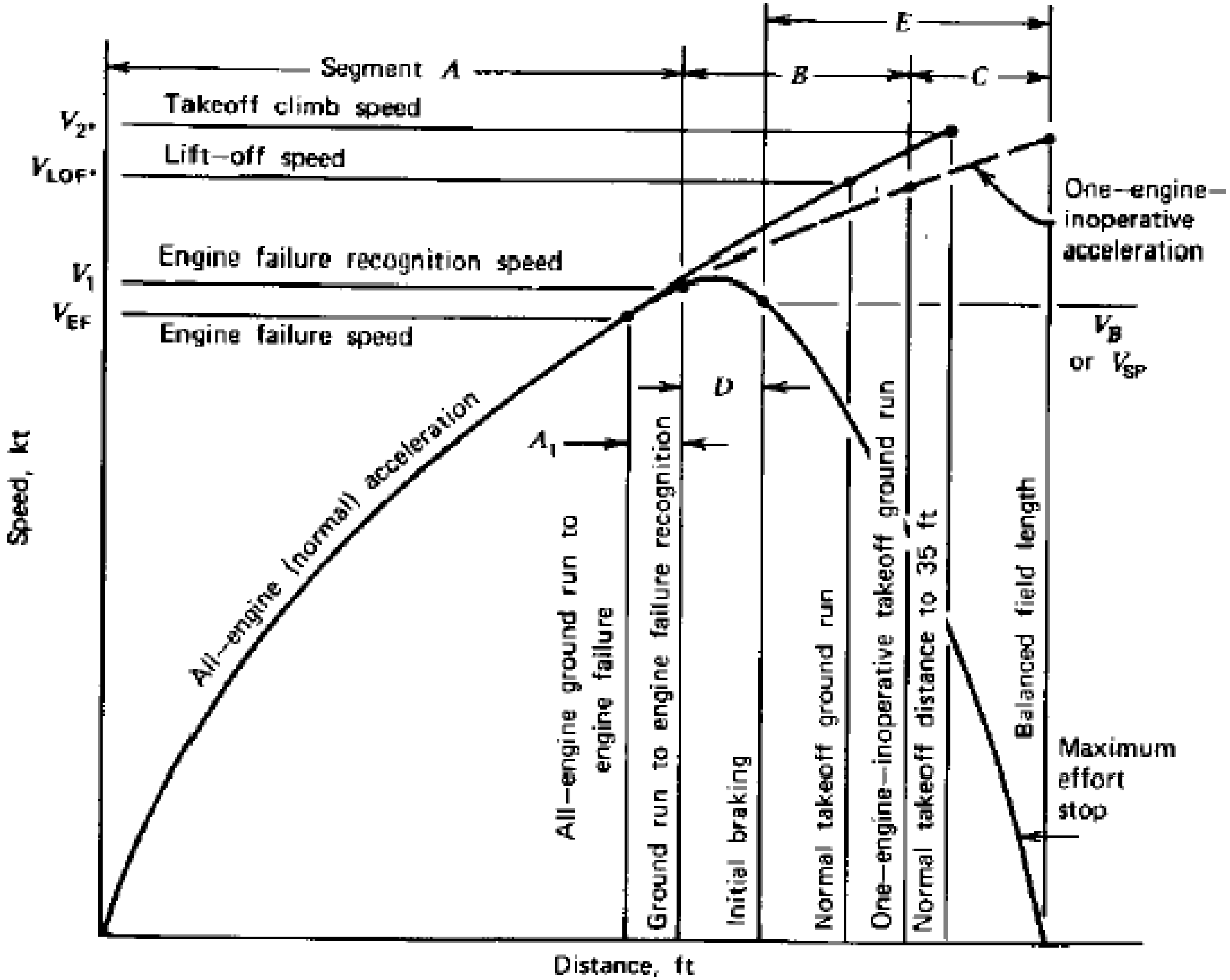
E' evidente che se la failure avviene in F1 conviene frenare (abortire) invece in F2 conviene continuare.

DECOLLO

Distanza bilanciata di decollo

Distanza Decollo
Effettivo (OEI)
DDE = A+B+C

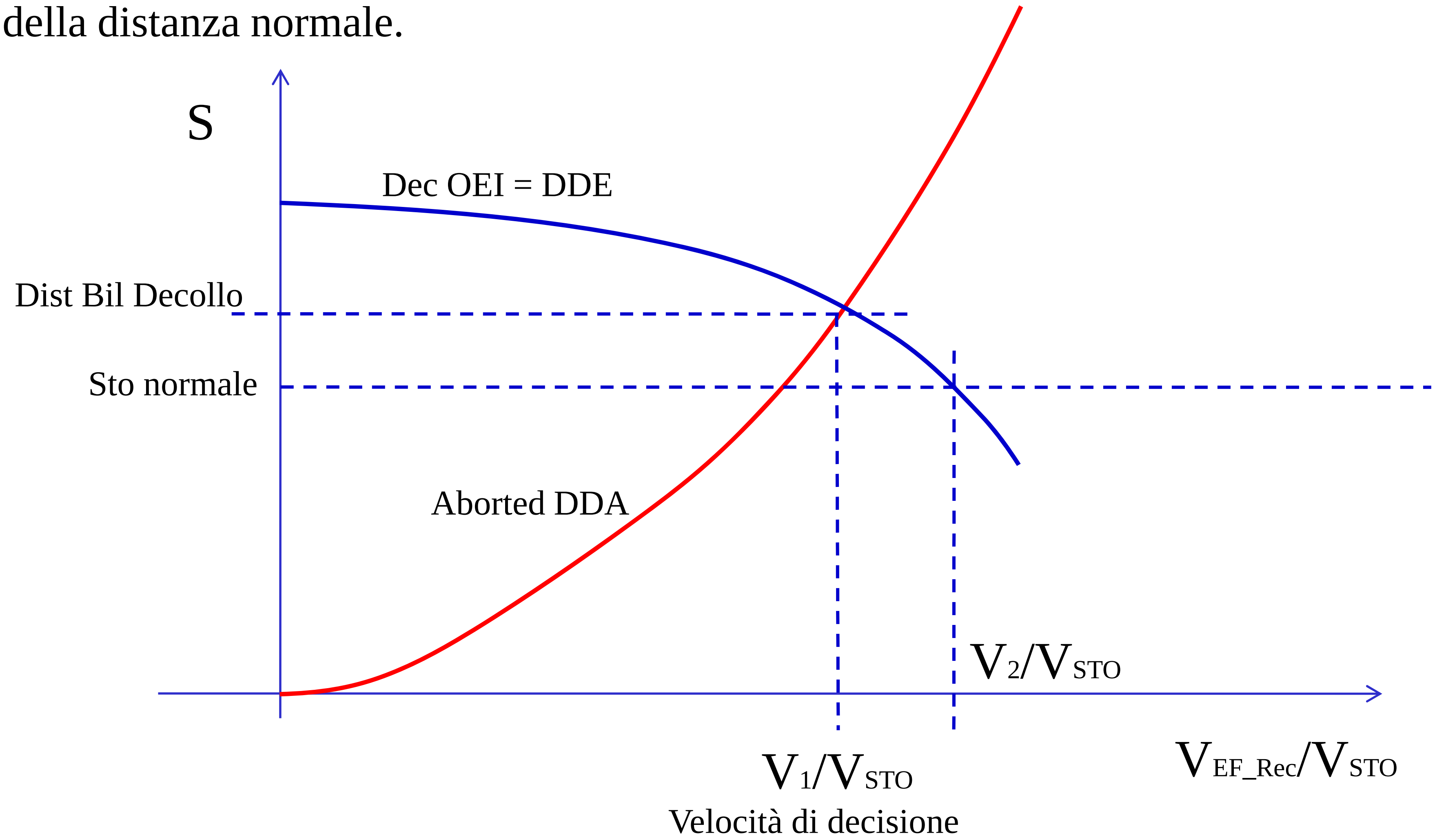
Distanza Decollo
Abortito
DDA = A+D+E



'igure 7.11 Definition of balanced field length.

DECOLLO

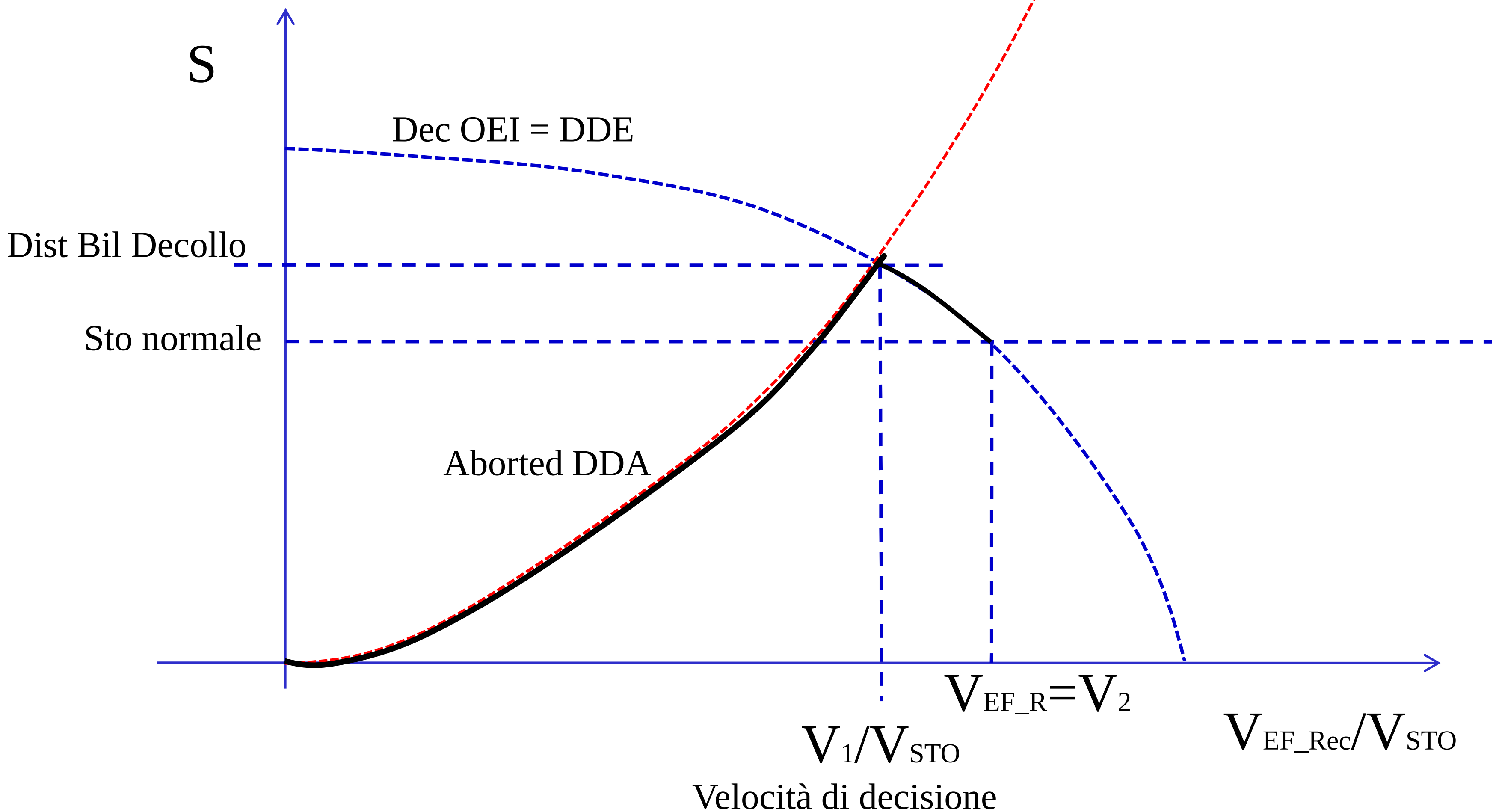
Distanza bilanciata di decollo : tipicamente 1.15 – 1.20 della distanza normale.



Distanza bilanciata di decollo:
è la massima distanza di decollo possibile (quando il riconoscimento della failure avviene alla V1)

DECOLLO

Distanza bilanciata di decollo : tipicamente 1.15 – 1.20 della distanza normale.



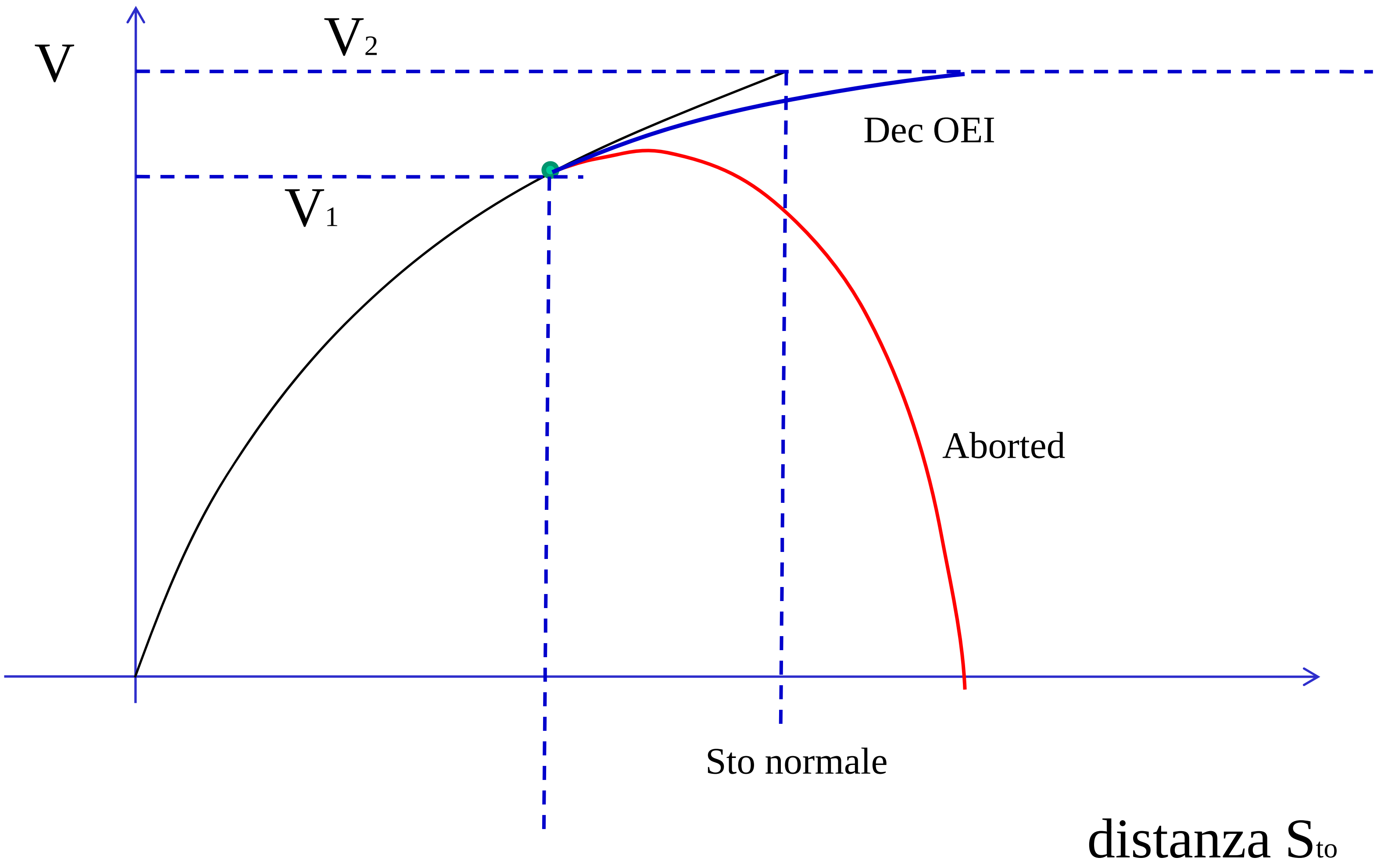
Distanza bilanciata di decollo:

è la massima distanza di decollo possibile (quando il riconoscimento della failure avviene alla V1)

DECOLLO

CORSA AL SUOLO Sg

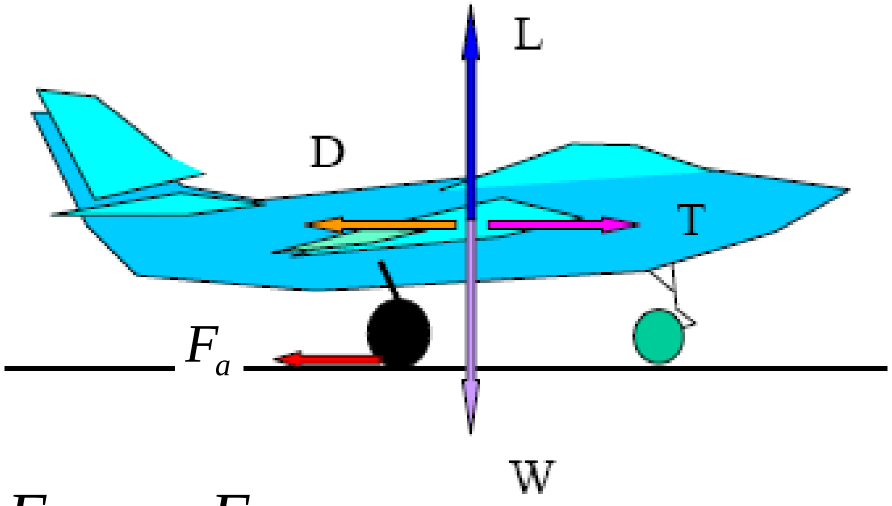
RUNWAY : spazio pista sulla quale può avvenire rullaggio = corsa al suolo *1.5
CLEARWAY : spazio dove non può avvenire rullaggio
STOPWAY : spazio sul quale è possibile frenare



DECOLLO

CORSA AL SUOLO Sg

Equazione della dinamica
Secondo asse x:



$$m \cdot a = F_{TOT}$$

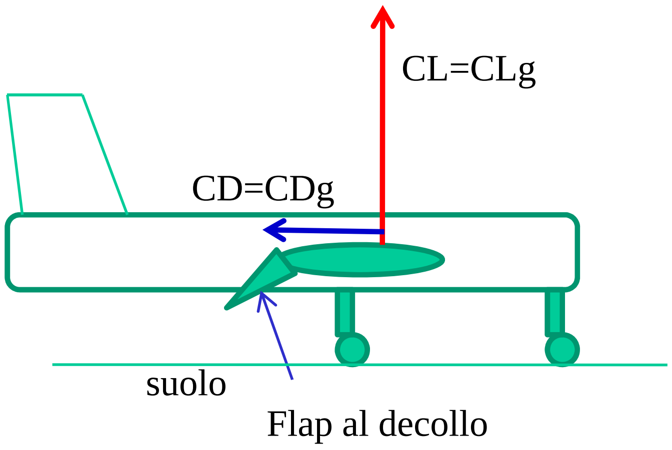
$$\frac{W}{g} a = \left[T - D - \mu F_z \right]$$

$$F_a = \mu \cdot F_z$$

$$F_z = (W - L)$$ Forza netta verticale sulle ruote

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

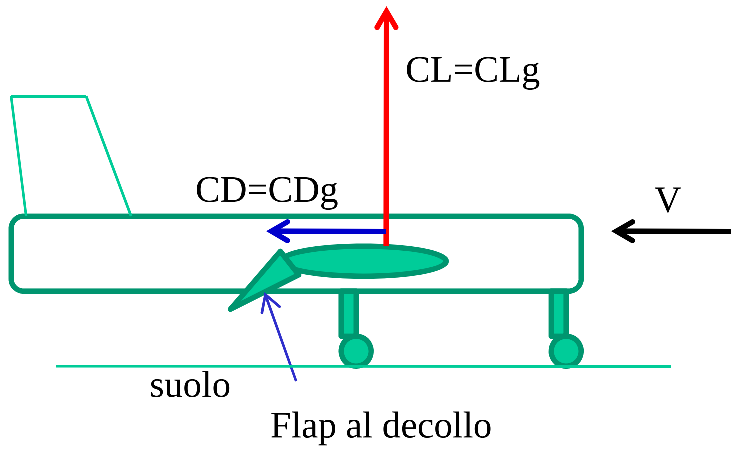
Durante la corsa di decollo l'assetto non cambia (fino alla rotazione e distacco). Il coefficiente di portanza e quello di resistenza, conseguentemente, sono costanti. Il coefficiente di portanza del velivolo, detto CLg (*g sta per ground*) è il coefficiente a basso assetto (la fusoliera è ad un angolo tra 1 e -2° con il suolo), ma tenendo conto della curva di portanza del velivolo con flap deflessi al decollo.



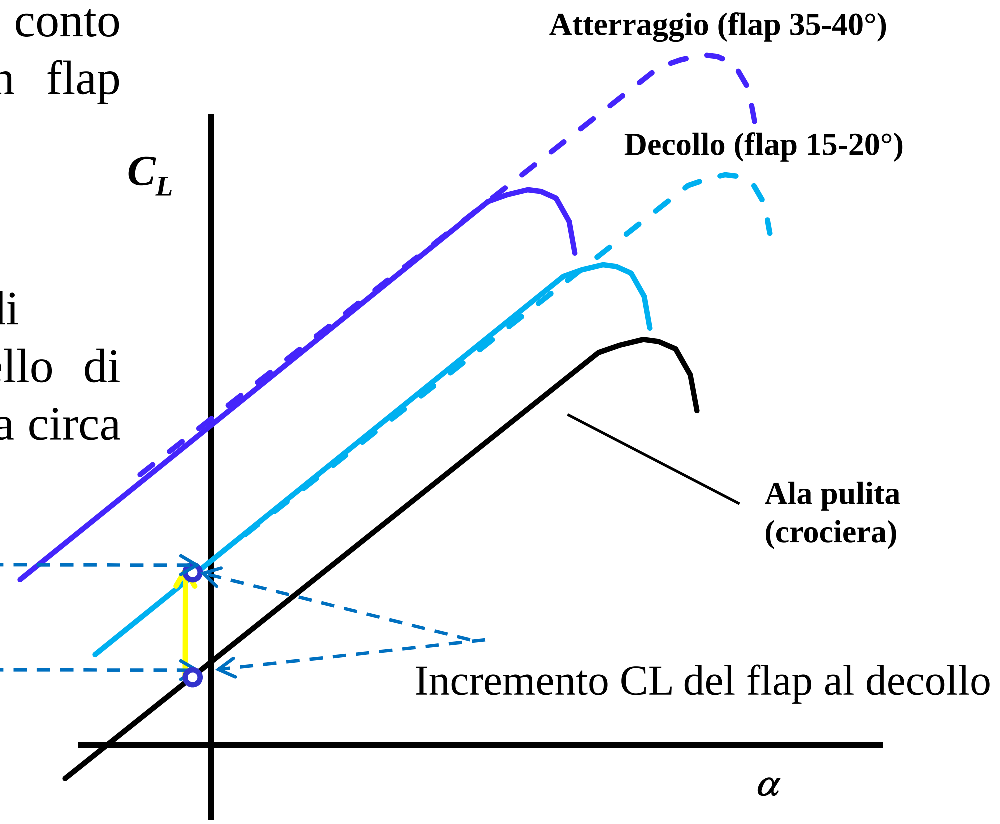
DECOLLO

CORSA AL SUOLO Sg

Durante la corsa di decollo l'assetto non cambia (fino alla rotazione e distacco). Il coefficiente di portanza e quello di resistenza, conseguentemente, sono costanti. Il coefficiente di portanza del velivolo, detto CLg (*g sta per ground*) è il coefficiente a basso assetto (la fusoliera è ad un angolo tra 1 e -2° con il suolo), ma tenendo conto della curva di portanza del velivolo con flap deflessi al decollo.



Con flap e slat deflessi parzialmente (circa 15-20°), l'incremento di CL a basse incidenze è di circa 0.40, comportando quindi
Un incremento di CL da 0.25-0.35 (quello di crociera ad alfa prossimi a zero o circa -1°) a circa 0.70-0.80.

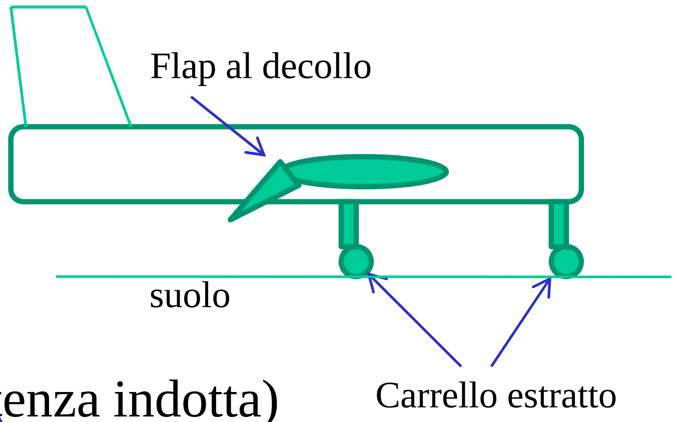


C_L con flap 0.60-0.80

C_L no flap 0.25-0.35

DECOLLO

CORSA AL SUOLO Sg

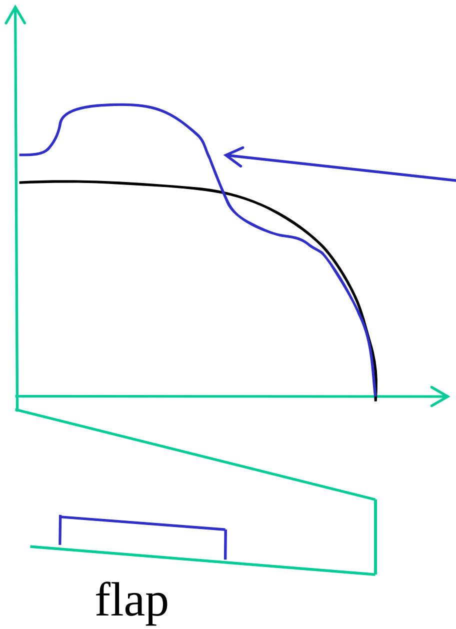


$$C_{Dg} = C_{D0} + \Delta C_{D0_{FLAP}} + \Delta C_{D0_{CARR}} + \frac{C_{Lg}^2}{\pi AR \cdot e_{TO}} \cdot K_{ES}$$

Polare del velivolo in configurazione di decollo
(flap+carrello+effetto del flap ed effetto suolo sulla resistenza indotta)

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

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



Il fattore di Oswald con i flap (che modificano il carico aerodinamico in apertura) può ridursi di qualche punto %, quindi, ad esempio:

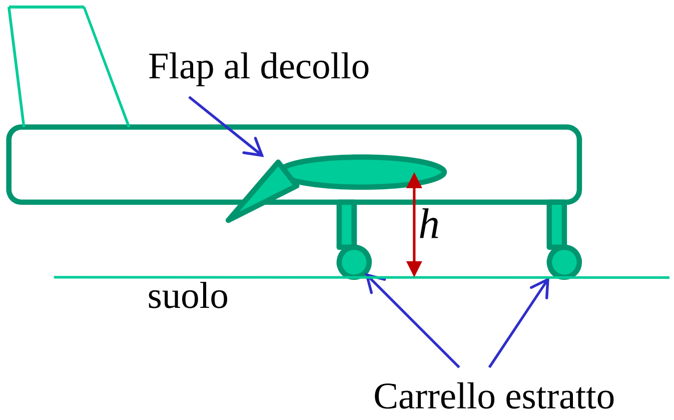
$$e = 0.80 \qquad e_{TO} = 0.76 \div 0.80$$

Fattore riduzione resistenza indotta in effetto suolo (vedi pag. seguente)

DECOLLO

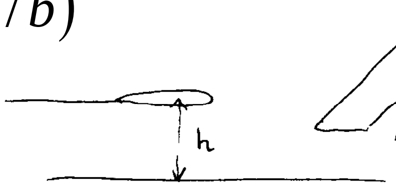
CORSA AL SUOLO Sg

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



Riduzione resistenza indotta in effetto suolo

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

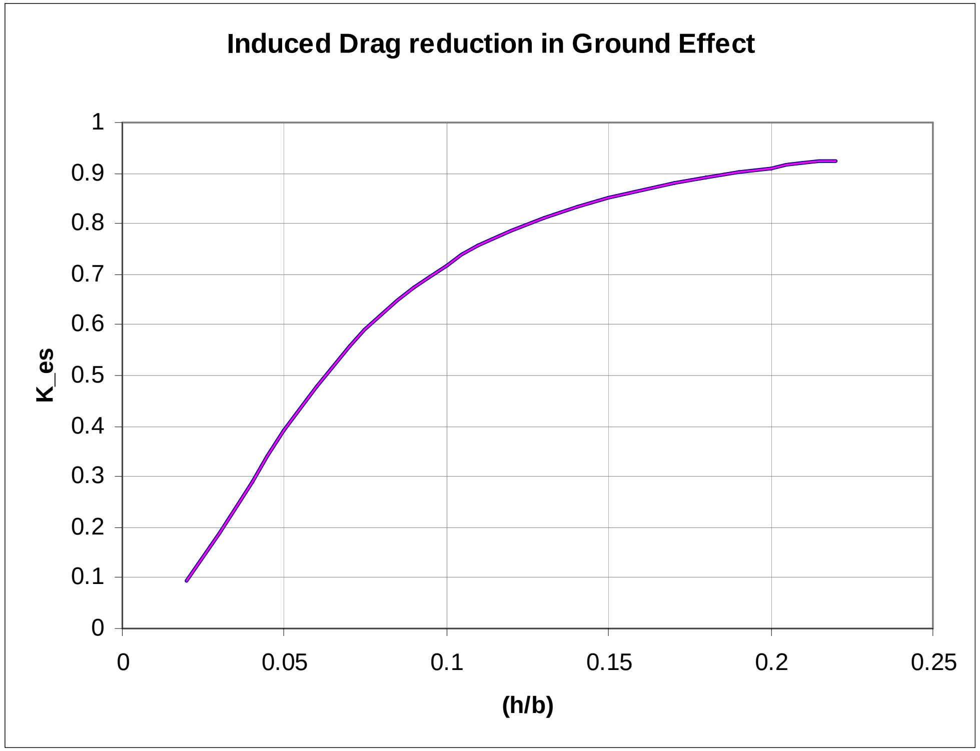


Velivolo ad ala bassa (tipo trasporto a getto) $(h/b) \approx 0.10 - 0.12$

$K_{ES} = circa\ \ 0.72 - 0.77$

Velivolo ad ala alta (ad es ATR72) $(h/b) \approx 0.20$

$K_{ES} = circa\ \ 0.90$



In generale $K_{ES} = circa\ \ 0.75 - 0.90$

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

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

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

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

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

Potrei trovare il CLg ottimale derivando rispetto al CLg e =0

$$2\frac{C_{Lg}}{\pi A \mathrm{Re}} K_{ES} - \mu = 0 \qquad C_{Lg} = \frac{1}{2}\mu(\pi \cdot AR \cdot e)\frac{1}{K_{ES}}$$

= circa 0.40 per valori tipici di μ AR e K_{ES}

Impossibile praticamente, si dovrebbe tenere la fusoliera troppo picchiata con un carrello principale alto

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

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

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

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

Conoscendo il $C_{L_{MAX\,to}}$ $\left(C_{L_{MAX}}\right.$ in configurazione di decollo$\left.\right)$ cioè con flap deflessi di circa $15°\div 20°$,

è possibile ricavare $V_{s_{TO}}$ e quindi V_{LO}

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

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

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

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

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

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

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

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

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

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

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

$$K = \frac{V_{LO}}{V_{S\_TO}} = 1.1 - 1.2$$

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

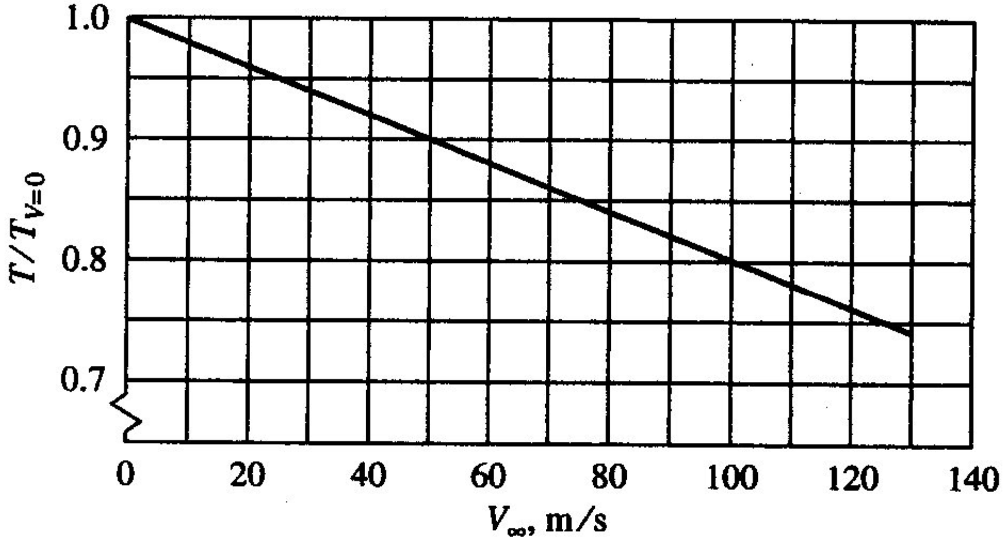
$$S_G = \frac{1}{2g}\frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D_1}} \ln\left[\frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - \frac{C_{D_1}}{C_{L_{MAX_{TO}}}} 1.21}\right] \qquad \text{(TO-1)}$$

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

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg

Si assume la T in corrisp. di 0.7 V

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



JET

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

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

$$S_G = \frac{1}{2}\int \frac{dV^2}{a} \qquad a = \frac{g}{W}\left[T - D - \mu(W - L)\right]$$

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

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

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

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

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

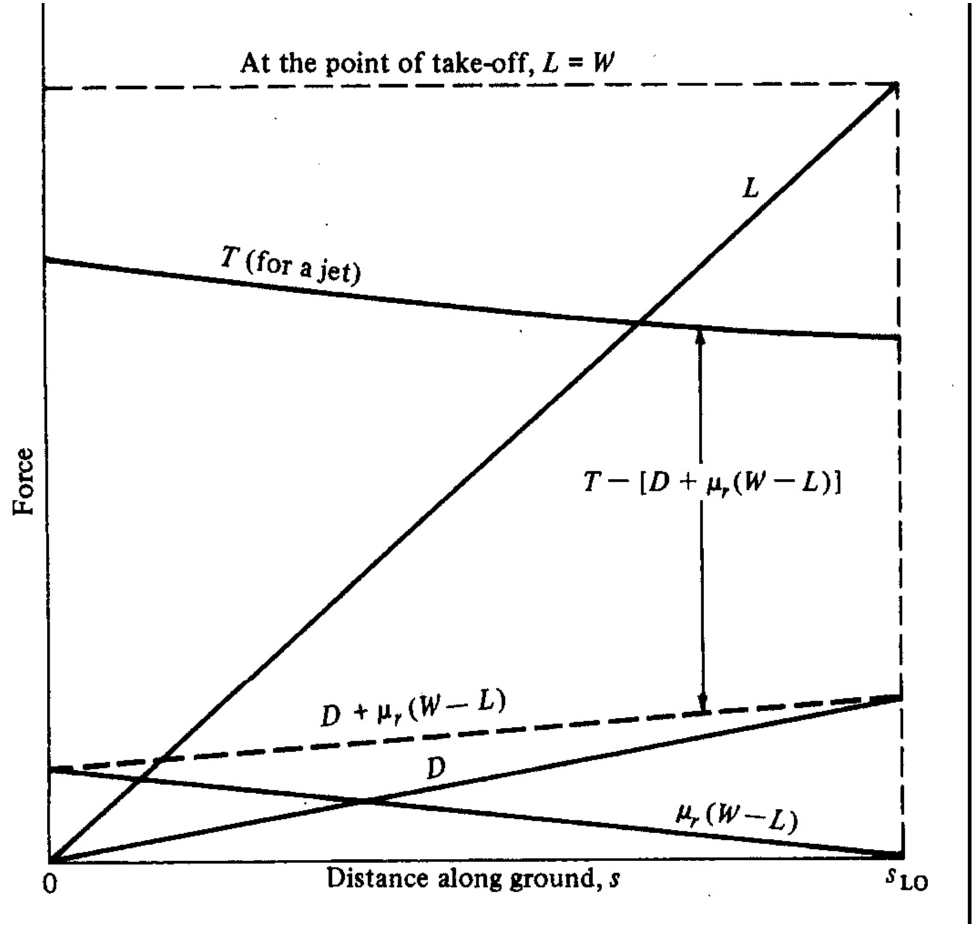
$$S_G = \frac{W}{2g} \cdot 1.21 \cdot (W/S) \cdot \left(\frac{2}{\rho}\right) \cdot \frac{1}{CL_{MAX\_TO}} \cdot \frac{1}{\left[T - D - \mu(W - L)\right]_{0.7V_{LO}}} \qquad \text{(TO-2)}$$

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

È abbastanza cost

ULTERIORE APPROSSIMAZIONE

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



DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg – Relazioni semplificate

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

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

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

- Il carico alare (W/S) ,

  al crescere di (W/S) aumenta la corsa, ecco perc

  piccola
- Il rapporto tra la spinta ed il peso (ovviament

  riduce)
- Il CL massimo al decollo (con flap al decollo)
- La quota sul livello del mare (densità)

DECOLLO CORSA AL SUOLO Sg - Riepilogo

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

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

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

VOLO MANOVRATO

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

<u>cabrata</u>

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

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

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

ma $\quad \omega = V_\infty / R$

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

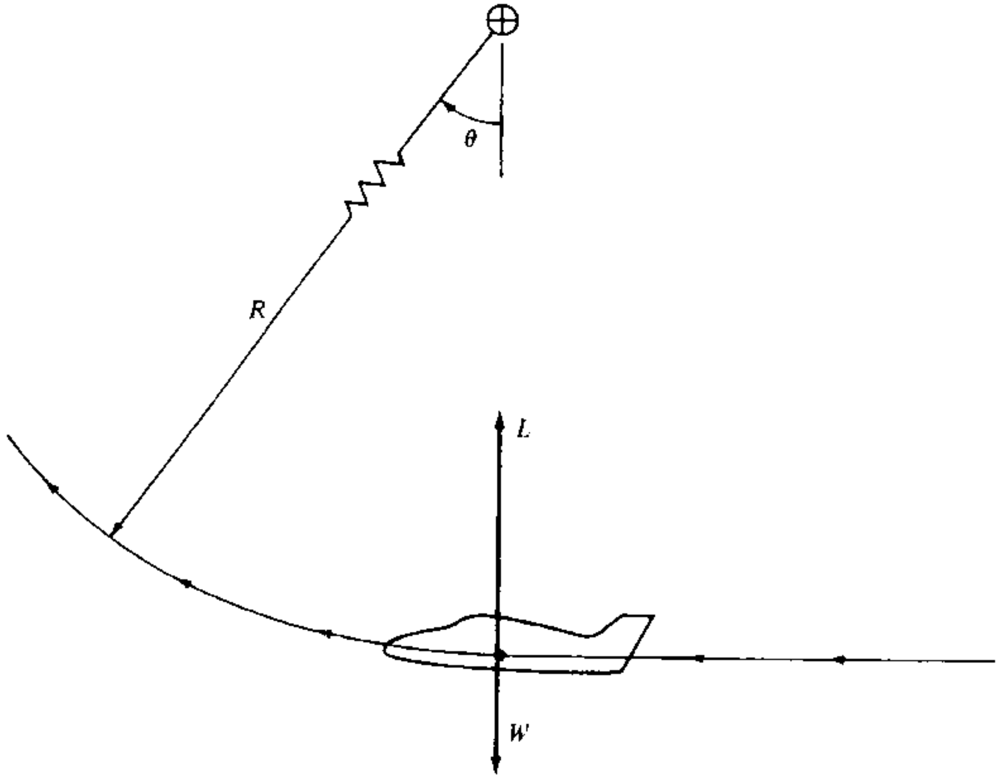
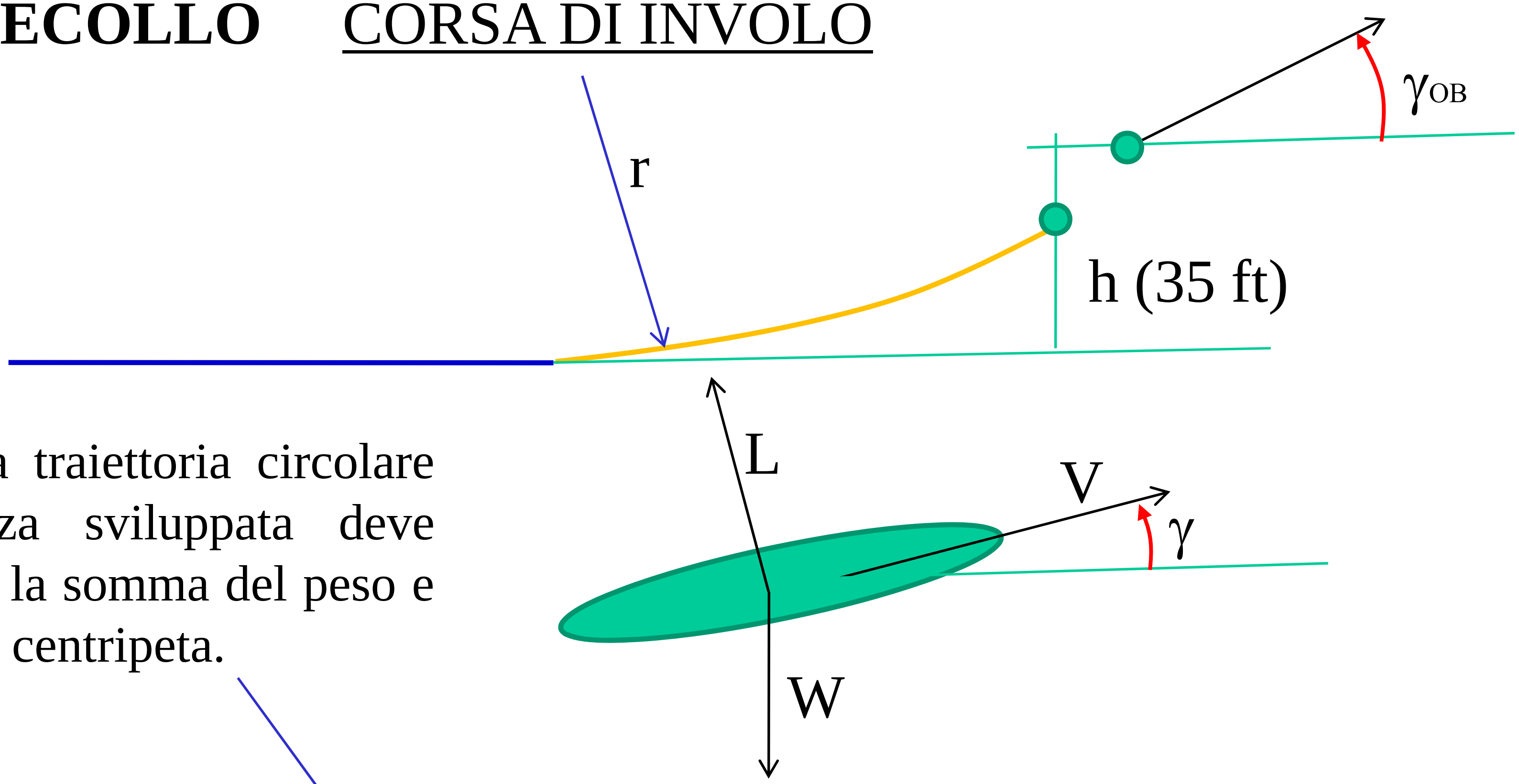


Figure 6.53 The pull-up maneuver.

DECOLLO CORSA DI INVOLO



Durante la traiettoria circolare la portanza sviluppata deve eguagliare la somma del peso e della forza centripeta.

$$L_d > W \qquad L = W + \frac{W}{g}\frac{V^2}{R} \qquad n = \frac{L}{W}$$

Fattore di carico n

Dividendo tutto per W

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

DECOLLO CORSA DI INVOLO

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

Per ricavare R è necessario conoscere V ed n

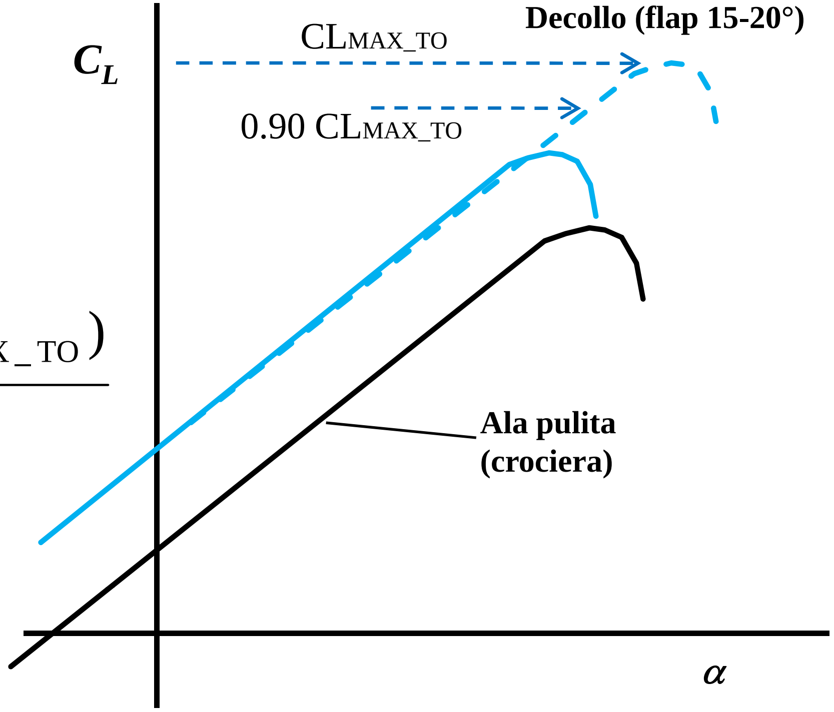
Come dicevamo la V si può assumere costante e pari alla media tra la V al distacco (es. 1.1 Vs_{TO}) e la V al supermanto dell'ostacolo (es. 1.20 Vs_{TO}), quindi =1.15 Vs_{TO}

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 ovviamamente con un certo margine di sicurezza. Assumiamo che l'angolo di attacco (alfa) conseguito sia tale da arrivare al 90% del massimo coefficiente di portanza :

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

Con i valori di V e CL assunti, si può ricavare il fattore di carico n

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



DECOLLO CORSA DI INVOLO

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

Ricordando la definizione di velocità di stallo:

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

Quindi:

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

Ed in tal caso:

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

N.B.
Teniamo presente che il valore di n=1.19 è legato al fattore 1.15 (media tra 1.10 e 1.20) e all'aver assunto un CL di involo pari a 0.90 del Cl_{max_TO}. Se, ad esempio, si ha in input che invece la velocità di lift-off da assumere è 1.14 della V_{S_TO} e quella di involo (V_2) è 1.20, il valore medio è 1.17. In tal caso il fattore di carico da usare sarebbe:

$$n = \left(1.17\right)^2 \cdot (0.90) = 1.23$$

In effetti, in molti testi è riportato che il fattore di carico durante la fase di involo è pari all'incirca ad 1.20.

DECOLLO CORSA DI INVOLO

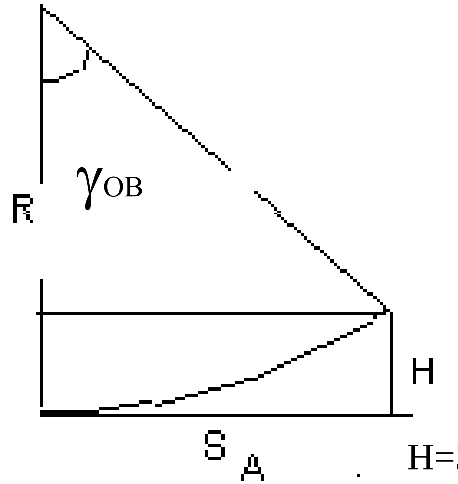
$$R = \frac{\left(1.15 \cdot V_{S\_TO}\right)^2}{g \cdot (1.19 - 1)}$$

Formula con velocità media pari a 1.15 (media tra 1.10 ed 1.20) e CL pari a 0.90 del CL massimo.

Ad esempio con $V_{S\_TO} = 65\, m/s$

$$R = \frac{(1.15 \cdot 65)^2}{g \cdot (1.19 - 1)} = 2998\, m$$

Per un velivolo da trasporto R di involo è all'incirca pari a 3000 m.



H=35ft =10.6 m

Ricavato R si può ricavare Sa

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

Per ricavare l'angolo di traiettoria di superamento dell'ostacolo si usa ancora una costruzione geometrica.

da cui: $$(R - H) = R \cdot \cos\gamma_{OB}$$

$$\gamma_{OB} = a\cos\left[1 - \frac{H}{R}\right]$$

Angolo piccolo … circa 4-5°.
Ad esempio, assumendo R=3000 m, essendo H=35ft=10.6 m

$$\gamma_{OB} = a\cos\left[1 - \frac{10.6}{3000}\right] = 4.8°$$

DECOLLO CORSA TOTALE

Tipicamente la corsa totale è 1.5 volte la corsa al suolo. La corsa di involo è infatti più corta.

FAR Take-off field lenght **FAR25 TOFL**:

- 1.15 S_{TO} (cioè 1.15 volte quella normale, per tener conto di effetti non prevedibili, tipo pilotaggio, etc.)

In generale "comanda" la corsa al suolo.
La corsa di involo è proporzionale ad essa.

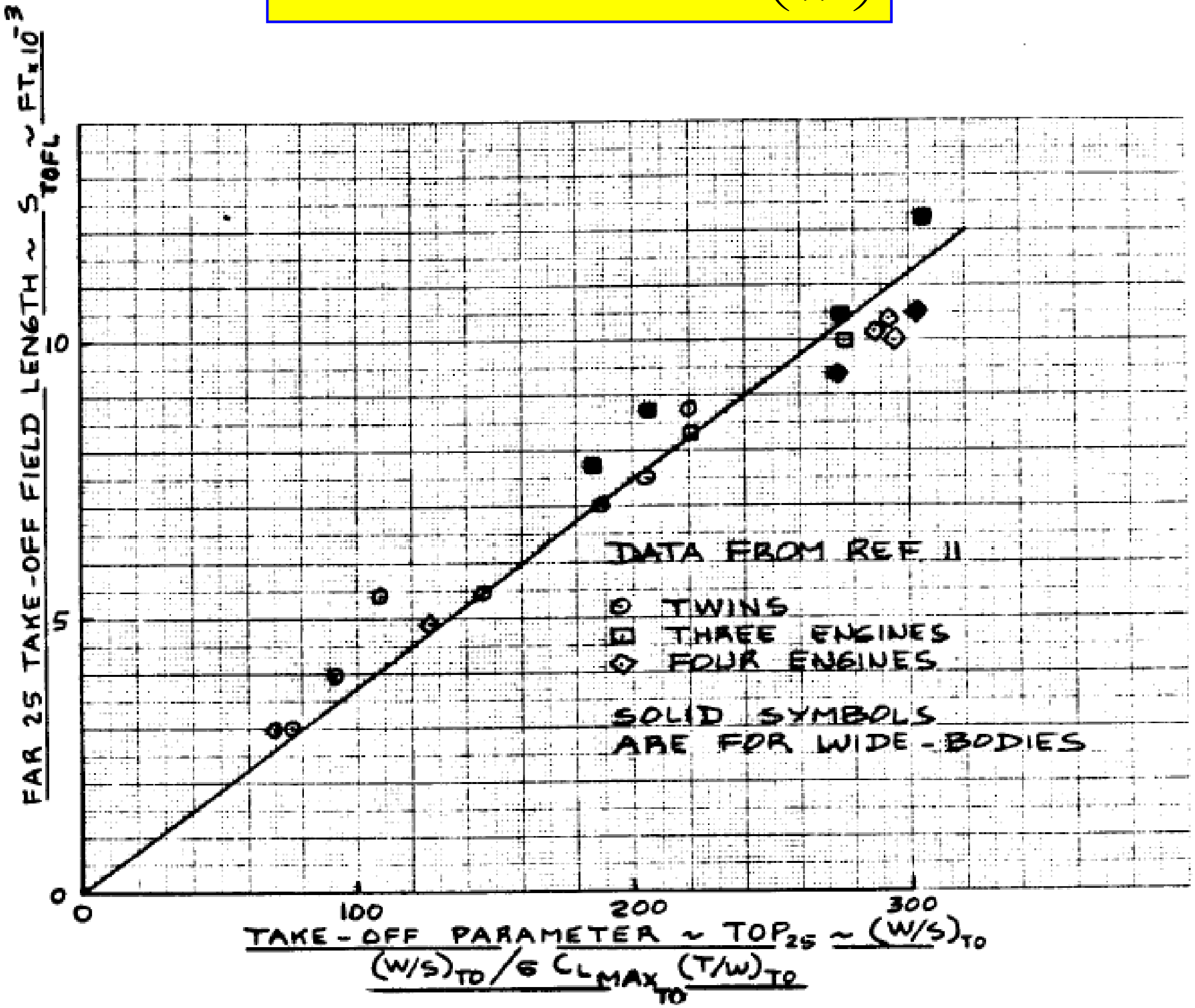
$$S_G = \frac{1.21 \cdot (W/S)}{\rho g \cdot CL_{MAX\_TO} \cdot \left(\frac{\bar{T}}{W}\right)}$$

DECOLLO CORSA TOTALE

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

$$TOP_{25} = \frac{(W/S)}{\sigma \cdot CL_{MAX\_TO} \cdot \left(\dfrac{T_0}{W}\right)}$$

Effettivamente c'è un legame lineare



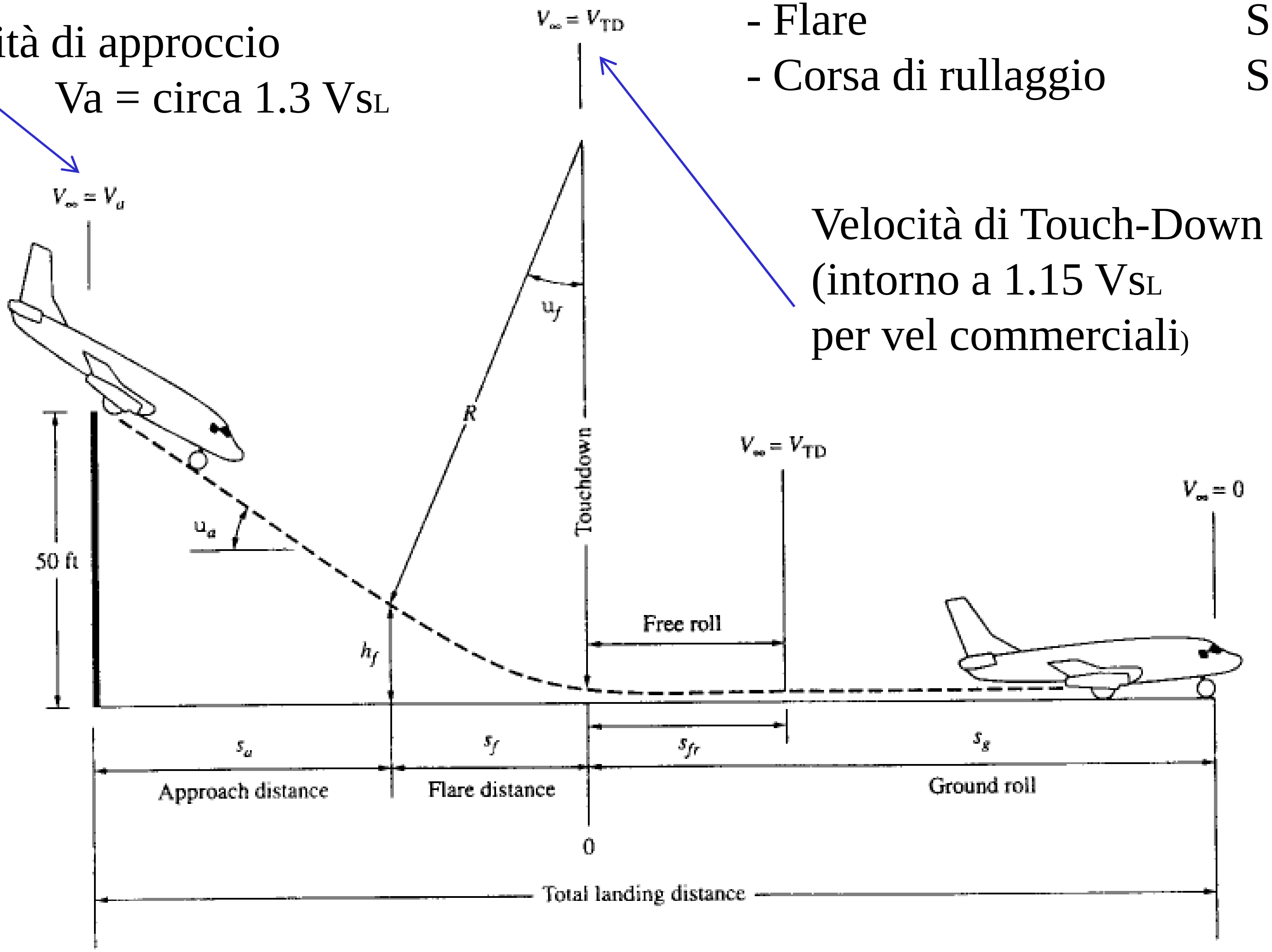
ATTERRAGGIO

CORSA DI ATTERRAGGIO

- Approccio Sa
- Flare Sf
- Corsa di rullaggio Sg

Velocità di approccio

V_a = circa 1.3 V_{SL}



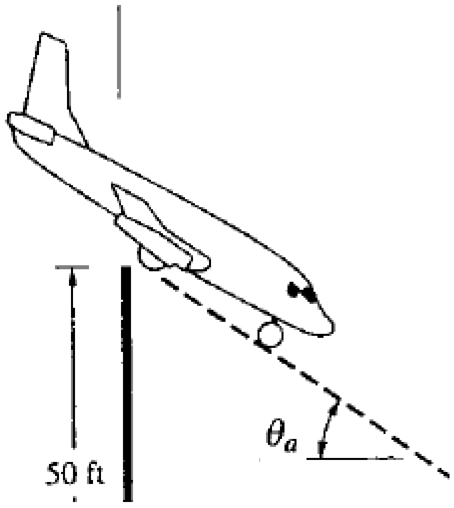
Velocità di Touch-Down
(intorno a 1.15 V_{SL}
per vel commerciali)

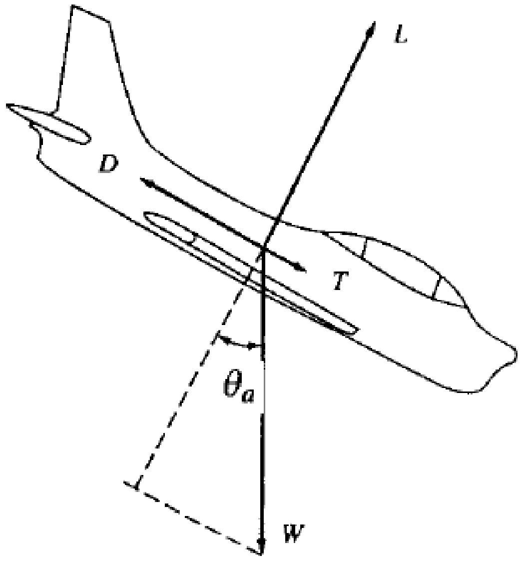
ATTERRAGGIO

Distanza di approccio

$$L = W\cos\theta_a$$

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





$$\sin\theta_a = \frac{D-T}{W} = \frac{D}{W} - \frac{T}{W}$$

<u>Angolo di approccio piccolo (circa 3°- 4°)</u>

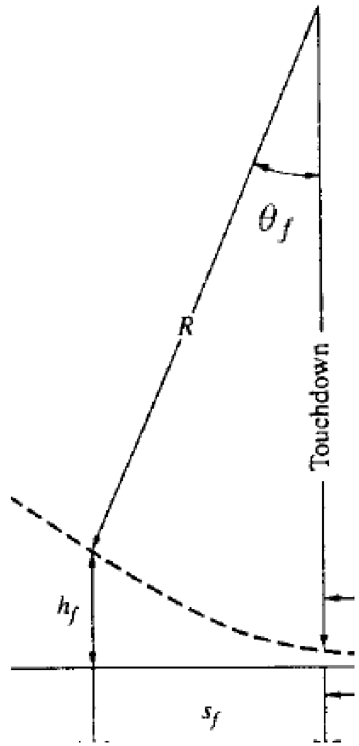
$\cos\theta_a \approx 1 \qquad L \approx W$

$$\sin\theta_a = \frac{1}{L/D} - \frac{T}{W}$$

$$h_f = R - R\cos\theta_f$$

ma $\quad \theta_f = \theta_a.$

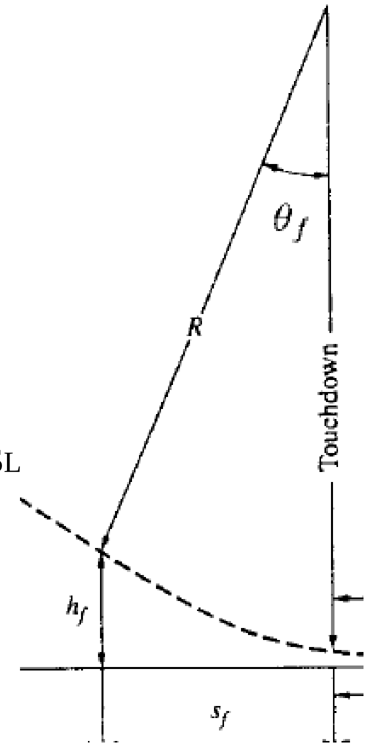
$$\boxed{h_f = R(1-\cos\theta_a)}$$



<u>Come ricavo R ? => traiettoria ed equazioni della richiamata</u>

ATTERRAGGIO

Come ricavo R ? => traiettoria ed equazioni della richiamata (*FLARE*)



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

- Si assume per il *flare* una V pari alla media tra 1.3 V_{SL} (la Va) e 1.15 V_{SL} (al touch down), quindi una V=1.23 V_{SL}

$$V_f = 1.23\ V_{SL}$$

- Assumendo un fattore di carico n pari a n=1.2

$$R = \frac{V_f^2}{0.2g}$$

Avendo quindi calcolato :

$$\sin\theta_a = \frac{1}{L/D} - \frac{T}{W}$$

Oppure assunto θ_a pari a pochi gradi (es = 3°)

$$R = \frac{V_f^2}{0.2g}$$

$$h_f = R(1 - \cos\theta_a)$$

ATTERRAGGIO Distanza di approccio e flare

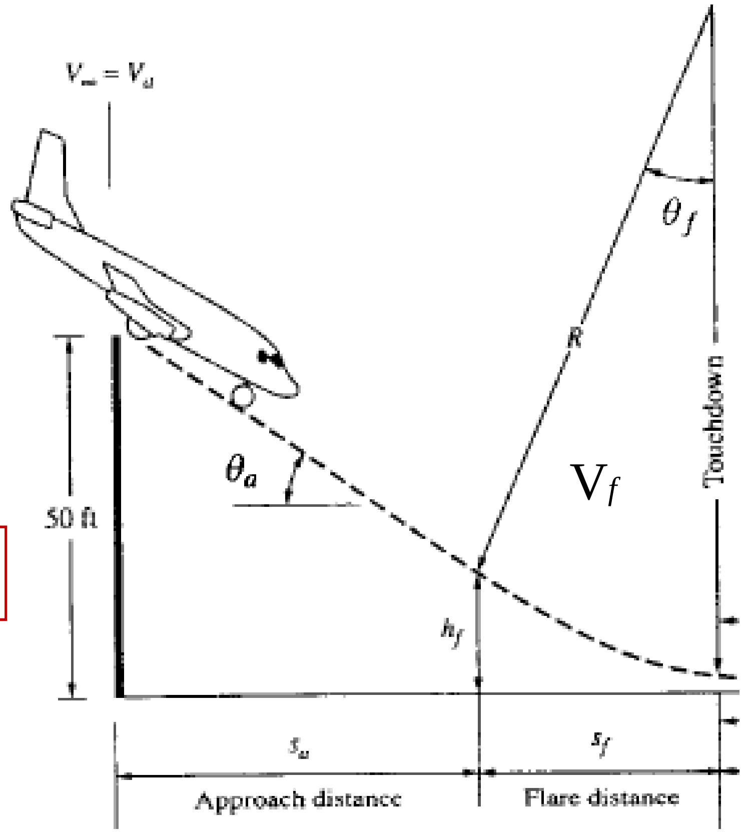
Approccio

V_f $= 1.23\ V_{SL}$

$n=1.2$

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

$$\boxed{R = \frac{V_f^2}{0.2g}}$$



$$\sin\theta_a = \frac{1}{L/D} - \frac{T}{W}$$

Oppure angolo assegnato

$$\boxed{h_f = R(1-\cos\theta_a)}$$

$$\boxed{s_a = \frac{50 - h_f}{\operatorname{Tan}\theta_a}}$$

Flare

$$s_f = R\sin\theta_f$$

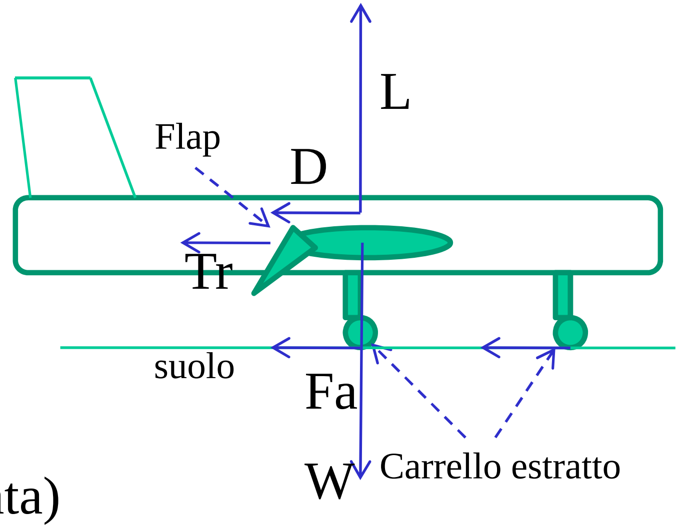
$$\theta_f = \theta_a$$

$$\boxed{s_f = R\sin\theta_a}$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN

$$\frac{W}{g}a = \frac{W}{g}\frac{dV}{dt} = \left[-D - \mu_R (W - L) \right]$$



$$m\frac{dV_\infty}{dt} = -D - \mu_r (W - L)$$ Se Tr=0

V_T = Velocità al touch-down

Forza di attrito radente (ruota frenata, ma non bloccata)

$$F_a = \mu_R \cdot (W - L) \quad con \quad \mu_R = 0.25 - 0.40$$ Tipico = 0.30

Solitamente i velivoli sono in grado di sviluppare l'inversione di spinta con una Trev (T reversed) che va dal 40% al 60% della To (spinta massima positiva).

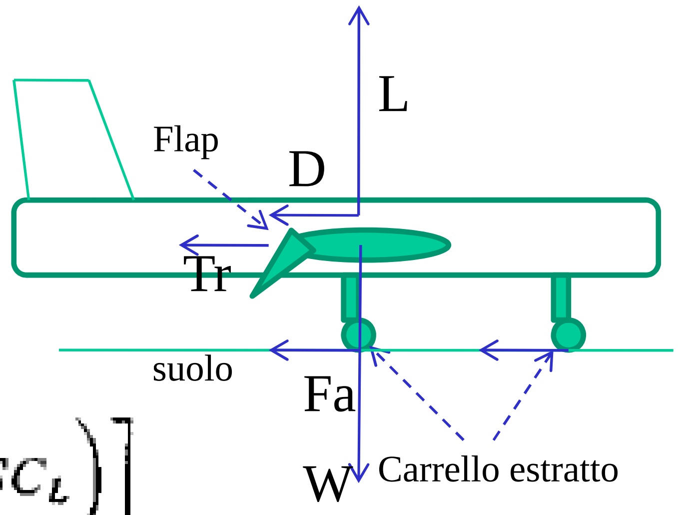
$$m\frac{dV_\infty}{dt} = -T_{rev} - D - \mu_r (W - L)$$

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

$$\frac{dV_\infty}{dt} = -\frac{g}{W}\left[T_{rev} + \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_D + \mu_r \left(W - \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L\right)\right]$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN



$$\frac{dV_\infty}{dt} = -\frac{g}{W}\left[T_{rev} + \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_D + \mu_r\left(W - \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L\right)\right]$$

$$= -g\left[\frac{T_{rev}}{W} + \mu_r + \frac{\rho_\infty}{2(W/S)}\left(C_D - \mu_r C_L\right)V_\infty^2\right]$$

$$= -g\left\{\frac{T_{rev}}{W} + \mu_r + \frac{\rho_\infty}{2(W/S)}\left[C_{D,0} + \Delta C_{D,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR}\right)C_L^2 - \mu_r C_L\right]V_\infty^2\right\}$$

$$J_T \equiv \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r$$

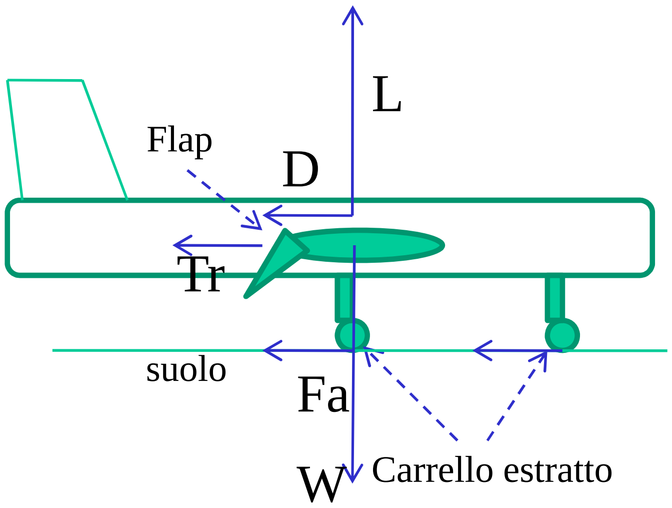
$$J_A \equiv \frac{\rho_\infty}{2(W/S)}\left[C_{D,0} + \Delta C_{D,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR}\right)C_L^2 - \mu_r C_L\right]$$

$$\boxed{\frac{dV_\infty}{dt} = -g\left(J_T + J_A V_\infty^2\right)}$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN

$$\boxed{\frac{dV_\infty}{dt} = -g\left(J_T + J_A V_\infty^2\right)}$$



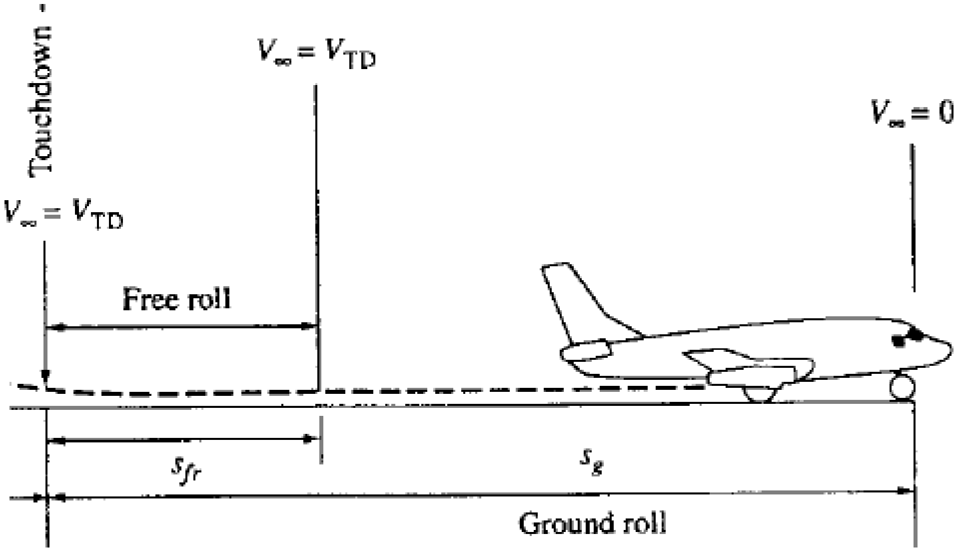
$$ds = \frac{d(V_\infty^2)}{2(dV_\infty/dt)} = -\frac{d(V_\infty^2)}{2g\left(J_T + J_A V_\infty^2\right)}$$

L'equazione va applicata dalla fine del free-rolling (inizio frenatura) fino allo stop

$$s_g - s_{fr} = \int_0^{V_{TD}} \frac{d(V_\infty^2)}{2g(J_T + J_A V_\infty^2)}$$

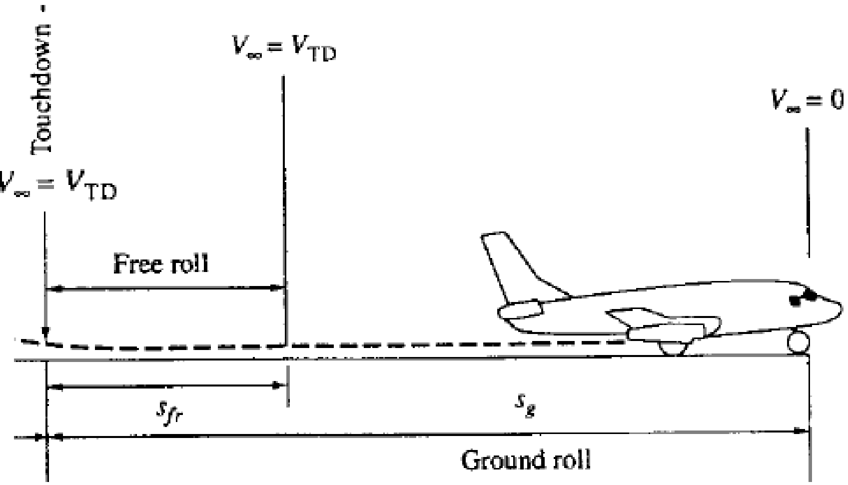
Ipotesi J_T e J_A costanti con V

$$s_g - s_{fr} = \frac{1}{2gJ_A}\ln\left(1 + \frac{J_A}{J_T}V_{TD}^2\right)$$



ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN



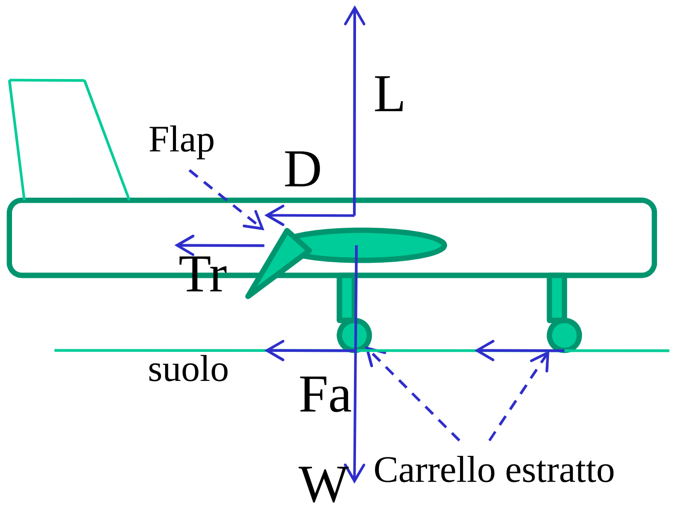
$$s_g - s_{fr} = \frac{1}{2g J_A} \ln\left(1 + \frac{J_A}{J_T} V_{TD}^2\right)$$

Includendo anche il free-roll (dura N secondi)

$$\boxed{s_g = N V_{TD} + \frac{1}{2g J_A} \ln\left(1 + \frac{J_A}{J_T} V_{TD}^2\right)}$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN



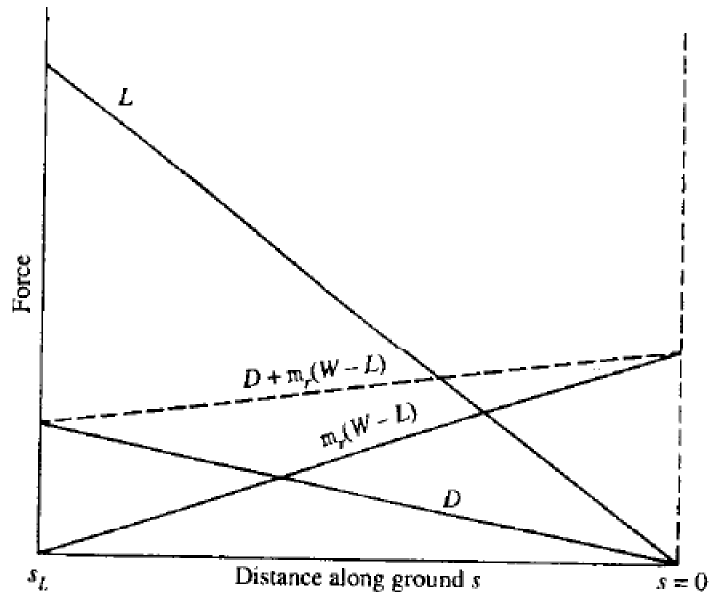
Forma analitica che mette in evidenza i parametri

$$ds = \frac{d(V_\infty^2)}{2(dV_\infty/dt)}$$

$$ds = \frac{m}{2} \frac{d(V_\infty^2)}{-T_{rev} - D - \mu_r(W - L)}$$

Free-roll

$$s_g = NV_{TD} + \frac{W}{2g}\int_0^{V_{TD}} \frac{d(V_\infty^2)}{T_{rev} + D + \mu_r(W - L)}$$

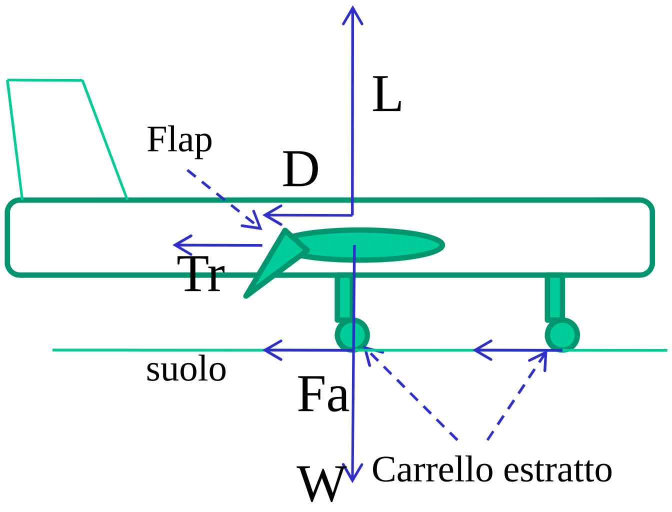


La forza $D+\mu_r(W-L)$ è abbastanza costante con la V

$$\boxed{s_g = NV_{TD} + \frac{WV_{TD}^2}{2g}\left[\frac{1}{T_{rev} + D + \mu_r(W - L)}\right]_{0.7V_{TD}}}$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN



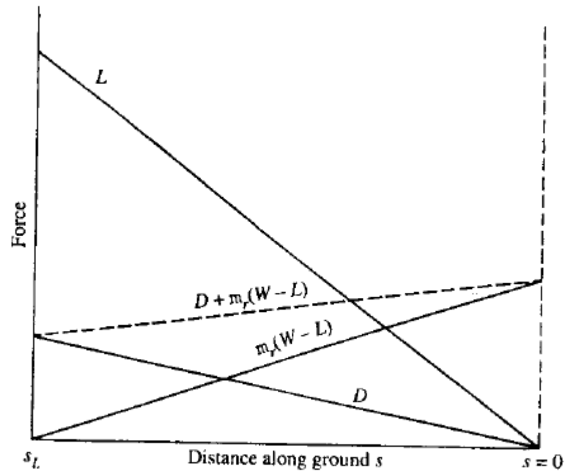
Forma analitica che mette in evidenza i parametri

Free-roll

$$s_g = N V_{TD} + \frac{W V_{TD}^2}{2g}\left[\frac{1}{T_{rev} + D + \mu_r (W - L)}\right]_{0.7 V_{TD}}$$

$V_{TD} = 1.15\, V_{SL} = j\, V_{SL}$

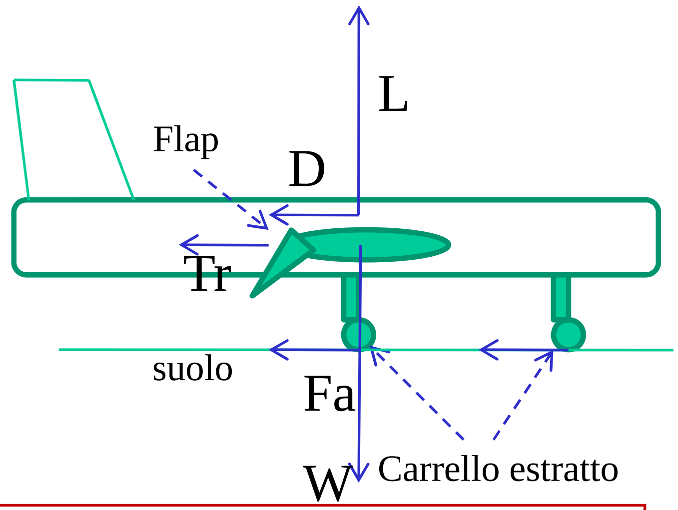
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty}\frac{W}{S}\frac{1}{(C_L)_{max}}}$$



$$s_g = jN\sqrt{\frac{2}{\rho_\infty}\frac{W}{S}\frac{1}{(C_L)_{max}}} + \frac{j^2 (W/S)}{g\rho_\infty (C_L)_{max}\left[T_{rev}/W + D/W + \mu_r (1 - L/W)\right]_{0.7 V_{TD}}}$$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN



Forma analitica che mette in evidenza i parametri

$V_{TD} = 1.15\, V_{SL} = j\, V_{SL}$

Free-roll

$$s_g = jN\sqrt{\frac{2}{\rho_\infty}\frac{W}{S}\frac{1}{(C_L)_{\max}}} + \frac{j^2(W/S)}{g\rho_\infty (C_L)_{\max}\,[T_{rev}/W + D/W + \mu_r(1 - L/W)]_{0.7V_{TD}}}$$

1. s_g increases with an increase in W/S.
2. s_g decreases with an increase in $(C_L)_{\max}$.
3. s_g decreases with an increase in T_{rev}/W.
4. s_g increases with a decrease in ρ_∞.

ATTERRAGGIO

FAR25 LANDING DISTANCE S_{FL}

In effetti, da un punto di vista statistico, la distanza totale è funzione dell'energia cinetica all'approccio.

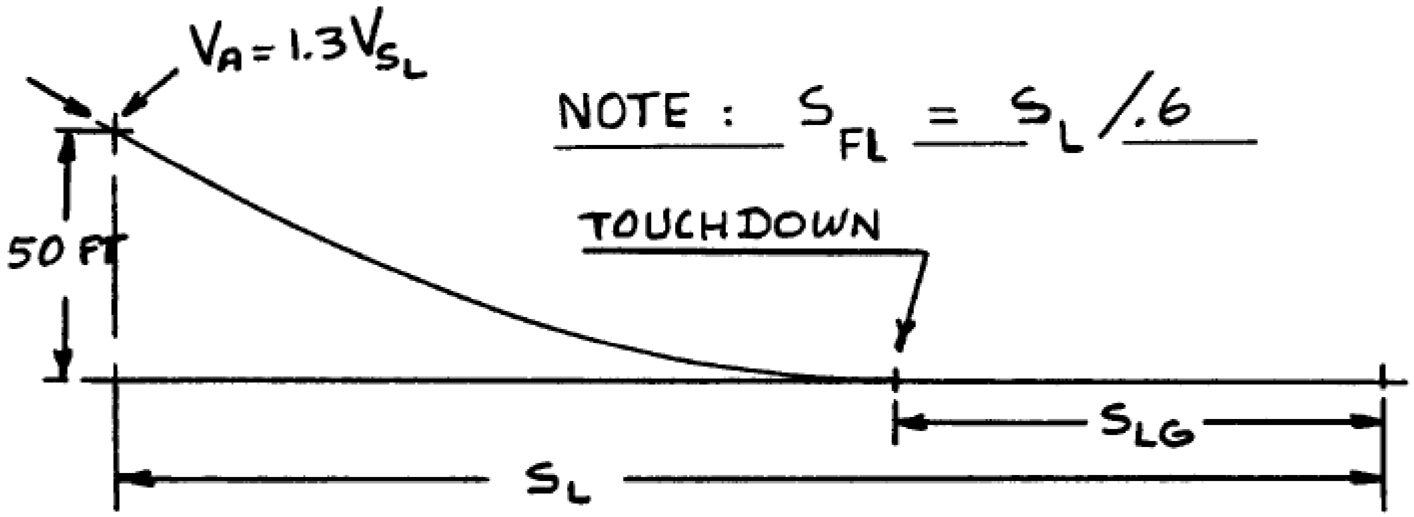
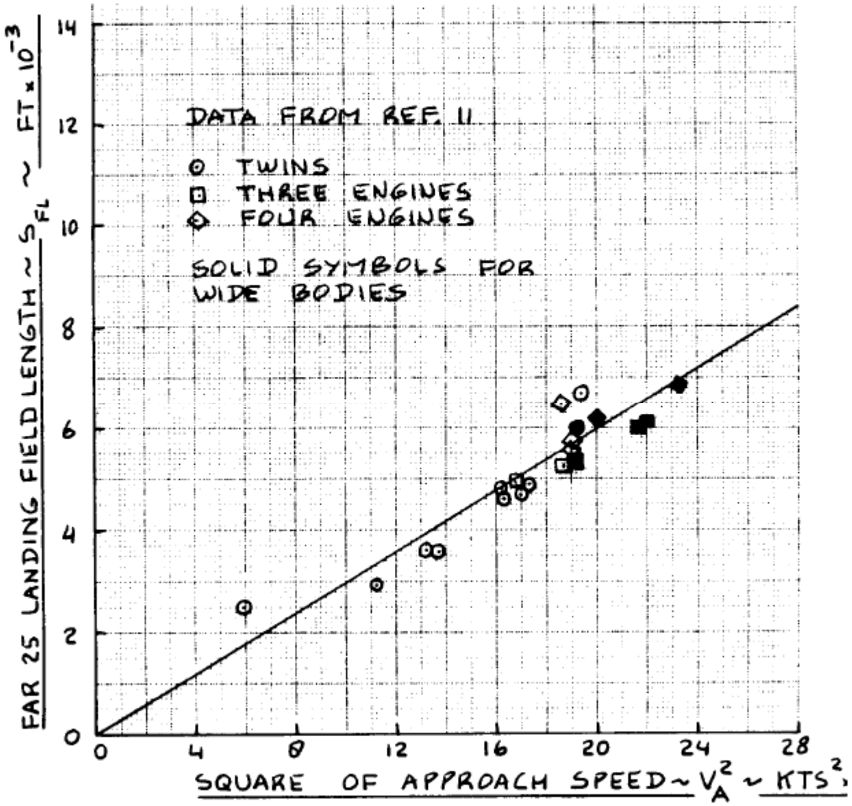


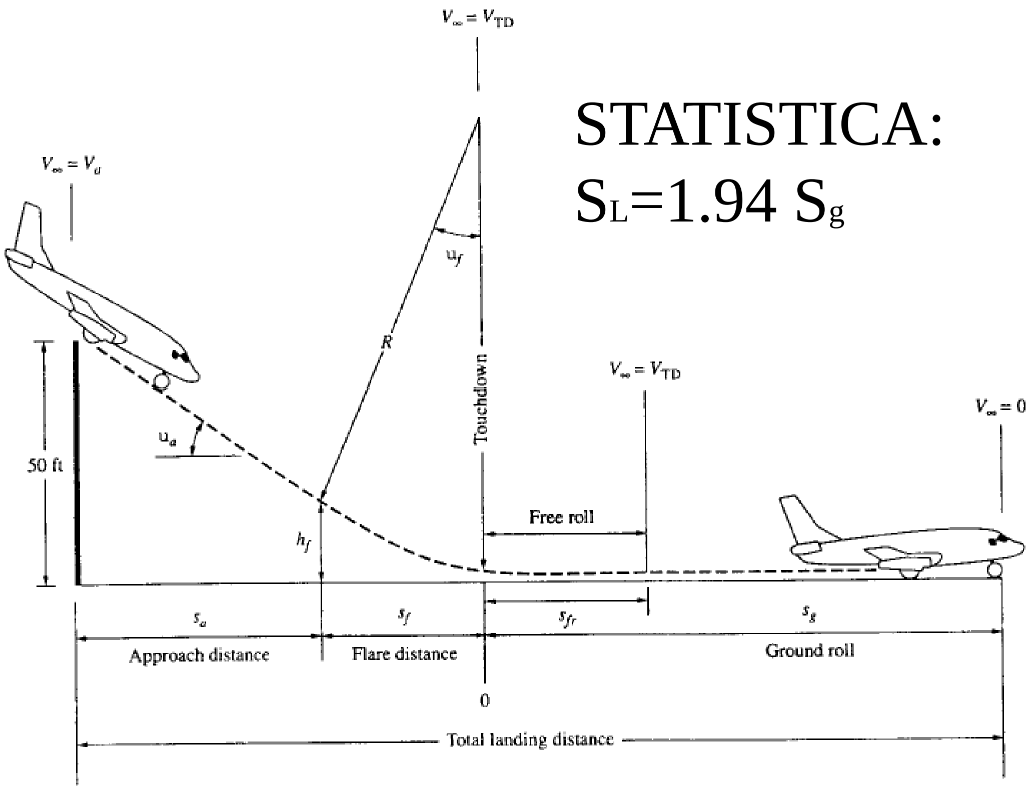
Figure 3.16 Definition of FAR 25 Landing Distances

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN

In effetti, da un punto di vista statistico, la distanza totale è funzione dell’energia cinetica all’approccio.



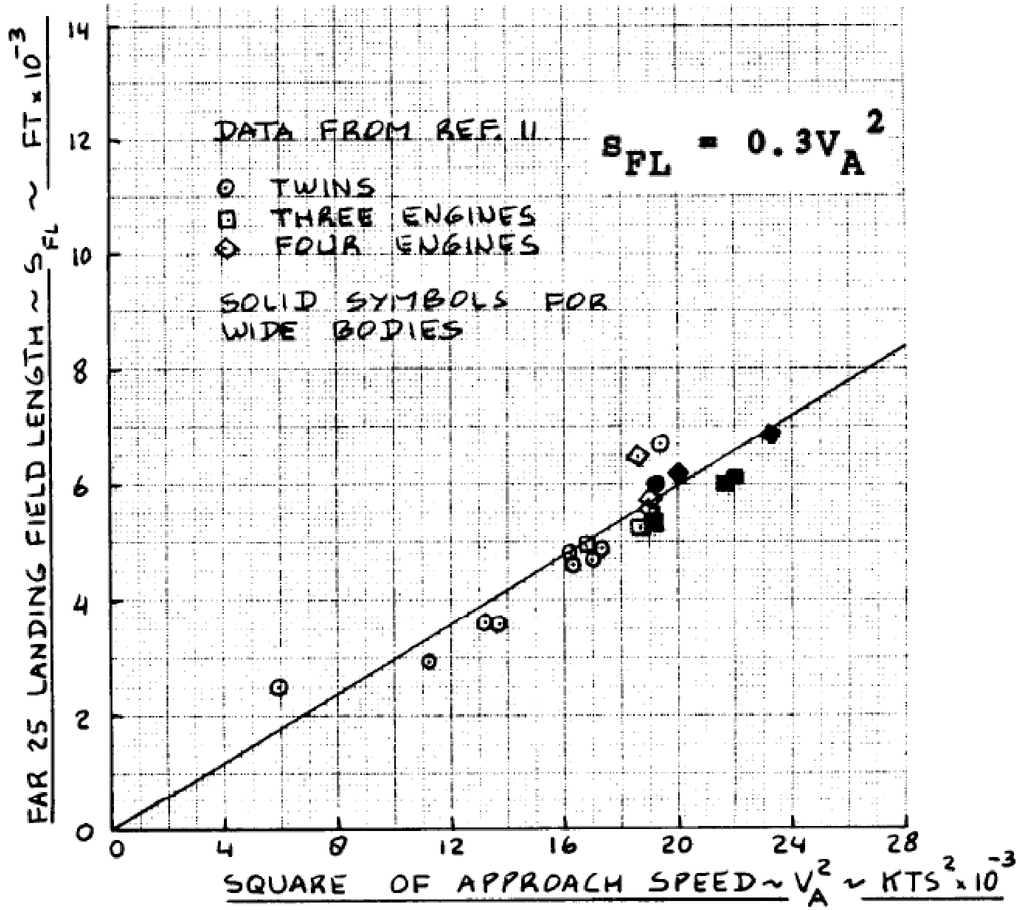


STATISTICA:
$S_L = 1.94\ S_g$

ATTERRAGGIO

CORSA AL SUOLO DOPO IL TOUCH-DOWN

In effetti, da un punto di vista statistico, la distanza totale è funzione dell’energia cinetica all’approccio.



$$S_{FL} = 0.3 \cdot V_A^{\;2} = 0.3 \cdot 1.3 \cdot V_{SL}^{\;2}$$

$$S_{FL} = 0.39 \cdot \frac{2}{\sigma\rho_0} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L\,max\,L}}$$

In definitiva la distanza di atterraggio è legata praticamente al carico alare equivalente

$$S_{FL} \propto m = \frac{W}{S \cdot C_{L\,max\,L}}$$