

# Cap.7 – Volo livellato

## PRESTAZIONI IN VOLO NON ACCELERATO

Velocità massima in volo livellato

Velocità di crociera (ad un grado di ammissione  $<1$ , ad es. 0.75) in volo livellato

Velocità di stallo

Rateo di salita

Angolo di salita

Quota di tangenza pratica e teorica

Tempo di salita

Volo librato

Autonomia oraria e di distanza

Mentre quelle in presenza di accelerazioni sono :

## PRESTAZIONI IN PRESENZA DI ACCELERAZIONI

Prestazioni di decollo (corsa di decollo)

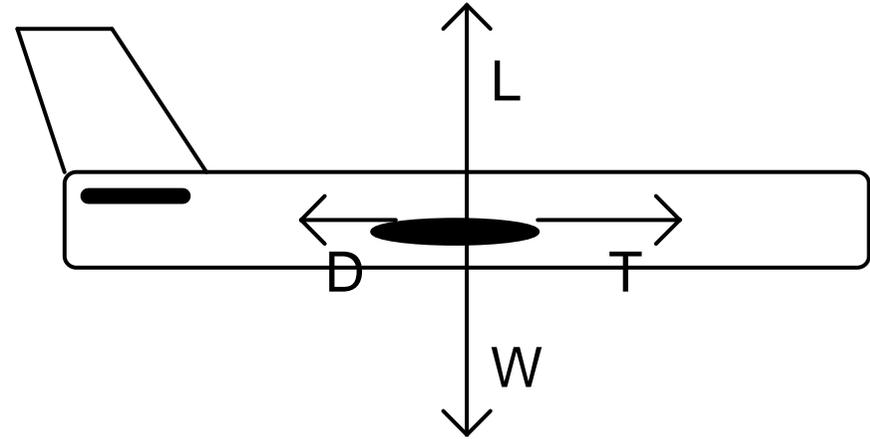
Prestazioni di atterraggio

Virata

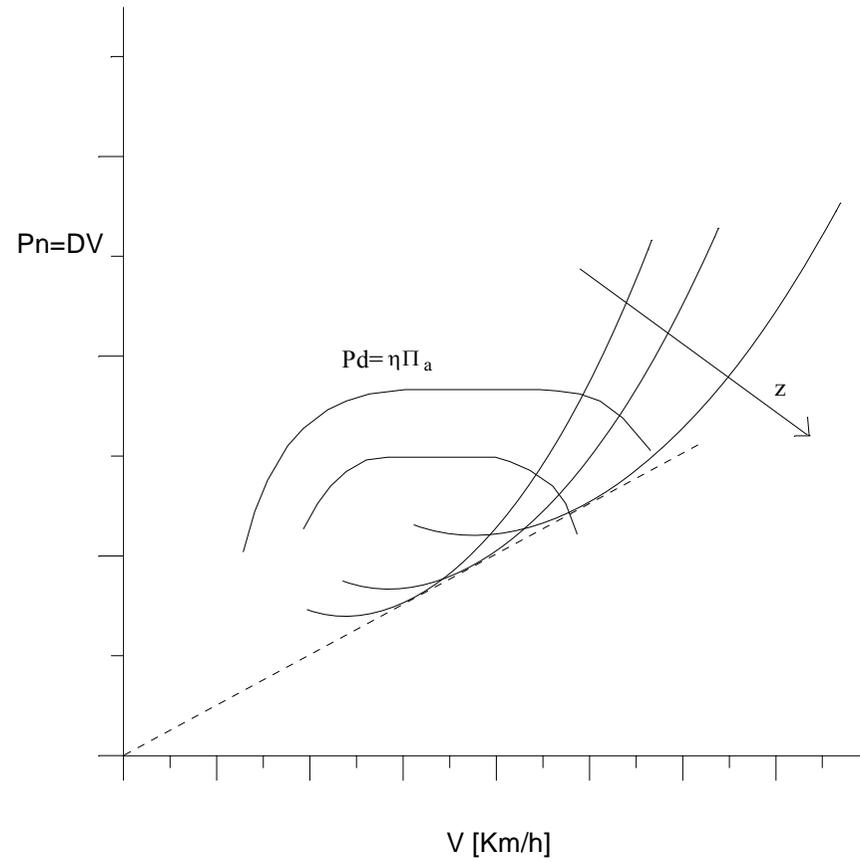
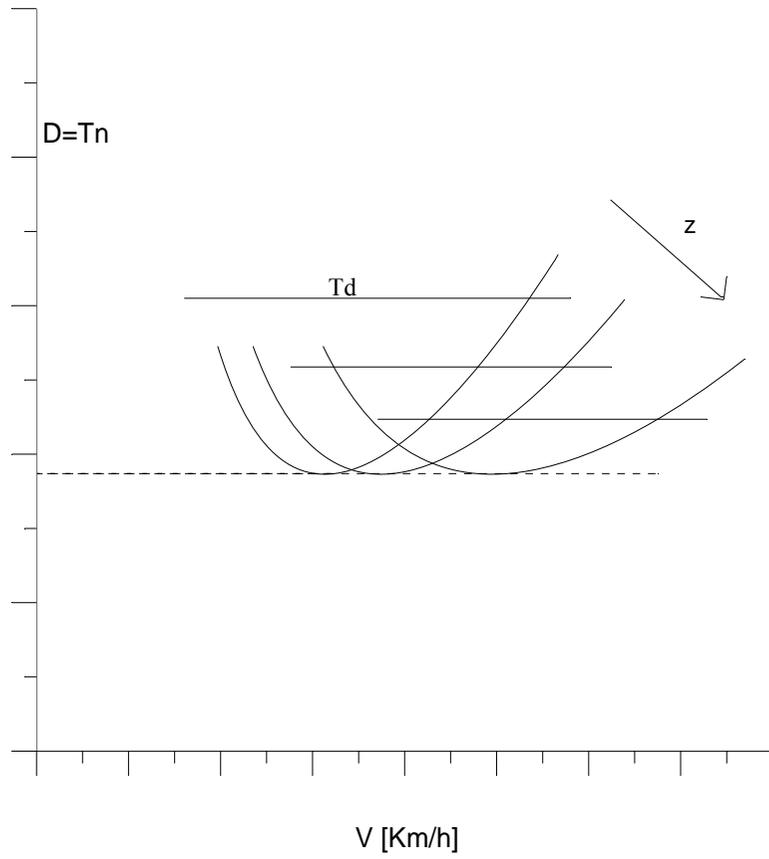
Manovra nel piano longitudinale (cabrata)

## Cap.7 – Volo livellato

$$L = C_L \cdot q \cdot S = W$$



# Cap.7 – Volo livellato



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI A GETTO

Ad esempio consideriamo il velivolo MD-80 , con i seguenti dati :

$W=W_{TO}=63500$  Kg peso massimo al decollo

$S=118$  m<sup>2</sup>  $b=33$  m  $AR=9.23$

$CDo=0.018$

$e=0.80$

$CL_{MAX}=1.5$

Imp. propulsivo :

2 motori PW JT8D da 8400 Kg di spinta ciascuno, cioè  $T_o=16800$  Kg

Dai dati geometrici ed aerodinamici del velivolo ho :

$E_{MAX}=17.95$

Da cui la minima spinta necessaria al volo sarà :

$$D_{MIN} = \frac{W}{E_{MAX}} = 3538 \text{ Kg}$$

$$T = T_o \cdot 0.80 \cdot \sigma \cdot \varphi$$

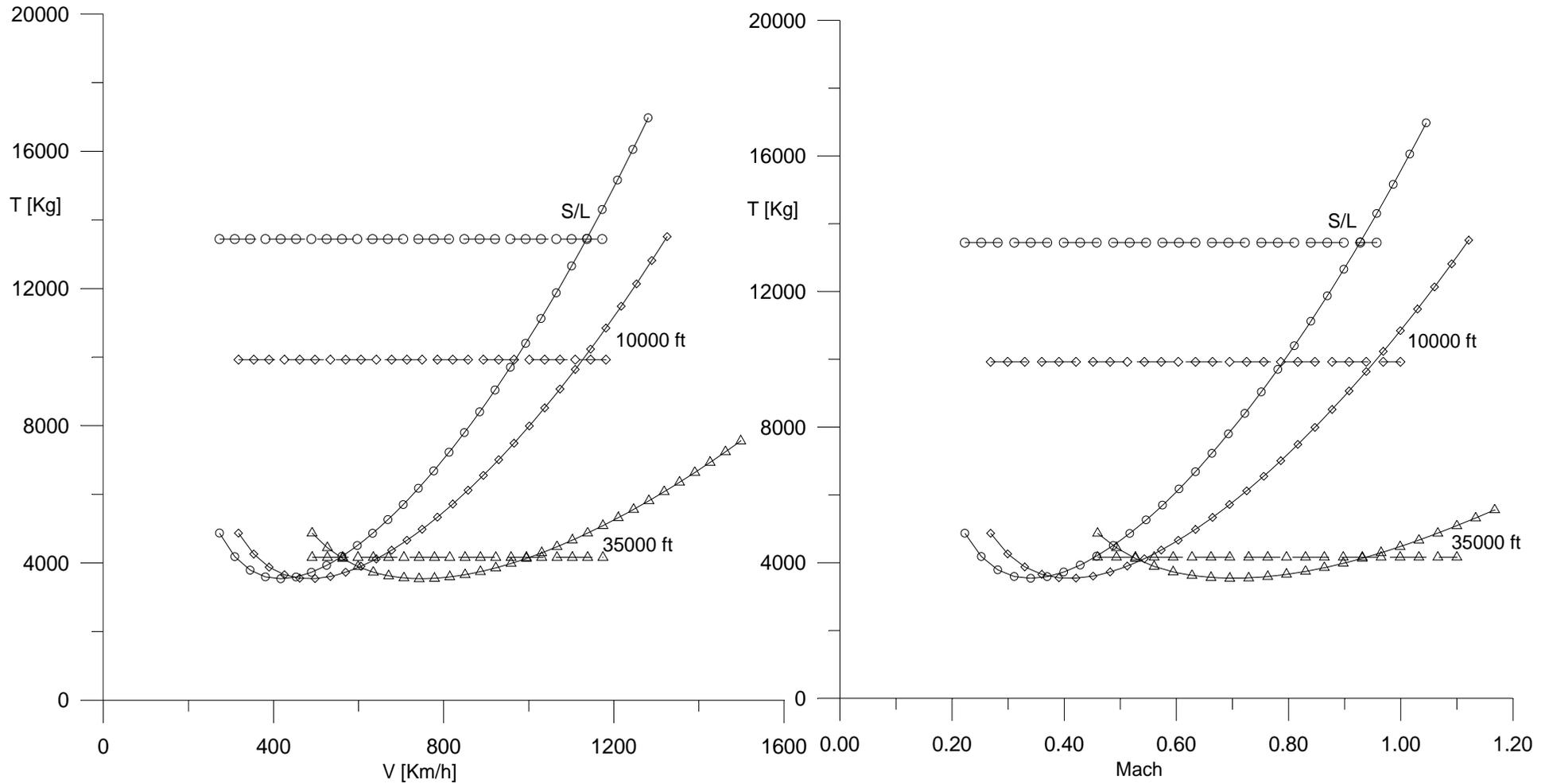
Si parte ad ogni quota da

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{CL_{MAX}}}$$

# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI A GETTO



## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

#### VELIVOLI A GETTO

Le velocità minime e massime in volo livellato ricavabili dalle figure sopra sono :

S/L  $V_s=273$  Km/h                       $V_{MAX}=1130$  Km/h    =  $M=0.93$

10000 ft                       $V_s=316$  Km/h     $V_{MAX}=1120$  Km/h    =  $M=0.95$

35000 ft                       $V_s=490$  Km/h     $V_{MAX}=994$  Km/h    =  $M=0.93$

# Cap.7 – Volo livellato

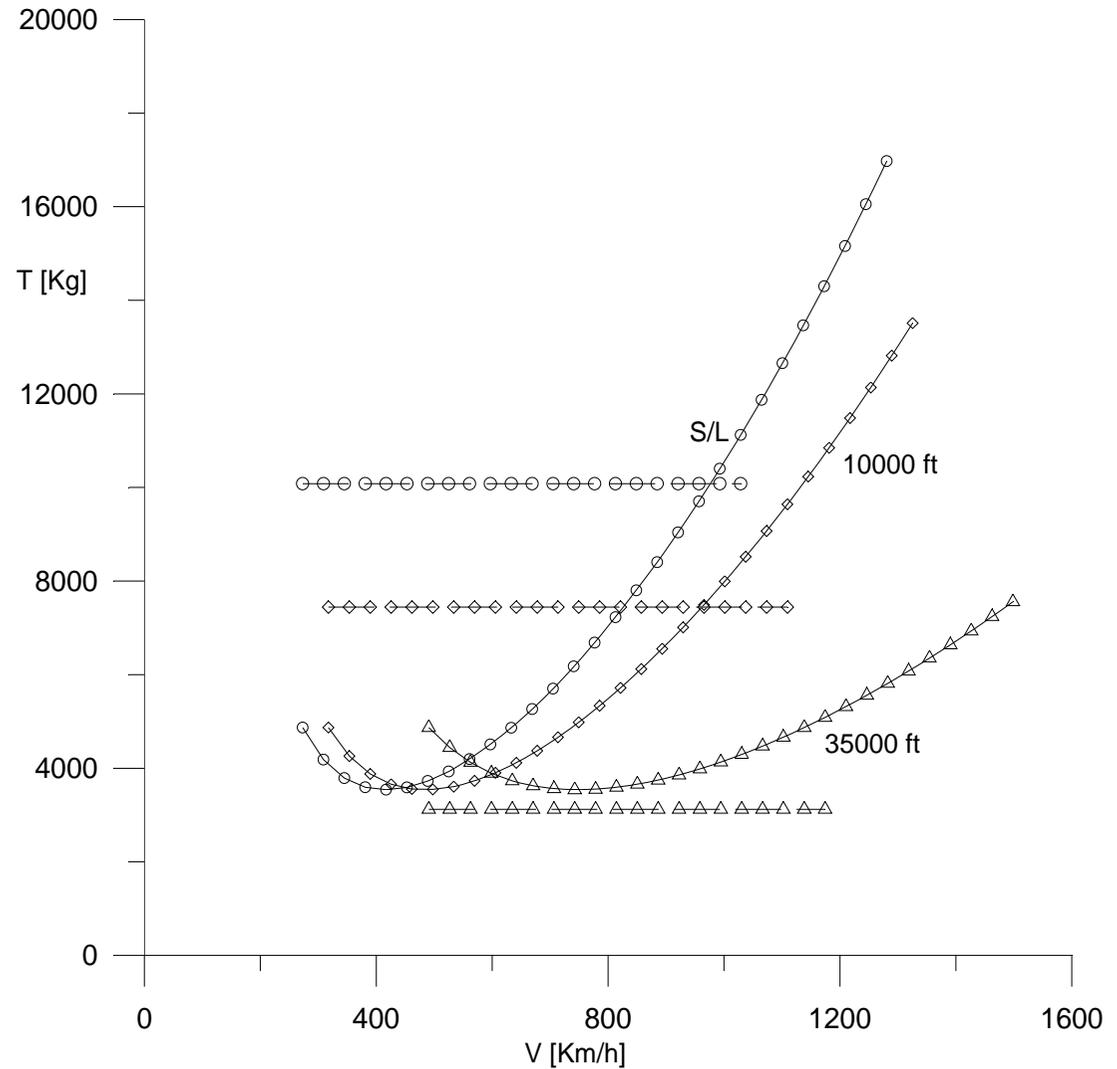
## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI A GETTO

75% SPINTA CROCIERA

$$T = T_0 \cdot 0.80 \cdot \sigma \cdot \varphi$$

$$\varphi = 0.75$$



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

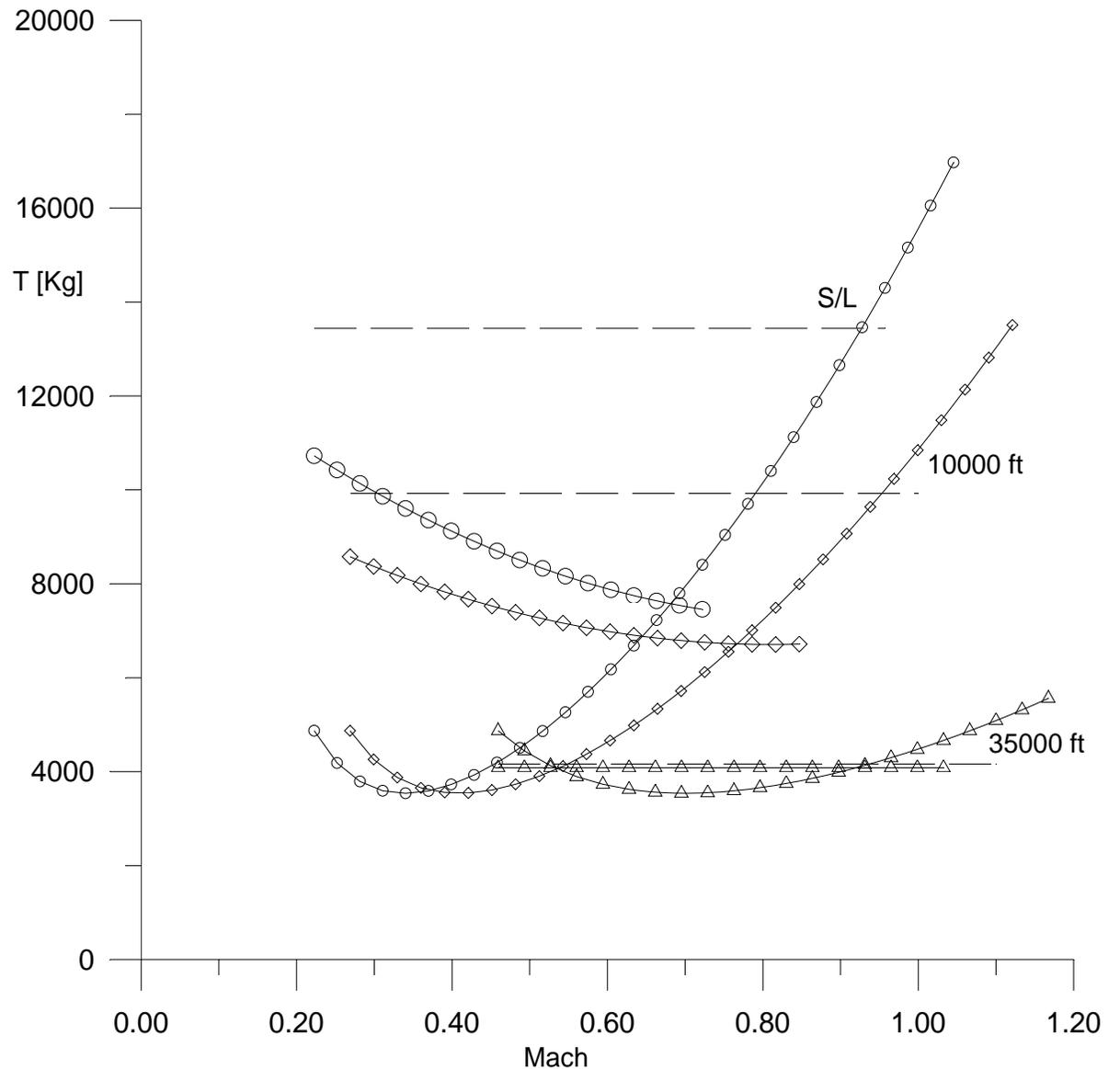
Andamento più corretto  
della spinta di motori  
Turbofan (cap. 6)

Differenze a quote basse

L'approssimazione

$$T = T_0 \cdot 0.80 \cdot \sigma \cdot \varphi$$

Costituisce un metodo  
corretto per modellare la  
spinta alle alte quote (di  
crociera vel. da trasp.)



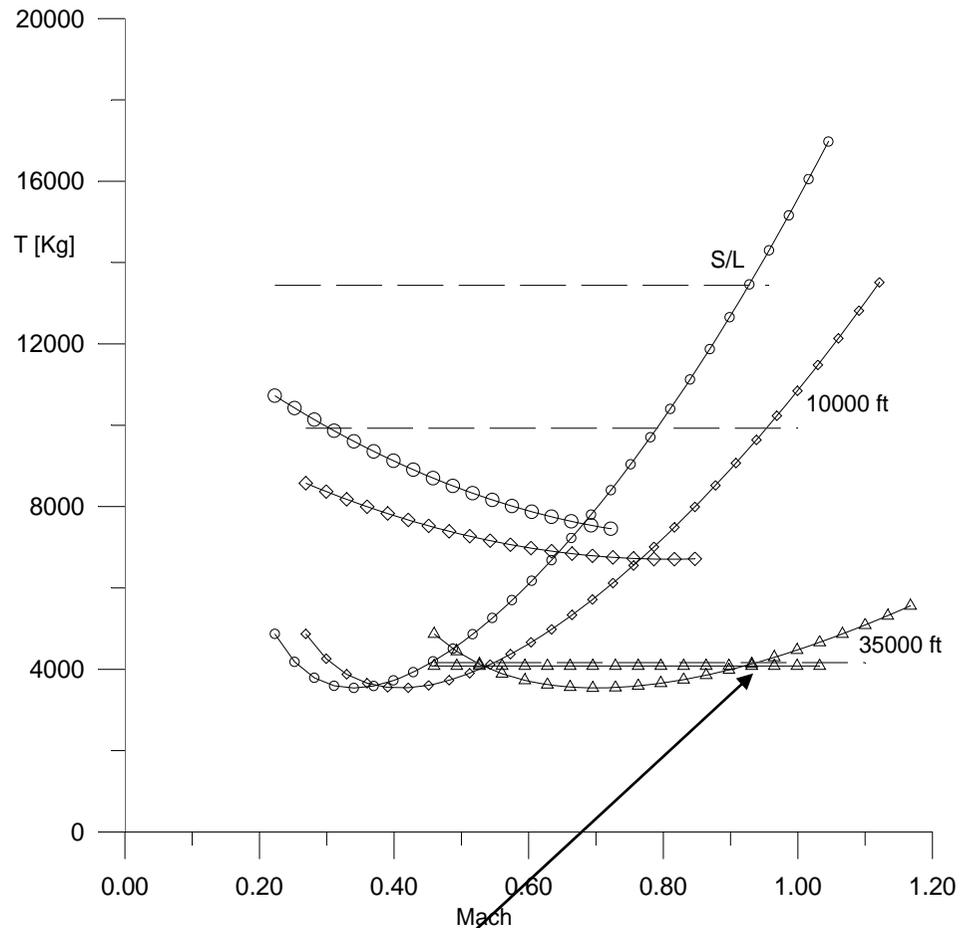
# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

Il Mach di crociera massimo valutato graficamente risulta pari a  $M=0.93$ .

Ciò non è FISICO !

Il problema è che abbiamo trascurato la resistenza di comprimibilità (Wave Drag) che modifica la polare (soprattutto il  $C_{Do}$ ) per  $M > 0.70$

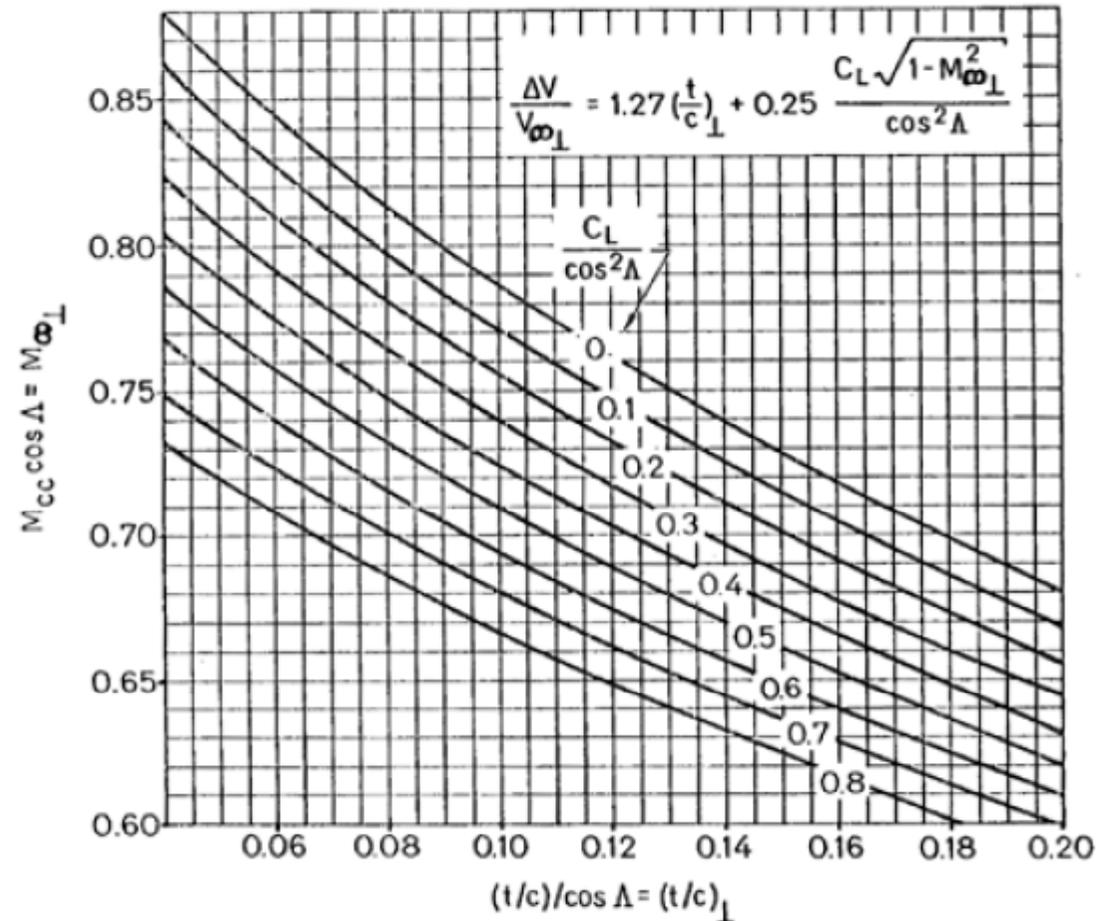


A 35000 ft =>  $M=0.93$  !!!

## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

L'incremento di resistenza dovuto alla comprimibilità dipende dal Mach di volo e dal Mach critico del velivolo



Il diagramma vale per profili peaky

Profili supercritici => aggiungere 0.03 o 0.04

Profili supercritici aggressivi si rende necessario un aumento di 0.06.

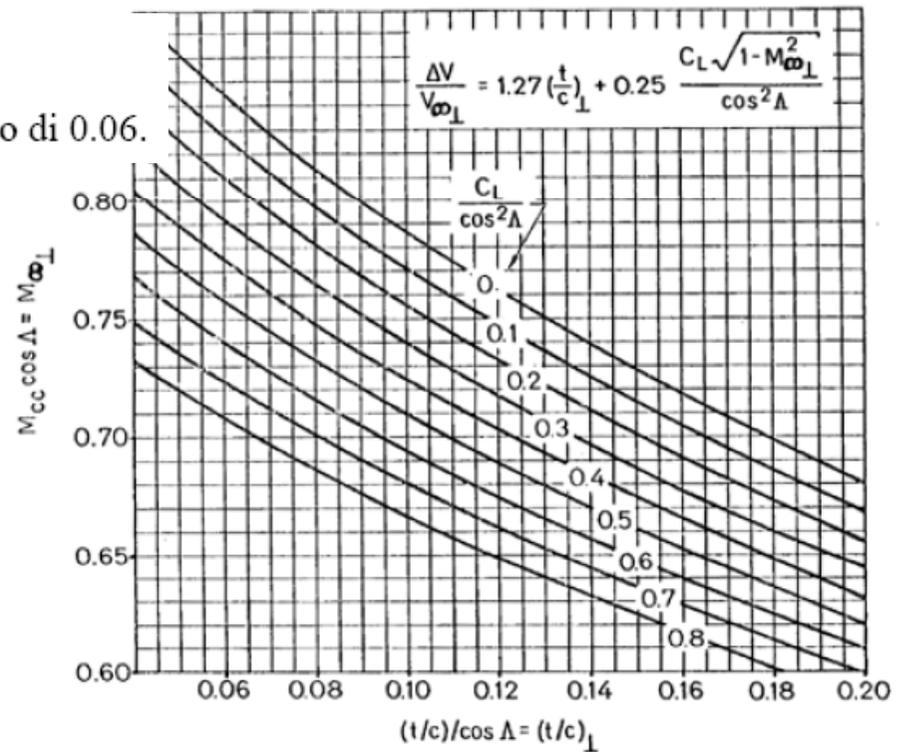
# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

Il diagramma vale per profili peaky

Profili supercritici => aggiungere 0.03 o 0.04

Profili supercritici aggressivi si rende necessario un aumento di 0.06.



- Si può poi valutare il Mach di divergenza, (per vedere solo se il Mach di volo di crociera previsto è compatibile)

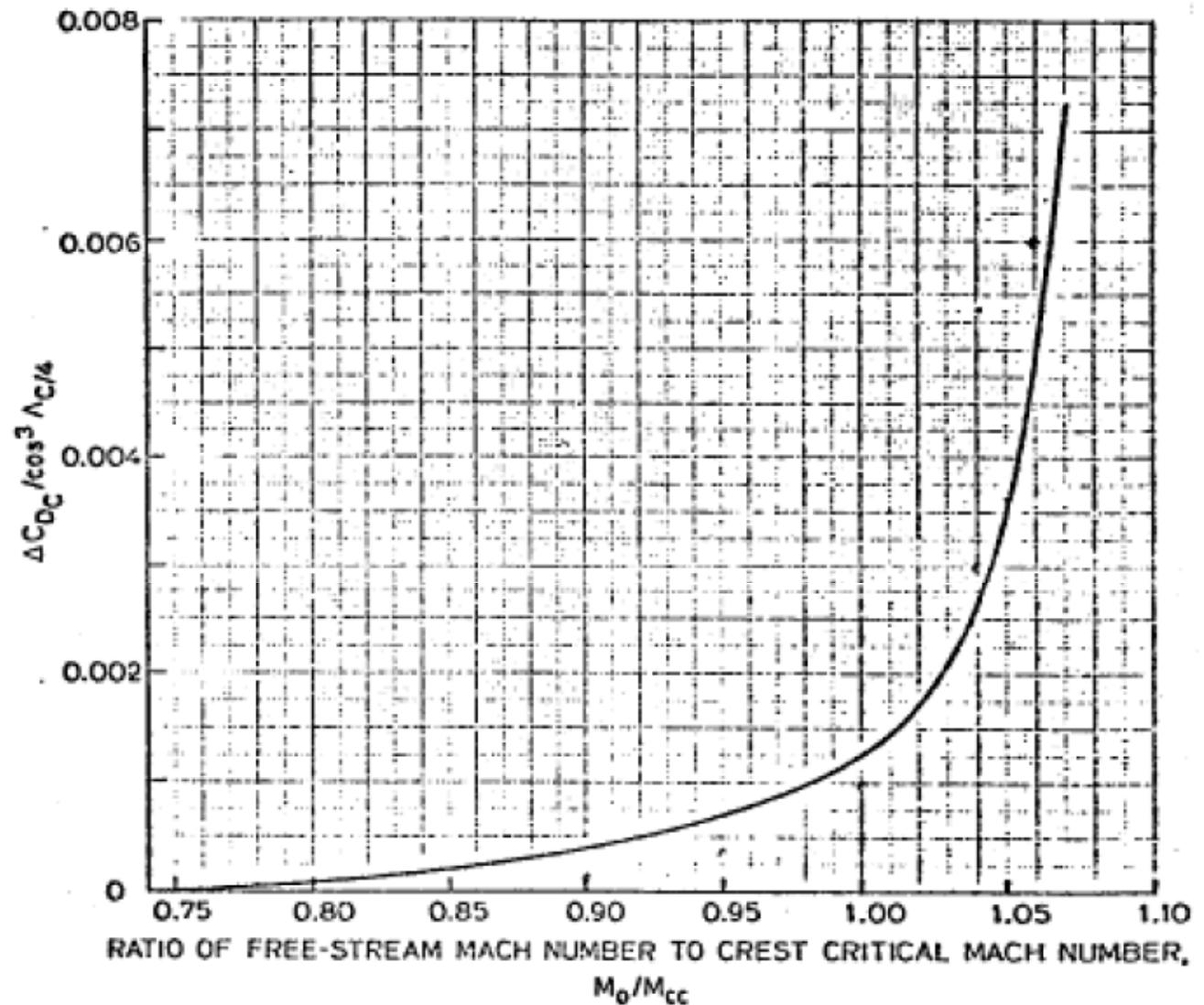
$$M_{DD} = M_{cc} \cdot \left[ 1.02 + 0.08 \cdot \left( 1 - \cos \Lambda_{\frac{c}{4}} \right) \right]$$

In pratica fornisce un  $M_{DD}$  all'incirca pari a  $M_{cc} * 1.03$  (cioè del 3% maggiore) per angoli di freccia intorno a 25-30°.

# Cap.7 – Volo livellato

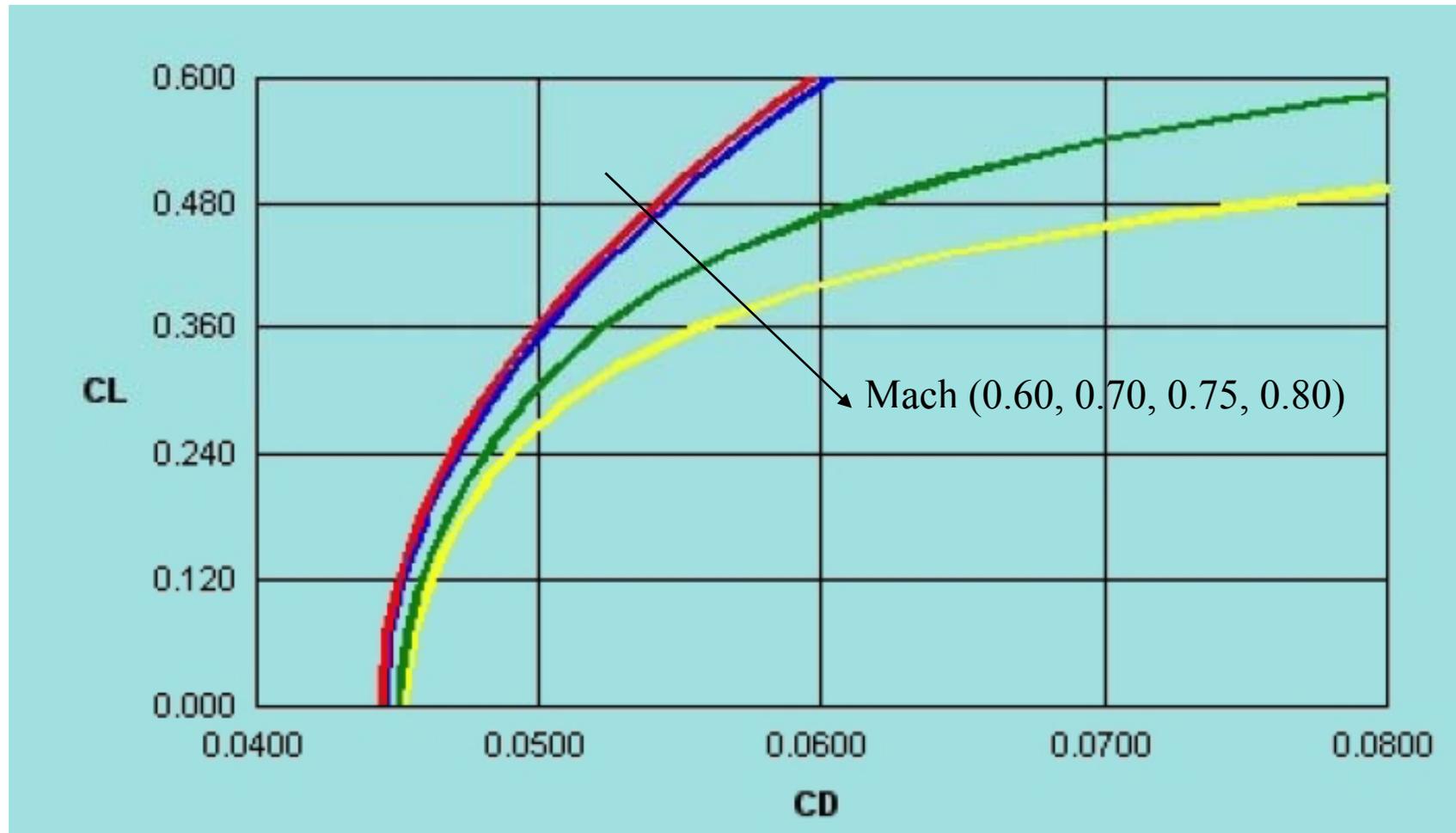
## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

L'incremento di resistenza dovuto alla comprimibilità dipende dal Mach di volo e dal Mach critico del velivolo



## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO



## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

#### APPROCCIO APPROSSIMATO

La relazione approssimata consiste nel considerare, per  $M > M_{DD}$ , un incremento della resistenza pari a 1.4 volte la resistenza a  $M_{DD}$ , chiamiamola  $D_{DD}$ , per ogni 0.1 di incremento di Mach da  $M_{DD}$ .

In altri termini si considera un andamento lineare della resistenza con il Mach per  $M > M_{DD}$ .

Se indichiamo con  $D_{DD}$  la resistenza (relativa alla polare parabolica) in corrispondenza di  $M_{DD}$ , si può utilizzare la relazione :

$$T_{no} = D = D_{DD} + D_{DD} \cdot 14 \cdot (M - M_{DD})$$

per  $M > M_{DD}$

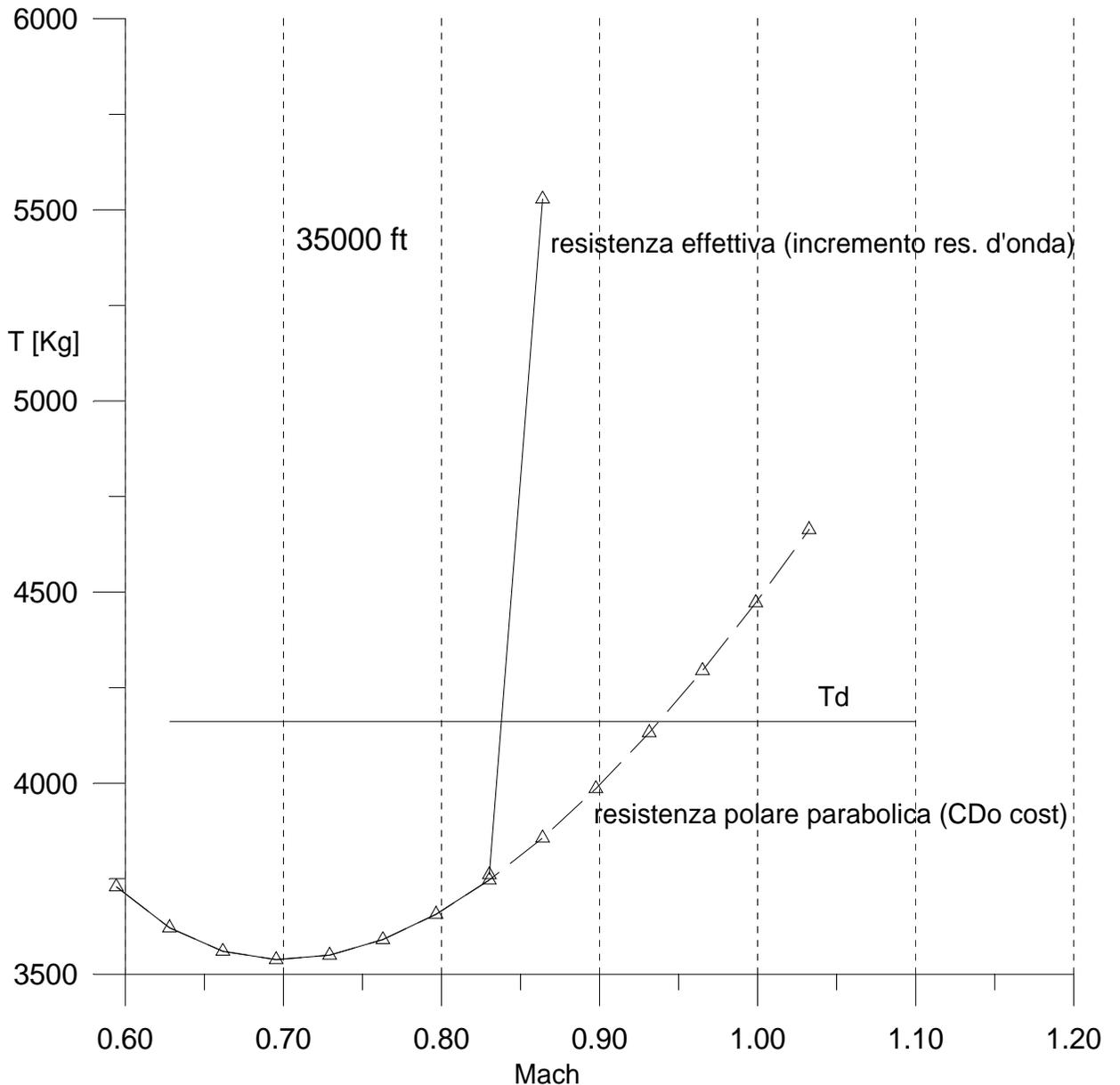
Come si vede la relazione fornisce un incremento di 1.4 volte di  $D_{DD}$  in corrispondenza di un incremento  $(M - M_{DD}) = 0.10$ .

# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### APPROCCIO APPROSSIMATO

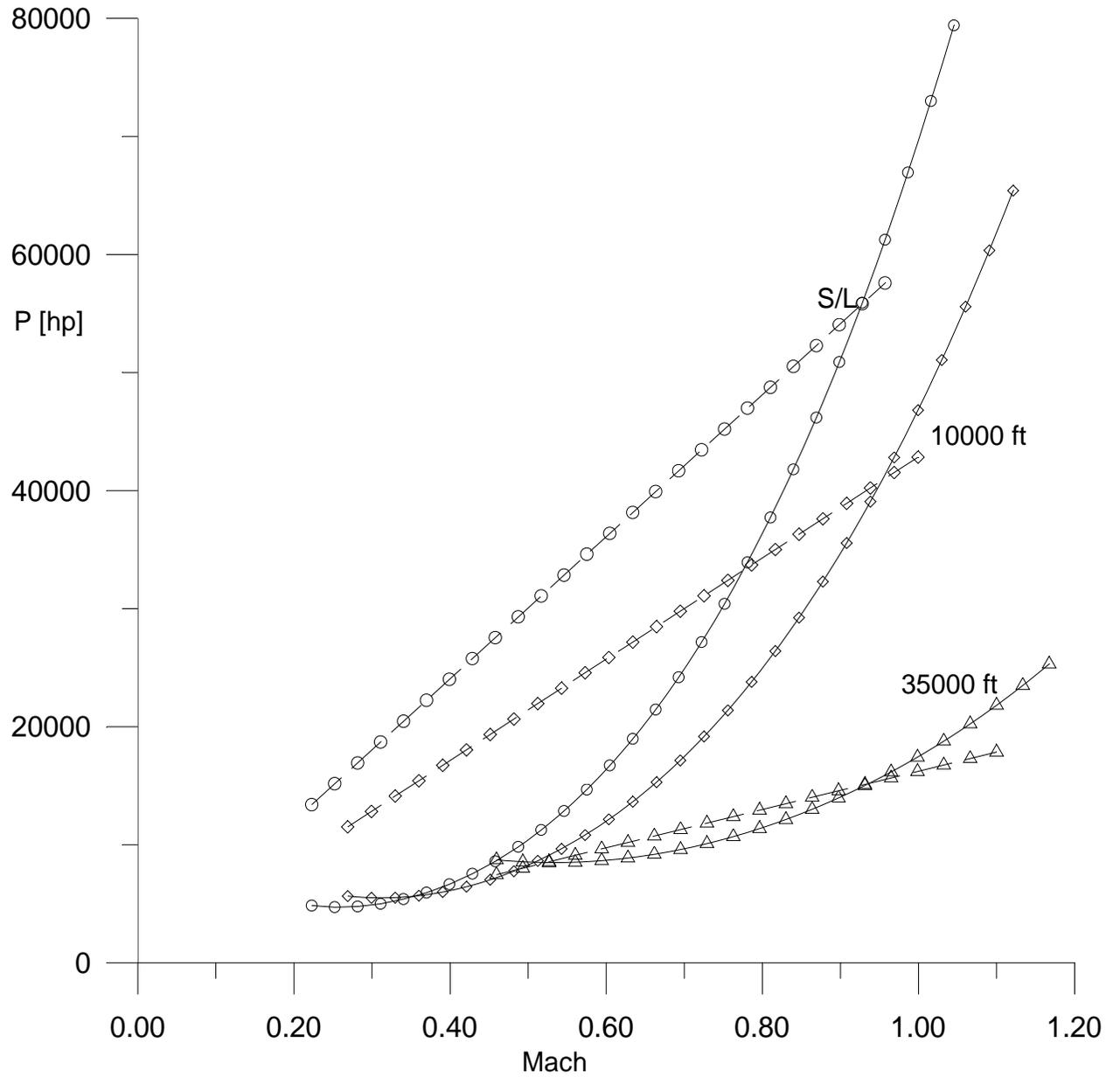
Come si può vedere la velocità di volo massima a quota 35000 ft risulta pari a Mach 0.84 circa, con la nuova curva di resistenza (quella corretta). Questo è un Mach di volo plausibile per un velivolo come l'MD-80, al contrario di Mach=0.94 che è impossibile da raggiungere da tale velivolo.



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

Curve di POTENZA



## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

#### VELIVOLI AD ELICA

Consideriamo un velivolo bimotore ad elica (da 8-10 posti) (Beechcraft KingAir C90A) caratterizzato dai seguenti dati :

$W=4380$  Kg peso massimo al decollo

$S= 27.3$  m<sup>2</sup>  $b=15.3$  m  $AR=8.57$

$CD_0=0.026$   $e=0.78$

$CL_{MAX}=1.6$

2 Motori Pratt&Withney PT6A21 , ciascuno da 550 hp all'albero , cioè

$\Pi_0 = 2 \cdot 550 = 1100$  hp

I motori sono turboelica.

Rendimento propulsivo delle eliche  $\eta_p=0.80$

## Cap.7 – Volo livellato

### VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO VELIVOLI AD ELICA

Ad ogni quota :

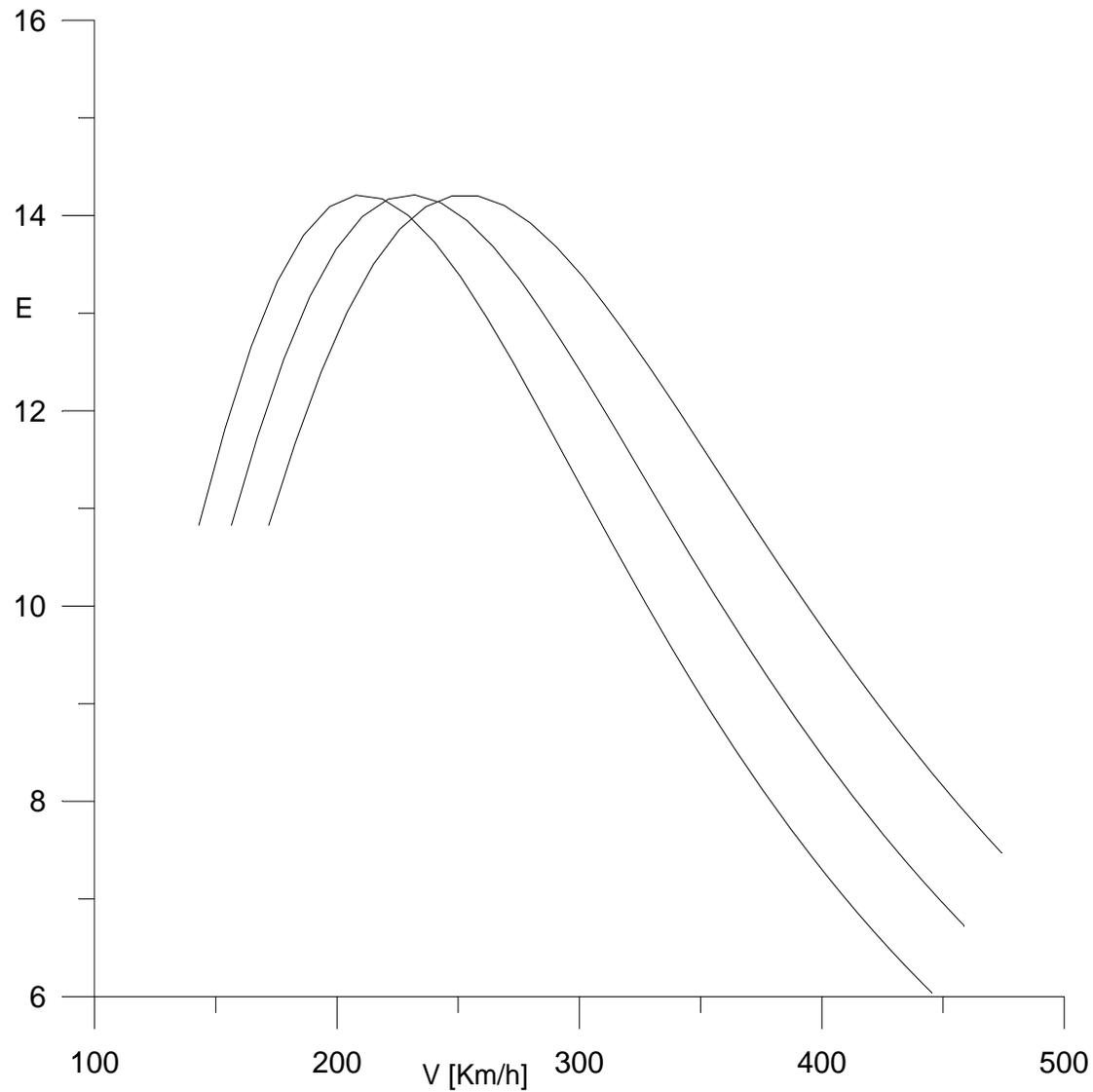
per ogni velocità (a partire dalla velocità minima corrispondente con la velocità di stallo a quella quota, sempre data dalla 7.3) :

- calcolo la pressione dinamica  $q$
- calcolo il CL
- calcolo il CD
- calcolo  $D=q S CL$
- calcolo  $\Pi_{no} = D V$

$$\Pi_d = \Pi_o \cdot \varphi \cdot \sigma \cdot \eta_p$$

# Cap.7 – Volo livellato

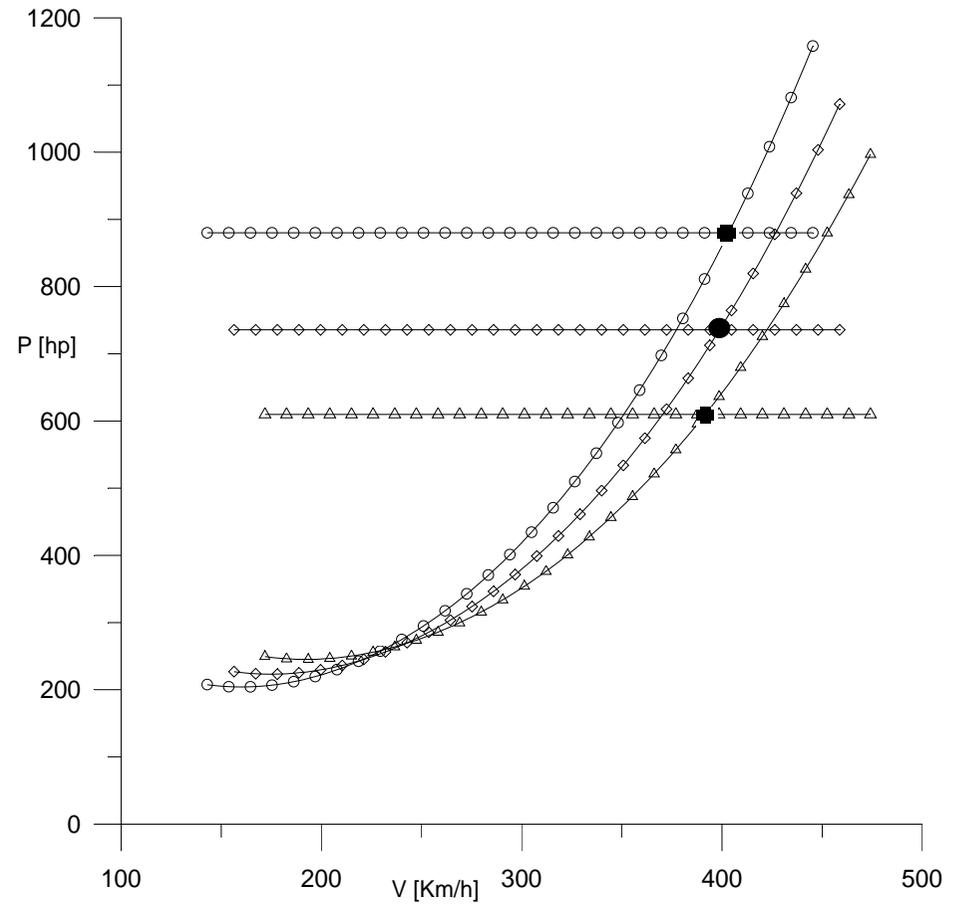
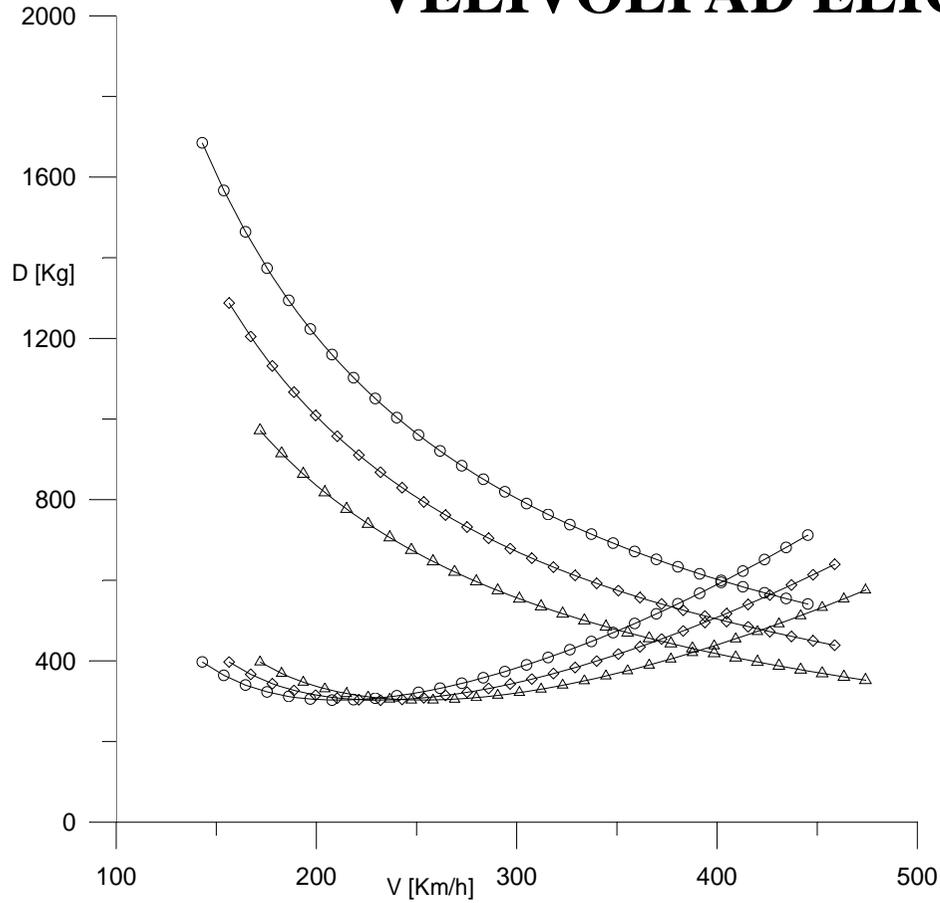
## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO VELIVOLI AD ELICA



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI AD ELICA



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO VELIVOLI AD ELICA

I calcoli effettuati risentono della approssimazione di aver considerato la potenza all'albero costante con la velocità.

In realtà , come sappiamo il motore turboelica fornisce una potenza variabile con V con legge parabolica (vedi cap.6).

$$\Pi_a = \Pi_{a0} \cdot \varphi \cdot \sigma \cdot K_v$$

$$K_v = 1.00 - 0.0014 * (V/100) + 0.00827 * (V/100)^2$$

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta_P$$

VELOCITA' MASSIME IN VOLO  
LIVELLATO – Potenza disponibile  
variabile (turboelica)

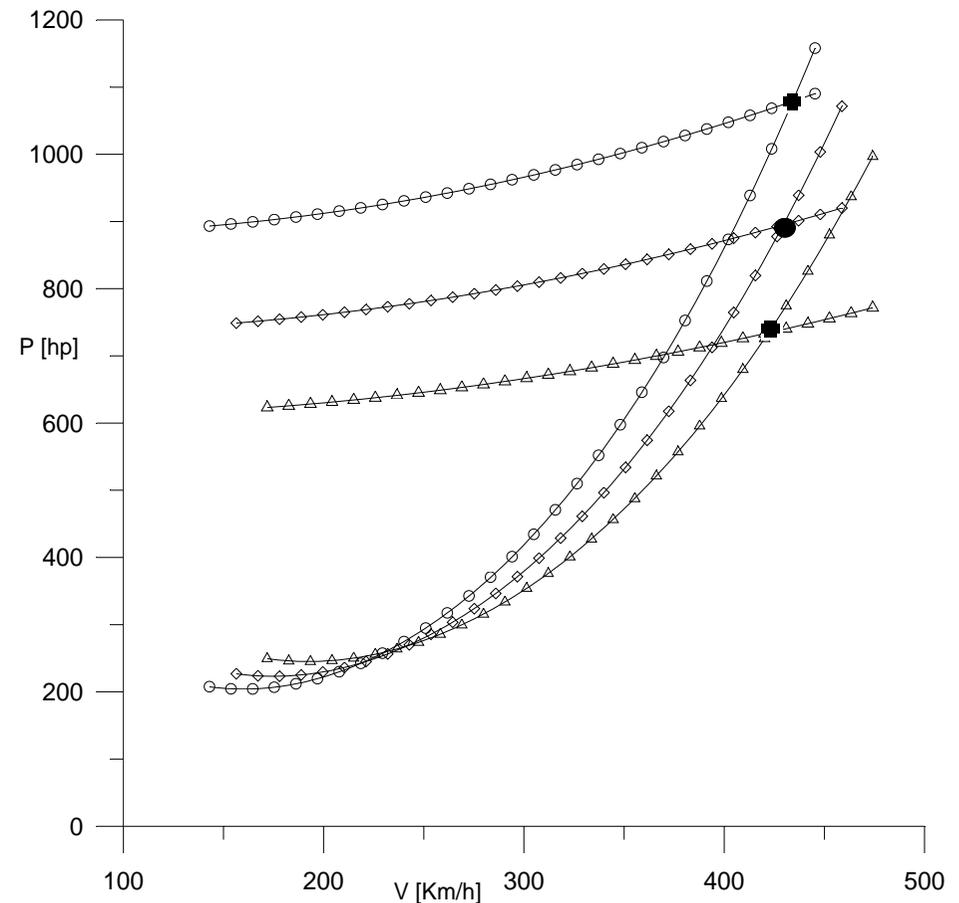
S/L VMAX=421 Km/h

6000 ft

VMAX=413 Km/h

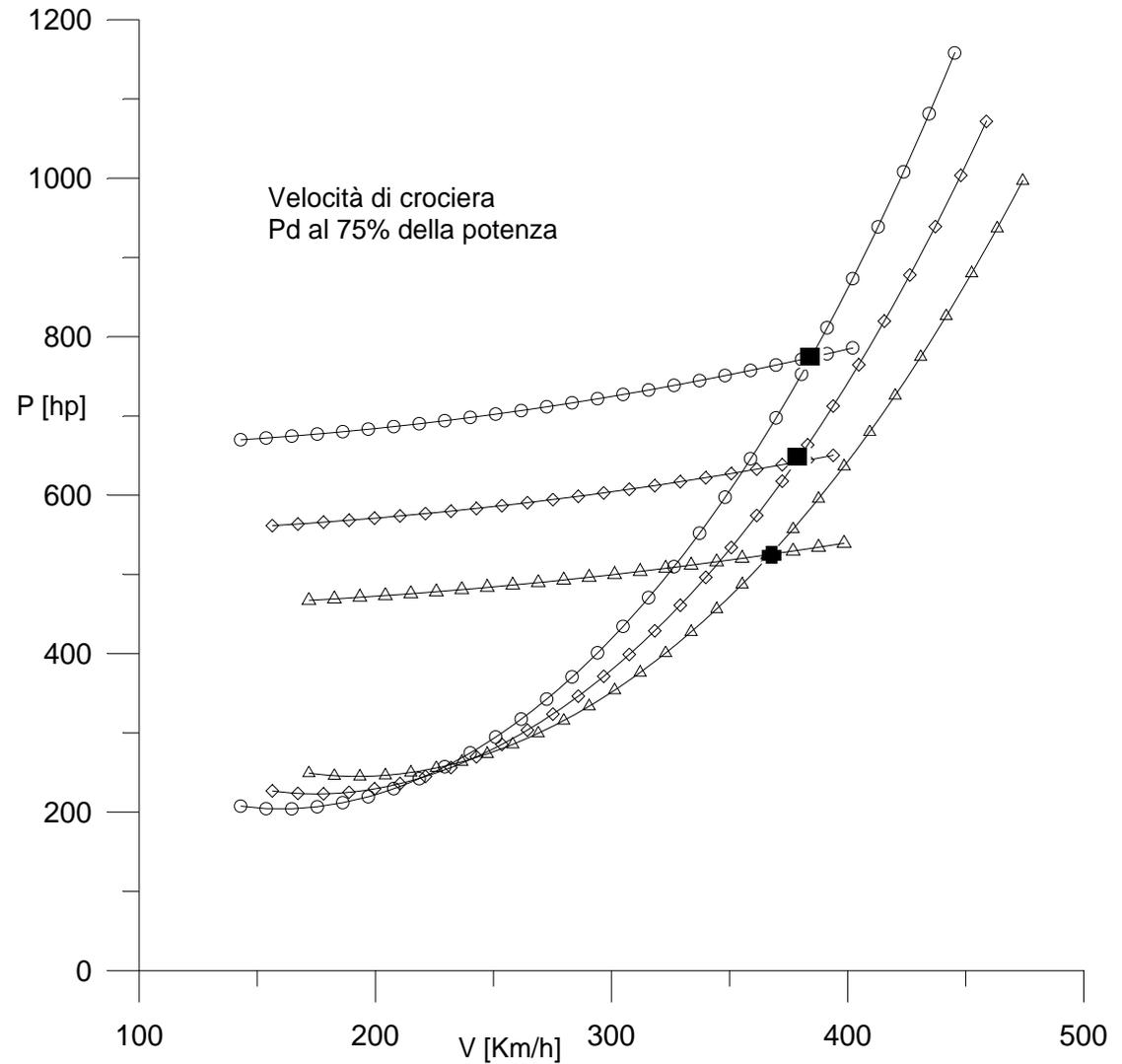
12000 ft

VMAX=407 Km/h



# Cap.7 – Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO VELIVOLI AD ELICA



## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

$$T_d = qSC_{D_0} + \frac{KS}{q} \left( \frac{W}{S} \right)^2$$

$$q^2 SC_{D_0} - qT_d + KS \left( \frac{W}{S} \right)^2 = 0$$

$$q = \frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 - 4SC_{D_0}KS(W/S)^2}}{2SC_{D_0}} = \frac{T_d/S \pm \sqrt{(T_d/S)^2 - 4C_{D_0}K(W/S)^2}}{2C_{D_0}}$$

$$V^2 = \frac{T_d/S \pm \sqrt{(T_d/S)^2 - 4C_{D_0}K(W/S)^2}}{\rho C_{D_0}} \qquad \frac{T_R}{S} = \frac{T_R}{W} \frac{W}{S}$$

$$V = \left[ \frac{(T_d/W)(W/S) \pm (W/S)\sqrt{(T_d/W)^2 - 4C_{D_0}K}}{\rho C_{D_0}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

# Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

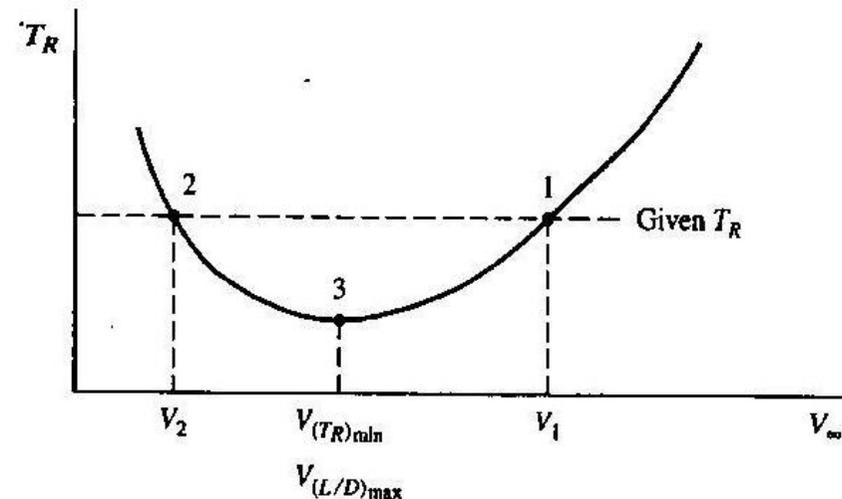
## Velivoli a GETTO

$$V = \left[ \frac{(T_d / W)(W / S) \pm (W / S) \sqrt{(T_d / W)^2 - 4C_{D0}K}}{\rho C_{D0}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad 4 \cdot K \cdot CD_0 = \frac{4 CD_0}{\pi AR \cdot e} = \frac{1}{E_{MAX}^2}$$

$$V = \left[ \frac{(T_d / W)(W / S) \pm (W / S) \sqrt{(T_d / W)^2 - 1/E_{MAX}^2}}{\rho C_{D0}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

V dipende da:

- il rapporto spinta-peso  $T_d/W$
- il carico alare  $W/S$
- La polare ( $C_{D0}, K$ ),  
cioè il  $C_{D0}$  ed “e”, oltre ad  $AR$



# Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli a GETTO

$$V = \left[ \frac{(T_d / W)(W / S) \pm (W / S) \sqrt{(T_d / W)^2 - 4C_{D0} K}}{\rho C_{D0}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Discriminante nullo se :

$$\left( \frac{T_R}{W} \right)^2 - 4C_{D0} K = 0$$

$$\left( \frac{T_d}{W} \right)^2 = \frac{1}{E_{MAX}^2} \quad T_d = \frac{W}{E_{MAX}} \quad T_d = D_{MIN}$$

$$\boxed{\frac{T_d}{W} \geq \frac{1}{E_{MAX}}}$$

## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

$$\text{se } \frac{T_d}{W} = \frac{1}{E_{MAX}}$$

$$T_d = \frac{W}{E_{MAX}} = W \cdot \sqrt{\frac{4}{\pi}} \sqrt{\frac{CDo}{AR \cdot e}}$$

$$V = \sqrt{\frac{1}{\rho}} \sqrt{\frac{1}{CDo}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \left( \sqrt{\frac{4}{\pi}} \sqrt{\frac{CDo}{AR \cdot e}} \right)^{1/2} = \sqrt{\frac{1}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{2} \cdot \left( \frac{1}{\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot CDo}} \right)^{1/2} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{CL_E}}$$

## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

L'equazione

$$V = \left[ \frac{(T_d / W)(W / S) \pm (W / S) \sqrt{(T_d / W)^2 - 1 / E_{MAX}^2}}{\rho C_{Do}} \right]^{1/2}$$

Puo' =>

$$V = \left[ \frac{(T_d / W) \cdot (W / S)}{\rho \cdot CDo} \cdot \left( 1 + \sqrt{1 - \frac{1}{\left( \frac{T_d}{W} \right)^2 \cdot E_{MAX}^2}} \right) \right]^{1/2}$$

- Rapporto spinta peso  $T_d/W$
- Carico alare  $W/S$
- Quota (tramite  $\rho$ )
- $CDo$  del velivolo (Influenza forte, compare direttamente)
- Efficienza massima, o in particolare  $CDo$ ,  $AR$  ed  $e$

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

#### Esempio

Proviamo a calcolare la velocità massima in volo livellato a 35000 ft del velivolo a getto MD-80. Dai dati dei paragrafi precedenti (pag. 5), che riportiamo :

$W=W_{TO}=63500$  Kg    peso massimo al decollo

$S=118$  m<sup>2</sup>     $b=33$  m     $AR=9.23$

$CD_0=0.018$      $e=0.80$      $K=\frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} = 0.0431$      $CL_{MAX}=1.5$

Imp. propulsivo : 2 motori PW JT8D da 8400 Kg di spinta ciascuno, cioè  $T_0=8400 \cdot 2=16800$  Kg

Dai dati geometrici ed aerodinamici del velivolo ho :

$E_{MAX}=17.95$

La resistenza minima (è indipendente dalla quota) vale :

$$D_{MIN} = \frac{W}{E_{MAX}} = 3538 \text{ Kg}$$

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

Calcoliamo la spinta massima disponibile alla quota di 35000 ft.

$$T_d = T_o \cdot 0.80 \cdot \sigma \cdot \varphi = 16800 \cdot 0.80 \cdot 0.31 \cdot 1 = 4166 \text{ Kg}$$

Il fatto che  $T_d$  sia  $>$  della minima resistenza garantisce che ci possa essere equilibrio.

Calcoliamo con la 7.15 la velocità massima di volo alla quota di 35000 ft :

Calcoliamo  $\frac{T_d}{W}$

$$\frac{T_d}{W} = \frac{4166}{63500} = 0.0656$$

$$\frac{W}{S} = \frac{63500 \cdot 9.81}{118} = 5279 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$V = \left[ \frac{(0.0656) \cdot 5279}{(1.225 \cdot 0.31) \cdot 0.018} \cdot \left( 1 + \sqrt{1 - \frac{1}{(0.0656)^2 \cdot (17.95)^2}} \right) \right]^{1/2} = 277 \text{ m/s} = 997 \text{ Km/h}$$

La velocità massima di equilibrio trovata comporta (sempre a 35000 ft) un Mach di volo pari a :  
 $M = 277/296 = 0.93$  !!!

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

Se il Mach di divergenza della resistenza è  $M_{DD} = 0.83$  e la resistenza calcolata in corrispondenza di questo Mach a 35000 ft è :

$$\text{Mach}=0.83 \quad \text{a } 35000 \text{ ft} \quad \Rightarrow \quad V=0.83 \cdot a = 0.83 \cdot 296.5 = 246 \text{ m/s}=886 \text{ Km/h}$$

Si valuta la resistenza della polare parabolica (che vale fino a  $M_{DD}$ ) in corrispondenza di  $M_{DD}$  :

Bisogna prima valutare il CL in corrispondenza di  $V_{DD} = 246 \text{ m/s}$ . La densità a 35000 ft vale  $\rho=0.379 \text{ Kg/m}^3$

$$CL_{DD} = \frac{2 W}{\rho S V_{DD}^2} = \frac{2}{0.379} \frac{63500 \cdot 9.81}{118} \frac{1}{246^2} = 0.46$$

$$CD_{DD} = CD_0 + K CL_{DD}^2 = 0.018 + 0.0431 \cdot (0.46)^2 = 0.02712$$

$$D_{DD} = \frac{1}{2} \rho V_{DD}^2 \cdot S \cdot CD_{DD} = 36726 \text{ N} = 3744 \text{ Kg} \quad \text{o anche } D_{DD} = \frac{W}{E_{DD}} = W \cdot \frac{CD_{DD}}{CL_{DD}}$$

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

La resistenza per  $M > M_{DD}$  sarà data dalla relazione :

$$\boxed{D = D_{DD} + 14 \cdot D_{DD} \cdot (M - M_{DD})} \quad (7.16)$$

Ovviamente, imponendo che la resistenza sia uguale alla spinta disponibile , possiamo trovare come soluzione all'equazione 7.16 la massima velocità di volo a 35000 ft (il massimo Mach di volo).

Infatti , ponendo la resistenza pari alla spinta disponibile  $D = T_d = 4166 \text{ Kg}$

$$(M - M_{DD}) = \frac{(T_d - D_{DD})}{14 \cdot D_{DD}} = \frac{(4166 - 3744)}{14 \cdot 3744} = 0.008$$

da cui il Mach massimo di volo a quota di 35000 ft risulta pari a

$$M = M_{DD} + 0.008 = 0.84$$

## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli ad ELICA

$$\Pi_d = \Pi_{no} = a \cdot V^3 + \frac{b}{V}$$

$$a \cdot V^4 - \Pi_d \cdot V + b = 0$$

Difficile risoluzione analitica

## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli ad ELICA

$$\Pi_d = \Pi_{no} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot CD \cdot V^3$$

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta_p = \Pi_o \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_p$$

nel caso di motore a pistoni e

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta_p = \Pi_o \cdot K_v \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_p$$

nel caso di motore turboelica

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \Pi_d}{\rho \cdot S \cdot CD}}$$

Il CD non è noto ... approccio iterativo

# Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli ad ELICA

### PROCEDURA PER VELIVOLI CON MOTORI A PISTONI

Per il calcolo della velocità massima ( $\varphi=1$ ) o di crociera ( $\varphi=0.75$ , ad esempio) ad una certa quota (fissata densità  $\rho$ ):

Si valuta la potenza massima disponibile alla quota considerata tramite la

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta_p = \Pi_o \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_p$$

Si assume inizialmente  $CD=1.1 CDo$

1) Si calcola con tale valore di  $CD$  il valore di  $V$  dalla 7.19 alla quota in esame ed in corrispondenza della potenza disponibile

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \Pi_d}{\rho \cdot S \cdot CD}} \quad (7.20)$$

2) Dalla  $V$  ricavata si può ricavare il  $CL$  :

$$CL = \frac{2 W}{\rho S V^2}$$

3) Dal  $CL$  si ricava il  $CD$ :

$$CD = CDo + K \cdot CL^2$$

Con il valore di  $CD$  trovato si ritorna al punto 1 e si ricalcola un nuovo valore della velocità. Si procede fino a che la velocità ricavata al ciclo corrente differisce di poco (ad esempio 1 Km/h) da quella relativa all'iterazione precedente.

## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli ad ELICA

#### Esempio

Rifacciamo il caso del velivolo Beechcraft King Air trattato per via grafica a pag. 12-13-14.  
Riportiamo ancora i dati del velivolo :

$W=4380$  Kg peso massimo al decollo  
 $S=27.3$  m<sup>2</sup>  $b=15.3$  m  $AR=8.57$   
 $CD_0=0.026$   $e=0.78$   $CL_{MAX}=1.6$

2 Motori Pratt&Withney PT6A21 , ciascuno da 550 hp all'albero , cioè  
 $\Pi_0 = 2 \cdot 550 = 1100$  hp

I motori sono turboelica.

Rendimento propulsivo delle eliche  $\eta_P=0.80$

Inizialmente assumiamo di non considerare l'effetto ram della turboelica.

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli ad ELICA

La potenza disponibile al livello del mare è :

$$\Pi_d = \Pi_o \cdot \eta_P = 1100 \cdot 0.80 = 880 \text{ hp} = 656480 \text{ W}$$

Nella relazione 7.19 dobbiamo ovviamente utilizzare la potenza in W e  $\rho$  ed S in unità standard.

Riportiamo i calcoli effettuati in tabella ai vari cicli di iterazione :

Iteraz.	CD	V (calcolata dalla 7.19)	CL	CD
1	1.1*CD <sub>o</sub> =0.0286	111.11 m/s = 400 Km/h	0.208	0.0281
2	0.0281	111.85 m/s = 402.6 Km/h	0.205	0.0280
3	0.0280	111.91 m/s = 402.9 Km/h	0.205	0.0280

Si vede come già alla seconda iterazione la velocità è praticamente pari a quella finale.

Dai calcoli effettuati risulta che la velocità massima al livello del mare risulta pari a 403 Km/h.

Si può vedere come si è ottenuto per via analitica il risultato ottenuto per via grafica a pag. 13 (si era ottenuto come velocità massima in volo livellato il valore di 402 Km/h.

# Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli ad ELICA

12000 ft

La densità a 12000 ft è  $0.85 \text{ Kg/m}^3$  ( $\sigma=0.69$ )

La potenza disponibile in condizioni di crociera al 75% (quindi  $\phi=0.75$ ) a questa quota è :

$$\Pi_d = \Pi_o \cdot \sigma \cdot \phi \cdot \eta_p = 1100 \cdot 0.69 \cdot 0.75 \cdot 0.80 = 457 \text{ hp} = 340922 \text{ W}$$

Iteraz.	CD	V (calcolata dalla 7.19)	CL	CD
1	$1.1 \cdot \text{CDo} = 0.0286$	$100.97 \text{ m/s} = 363.5 \text{ Km/h}$	0.364	0.0323
2	0.0323	$96.96 \text{ m/s} = 349.07 \text{ Km/h}$	0.394	0.0334
3	0.0334	$95.88 \text{ m/s} = 345.17 \text{ Km/h}$	0.403	0.0337
4	0.0337	$95.55 \text{ m/s} = 344 \text{ Km/h}$	0.406	0.0337

Quindi la velocità di crociera (75% del grado di ammissione) alla quota di 12000 ft risulta pari a 344 Km/h.

Si vede come è stato necessario effettuare una iterazione in più.

Il motivo è che , quando si considerano condizioni di crociera (essendo le velocità meno elevate ed anche i CL un po' più elevati) sarebbe più opportuno partire da valori pari a 1.2 CDo.

In effetti ciò non influisce minimamente sul risultato finale.

# Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli TURBOELICA

### PROCEDURA PER VELIVOLI CON MOTORI TURBOELICA

Per il calcolo della velocità massima ( $\varphi=1$ ) o di crociera ( $\varphi=0.75$ , ad esempio) ad una certa quota (fissata densità  $\rho$ ):

Si valuta la potenza massima disponibile alla quota considerata tramite la

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \eta_P = \Pi_O \cdot K_v \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_P$$

assumendo inizialmente un valore di  $K_v=1.0$  (infatti, poiché non conosco la velocità di volo (che è proprio la mia incognita) non conosco  $K_v$ ).

Indichiamo con  $\Pi_{d-1}$  la potenza disponibile con  $K_v=1$   $\Pi_{d-1} = \Pi_a \cdot \eta_P = \Pi_O \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_P$

Si assume inizialmente  $CD=1.1 C_{D0}$

1) Si calcola con tale valore di  $CD$  il valore di  $V$  dalla 7.19 alla quota in esame ed in corrispondenza della potenza disponibile

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \Pi_{d-1}}{\rho \cdot S \cdot CD}} \quad (7.21)$$

2) Dal valore di  $V$  ricavato si ricava il  $K_v$  (questa volta  $>1$ )

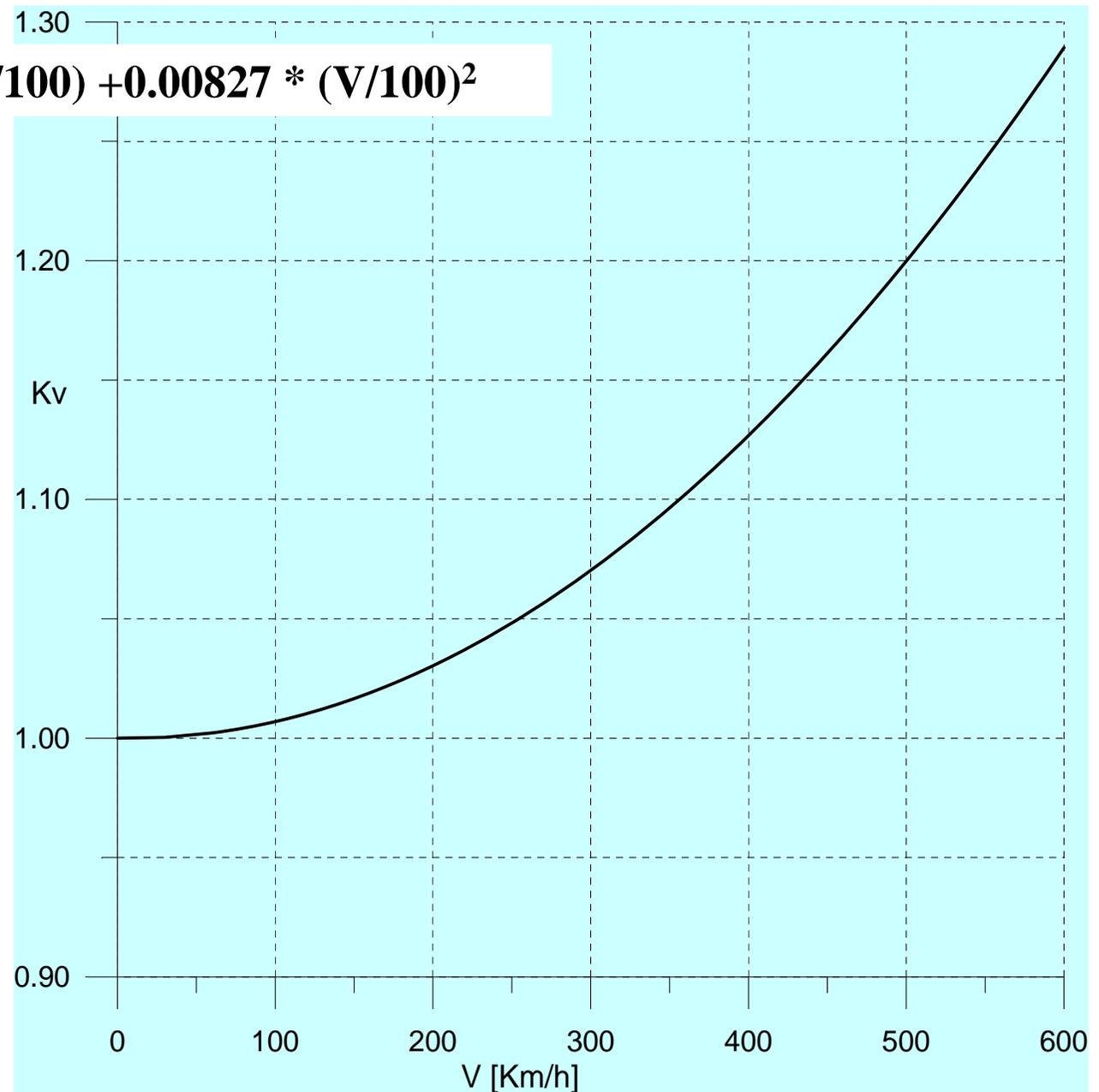
# Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli TURBOELICA

## EFFETTO RAM

$$K_v = 1.00 - 0.0014 * (V/100) + 0.00827 * (V/100)^2$$

con V espressa in Km/h



## Cap.7 – Volo livellato APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli TURBOELICA

3) Si ricava nuovamente la velocità dalla relazione sopra, questa volta considerando la potenza disponibile che è stata moltiplicata per il  $K_v$  (in genere significa potenza disponibile incrementata del 10-20%), cioè :

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \Pi_{d-1} \cdot K_v}{\rho \cdot S \cdot C_D}} \quad (7.22)$$

4) Dalla  $V$  ricavata si può ricavare il  $C_L$  :

$$C_L = \frac{2 W}{\rho S V^2}$$

5) Dal  $C_L$  si ricava il  $C_D$ :

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

Con il valore di  $C_D$  trovato si ritorna al punto 3 e si ricalcola un nuovo valore della velocità. Si procede fino a che la velocità ricavata al ciclo corrente differisce di poco (ad esempio 1 Km/h) da quella relativa all'iterazione precedente.

Si noti come non è necessario andare a modificare il  $K_v$  (viene calcolato solo all'inizio, cioè al primo ciclo) se il valore della velocità varia tra un ciclo e l'altro meno di 5 Km/h. Infatti la figura 6.24 del cap. 6 mostra chiaramente come variazioni di velocità di volo così ridotte non comportano variazioni significative del  $K_v$ .

# Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

## Velivoli TURBOELICA

### Esempio

Sempre per il velivolo Beechcraft, calcoliamo la velocità massima in volo livellato al livello del mare, considerando questa volta la procedura per motore turboelica.

Assumendo inizialmente  $K_v=1$  la potenza disponibile risulta pari a  $\Pi_{d-1} = 880$  hp

Iteraz.	CD	V (calcolata dalla 7.21 o 7.22)	$K_v$	CL	CD
pre	$1.1 * C_{D0} = 0.0286$	111.14 m/s = 400.09 Km/h (7.21)	1.127		
1	$1.1 * C_{D0} = 0.0286$	115.60 m/s = 416.33 Km/h (7.22)	“	0.192	0.02771
2	0.0277	116.90 m/s = 420.70 Km/h (7.22)	“	0.188	0.02764
3	0.0334	116.97 m/s = 421.10 Km/h (7.22)	“	0.1878	0.02764

La velocità massima quindi risulta 420 Km/h (prima, considerando un equivalente motore a pistoni era stata calcolata di 403 Km/h).

Vediamo anche come il risultato (421 Km/h) è in pieno accordo con il risultato ottenuto per via grafica a pag. 15 (analisi fig. pag. 16).

## Cap.7 – Volo livellato    APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli TURBOELICA

Sempre assumendo motore turboelica (procedura pagina precedente) , possiamo calcolare la velocità massima alla quota di 12000 ft.

La potenza disponibile da considerare (per l'effetto del  $\sigma$ ) è :  
 sempre assumendo inizialmente  $K_v=1$  la potenza disponibile risulta pari a  $\Pi_{d-1} = 880 \cdot \sigma = 610 \text{ hp}$   
 (il rapporto delle densità a 12000 ft è 0.69).

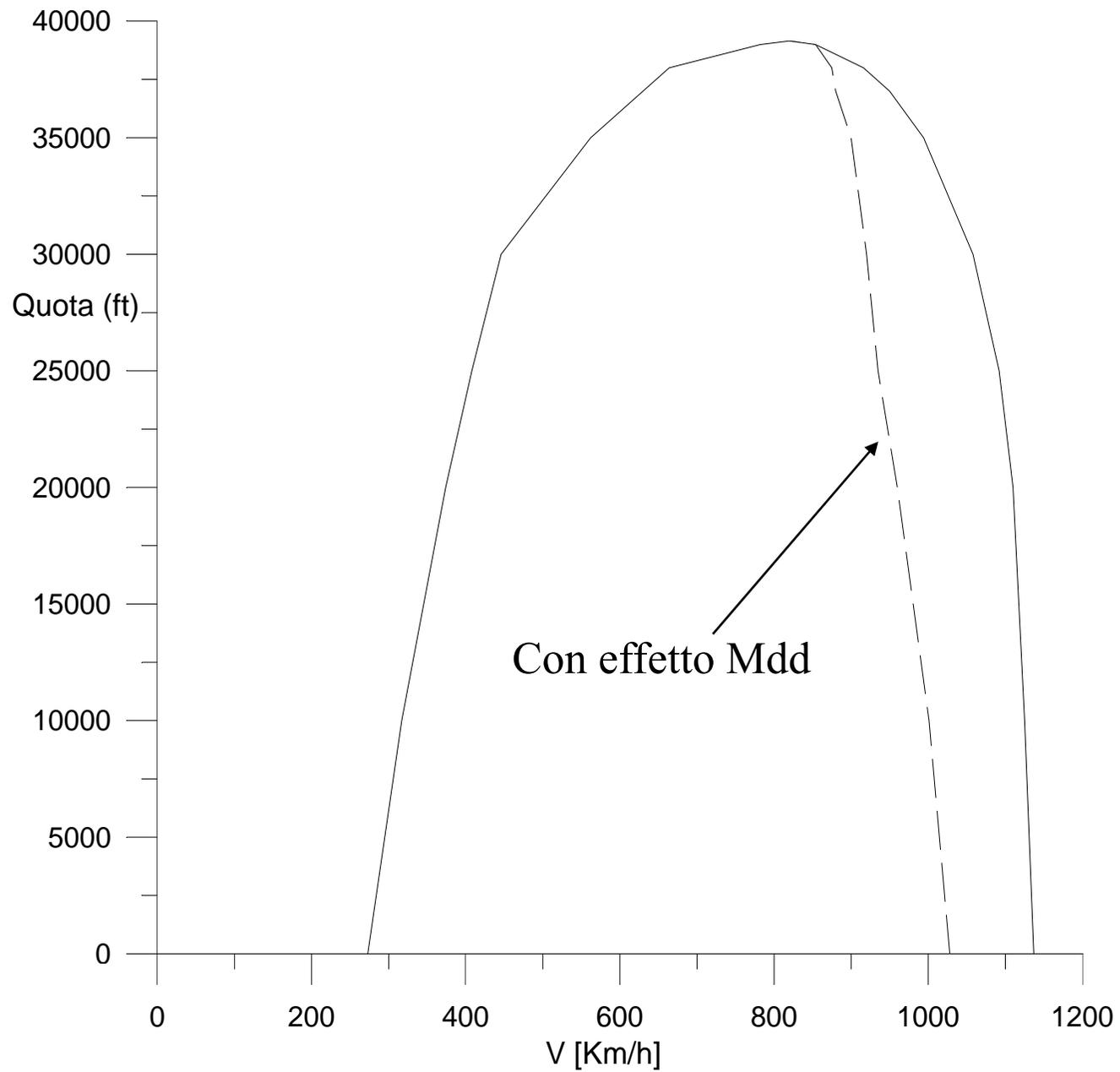
Iteraz.	CD	V (calcolata dalla 7.21 o 7.22) ma con $\rho=\rho(12000 \text{ ft})=0.85 \text{ Kg/m}^3$	$K_v$	CL	CD
pre	$1.1 \cdot C_{D0}=0.0286$	111.14 m/s = 400.09 Km/h (7.21)	1.127		
1	$1.1 \cdot C_{D0}=0.0286$	115.65 m/s = 416.33 Km/h (7.22)	“	0.2773	0.02957
2	0.02957	114.37 m/s = 411.74 Km/h (7.22)	“	0.2835	0.02973
3	0.02973	114.16 m/s = 411.00 Km/h (7.22)	“	0.2846	0.02976

Quindi la velocità massima alla quota di 12000 ft risulta pari a 411 Km/h.

# Cap.7 – Volo livellato INVILUPPO DI VOLO

VELIVOLO  
MD 80

Quota massima  
=> Tangenza



# Cap.7 – Volo livellato

## INVILUPPO DI VOLO

VELIVOLO

Beechcraft KAir

Quota (ft)	V <sub>MIN</sub> (Km/h)	V <sub>MAX</sub> (Km/h)
0	144	421
6000	158	417
12000	173	410
16404	186	403
19685	197	395
23000	208	380
26246	220	364
29527	234	312
30200	265	265

