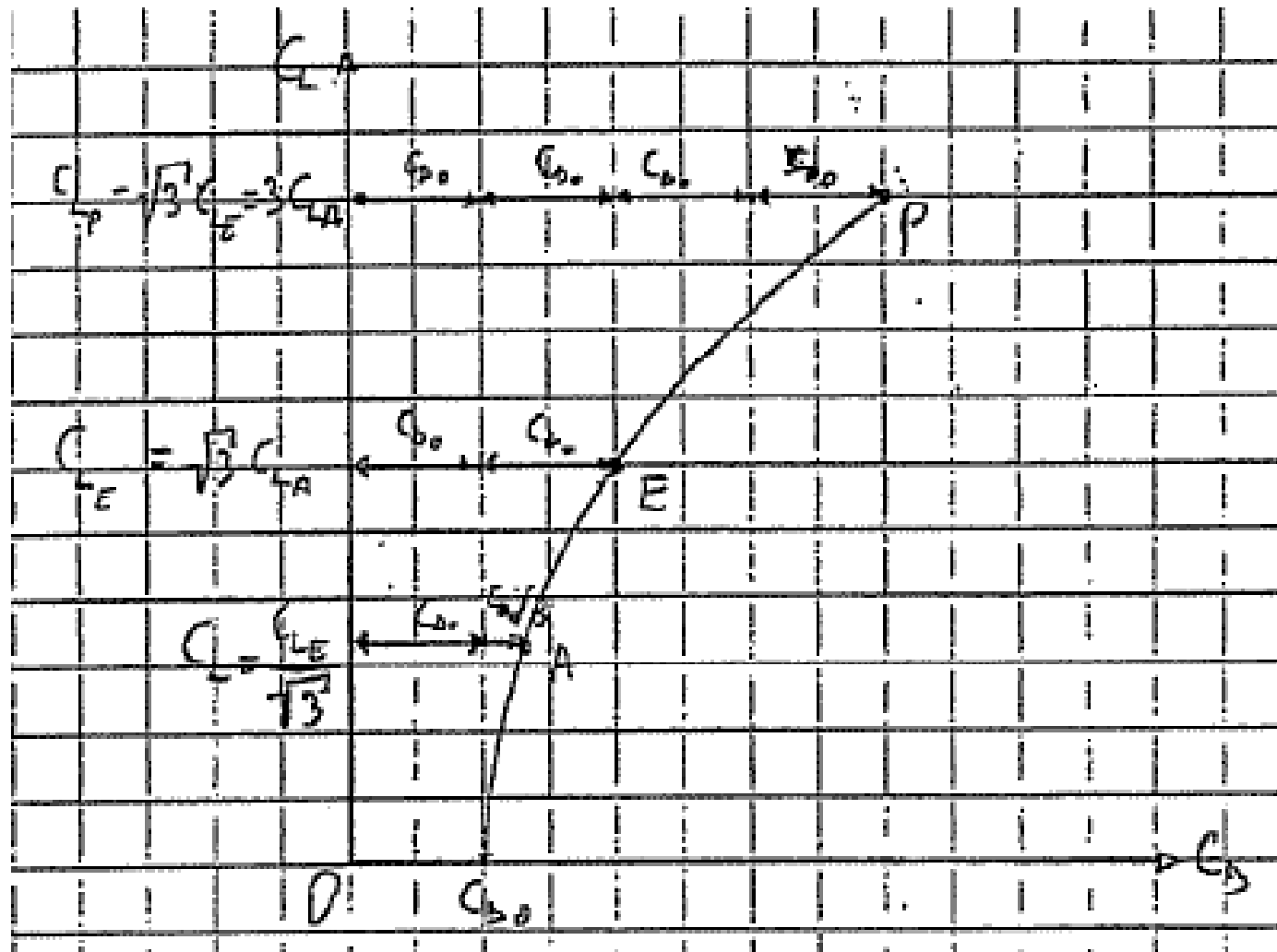


PRESTAZIONI

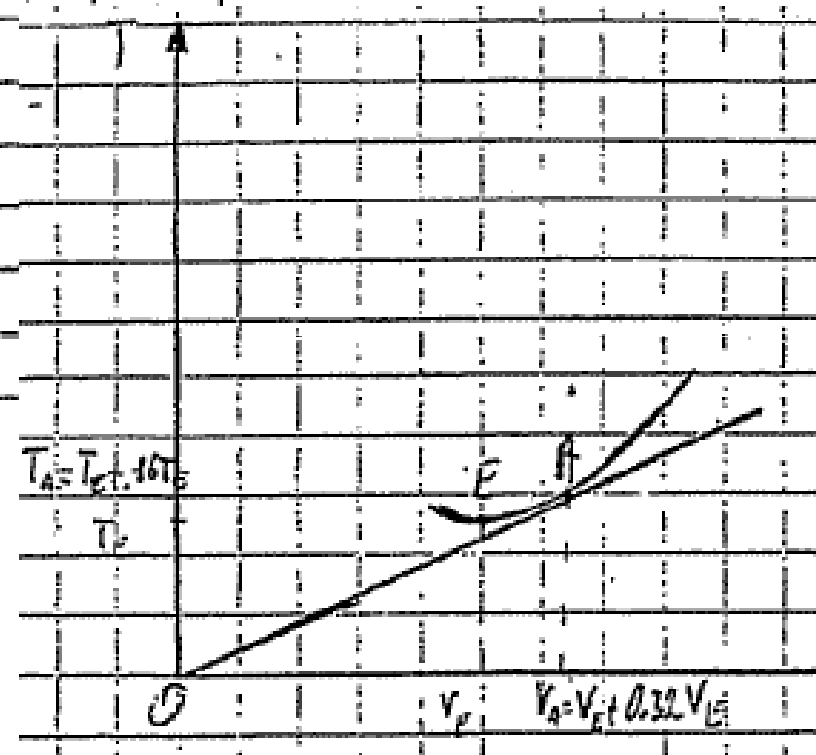
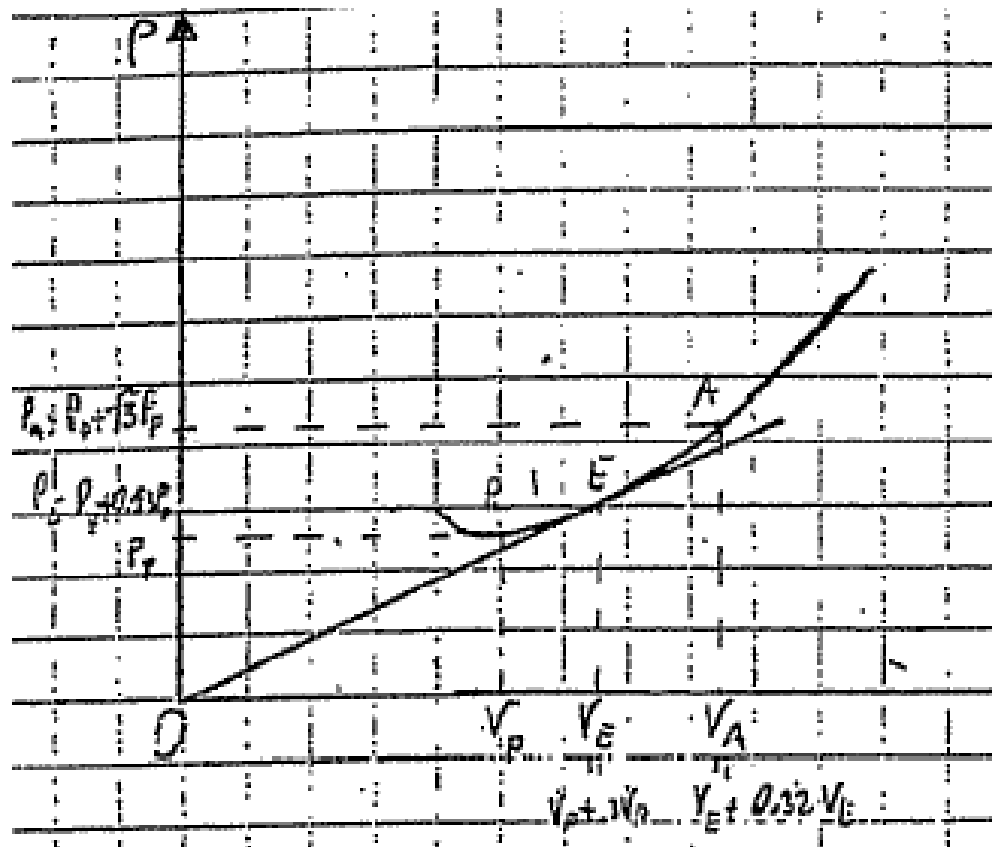
Parte 1

Polare, Crociera, Salita, Decollo

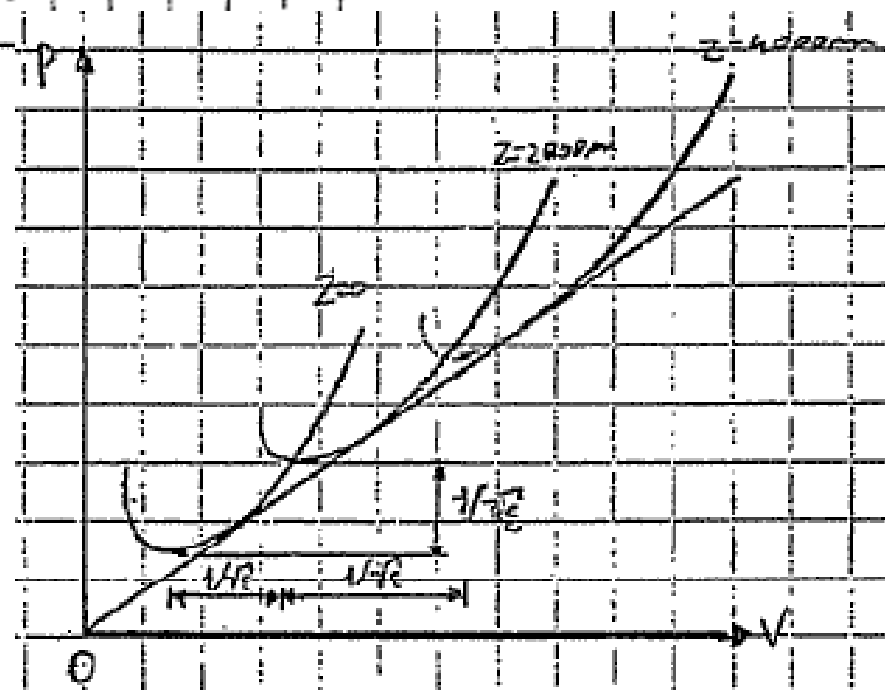
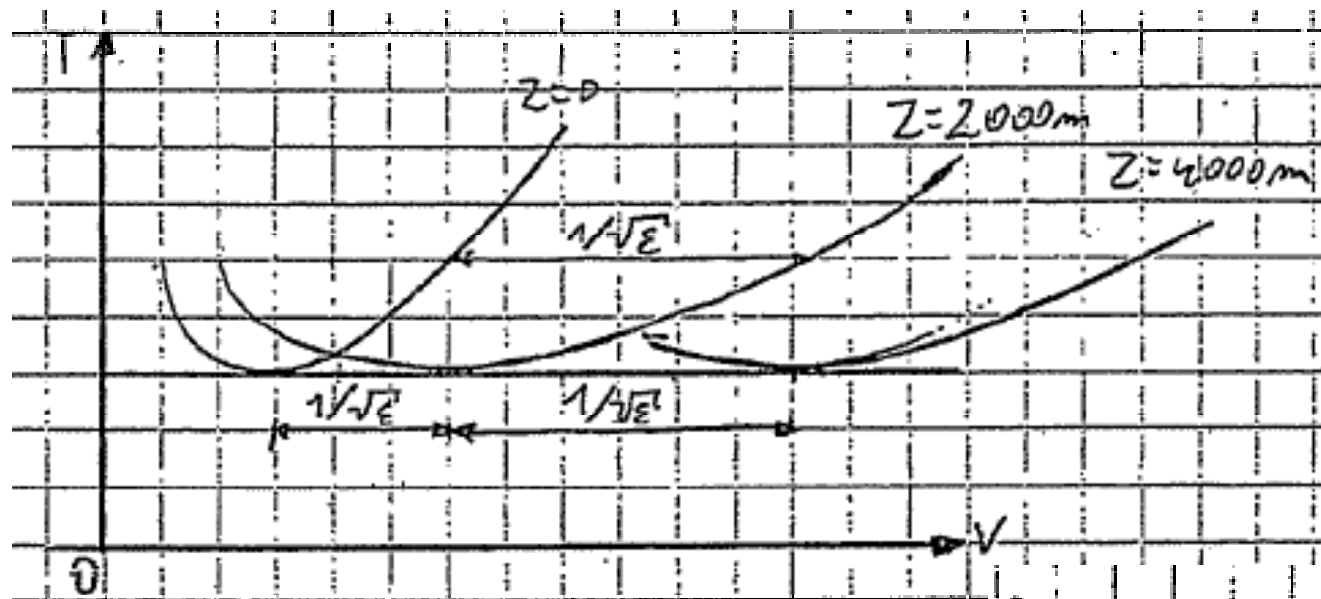
POLARE PARABOLICA



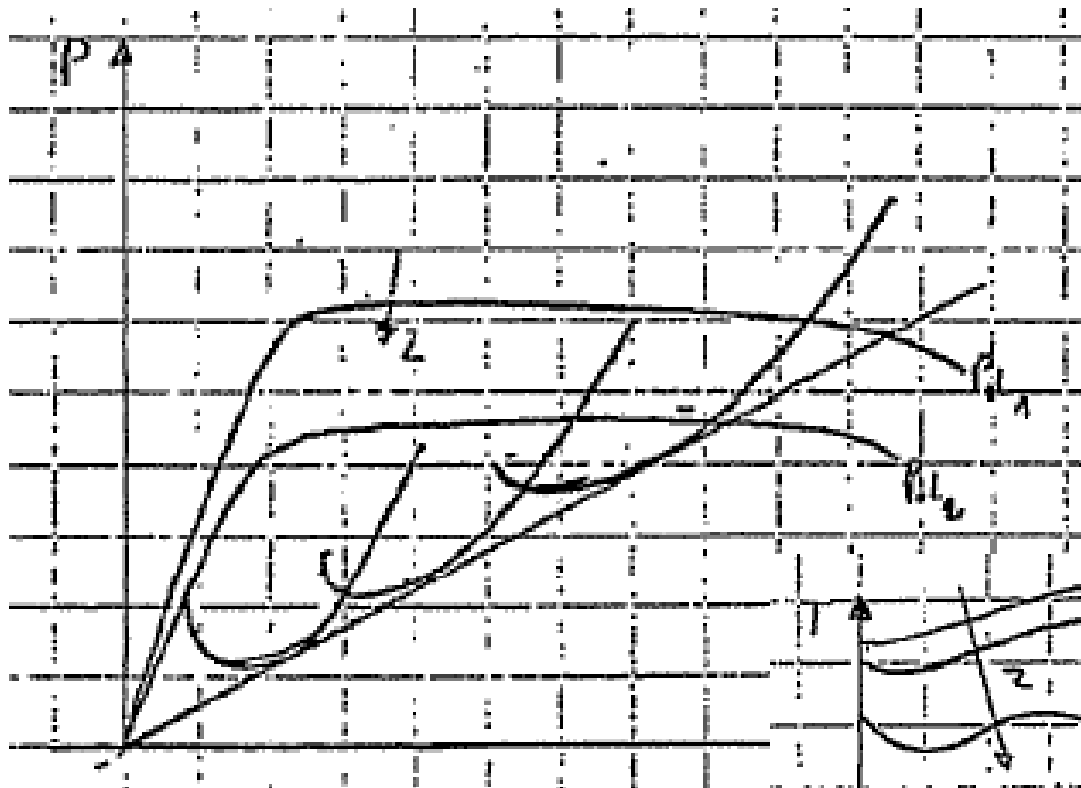
POLARE PARABOLICA



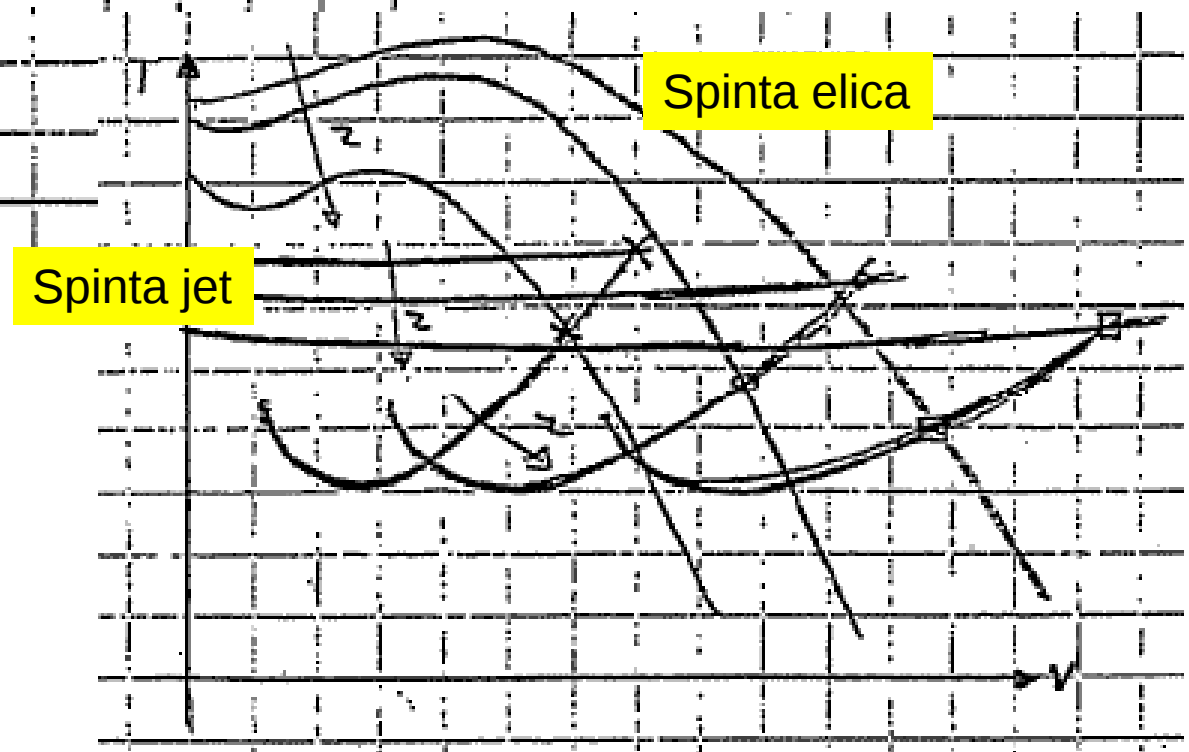
POLARE PARABOLICA



POLARE PARABOLICA



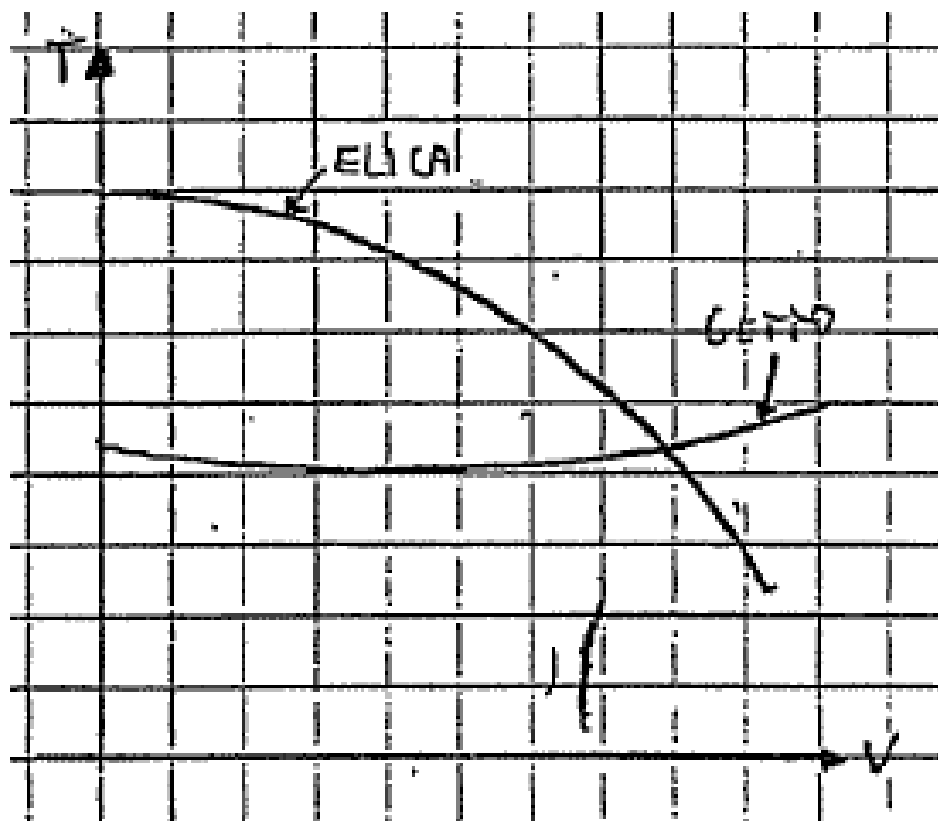
Si capisce perché alle alte velocità il sistema propulsivo ad elica non è efficace



Spinta jet

Spinta elica

SPINTE



L'elica si usa per avere spinte grosse a basse velocità.

Velivoli STOL

Velivoli come ATR o C27J o G222 hanno come caratteristica primaria quella di avere distanze di decollo piccole e non velocità particolarmente elevate.

PARAMETRI DI PROGETTO

$$C_{LE} = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot CD_0} = \frac{1}{S} \sqrt{\pi \cdot b_e^2 \cdot f}$$

$$V_E = \sqrt[4]{\frac{4}{\rho \pi} \frac{W}{f} \frac{W}{b_e^2}} \quad E_E = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{AR_e}{CD_0}} = \sqrt{\frac{\pi}{4}} \cdot \sqrt{\frac{b_e^2}{f}}$$

- Carico di area parassita

- Carico di apertura

b_e è l'apertura alare effettiva

$$E_E = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{AR_e}{CD_0}} = \sqrt{\frac{\pi}{4}} \cdot \sqrt{\frac{b_e^2 / W}{f / W}}$$

Si vede come la velocità del punto E (a cui sono collegate anche le velocità dei punti P ed A) cresce al crescere dei due carichi, cioè se decresce f e se decresce b_e . L'efficienza massima, invece cresce solo se decresce f in quanto una riduzione di b_e comporta una riduzione di efficienza.

PER AUMENTARE LA VELOCITA' BISOGNA RIDURRE LA SUP ALARE S.

Ma in alcuni casi, come la salita, bisogna agire con un aumento di apertura alare.

PARAMETRI DI PROGETTO

Per velivoli a getto bisogna quindi, per aumentare sia E che V_e , agire con S piccola e b_e contenuta.

Tipicamente AR nei velivoli a getto va da 7 a 9 mentre in quelli ad elica (almeno Turboprop regionali) da 10 a 12.

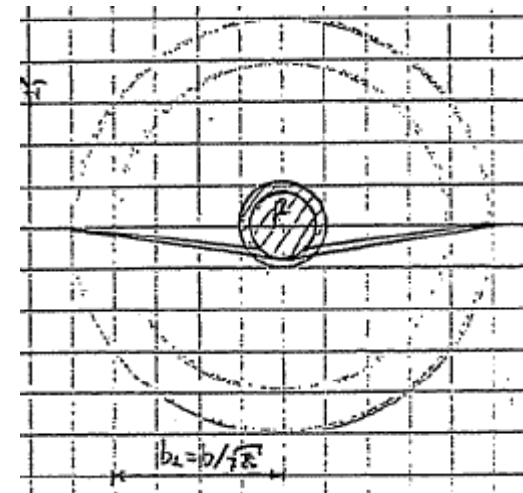
AREA PARASSITA

$$f = CD_0 \cdot S$$

$$T = D = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot (1.1 \cdot CD_0) \cdot S$$

$$T = D = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot f$$

$$E_E = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{AR_e}{CD_0}} = \sqrt{\frac{\pi}{4}} \cdot \sqrt{\frac{b_e^2}{f}}$$



PARAMETRI DI PROGETTO

Superficie alare.

Si è visto che una riduzione di **S**:

- 1) Fa aumentare l'efficienza massima (perché si riduce f)
- 2) Fa aumentare la velocità di efficienza massima

Ma anche :

- 3) Riduce il peso strutturale e quindi fa aumentare il carico utile
- 4) Riduce il costo di fabbricazione

In definitiva per la fase di crociera è utile avere **S** piccola.

Ma in effetti ci sono altre prestazioni (DECOLLO ed ATTERRAGGIO e SALITA, almeno per l'elica) che necessitano di **S** grande.

PARAMETRI DI PROGETTO

POTENZA MINIMA (Salita)

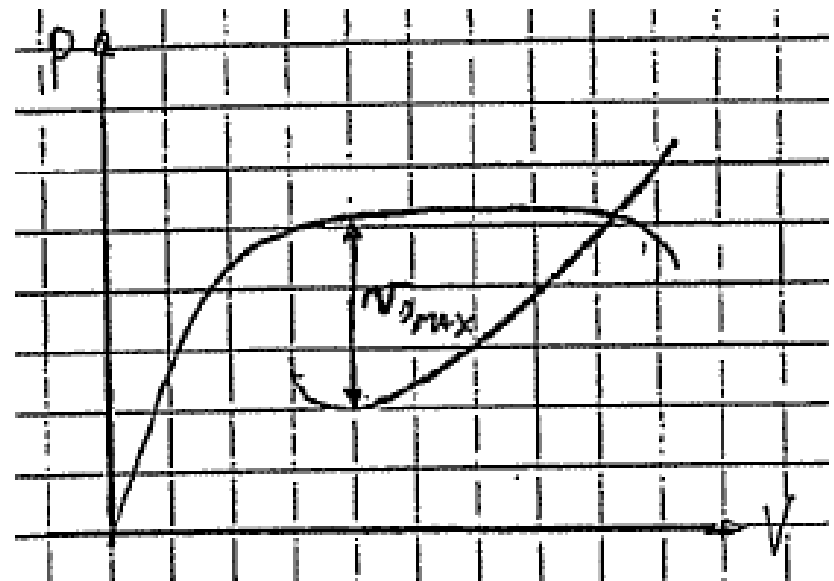
$$P_P = \frac{2}{\sqrt[4]{27}} \cdot W^{3/2} \cdot \sqrt[4]{\frac{64}{\rho^2 \pi^3}} \cdot \sqrt[4]{\frac{f}{b_e^6}}$$

$$P_P = \text{funz}(W^{3/2}; b_e^{3/2}; f^{1/4}; \text{quota})$$

In definitiva per la fase di salita hanno un grosso effetto:

- Il peso
- l'apertura effettiva

Un po' meno l'area parassita f.



PARAMETRI DI PROGETTO

POTENZA MINIMA (Salita)

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

$$P_P = \text{funz}(W^{3/2}; b_e^{3/2}; f^{1/4}; \text{quota})$$

$$P_P = \frac{2}{\sqrt[4]{27}} \cdot W \cdot \sqrt[4]{\frac{64}{\rho^2 \pi^3}} \cdot \sqrt[4]{\left(\frac{W}{b_e^2}\right)^3 \frac{f}{W}}$$

Si vede come il carico di apertura ha un peso 3 volte superiore a quello di area parassita.

PARAMETRI DI PROGETTO

CARICO EQUIVALENTE m

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho_o}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{CL_{MAX}}} \approx 4 \sqrt{\frac{W}{S \cdot CL_{MAX}}} = 4\sqrt{m}$$

Avendo espresso la densità nel sistema tecnico con W espresso in Kg.

Si vede come il prodotto di S e CL_max forma proprio una superficie equivalente
Che fornirà il parametro da cui dipendono le distanze di decollo ed atterraggio.

$$S_{eq}=30 \text{ mq}$$

$$S= 20 \text{ mq} \quad CL_{max}=1.5$$

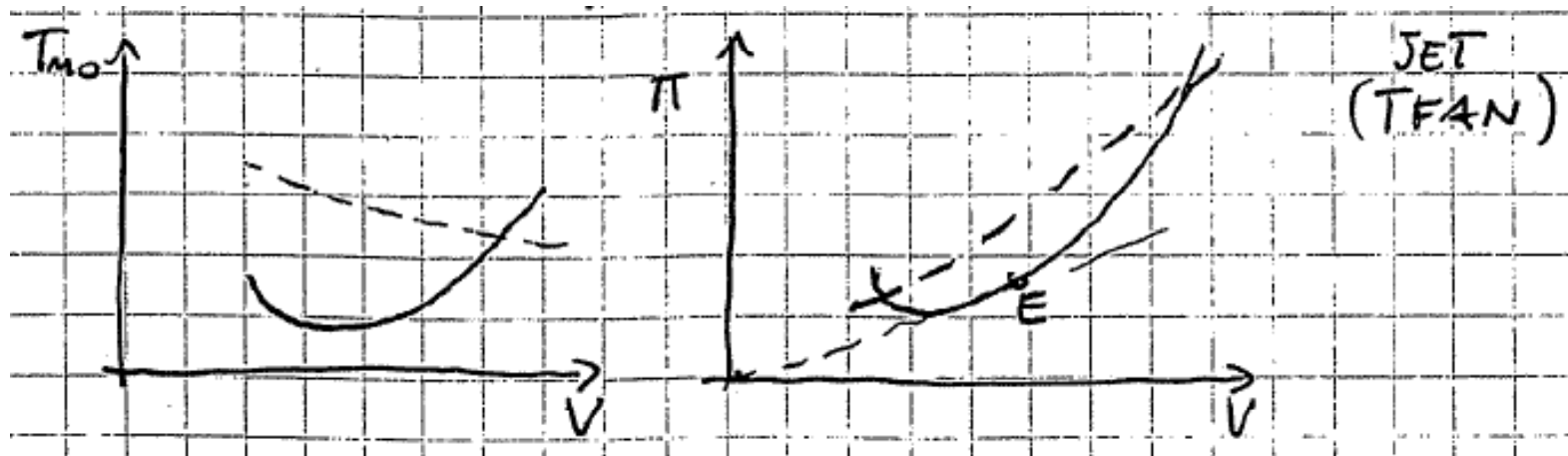
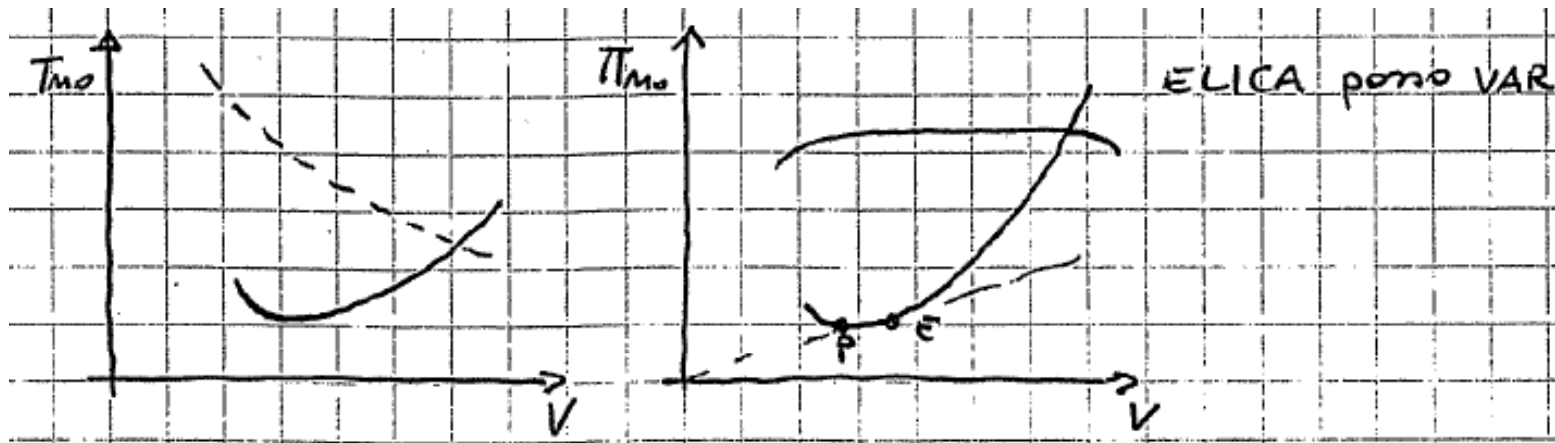
$$S= 10 \text{ mq} \quad CL_{max}=3.0$$

La riduzione di peso dell'ala sarà piu' del 50%, infatti si riduce anche la sollecitazione flettente al ridursi dell'apertura.

PARAMETRI DI PROGETTO

SALITA VELIVOLO

$$RC = \frac{\pi_{ol} - \pi_{mo}}{W}$$



PARAMETRI DI PROGETTO

SALITA VELIVOLO ELICA

$$RC = \frac{\eta \cdot \Pi_{ao}}{W} \sigma^{1.305} - 2.97 \frac{W^{1/2} \cdot f^{1/4}}{b_e^{3/2} \cdot \sigma^{0.5}}$$

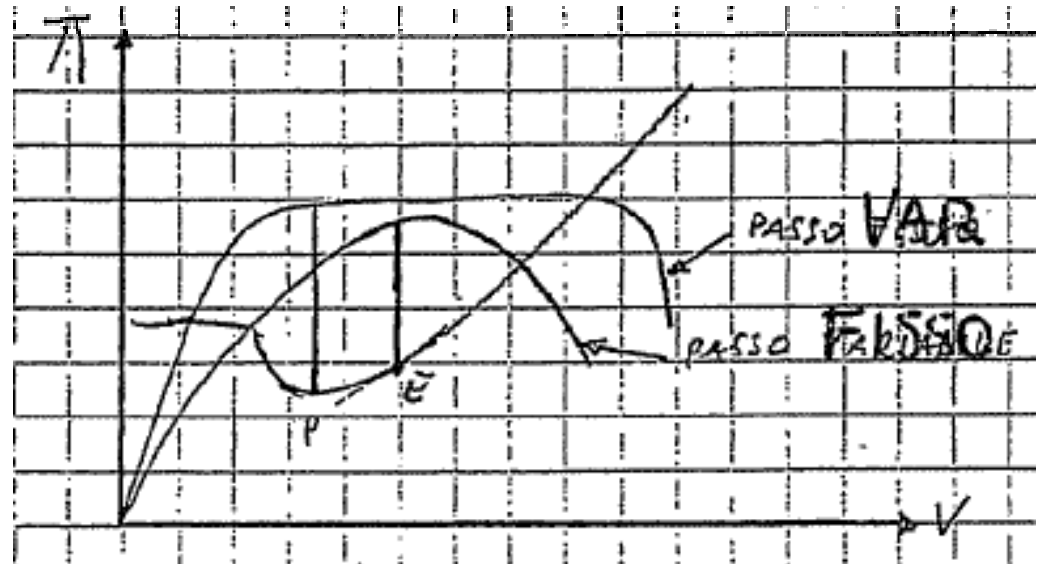
$$RC = a - c$$

A quote basse il primo termine è molto forte. A quote alte il secondo diviene dello stesso ordine di grandezza.

$$RC = f(W; \Pi_{ao}; b_e; f; z; ISA)$$

$$RC = f\left(\frac{W}{\Pi_{ao}}; \frac{W}{b_e^2}; \frac{W}{f}; z; ISA\right)$$

PESI : -1 -3/4 1/4



PARAMETRI DI PROGETTO

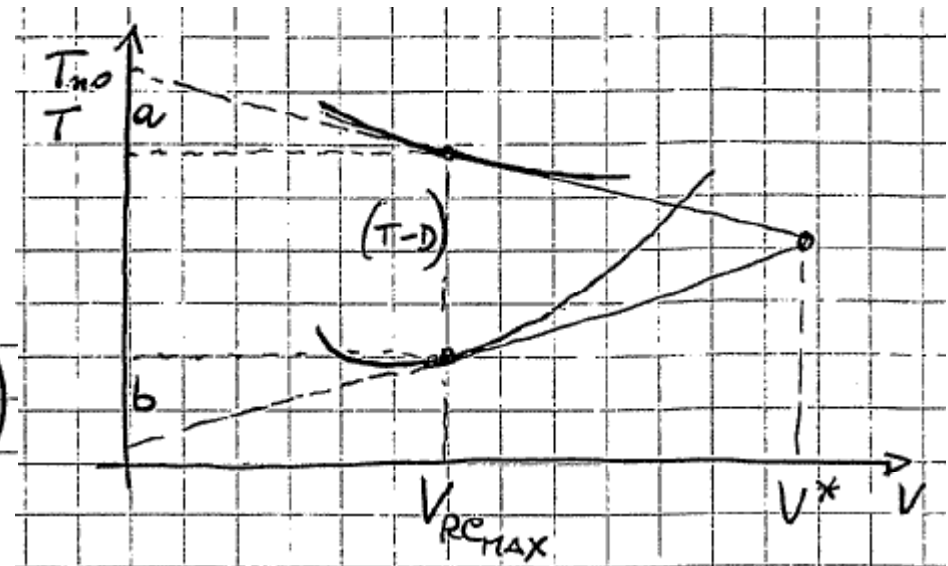
SALITA VELIVOLO JET

$$RC = \frac{(T-D)V}{W} \quad \frac{dRC}{dV} = 0 \quad T-D + V\left(\frac{\partial T}{\partial V} - \frac{\partial D}{\partial V}\right) = 0$$

$$\text{Se } V^* = 2V$$

$$\text{allora } V = V_{RC\max}$$

$$\text{Si vede che } (a+b) = -V\left(\frac{\partial T}{\partial V} - \frac{\partial D}{\partial V}\right)$$



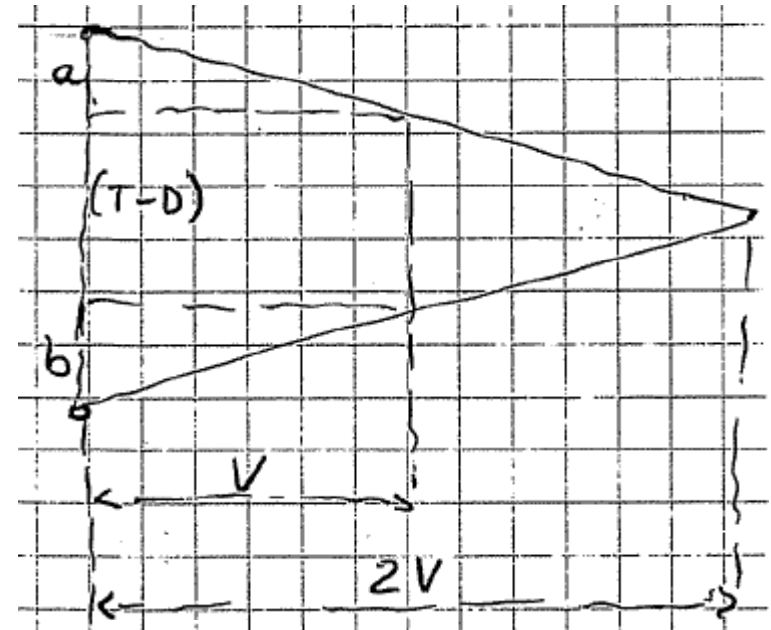
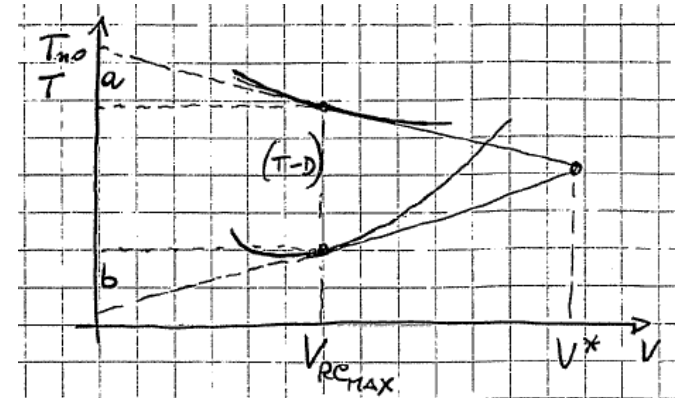
PARAMETRI DI PROGETTO

SALITA VELIVOLO JET

Se $V^* = 2V$

allora $V = V_{RCMAX}$

Si vede che $(a+b) = -V \left(\frac{\partial T}{\partial V} - \frac{\partial D}{\partial V} \right)$



PARAMETRI DI PROGETTO

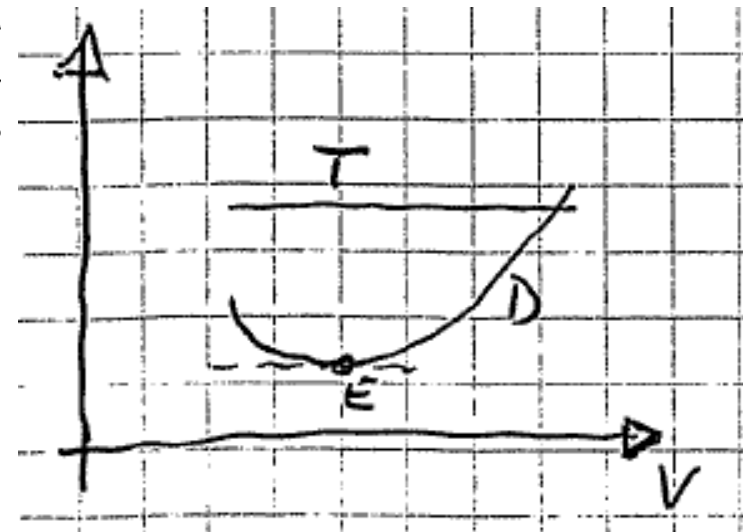
SALITA VELIVOLO JET

$$\gamma = \frac{T - D}{W}$$

γ_{MAX} (SALITA RIPIDA)

$$\gamma_{MAX} \rightarrow \gamma_{MAX} = \frac{T}{W} - \frac{D_E}{W}$$

$$= \frac{T}{W} - \frac{1}{E_{MAX}}$$



PARAMETRI DI PROGETTO

SALITA VELIVOLO JET

$$RC = 1.54 \frac{T_0}{W} \left(\frac{T_0}{f} \right)^{1/2} \sigma^{0.74} - 2.2 \frac{(W / b_e^2)}{\left(\frac{T_0}{f} \right)^{1/2} \cdot \sigma^{0.413}}$$

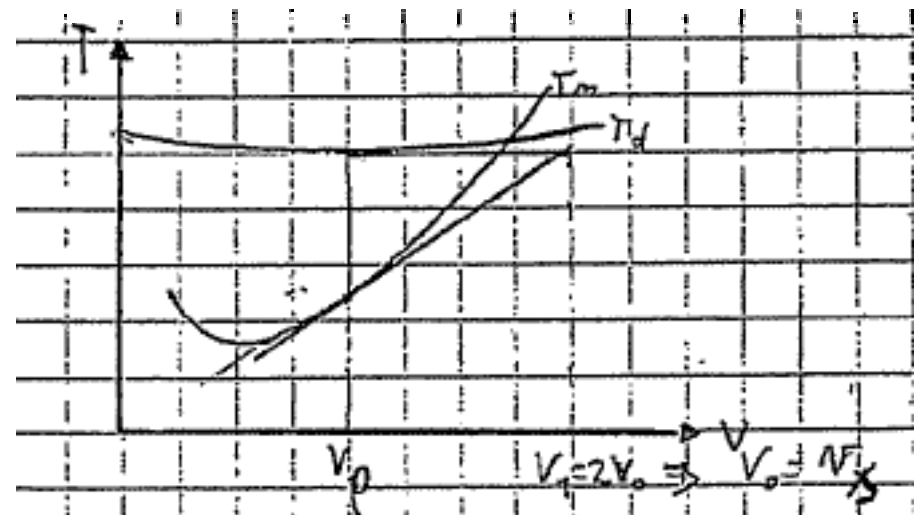
A quote basse il primo termine è predominante rispetto al secondo.

$$RC = f(W; T_0; b_e; f; z; ISA)$$

$$RC = f\left(\frac{T_0}{W}; \frac{T_0}{f}; \frac{W}{b_e^2}; z; ISA\right)$$

L'effetto maggiore è quello del rapp T/W.
Riguardo l'effetto dei parametri del velivolo:

L'effetto di T_0/f è maggiore di quello di W/b_e^2
(compare in entrambi i membri)



PARAMETRI DI PROGETTO

SALITA VELIVOLO JET – Tangenza teorica

$$\sigma_{TT} = \left[1.42 \frac{\left(W / b_e^2 \right)}{\frac{T_0}{W} \frac{T_0}{f}} \right]^{0.606}$$

$$\sigma_{TT} = \sigma_{TT} \left(\frac{W}{b_e^2}; \frac{T_0}{W}; \frac{T_0}{f} \right)$$

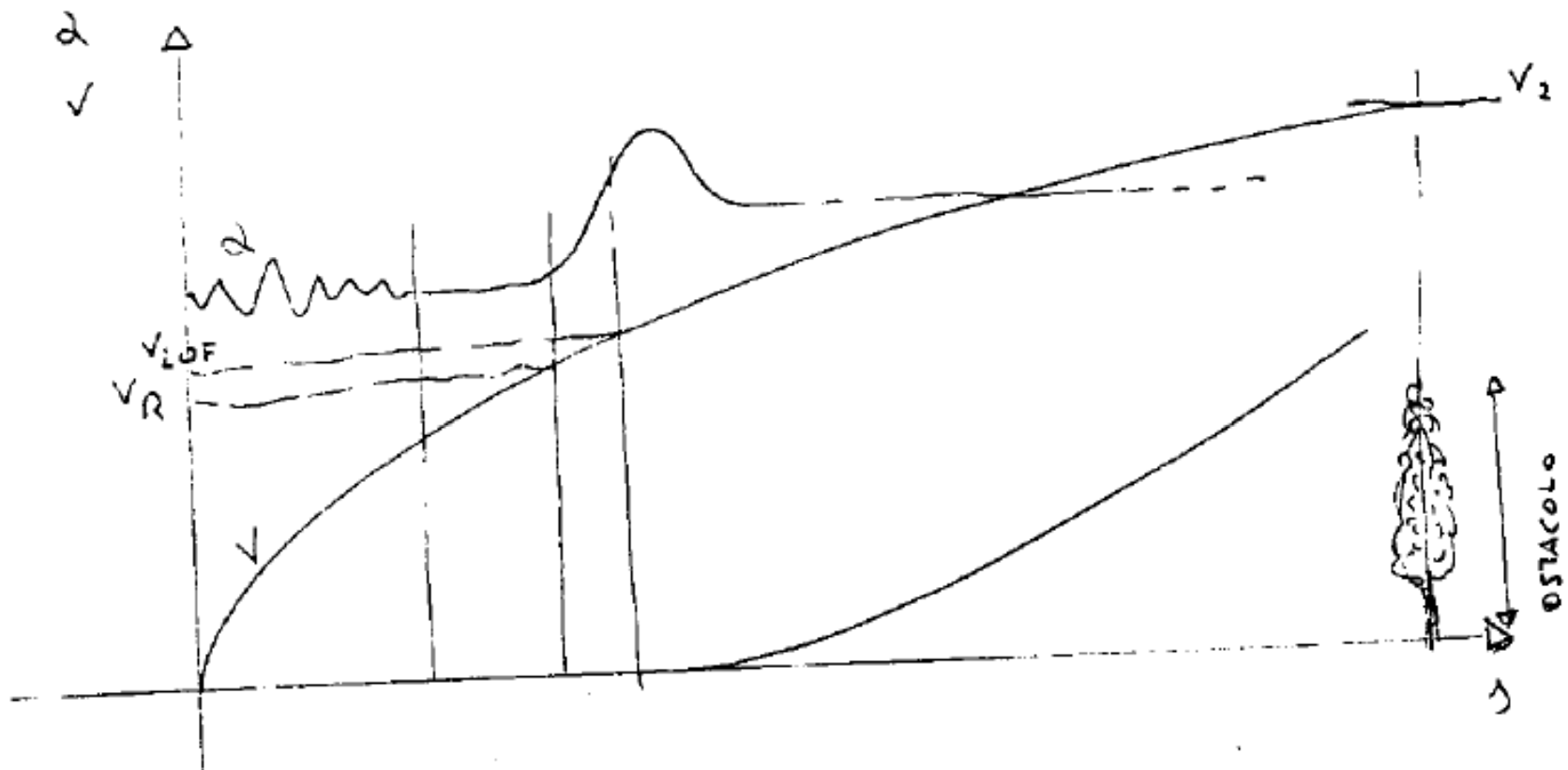
Importanza	1	-1	-1
------------	---	----	----

A quote ELEVATE b_e ed f iniziano ad assumere la stessa importanza.

Ecco perché velivoli a getto che devono operare ad alte quote devono anche considerare un certo opportuno valore dell'apertura alare.

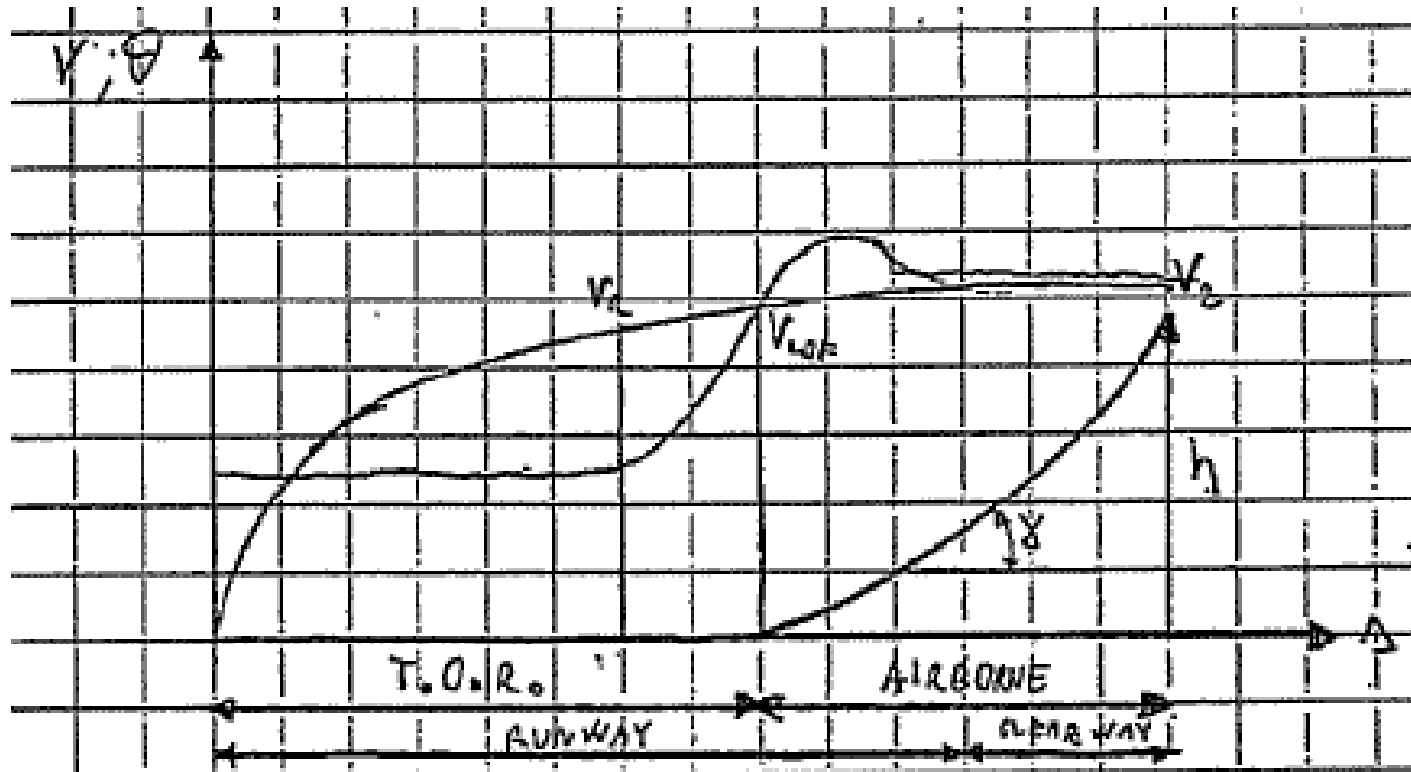
PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO



PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO



V_R

V_{LOF}

V_2

V_{MC}

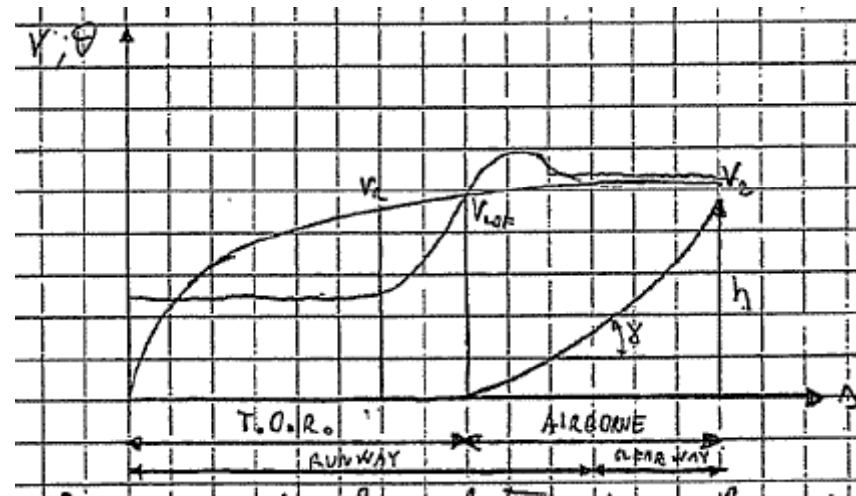
$$V_2 \geq V_{LOF}$$

Ma in effetti dopo la fase di LIFT OFF il velivolo accelera molto poco

$$V_{LOF} = V_2$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO



$$\text{RUNWAY} = \text{T.O.R.} + \text{AIRBORNE}$$

"CLEAR WAY"

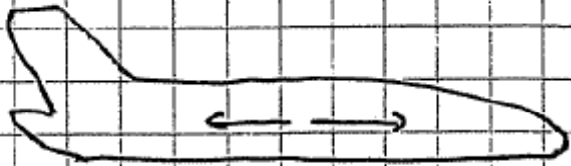
- 1) $\text{T.O.R.} \approx 1000 \text{ m.}$
- 2) $\text{AIRBORNE} \approx 1000 \text{ m.}$

si ha

- 1) $\text{RUNWAY} = 1500 \text{ m.}$
- 2) $\text{CLEAR WAY} \geq 500 \text{ m.}$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO



$$R = \mu (W - L)$$

$$T - D - R = m \frac{dV}{dt}$$

$$T - D - \mu (W - L) = m \frac{dV}{dt}$$

Fino a V_{LOF}

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

$$K = \frac{V_{LOF}}{V_{STO}} \quad t_{20} \quad 1.1 \text{ e } 1.2$$

$$T = T(V) \quad \text{a seconda del motore}$$

$$D = D(V) \quad \text{varia con } V^2$$

$$L = L(V) \quad \propto V^2$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

Durante la corsa C_L e C_D sono costanti

C_{Lg}

$$C_{Dg} = C_{D0} + \Delta C_{D0} + k_1 C_L^2 + \cancel{C_L} k_3 C_L^2 \cdot G$$

$\uparrow$
flap + can

$k_{res} G$ Effetto suolo

$$k_{res} \approx 0.90$$

0.015 0.010

→ Praticam

$$C_{D0} \approx 0.045 \div 0.050$$

(Raddoppia rispetto al
 C_{D0} caociera)

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$T - D - \mu(W - L) = m \frac{dV}{dt}$$

Come risolvere

$$a = \frac{dV}{dt} \quad V = \frac{ds}{dt} \quad \rightarrow \quad ds = V dt = \frac{V dV}{a}$$

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

$$V_{Lo} = K V_{STO} \approx \frac{1.1}{1.2} V_{STO}$$

$$S_g = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{Lo}} \frac{dV^2}{\left[\frac{T(V)}{W} - \mu - \frac{(D + \mu L)}{W} \right]}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$T - D - \mu(W - L) = m \frac{dV}{dt}$$

$$S_g = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{L0}} \frac{dV^2}{\left[\frac{T(V)}{W} - \mu - \frac{(D - \mu L)}{W} \right]}$$

Vediamo le parentesi quadra calcolate a $V = 0.707 V_{L0}$

$$= \left[\frac{T}{W} - \mu - \frac{(D - \mu L)}{W} \frac{1}{2} \rho_0 E (0.707)^2 V_{L0}^2 \frac{S}{W} \right]$$

Ma se $(0.707)^2 V_{L0}^2$ ~~$\frac{1}{2} \rho_0 E V_{L0}^2 \frac{S}{W}$~~

$\uparrow$

$0.5 K^2 V_{ST0}^2$

$\frac{1}{2} K^2 V_{ST0}^2$

$\frac{1}{2} \rho_0 E V_S^2 \frac{S}{W} = \frac{1}{C_{max}}$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$S_g = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{Lo}} \frac{dV^2}{\left[\frac{T(V)}{W} - \mu - \frac{(D + \mu L)}{W} \right]}$$

Ma se $(0.707)^2 V_{Lo}^2$ ~~$\frac{1}{2} \rho_0 \epsilon V_s^2 \frac{S}{W} = \frac{1}{C_{Lmax}}$~~

$\uparrow$

$0.5 K^2 V_{Sto}^2$

$\frac{1}{2} K^2 V_{Sto}^2$

$$= \left[\frac{\bar{T}}{W} - \mu - (C_D - \mu C_L) \frac{K^2}{2} \frac{1}{C_{Lmax}} \right]$$

$$= \left[\frac{\bar{T}}{W} - \mu - C_F \right] \quad C_F = \frac{K^2 (C_D - \mu C_L)}{2} \frac{1}{C_{Lmax}} \approx \frac{K^2}{2} \frac{C_{D0}}{C_{Lmax}}$$

$$C_F \approx \frac{(1.2)^2}{2} \frac{0.050}{2} \approx 0.020$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$S_g = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LO}} \frac{dV^2}{\left[\frac{T(V)}{W} - \mu - \frac{(D+ML)}{W} \right]}$$

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

$$T.O.R. \quad S_{gFULL} = Q K^2 \frac{m}{\frac{T_F}{W} - \mu - e_F} \approx Q K^2 \frac{m}{\frac{T_F}{W} - 1.5\mu}$$

$$Q K^2 m$$

ENERGIA CINETICA DA ACQUISIZIONE del decollo

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

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

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

T.O.R.

$$J_{EFULL} = Q K^2 \frac{m}{\frac{T_F}{W} - \mu - e_F} \approx Q K^2 \frac{m}{\frac{T_F}{W} - 1.5\mu}$$

$$C_F = \frac{K^2}{2} \frac{C_D - \mu C_L}{C_L} \approx \frac{K^2}{2} \frac{C_{D0}}{C_{L0}}$$

⇒ C_{D0} è dell'ordine di 0.05;
 ⇒ C_{L0} è dell'ordine di 2

$$C_F \approx 0.03 \quad -\mu - C_F = (-0.5 \div -2)\mu$$

⇒ $-\mu - C_F = -2\mu$ se il velivolo è "sporco";
 ⇒ $-\mu - C_F = -1.5\mu$ se il velivolo è "pulito".

$$Q = \frac{1}{\int_0^1 \varepsilon g} \quad K = \frac{V_{LOF}}{V_S}$$

$$C_F = \frac{K^2}{2} \frac{C_D - \mu C_L}{C_{L0}} \approx \frac{K^2}{2} \frac{C_{D0}}{C_{L0}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$\overset{\text{T.O.R.}}{S_{Z \text{ FULL}}} = \alpha K^2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - \mu - e_F} \approx \alpha K^2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - 1.5\mu}$$

- T.O.R. (TAKE OFF RUN) = $f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{b_e^2}, \frac{W}{f}, \lambda, \mu, z, ISA\right)$ $\lambda = \frac{V_L}{V_2}$
- 1) decresce all'aumentare di T_0/W , quasi iperbolicamente in FULL POWER, più fortemente in ONE ENGINE INOPERATIVE (O.E.I.), partic. 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 .

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO - TOR ; 1 Motore inoperativo da $V=V_1$

$$TOR_1 = 2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_F}{W} - \mu - C_F} K_1^2 + 2 \frac{m}{\frac{\bar{T}_{1F}}{W} - \mu - C_F} (K_2^2 - K_1^2)$$

1) $\bar{T}_F$ è la SPINTA MEDIA QUADRATICA tra la velocità di decollo V_1 e la V_2

2) $K_1 = V_1 / V_2$

3) C_F è DIVERSO DA C_r perché quando un motore presente si espone il
monitore di coda e di elicotto, ma con AUMENTA LA RESISTENZA

1) $\frac{\bar{T}_F}{W} = 0.2$

2) $\mu - C_F = 0.06$ (curva)

$\frac{\bar{T}_F}{W} - \mu - C_F = 0.14$

1) $\frac{\bar{T}_{1F}}{W} = 0.1$ (od anche meno)

2) $\mu - C_F > 0.06$

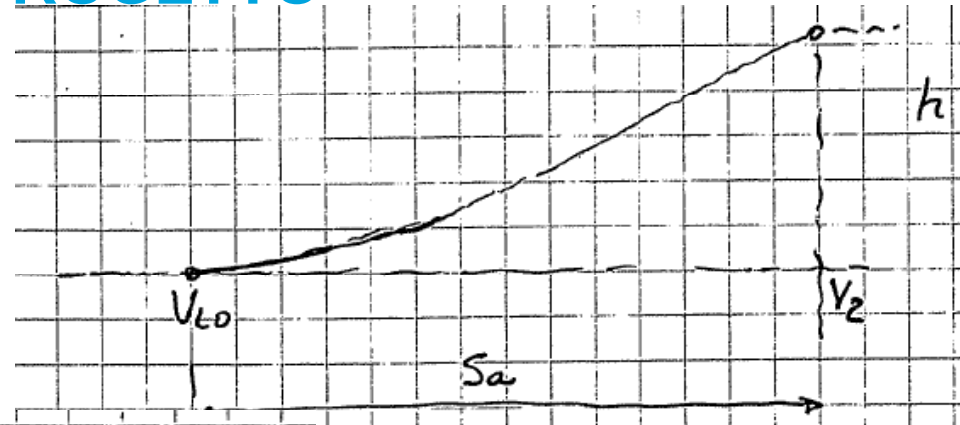
$\frac{\bar{T}_{1F}}{W} - \mu - C_F = 0.04$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

DISTANZA di INVOLTO

TRATT. ENERGETICA



VARIAZ EN CINETICA e POT

$$= \frac{1}{2} \frac{W}{g} (V_2^2 - V_{Lo}^2) + W \cdot h$$

$$= \frac{1}{2} \frac{W}{g} V_{ST0}^2 (K_h^2 - K^2) + W \cdot h$$

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

$$V_2 = K_h V_{ST0}$$

$$V_{Lo} = K V_{ST0}$$

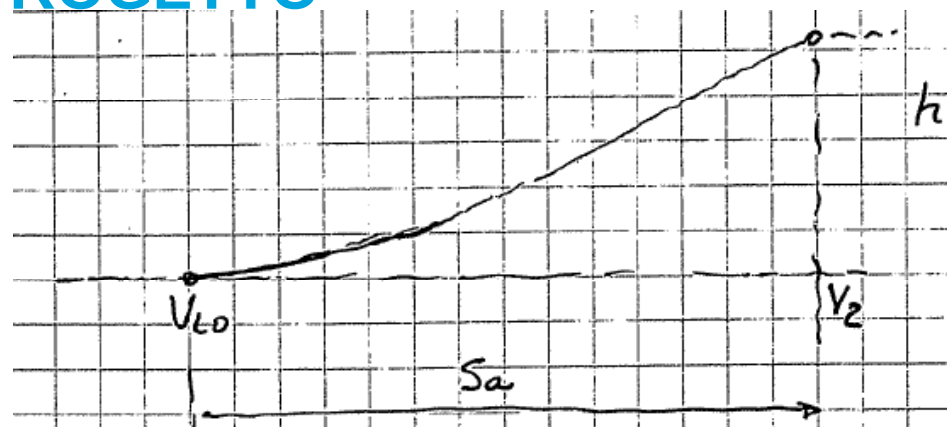
$$V_{ST0}^2 = \frac{2}{\rho_0 \epsilon} \frac{W}{S C_{L_s}} = \frac{2}{\rho_0 \epsilon} m$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

DISTANZA di INVOLO

TRATT. ENERGETICA



LAVORO SVOLTO FORZA MEDIA

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

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

V è circa $V_{to} = K V_{ST0}$ (non cambia molto tra V_{to} e V_2)

$$C_L = \frac{C_{Ls}}{K^2}$$

$$V^2 = K^2 V_{ST0}^2 = K^2 \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Ls}}$$

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

Eguagliando

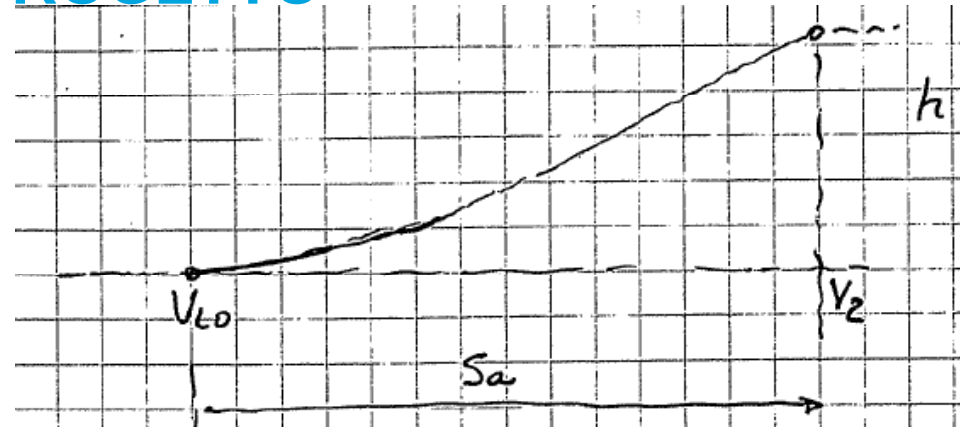
$$\Delta E = [\bar{T} - D] \cdot S_a$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

DISTANZA di INVOLTO

TRATT. ENERGETICA



Eguagliando

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

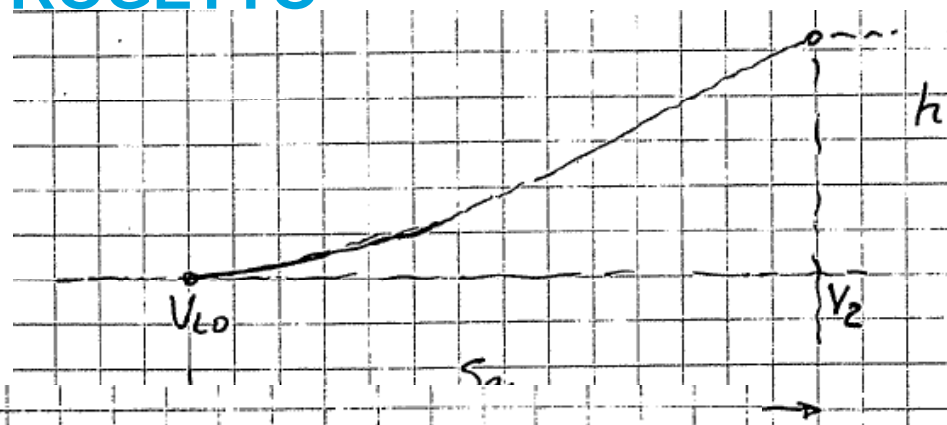
$$S_a = \frac{\frac{1}{g P_0 E} \left(\frac{W}{S C_{Ls}} \right) (V_h^3 - k^2)}{\left[\frac{\bar{T}}{W} - \frac{k^2}{C_{Ls}} C_{D0} - \frac{C_{Ls}}{k^2 \pi A R e} \right]} \approx \frac{h}{[]}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

DISTANZA di INVOLO

TRATT. ENERGETICA



$$S_0 = \frac{\frac{1}{g\rho_0 E} \left(\frac{W}{S C_{LS}} \right) (K_h^2 - K^2)}{\left[\frac{\bar{T}}{W} - \frac{K^2 C_{D0}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A e} \right]} \approx \frac{h}{\left[\right]}$$

DISTANZA DI INVOLO

$$S_i = \frac{\frac{K_h^2 - K^2}{g\rho_0 E} M + h}{\frac{\bar{T}}{W} - K^2 \frac{C_{D0}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A e}} \approx \frac{h}{\frac{\bar{T}}{W} - K^2 \frac{C_{D0}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A e}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

$$S_i = \frac{\frac{K_h^2 - K_{*}^2}{8\rho_0 E} m + h}{\frac{T}{W} - K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A_c}} \approx \frac{h}{\frac{T}{W} - K^2 \frac{C_{DO}}{C_{LS}} - \frac{C_{LS}}{K^2 \pi A_c}}$$

DISTANZA DI ...

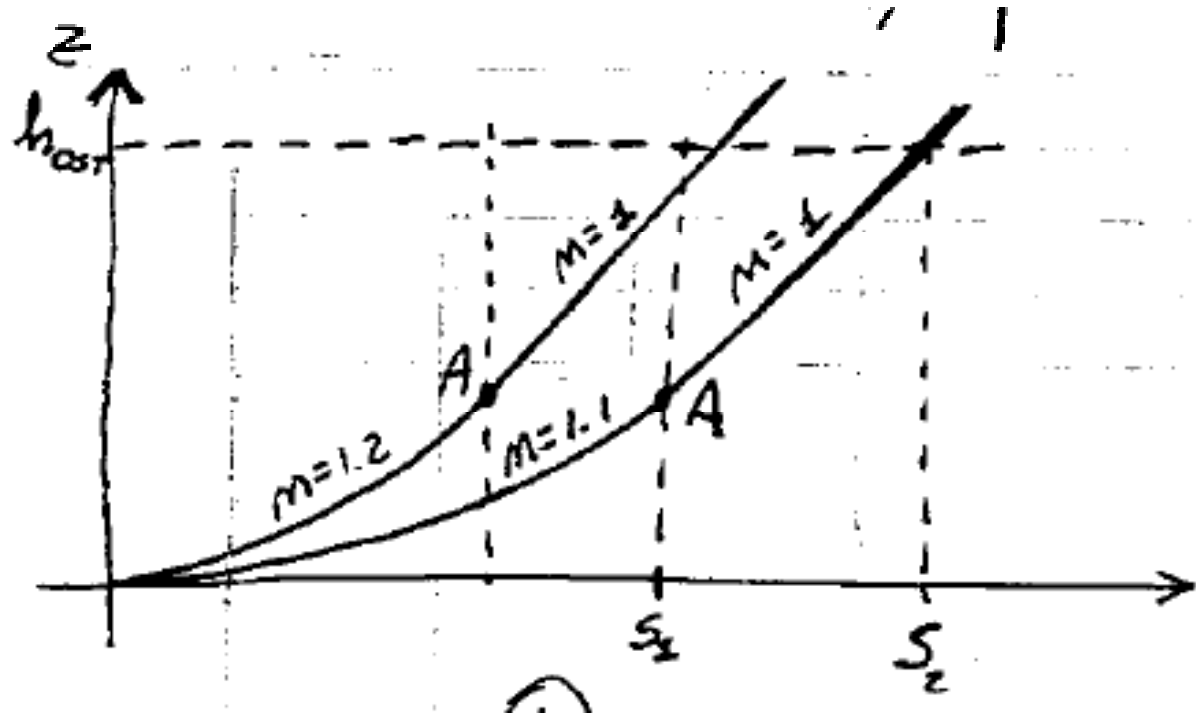
SPAZIO DI INVOLTO (AIRBORNE DISTANCE) = $f\left(\frac{T_0}{W}, m, \frac{W}{b_e^2}, \frac{W}{f}, Z, ISA\right)$

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

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO – Dist INVOLO (Airborne Dist)

Dipende dalla manovra



PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO - Distanza Effettiva

- $DDE \text{ (DISTANZA DECOLLO EFFETTIVA)} = T.O.R. + A.D. = f\left(\frac{T_0}{w}, m, \frac{w}{D_g^2}, \frac{w}{f}, \mu, Z, ISA, \lambda\right)$
- 1) decresce con T_0/w , quasi iperbolicamente in F.P., più fortemente in OEI, fort. a binomio;
 - 2) cresce quasi linearmente con m : effetti non lineari, lievi, introdotti da $\bar{T}$ e dai termini acustici minori, globalmente in funzione a crescere;
 - 3) cresce con w/b_e^2 , più fortemente in OEI;
 - 4) pressoché, a decrescere, con w/f , più fortemente in OEI;
 - 5) cresce con μ, Z, ISA ;
 - 6) cresce al decrescere di λ .

PARAMETRI DI PROGETTO

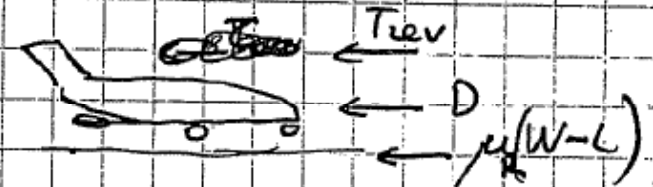
DECOLLO Abortito (Accelerate-Stop Distance)

DIST DECOLLO ABORTITO DDA (Accelerate-STOP dist)

Il motore pianta a V_1 e a V_3 (Braking) inizia frenata.

$$V_3 \approx V_1$$

Nella frenata siamo in deceleraz.



$$\mu = \mu_R$$

$$S_{DDA} = S_{acc} + S_{stop} + S_{INTERV}$$

↑
(≈ 2 sec tra piantata e applicaz freni)

$$S_{acc} = \frac{1}{P_0 E g} \frac{M}{\left(\frac{T_{rev}}{W} - \mu - C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{stop} = \frac{1}{P_0 E g} \frac{M}{\left(\frac{T_{rev}}{W} + \mu_R + C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Abortito (Accelerate-Stop Distance)

$$S_{DDA} = S_{acc} + S_{stop} + S_{INTERV}$$

$$S_{acc} = \frac{1}{\rho_0 \epsilon g} \frac{m}{\left(\frac{T_E}{W} - \mu - C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{stop} = \frac{1}{\rho_0 \epsilon g} \frac{m}{\left(\frac{T_{rev}}{W} + \mu_R + C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{INTERV} = \Delta t \cdot V_1 = \Delta t \cdot \lambda V_{L0} = \Delta t \cdot \lambda \cdot K \underbrace{\sqrt{\frac{2}{\rho_0 \epsilon}} \sqrt{\frac{W}{S C_{L5}}}}_{V_s}$$

$$(\text{per } \Delta t = 2 \text{ sec}) = 2 \cdot \frac{4}{\sqrt{\frac{2 \cdot 9,81}{\rho_0}}} \cdot \lambda \cdot K \frac{\sqrt{m}}{\sqrt{\epsilon}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Abortito (Accelerate-Stop Distance)

$$S_{DDA} = S_{ACC} + S_{STOP} + S_{INTERV}$$

$$S_{ACC} = \frac{1}{\rho_0 E g} \frac{M}{\left(\frac{T_E}{W} - \mu - C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{STOP} = \frac{1}{\rho_0 E g} \frac{M}{\left(\frac{T_{REV}}{W} + \mu_R + C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{INTERV} = 2 \cdot \frac{4}{1} \cdot \lambda \cdot K \frac{\sqrt{M}}{\sqrt{E}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Abortito (Distanza ARRESTO)

$$S_{\text{stop}} = \frac{1}{\rho_0 \epsilon g} \frac{m}{\left(\frac{T_{\text{rev}}}{W} + \mu_R + C_F\right)} \lambda^2 K^2$$

$$S_{\text{arz.}} = \frac{K_B^2}{\rho \epsilon g} \frac{m}{T/K + \mu_e + C_e}$$

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

μ_e = coeff. attrito equivalente, in frenata.

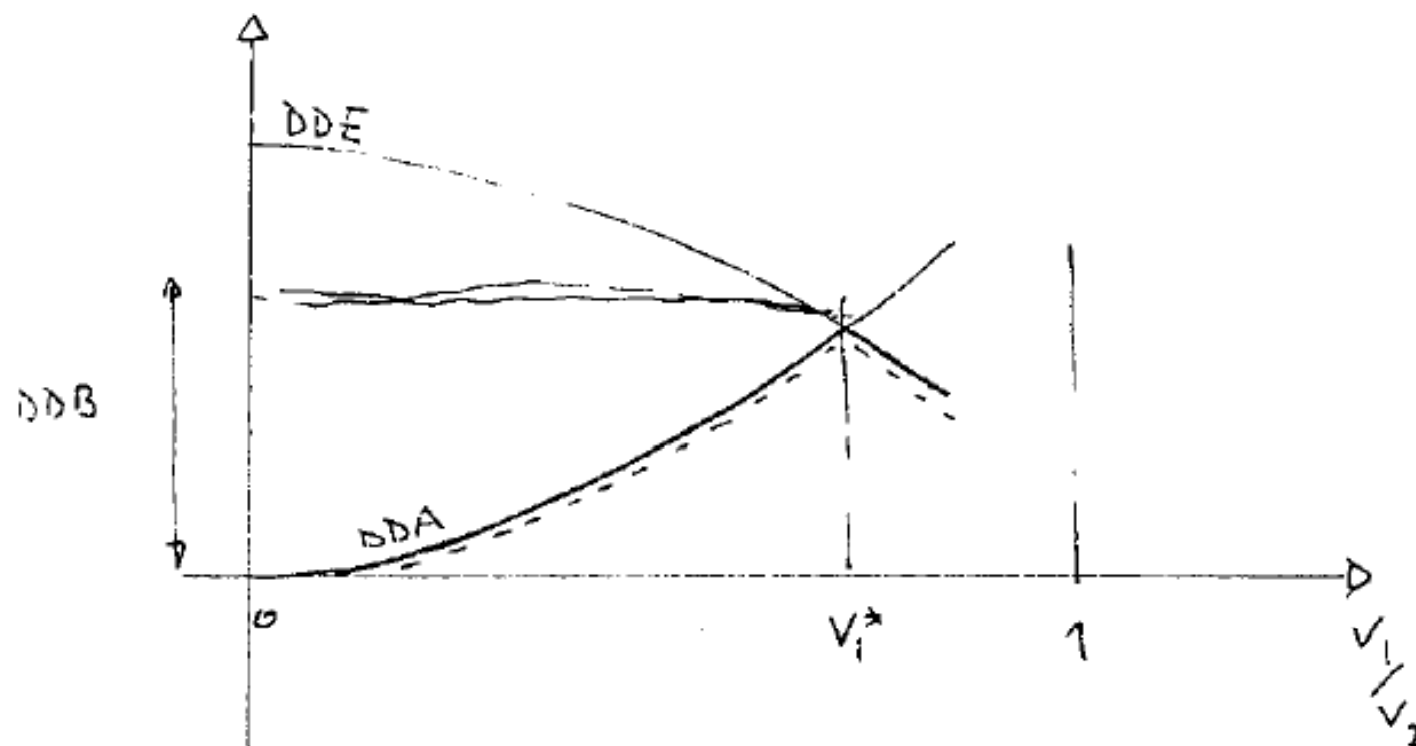
$$C_e = \frac{1}{2} (\lambda K_2)^2 \frac{C_D - \mu_e C_L}{C_{LS}}$$

In calcoli preliminari

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

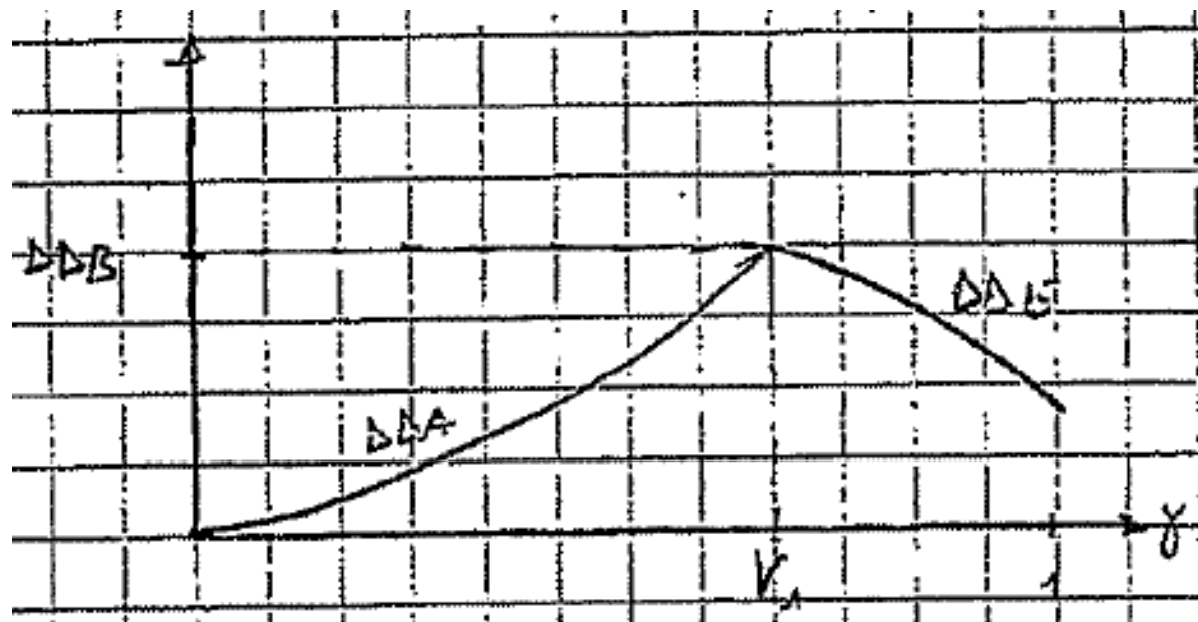
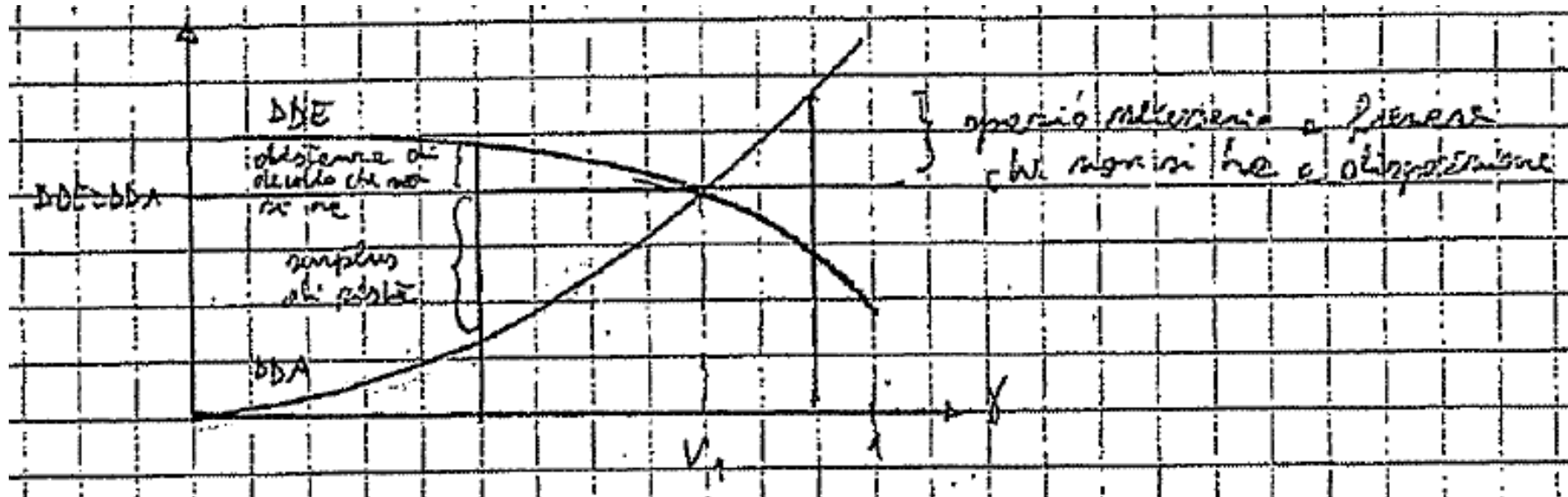
PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Distanza Bilanciata



PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Distanza Bilanciata



PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Distanza Bilanciata

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

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

$$\boxed{DDB = DDE = DDA}$$

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

3) È dotata di una ben precisa velocità di avanzamento, V_1 , tariffettata a bordo e nel manuale di volo, con valore legale. Se durante la corsa di rollaggio al decollo l'avanzamento di un propulsore avviene a $V < V_1$ il pilota ha l'obbligo legale di arrestare il decollo (abortire il decollo); se l'avanzamento avviene a $V > V_1$ il pilota ha l'obbligo legale di continuare il decollo con un propulsore in avanti, salvo impossibilità di farlo materiale di fatto. Per $V = V_1$ il pilota sceglie come vuole, preferendo l'aborto del decollo in caso di nuovo evento di fatto (rischiare la STOPWAY....)

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Distanza Bilanciata

T.O.R. (ONE ENGINE INOPERATIVE)

$$J_{21} = Q \frac{m}{\bar{T}_F/x - \mu - C_F} K_1^2 + Q \frac{m}{\bar{T}_2/x - \mu - C_1} (K^2 - K_1^2) \approx Q \frac{m}{\bar{T}_F/x - 1.5\mu} K_{st}^2 + Q \frac{m}{\bar{T}_2/x - 1.5\mu} (K^2 - K_1^2)$$

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

CORSA RULLAGGIO (ONE ENGINE INOPERATIVE)

$$J_{21} \approx Q m K_2^2 (b - m\lambda^2) \quad b = \frac{1}{\bar{T}_2/x - 1.5\mu} \quad ; \quad m = \frac{1}{\bar{T}_c/x - 1.5\mu} - \frac{1}{\bar{T}_F/x - 1.5\mu}$$

NOTA - $\bar{T}_F$ e $\bar{T}_2$ vanno considerate come funzioni di λ , anche se la dipendenza non è forte.

$$C_{D0}/C_{LS} = \frac{f}{f_e} = \frac{m}{x/f} \quad ; \quad \frac{C_{LS}}{A_e} = \frac{S_e}{b_o^2} = \frac{x/b_e^2}{x/S_e} = \frac{x/b_e^2}{m}$$

$$S_e = \sqrt{C_{LS}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO Distanza Bilanciata

DISTANZA DI ACCELERAZIONE E ARRESTO

Si assume $V_1 \approx V_{BRKING}$ ~~Da~~ FINO a V_1 si ha S_{ZF}

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

Da V_B a zero si ha:

$$S_{arz.} = \frac{K_B^2}{\rho \Sigma g} \frac{m}{\bar{T}/K + \mu_e + l_e}$$

$$\left\| \begin{aligned} K_B &= \frac{V_B}{V_f} = K'_B \lambda K_2 ; K'_B = \frac{V_B}{V_1} \approx 1 ; \lambda = \frac{V_1}{V_2} \\ \mu_e &= \text{coeff. attrito equivalente, in frenata.} \\ C_e &= \frac{1}{2} (\lambda K_2)^2 \frac{C_D - \mu_e C_L}{C_{LS}} \end{aligned} \right.$$

In calcolo preliminare:

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

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

PARAMETRI DI PROGETTO

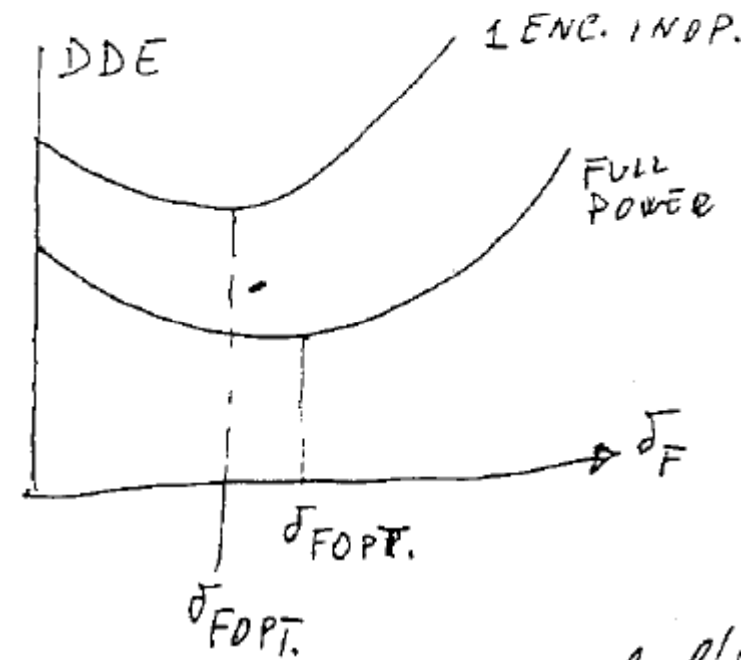
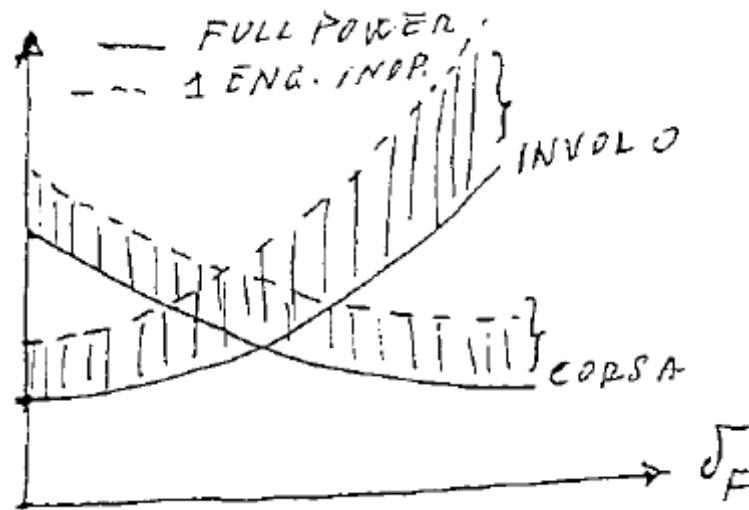
DECOLLO Distanza Bilanciata

- $DDB = f(T_0/\rho, m, W/b_e^2, W/f, \mu, Z, ISA)$ Parametri ambientali
- Si affiniscono le contropartite fatte su DDE e DDA. In conclusione:
- 1) cresce 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 (Ricarica)
 - 5) aumenta in cemento ha il valore massimo, rispetto a forte in calce o terra
 - 6) cresce con la quota e ISA+
 - 7) ha associata con sé una ben determinata V_4 .

PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

ANGOLAZIONE DEL FLAP OTTIMA AL DECOLLO



$\sqrt{V_{FO}}$ cresce con la spinta installata

$$\delta_{FOPT.ER} \cong 20^\circ$$

$$\delta_{FOPT.OEL} \cong 15^\circ \div 17^\circ$$

Si ha anche che $\sqrt{V_{FO}}$ (1 ENG. INOP.) cresce con λ

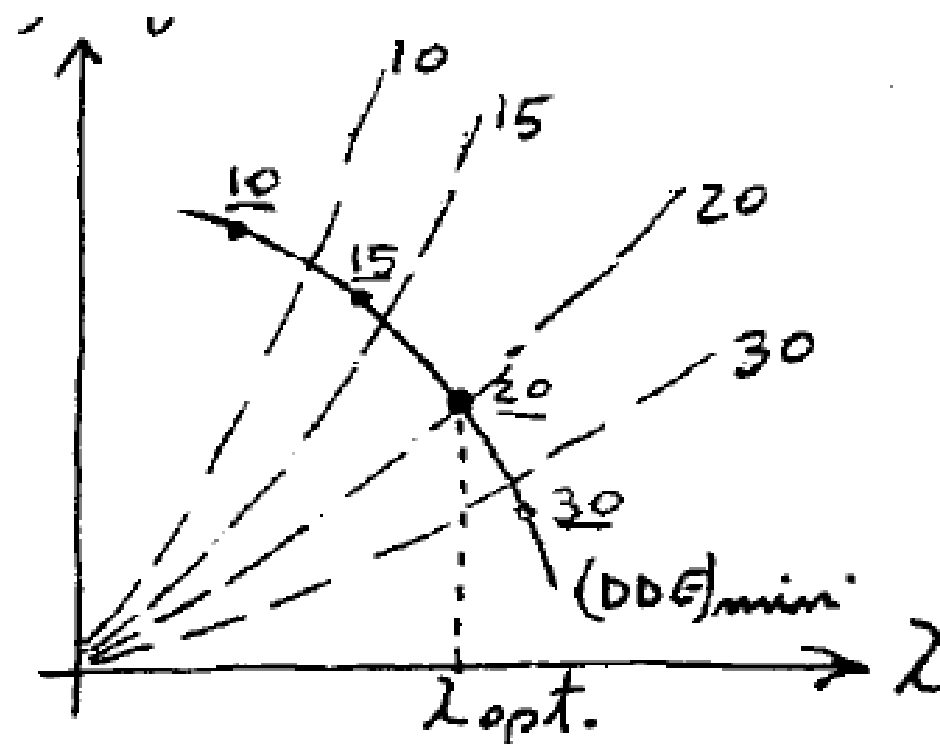
PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

ANGOLAZIONE DEL FLAP OTTIMA AL DECOLLO

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

$(D.D.B.)_{min}$



PARAMETRI DI PROGETTO

DECOLLO

ANGOLAZIONE DEL FLAP OTTIMA AL DECOLLO

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

$(D.D.B.)_{min}$