

Nel caso della potenza minima:

$$P_P = \frac{2}{\sqrt[4]{27}} W^{3/2} \sqrt[4]{\frac{64}{\rho^2 \pi^3}} \sqrt[4]{\frac{f}{b_e^6}}$$

La potenza non varia linearmente con W ed inoltre è più sensibile a b_e che a f ; una variazione percentuale su b è 6 volte più efficace della stessa percentuale su f .

Se dopo le prove di volo le caratteristiche di salita non vanno bene, tra le varie correzioni (elica, finitura, trimmaggio, baricentro molto avanzato) bisogna modificare l'ala; chiaramente converrà intervenire su b e non su f perché più efficace (aumentare f vuol dire aumentare le corde).

Analogamente se la velocità di stallo è troppo elevata si aggiunge qualcosa all'apertura alare (in realtà servirebbe S ma si agisce su b per non peggiorare le altre fasi di volo).

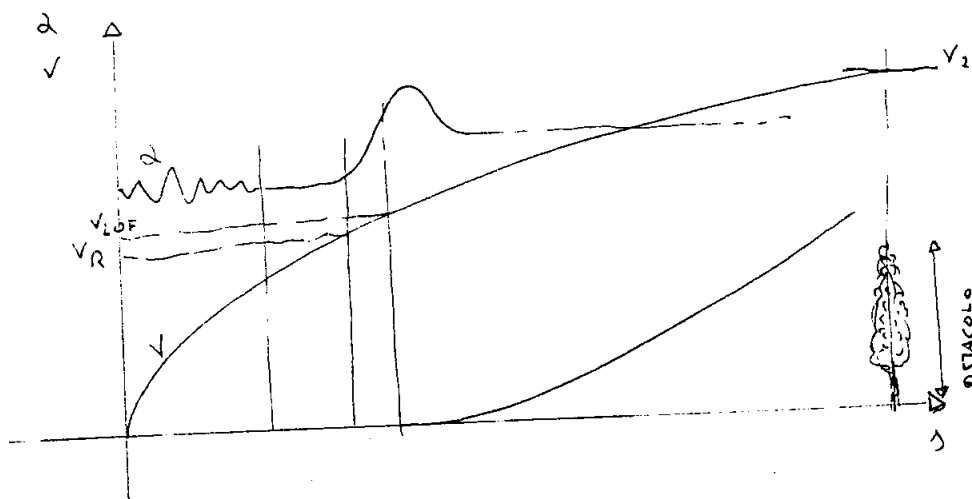
Chiaramente variando b varia anche la velocità ma le cose non dovrebbero cambiare molto se la curva di potenza è abbastanza piatta.

Quanto detto in termini di apertura alare può essere visto anche dal punto di vista della resistenza perché f è indice di CD_0 mentre b è indice di CD_i ; in corrispondenza del punto P $CD_i = 3CD_0$ quindi conviene agire su CD_i , mentre in corrispondenza del punto E i termini si equivalgono; in realtà si varia ancora b perché in CD_i c'è b^2 .

Prestazioni

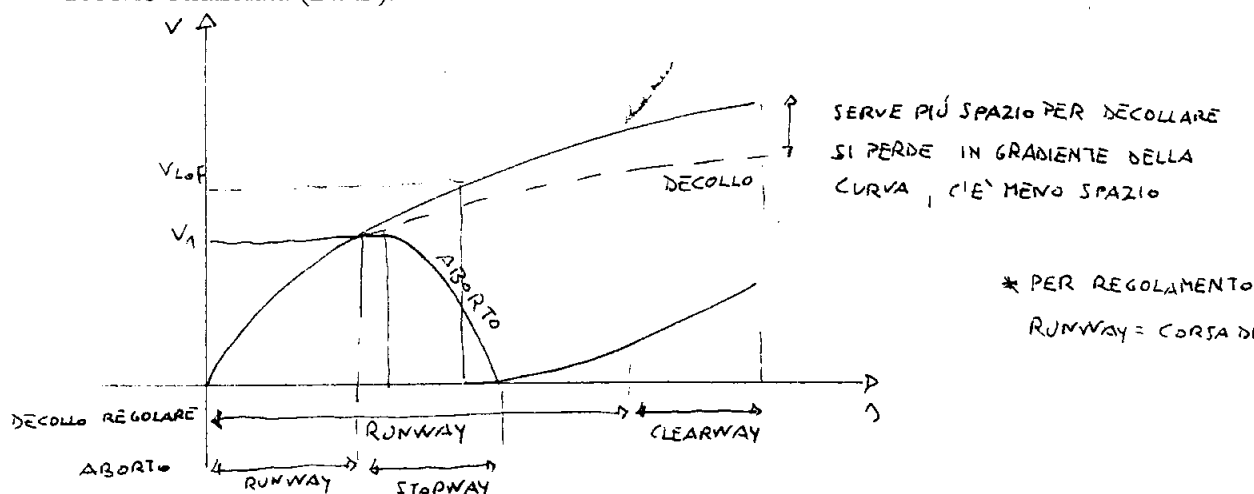
Decollo

Rappresentando l'angolo d'attacco e la velocità in funzione dello spazio percorso si ha:



Dopo un tratto in cui l'angolo d'attacco è pressoché costante, la velocità raggiunge il valore V_R (velocità di rotazione) a partire dal quale il pilota tira la barra e l'aereo ruota; raggiunta la velocità V_{LOF} (lift off) la portanza eguaglia il peso ed il velivolo stacca le ruote da terra. La traiettoria dovrà essere curva altrimenti l'assetto è radente (il fattore di carico è >1). V_{LOF} è per regolamento minore di V_2 (velocità di superamento dell'ostacolo), ossia l'involo è accelerato.

Nel caso di un motore in avaria si introduce V_1 (velocità alla quale avviene l'avaria); il pilota deve decidere se decollare o abortire il decollo. Parametro importante in questo caso è la lunghezza di decollo bilanciata (DDB).

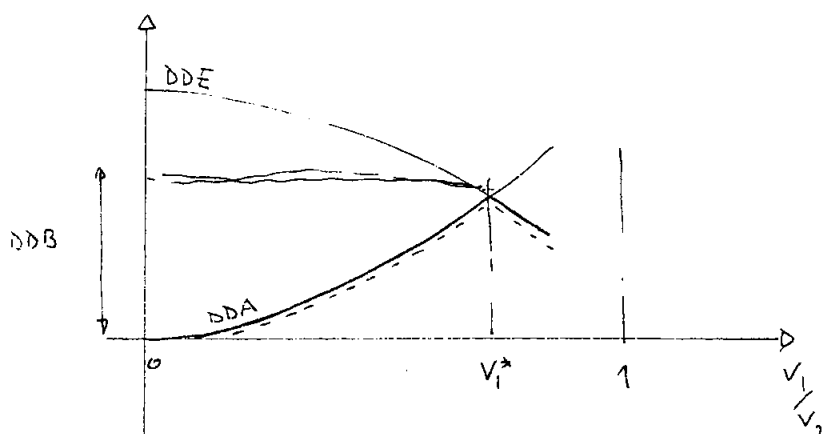


- Runway : parte di pista sulla quale può avvenire il rullaggio sia in decollo che in atterraggio e la consistenza è tale da poter sopportare determinate pressioni specifiche.
- Stopway: parte di pista in cui si può eseguire lo stop, il materiale può essere diverso dalla runway; non è adatta all' impatto (il fattore di carico deve essere 1).
- Clearway: spazio sgombro da ostacoli di dimensioni fissate (può essere anche uno specchio d' acqua) con pendenza non superiore ad una percentuale fissata da regolamento.

DDE: distanza di decollo effettivo (runway+clearway)

DDA: distanza di decollo abortito (runway+stopway)

Quando $DDE = DDA$ si ha DDB; per definizione la distanza di decollo bilanciato è la DDA o la DDE quando queste si eguagliano.



Si considerano solo le curve sotto DDB che rappresenta la distanza massima; entra in gioco la scelta dell' aeroporto e quindi in progetto le caratteristiche di decollo limitano l'utilizzo di certi aeroporti. DDB è associata sempre a V_1^* (durante il decollo il secondo pilota chiama la V_1^*); una volta raggiunta il pilota è tenuto a decollare anche se si verifica un' avaria, prima è obbligato ad abortire. Se la pista è molto lunga -previo accordo- il pilota può abortire anche dopo V_1^* sfruttando il surplus di pista (ci sarà un punto di non ritorno sulla pista).

$$\Delta R_{FULL} = a K^2 \frac{M}{\frac{T_F}{W} - \mu - C_F} \approx a K^2 \frac{M}{\frac{T_F}{W} - 1,5\mu}$$

La corsa di decollo $\Delta R_{(FULL)}$ ($FULL = FULL POWER =$ a piena potenza) questa è proporzionale al parametro M (carico di superficie equivalente = $\frac{P_{\text{max al decollo}}}{S_W \cdot C_{L_{MAX}}}$) dove $C_{L_{MAX}}$ è quello che riusciamo a calcolare con i mezzi di calcolo a nostra disposizione, tenendo presente che in pratica il $C_{L_{max}}$ sarà sicuramente maggiore, (mai calcoliamo 2, in sede di prove di volo troveremo 2,2). Questo fatto ci dà un buon margine di errore nel calcolo del $C_{L_{max}}$ e quindi ci mette al sicuro sui calcoli che si fanno. Il coefficiente 'a' contiene la quota ($\rho \epsilon$) e 'g' infatti ($a = \frac{1}{\rho \epsilon g}$).

$$K = \frac{V_{LOF}}{V_S} = \frac{\text{Velocità al quale si effettua il decollo}}{\text{Velocità di stallo.}}$$

Di solito nei calcoli preliminari si assume $K=1,2$ come se $V_{LOF} = V_2$ dove V_2 deve essere non inferiore a $1,20 V_S$ per motore ad elica o a getto bimotore, mentre per il quadrimotore a getto può anche essere $1,15$; questi valori comunque si trovano sui vari regolamenti. Chiaramente K può essere minore di $1,20$, infatti se $V_{LOF} < V_2 \Rightarrow K < 1,20$. Per esempio se V_{LOF} è relazionata alla velocità di rotazione o alla velocità minime di controllo, il rapporto non sempre è $1,20$, quindi $1,20$ è il valore massimo di K . Se ci troviamo a calcolare il K di un aereo

- piano tipo P32, questo può essere anche 1,1, cioè
 - l'aereo può staccare le ruote da terra con $V = V_{LOF} = 1,1 V_S$
 - e quindi si ha una corsa di rullaggio più piccola; in
 - definitiva V_{LOF} la scegliamo mai sempre che non vi sia
 - un regolamento che ci dica quanto deve essere V_{LOF} rispet-
 - to a V_S o alla velocità di rotazione o alla velocità minime
 - di controllo.

- Nella formula c'è la spinta T_{RW} è la spinta media signi-
 - ficativa, (vedremo in seguito quel 'x'); c'è ancora il coeff. d'attri-
 - to 'μ' e ancora 'C_F' che tiene conto della resistenza 'C_D' e
 - della diminuzione di attrito tra ruote e pista che si veri-
 - fica al crescere della portanza.

- Andamento μ: $μ = 0,0 \div 0,03 \rightarrow$ piste di cemento
 $μ = 0,05 \div 0,06 \rightarrow$ piste in terra battuta
 o erba.

$μ = 0,15 \div 0,20 \rightarrow$ Campi di guerra, sabbia,
 acquitrini.

- Comunque in prima approssimazione si considera per μ
 il valore di 0,3, tranne se non si facciano calcoli particola-
 reggiati.

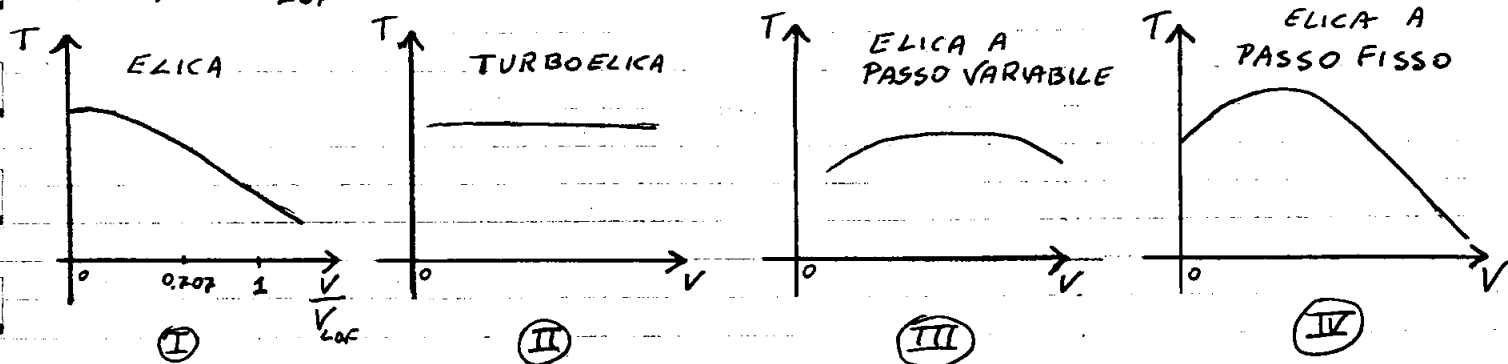
- Il coeff. $C_F = \frac{K^2}{2} \frac{C_D - \mu C_L}{C_{L5}}$ potrebbe essere, in sede di proget-
 to di difficile determinazione in quanto potrebbero non
 essere noti C_D, C_L, C_{L5} . Il prof. GIORDANO lo ha approssima-
 to a $C_F = \frac{K^2}{2} \frac{C_{D0}}{C_{L5}}$ perché da conti fatti il termine in-
 drettivo di $C_D = C_{D0} + \frac{K C_L^2}{\pi A R}$ e cioè $\frac{K C_L^2}{\pi A R}$ è dell'ordine di grandez-
 za di μC_L che quindi si elidono e quindi $\frac{C_D - \mu C_L}{C_{L5}} \approx \frac{C_{D0}}{C_{L5}}$
 ma comunque possiamo non conoscere ne 'C_{D0}' e ne 'C_{L5}'
 allora per avere un valore di C_F plausibile possiamo

assumere questo C_F pari a $0,5\mu$ e quindi

$-(\mu + C_F) = -1,5\mu$. Comunque per $-(\mu + C_F)$ vanno bene valori nel range $-(1,5 \div 2,0)\mu$; considerando che nella formula di S_{ZFULL} $\bar{T}_F/W \gg -(\mu + C_F)$ allora anche un'errore grande sul numero di $-(\mu + C_F)$ non comporta quasi nulla in termini di S_{ZFULL} .

$\bar{T}_F$ è il valore della spinta media durante il decollo; questa, però, non è la media della spinta calcolata tra ϕ e V_{LOF} ma è la media quadratica e cioè calcolata per $V = 0,707 \cdot V_{LOF}$. Questo perché l'equazione di S_{ZFULL} è stata derivata considerando l'equazione della energia che è funzione di V^2 , infatti C_F dipende da fattori aerodinamici che dipendono da V^2 , il termine eK^2M dipende da V^2 . Costituitivamente queste formule non è altro che il bilancio di un lavoro, di una forza adimensionale $(\frac{\bar{T}_F}{W} - 1,5\mu)$ per lo spostamento ' S_{ZFULL} ', e la variazione di energia cinetica che devo acquisire da ϕ a V_{LOF} , che ci è data da (eK^2M) . Infatti:

L'energia da acquisire è: $\Delta E = E_{V_{LOF}} = \frac{W}{2g} V_s^2 = \bar{F} S_{ZFULL}$
quindi la $\bar{F} = \bar{T}_F$ sarà la media ^(V2) quadratica della T tra ϕ e V_{LOF}



Nel caso di elicotto a getto il calcolo è molto più semplice in quanto la spinta è molto più regolare al variare

di v . Diventa sempre più complicato il calcolo passando ad un elicotto ad elica a passo variabile e ancora di più se a passo fisso (vedi grafici II, III, IV).

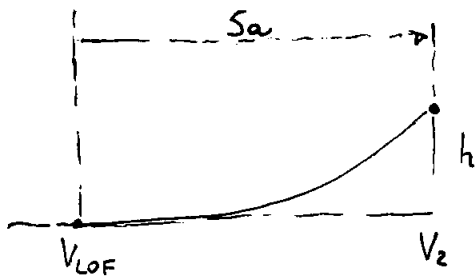
Il grafico IV lo si spiega in quanto alcune eliche sono calcolate in modo che per $v=0$ si è una curva stellata che si riduce all'elementare di v , questo comporta un aumento di spinta fino ad arrivare ad un valore di v per cui la spinta è massima e poi decresce avendo l'angolo effettivo d'attacco dell'elemento di pala decrescente con la velocità.

Si osserva che, al denominatore, il parametro di spinta domina avendo dell'ordine di grandezza di $0,2 \div 0,30$ anche $0,33$.

Se passiamo alla T.O.R. ONE ENGINE INOPERATIVE si osserva che è composta da due pezzi. Il primo valido fino alla v_1 (velocità alla quale ci accorgiamo di aver perso il motore) e l'altro da v_1 a v_{LOF} . Nel primo pezzo c'è $K_1^2 = \left(\frac{v_1}{v_s}\right)^2$, nel secondo c'è $(K^2 - K_1^2) = \left(\frac{v_{LOF}^2}{v_s^2} - \frac{v_1^2}{v_s^2}\right) = \left(\frac{v_{LOF}^2 - v_1^2}{v_s^2}\right)$.

Il denominatore cambia in quanto abbiamo nel primo caso $\bar{T}_F$ ($F=FULL$) e C_F nel secondo caso abbiamo $\bar{T}_1$ e C_1 . Osserviamo che $\bar{T}_1$ è la metà di $\bar{T}_F$ per un bimotore, $\bar{T}_1 = \frac{2}{3} \bar{T}_F$ per un trimotore, $\bar{T}_1 = \frac{3}{4} \bar{T}_F$ per un quadrimotore.

Nel caso peggiore (bimotore) se per esempio $\bar{T}_F = 0,3 \Rightarrow \bar{T}_1 = 0,15$ e se $(1,5\mu) = 0,05 \Rightarrow$ il fattore dipendente da μ diventa confrontabile con quello dipendente da $\bar{T}$ e quindi non sarà più trascurabile. Tutto ciò significa che il secondo termine di s_n ha una maggiore importanza rispetto al primo e quindi il percorso fatto con un'unità propulsiva in me-



VARIARE ENERGIA CINETICA E POT = $\frac{1}{2} \frac{W}{g} (V_2^2 - V_{LOF}^2) + \underline{W} \cdot h$

$$V_2 = K_2 V_{STO}$$

$$V_{LOF} = K V_{STO}$$

$$\Delta E = \frac{1}{2} \frac{W}{g} V_{STO}^2 (K_2^2 - K^2) + W h$$

$$V_{STO}^2 = \frac{2}{\rho_0 E} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{LMAX}}$$

$$= W \left[\frac{1}{g \rho_0 E} m (K_2^2 - K^2) + h \right]$$

LAVORO SVOLTO FORZA MEDIA

$$[\bar{T} - D] \cdot S_a$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_0 E V^2 S \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \right)$$

$$\text{Ma } V \approx V_{LOF} = K V_{STO}$$

$$\text{e } C_L = \frac{C_{LMAX}}{K^2}$$

$$V^2 = K^2 V_{STO}^2 = K^2 \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{LMAX}}$$

$$D = K^2 \frac{W}{C_{LMAX}} \left(C_{D0} + \frac{C_{LMAX}^2}{K^4 \pi A R e} \right)$$

Eguagliando

$$\Delta E = [\bar{T} - D] S_a$$

$$S_a = \frac{\frac{1}{g \rho_0 E} m (K_2^2 - K^2) + h}{\left[\frac{\bar{T}}{W} - \frac{K^2 C_{D0}}{C_{LMAX}} - \frac{C_{LMAX}}{K^2 \pi A R e} \right]} \approx \frac{h}{\left[\right]}$$

in quanto $V_2 \approx V_{LOF}$ (non ho molta energia per accelerare)
 $\bar{T} \approx T(V)$ a $V = V_{LOF}$

(4-bis)

- no diventa molto più lungo di quello fatto a piena potenza
- e porità di incremento di velocità.

- Per questo motivo si avverte che nei bimotori la potenza instal-
- lata è maggiore che per un quadrimotore, infatti per veli-
- voli di linea bimotori si troverà un rapporto $S_{pinta}/peso$
- dell'ordine di $\approx 0,33$, mentre per un quadrimotore avremo
- $0,30$. Un altro motivo è quello delle velocità che con un moto-
- re imperativo sarà + grave per il bimotore rispetto agli
- altri. Un altro motivo ancor più importante è l'atterrag-
- gio mancato, perché esistono delle prescrizioni della nor-
- mativa che dicano qual'è il rateo di velocità e la velocità
- di velocità in condizioni di atterraggio (velivolo sparo aereo
- dinamicamente), anche questa costituisce di volo pericoloso
- se molto il bimotore.

- DISTANZA DI INVOLTO.

- Anche questa è ottenuta in una forma lievemente sem-
- plicata dove il numeratore è "h" = altezza dell'ostacolo,
- mentre il denominatore è la forza (attiva e passiva).

- Come per la T.O.R. "h" è la variazione di energia (poten-
- ziale) mentre $(si. \frac{\bar{T}}{W} - K^2 \frac{C_{D0}}{C_{L5}} - \frac{C_{L5}}{K^2 \pi A_R})$ è il lavoro. Uguaglia-
- do la variazione di energia potenziale con il lavoro si ottie-
- ne le formule $s_i = \frac{\frac{K_{h1}^2 - K^2}{\frac{1}{2} \rho S F} m + h}{\frac{\bar{T}}{W} - K^2 \frac{C_{D0}}{C_{L5}} - \frac{C_{L5}}{K^2 \pi A_R}} \approx \frac{h}{\frac{\bar{T}}{W} - K^2 \frac{C_{D0}}{C_{L5}} - \frac{C_{L5}}{K^2 \pi A_R}}$ (A)

- Considerando che $K_{h1} = \frac{V_{att}}{V_S}$ e $K = \frac{V_2}{V_S}$ se poniamo $V_{att} = V_2$ allora
- il termine $(K_{h1}^2 - K^2) = 0 \Rightarrow$ al numeratore resta solo "h".

- Nella formula (A) compare ancora la spinta $\bar{T}$ che non è
- più la spinta media essendo il ramo da V_{cof} a V_2 percorso
- a velocità costante (essendo $V_{cof} = V_2$) in quanto nelle fasi di involo

o disegna relire e quindi non possiamo avere ulteriore accelerazione se non minima. Comunque se il relivolo ha eccesso di spinta, come quando decolle a piena potenza, questo accelera ancora mentre se è con un motore inoperativo non può proprio accelerare ma relirerà fino a $V_{0.8}$ senza accelerare affatto.

Sempre in fase di progetto preliminare la T in queste formule si può considerare pari a T attenuata a $V_{0.8}$, poi abbiamo i termini passivi, il primo $K^2 \frac{C_{D0}}{C_{L3}}$ è la resistenza parassita mentre l'altro $\frac{C_{L3}}{K^2 \pi A_e}$ è la resistenza indotta.

- DISTANZA DI ACCELERAZIONE E ARRESTO (Decollo mancato).

In generale (prima approssimazione) si assume $V_1 = V_B$ ($B = \text{BREAKING}$) = velocità alla quale inizia la frenata. Se invece si considera che tra V_1 e V_B trascorre un certo tempo t , tempo, per così dire, perso dal pilota nell'attuare la frenata questo ci darà uno spazio aggiuntivo $s = t \cdot V_{media} \Rightarrow s = t \cdot \left(\frac{V_1 + V_B}{2} \right)$. In definitiva lo spazio di accelerazione + arresto

ci è dato dalla formula:
$$S_{acc.-arz.} = \frac{0.8}{\epsilon} K^2 M \left(\frac{1}{\frac{T_E}{W} - 1.5 \mu} + \frac{1}{\mu_2} \right) l^2 + \frac{81 K_2 \sqrt{m}}{\sqrt{\epsilon}}$$

Possiamo osservare che il primo termine nella parentesi riguarda l'accelerazione, il secondo termine riguarda l'arresto mentre il termine fuori parentesi riguarda il tempo trascorso prima che il pilota applichi la frenata, (Si assume $t = 2 \text{ sec.}$), cioè il pilota si accorge dello piantato motore e dopo 2 sec. applica la frenata. Nella letteratura esiste anche un'altra velocità ' V_x ' che è la velocità alla quale realmente pianta il motore, ma ai fini del calcolo noi non lo consideriamo. La $S_{acc.-arz.}$ è anche funzione di $l = \frac{V_1}{V_2}$

- CORSA DI RULLAGGIO (ONE ENGINE INOPERATIVE)

$$S_{r_2} \approx 0.1 M K_2^2 (b - M \lambda^2) \quad \text{con } \lambda = \frac{v_1}{v_2}; \quad b = \frac{1}{\frac{\bar{T}_1}{W} - 1.5\mu}$$

$$M = \frac{1}{\frac{\bar{T}_1}{W} - 1.5\mu} - \frac{1}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu}$$

V.B.) $\bar{T}_F$ e $\bar{T}_1$ vanno considerate come funzioni di L , anche se la dipendenza non è forte.

- ALCUNI PARAMETRI DI INTERESSE INGEGNERISTICO.

Sono: $\frac{C_{D0}}{C_{L3}} = \frac{f}{S_2} = \frac{M}{\frac{W}{f}}$ dal quale si osserva che $\frac{C_{D0}}{C_{L3}}$ può essere scritto utilizzando i parametri M , $\frac{W}{f}$ che sono di maggior interesse per il progettista (specialmente in un'analisi parametrica).

Così pure $\frac{C_{L3}}{A_2} = \frac{S_2}{b_2^2} = \frac{W/b_2^2}{W/S_2} = \frac{W/b_2^2}{M}$ dove $\begin{cases} f = \text{area paramita} \\ S_2 = 5 C_{L3} \end{cases}$

Ancora, nel calcolo delle distanze di inseguimento si può assumere che: $K^2 \frac{C_{D0}}{C_{L3}} \approx \frac{1}{2} \frac{C_{L3}}{K^2 \pi A_2}$ questo è un valore indicativo (se non c'è nessun altro modo per calcolare tali valori).

V.B.) Di tutte queste formule non fa niente se non si ricordano, la cosa importante è ricordare che al denominatore di queste formule vi è una forza che incide di piantata motore, per un bimotore, queste non si dimezzano, diventa quasi $1/3$. Infatti se $\frac{\bar{T}_F}{W} = 0.30$ e $2.0\mu = 0.06 \Rightarrow \Rightarrow \frac{\bar{T}_F}{W} = 2.0\mu = 0.24$, Se un motore pianta $\frac{\bar{T}_1}{W} = 0.15$ mentre $2.0\mu = 0.06 \Rightarrow \frac{\bar{T}_1}{W} - 2.0\mu = 0.09 \leftarrow$ è quasi $\frac{1}{3}$ di 0.24 !

N.B.) Tutto ciò che bisogna assolutamente sapere è nelle pagine seguenti

$$T.O.R. (TAKE OFF RUN) = f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{b_e^2}, \frac{W}{f}, \lambda, \mu, Z, ISA\right) \quad \lambda = \frac{V_1}{V_2}$$

- 1) decresce al crescere di T_0/W , quasi iperbolicamente in FULL POWER, più fortemente in ONE ENGINE INOPERATIVE (O.E.I.), part. se bimotores;
- 2) cresce linearmente con m , salvo piccolo effetto (sempre a crescere) dovuto a $\bar{T}$ ed a C ;
- 3) poco sensibile (a crescere) a W/b_e^2 in F.P., sensibile ma non troppo in OEI;
- 4) poco sensibile a W/f , a decrescere, in F.P., sensibile in OEI;
- 5) cresce con μ, Z, ISA^+ ;
- 6) cresce decresce di λ .

$$SPAZIO DI INVOLTO (WINGBORNE DISTANCE) = f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{b_e^2}, \frac{W}{f}, Z, ISA\right)$$

- 1) decresce al crescere di T_0/W , quasi iperbolicamente in FP, più fortemente in OEI, particolarmente se bimotores;
- 2) poco sensibile, a decrescere, a m in FP, sensibile in OEI part. se bimotores;
- 3) cresce con W/b_e^2 , più fortemente in OEI;
- 4) decresce con W/f ma non fortemente in F.P.;
- 5) cresce con Z e ISA^+ .

$$DDE (DISTANZA DECOLLO EFFETTIVA) = T.O.R. + A.D. = f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{b_e^2}, \frac{W}{f}, \mu, Z, ISA, \lambda\right)$$

- 1) decresce con T_0/W , quasi iperbolicamente, in F.P., più fortemente in OEI, part. se bimotores;
- 2) cresce quasi linearmente con m : effetti non lineari, lievi, introdotti da $\bar{T}$ e dai termini aerodinamici, globalmente in funzione a crescere;
- 3) cresce con W/b_e^2 , più fortemente in OEI;
- 4) poco sensibile, a decrescere, con W/f , più fortemente in OEI;
- 5) cresce con μ, Z, ISA^+ ;
- 6) cresce al decrescere di λ .

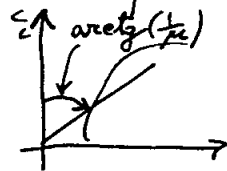
$\frac{T_0}{W}$ = Spinta Specifica di stallate; T_0 = Spinta nominale del motore.

$V_S = 4\sqrt{m}$ - velocità calibrata di stallo

Per velivoli con ruotino di prua, l'assetto è piccolo e resta più o meno costante durante tutte le curve di rullaggio; questo è uno dei motivi per cui i velivoli con ruotino di prua hanno curve di rullaggio più piccole di quelli a ruotino

posteriore, infatti questi ultimi, nelle prime fasi hanno un coeff. di resistenza abbastanza grande, poi alare le code e si mette in linea di volo.

Esiste la possibilità di ottimizzare l'assetto in fase di rullaggio che si ottiene sulla palese quando la tangente trigonometrica dell'angolo formato da una retta passante per l'origine e l'asse del C_L è uguale a $\frac{1}{\mu}$ quindi se $\mu = 0,02$ per ottimizzare il



decollo basta considerare un angolo pari a $\arctg(50)$; in questo caso avremo un assetto piccolo. Se abbiamo $\mu = 0,1$ l'assetto dovrebbe essere di $\arctg(10)$ e questo si trova circa all'assetto di efficienza massima.

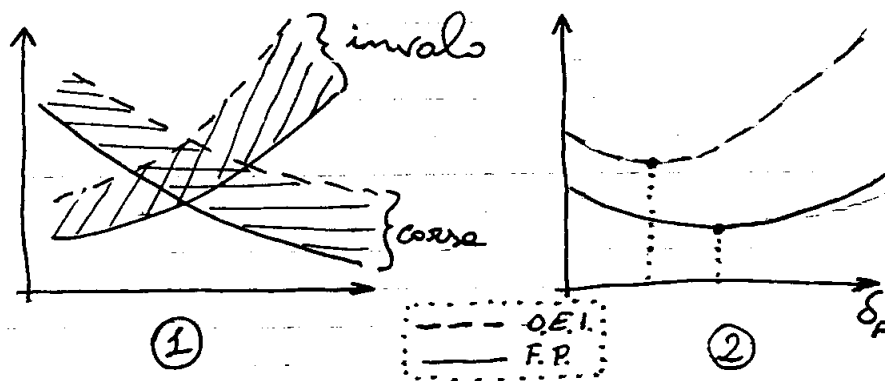
Se quindi si volesse decollare da zone con pavimentazione mal sistemata il velivolo con ruotino anteriore sarebbe penalizzato essi (si potrebbe anche rompere il ruotino se "eccieppe" una buca) in questo caso il progetto dovrebbe essere orientato verso il ruotino posteriore. Per questo motivo tutti gli aerei della II guerra mondiale erano a ruotino posteriore.

N.B.) Se uno dice "Senti, se cumentò 'b' che succede alla T.O.R.?" Risposta: "Avari niente!" Fermo restando la S_w , V_s , quindi se cumentò l'allungamento la T.O.R. praticamente non la sente, tutto ciò in Fuc

POWER. Sicuramente le sente un po' in O.E.I.
 N.B.) Se un altro dice "Se aumento 'b' la distanza di volo che fa? Migliore o peggiore?" Risposte:
 "MIGLIORA! perché aumentando 'b' diminuisco la resistenza indotta, siccome sono in salita dove la resistenza indotta ha un peso notevole ecco che io miglioro"

ANGOLAZIONE OTTIMA DEL FLAP AL DECOLLO 19/02/2003

Dai grafici ① e ② si vede che esiste una distanza minima di decollo effettiva sia in F.P. = (Full Power) che in O.E.I. =



= (ONE ENGINE INOPERATIVE). Per esempio dal grafico ① se esaminiamo le curve della corsa al variare dell'inclinazione del flap, questa decresce sempre perché al crescere di δ_f aumenta il $C_{L_{max}}$ e quindi si riduce la V_S e quindi si riduce l'energia cinetica che devo acquisire, (si riduce M , non solo, ma varia anche C_F e $\bar{T}_F$), infatti è proprio l'aumento di C_F che riduce (all'aumentare di δ_f) la decrescita delle curve, la curva si appiattisce. Tutto questo è vero anche in O.E.I. ma la curva sale, al variare di λ e può prendere una qualsiasi posizione all'interno della zona tratteggiata, tutto dipende solo da λ .
 Passiamo all'involò e qui possiamo osservare che la curva cresce all'aumentare di δ_f perché l'efficienza

aerodinamica si abbassa, quindi aumenta sia la resistenza indotta che il C_{D0} con un minimo che praticamente sta a $\delta_F = 0$, tranne in alcuni sporelici casi dove piccoli δ_F possono migliorare l'efficienza aerodinamica. Facendo la somma delle curve della corsa e quella dell'involo del grafico (1) otteniamo le curve del grafico (2) che presentano un minimo in corrispondenza del δ_{opt} , e avremo due valori uno in F.P. e un altro in O.E.I. Quindi al variare di λ avremo $\delta_{opt O.E.I.} < \delta_{opt} < \delta_{opt F.P.}$. Si avvera che se $\delta_{opt F.P.} \cong 20^\circ$ si avra che $\delta_{opt O.E.I.} \cong 15^\circ \div 17^\circ$. Per la dipendenza da λ si ha che $\lambda \uparrow \Rightarrow \delta_{opt} \uparrow$. Queste sono cose che il progettista deve sapere, ma se non vuole fare nessun conto può assumere $\delta_{opt O.E.I.} \cong 15^\circ \div 20^\circ$.

Quando l'aereo decide imporre i flap a $\delta_{opt O.E.I.}$ anche se a piena potenza mettendoli così in sicurezza per eventuali piantate motore.

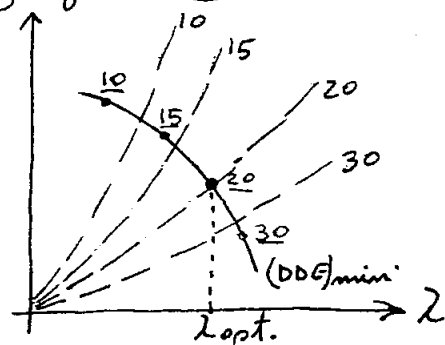
- DISTANZA DI DECOLLO ABBORTITO (D.D.A.)

Vedere degli appunti del prof. Giordano.

- DISTANZA DI DECOLLO BILANCIATA (D.D.B.)

E' funzione degli stessi parametri della corsa e dell'involo, ma con delle piccole variazioni. La domanda è:

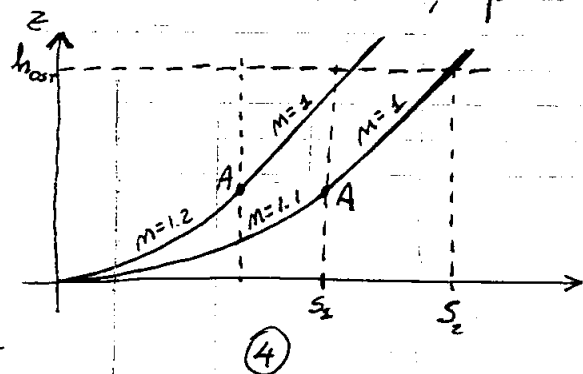
"Esiste una $(D.D.B.)_{min}$?" La risposta è SI! Se uno dovesse trovarla bisogna riportare sul grafico (3) la $(D.D.B.)_{min}$ in funzione di λ indicando i vari δ_F (num. sottolineati sul grafico), poi tracciamo le curve della DBA in funzione di λ e parametrizzate



con δ_F (num. non sottolineati). A questo punto si va a cercare la curva di DDA di un certo angolo δ_F che incontra la curva dei DDE_{min} nel punto di pari δ_F (Nel nostro caso 20°). Quindi mettiamo il flap a 20° e mettiamo la $V_1 = \lambda_{opt} V_2$ "targhettate" a bordo del velivolo avremo la DDB_{min}. Questo procedimento grafico può essere ottenuto anche analiticamente.

N.B.) Nella pagina successiva c'è tutto quello che bisogna sapere.

N.B.) Anche la distanza di volo può essere minimizzata, dipende tutto dalla manovra.



Osserviamo nel grafico (4) che l'involo può essere generalmente suddiviso in due parti. La prima parte (raccordo) dove l'aereo stacca le ruote da terra e sale con $M > 1$ fino ad arrivare al punto A dove continua a salire ma con $M = 1$, così facendo continua ad accelerare. Il punto più critico è il punto A dove bisogna effettuare il bilancio tra la spinta, il peso e l'angolo di salita; quindi se consideriamo la spinta massima avremo un 'n' al di sopra del quale non potremmo andare altrimenti non riusciremo più a salire e l'aereo torna pericolosamente verso il basso. Considerando il bilancio sopra detto si può avere S_1/S_2 , fissate la V_2 , la spinta, $W/B^2 = (C_{L2} \text{ di apertura quadratica})$ e M , ma principalmente λ , dove S_1 è la distanza raccorciata e S_2 è quella totale (Vedi graf. (4)).

DISTANZA DI DECOLLO BILANCIATA (D.D.B.) (BALANCED TAKE-OFF FIELD LENGTH)

1) E' la DDE o la DDA quando queste due si eguagliano.

$$DDB = DDE = DDA$$

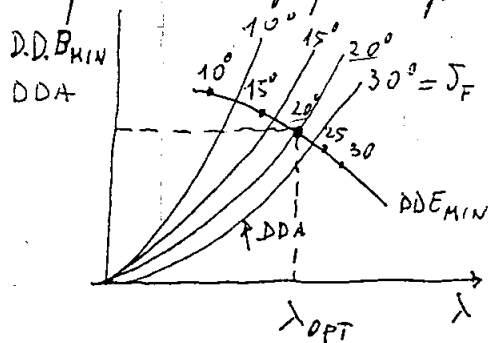
2) Ha la peculiarità di essere la massima delle distanze di decollo possibili operative.

3) E' dotata di una ben precisa velocità di avanza motore, V_1 , tabellata a bordo e nel manuale di volo, con valore legale. Se durante la corsa di pull-up al decollo l'avanza di un propulsore avviene a $V < V_1$ il pilota ha l'obbligo legale di abortire il decollo (abortire il decollo); se l'avanza avviene a $V > V_1$ il pilota ha l'obbligo legale di continuare il decollo con un propulsore in avanza, salvo impossibilità di farlo. Per $V = V_1$ il pilota sceglie come vuole, preferendo l'aborto del decollo in caso di pieno carico di pista (rischiare la STOPWAY....)

$DDB = f(T_0/\rho, m, W/b_e^2, W/f, \mu, Z, ISA)$ Parametri ambientali
Si applicano le correzioni già fatte su DDE e DDA. In conclusione:

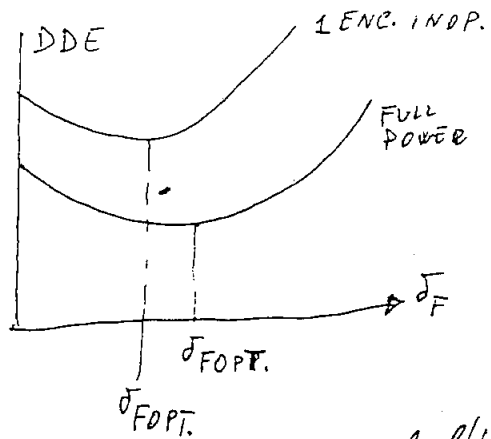
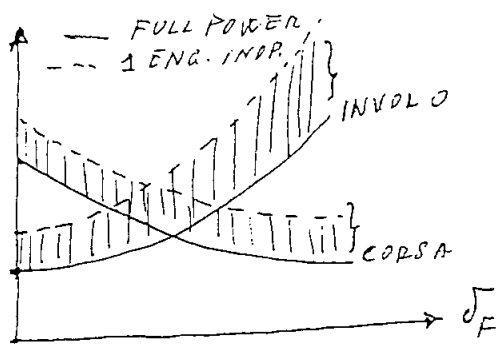
- 1) decresce con T_0/ρ
- 2) cresce con m più fortemente che con W/b_e^2
- 3) cresce con W/b_e^2
- 4) poco sensibile a W/f (Escarce)
- 5) in pista in cemento ha il valore massimo, rispetto a pista in erba o terra
- 6) cresce con la quota e ISA+
- 7) ha associata con sé una ben determinata V_1 .

Si può determinare la DDB minima per ogni $\lambda = V_1/V_2$ cercando la deflessione del flap corrispondente, δ_{FOPT} (v. anche altro flap). Inchi si



utilizza la curva DDA compatibile, cioè con lo stesso δ_F . Si individua così il λ_{OPT} , cioè la V_{1OPT} ; si individua anche la DDB_{MIN} e il corrispondente δ_{FOPT} . Tali valori sono quelli che in sede di progetto vanno assunti in riferimento.

ANGOLAZIONE DEL FLAP OTTIMA AL DECOLLO



Dalle formule della corsa e della distanza di involo si evince che l'influenza del flap (termini aerodinamici) è più forte quando la potenza (o la spinta) del motore è più piccola. Da ciò discende che si può ottenere la riflessione dei flaps quando la spinta è più forte. L'analisi qualitativa nelle figure mostra che esiste un δ_F ottimo. Per quanto sopra detto (e ciò può essere anche ovviamente visto nelle figure) il δ_{FO} cresce con la spinta installata; quindi anche δ_{FO} (FULL POWER) $>$ δ_{FO} (1 ENGINE INOPERATIVE). Si ha anche che δ_{FO} (1 ENG. INOP.) cresce con λ .

DISTANZA DI DECOLLO ABORTITO (D.D.A.)

$$D.D.A. = f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{S_0^2}, \frac{W}{S}, \lambda, \mu, z, ISA\right)$$

$$\lambda = V_1/V_2$$

- 1) cresce con T_0/W (quasi iperbolicamente nel termine che contiene T_0/W ...)
- 2) cresce con "m" quasi linearmente (effetti non lineari in T/W e T/m nel termine secondario)
- 3) molto poco sensibile a W/S_0^2
- 4) poco sensibile a W/S (fatti aerodinamici ...)
- 5) cresce con λ quasi ~~iperbolicamente~~ parabolicamente (effetti di T/W , tempo fra V_1 e V_2)
- 6) l'effetto dell'attivato della spinta è: su cemento si ha il minimo di DDA, su pista finta in erba e terra battuta, o bagnata.
- 7) cresce con la quota e ISA+.

~~Distanza di decollo abortito (D.D.A.)~~

CORSA DI RULLAGGIO (ALL ENGINES/FULL POWER) TAKE-OFF RUN

T.O.R.

$$S_{2FULL} = Q K^2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - \mu - c_F} \approx Q K^2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu}$$

$$Q = \frac{1}{g} \frac{1}{\rho} \quad K = \frac{V_{LOF}}{V_S}$$

$$C_F = \frac{K^2}{2} \frac{C_D - \mu C_L}{C_{LS}} \approx \frac{K^2}{2} \frac{C_{DO}}{C_{LS}}$$

T.O.R. (ONE ENGINE INOPERATIVE)

$$S_{21} = Q \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - \mu - C_F} K_1^2 + Q \frac{m}{\frac{\bar{T}_1}{W} - \mu - C_1} (K^2 - K_1^2) \approx Q \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu} K_1^2 + Q \frac{m}{\frac{\bar{T}_1}{W} - 1.5\mu} (K^2 - K_1^2)$$

$K_1 = \frac{V_1}{V_S}$ $V_1 = \text{ENGINE FAILURE SPEED}$

DISTANZA DI INVOLTO

$$S_i = \frac{\frac{K^2 - K_1^2}{2} m + h}{\frac{\bar{T}_F}{W} - K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A c}} \approx \frac{h}{\frac{\bar{T}_F}{W} - K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A c}}$$

$$K_h (\text{distacolo}) = \frac{V_{OST}}{V_S} \approx \frac{V_2}{V_S} = K_2$$

$K_h \approx K \approx K_2$ nel progetto prelim.

NOTA La $\bar{T}$ è la media quadratiche fra le velocità iniziale e finale
 Nell'involo $\bar{T}$ può essere assunto a $V_{LOF} \approx V_{OST} \approx V_2$

DISTANZA DI ACCELERAZIONE E ARRESTO

Si assume $V_1 \approx V_{BRKING}$ ~~DA~~ FINO a V_1 si ha S_{2F}

Da V_1 a V_B $S = t \cdot V_{media} = t \frac{V_1 + V_B}{2}$. In progetto preliminare $t = 2m$ $V_1 = V_B$

Da V_B a zero si ha:

$$S_{acc.} = \frac{K_B^2}{2g} \frac{m}{\frac{\bar{T}_B}{W} + \mu_e + c_e}$$

$$K_B = \frac{V_B}{V_S} = K'_B \lambda K_2 ; K'_B = \frac{V_B}{V_1} \approx 1 ; \lambda = \frac{V_1}{V_2}$$

$\mu_e = \text{coeff. attrito equivalente, in frenata.}$

$$C_e = \frac{1}{2} (\lambda K_2)^2 \frac{C_D - \mu_e C_L}{C_{LS}}$$

In calcolo preliminare:

$$S_a \approx \frac{\lambda^2 K_2^2}{2g} \frac{m}{\mu_e}$$

$$S_{acc.-arz.} \approx \frac{0.8}{\varepsilon} K_2^2 m \left(\frac{1}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu} + \frac{1}{\mu_e} \right) \lambda^2 + \frac{8 \lambda K_2 \bar{m}}{V_E}$$

CORSA RULLAGGIO (ONE ENGINE INOPERATIVE)

$$S_{21} \approx Q m K_2^2 (b - m \lambda^2) \quad b = \frac{1}{\frac{\bar{T}_1}{W} - 1.5\mu} ; m = \frac{1}{\frac{\bar{T}_1}{W} - 1.5\mu} - \frac{1}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu}$$

NOTA - $\bar{T}_F$ e $\bar{T}_1$ vanno considerate come funzioni di λ , anche se la dipendenza non è forte.

$$C_{DO}/C_{LS} = \frac{f}{f_e} = \frac{m}{W/f} ; \frac{C_{LS}}{A_e} = \frac{S_e}{b_e^2} = \frac{W/b_e^2}{W/S_e} = \frac{W/b_e^2}{m}$$

$$S_e = f C_{LS}$$

NOTA - $K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} < \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A c}$; $K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} \approx \frac{1}{2} \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A c}$ (come indicativo)

$C_{DO} < C_{DOc}$ $K \approx 1$ e quindi si assume $K = 1.2$