

**Università degli Studi di Napoli Federico II  
Accademia Aeronautica**

**Laurea in  
Gestione dei Sistemi Aerospaziali per la Difesa  
(GESAD)**

**Corso di  
MECCANICA DEL VOLO**

***Prestazioni in Volo Livellato***

**Prof. A. De Marco**

# Volo livellato

## PRESTAZIONI IN VOLO NON ACCELERATO

Velocità massima in volo livellato (massimo grado ammissione)

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

Velocità di stallo

Rateo di salita (salita stabilizzata, cioè a  $V$  su traiettoria costante)

Angolo di salita (salita stabilizzata, cioè a  $V$  su traiettoria costante)

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)

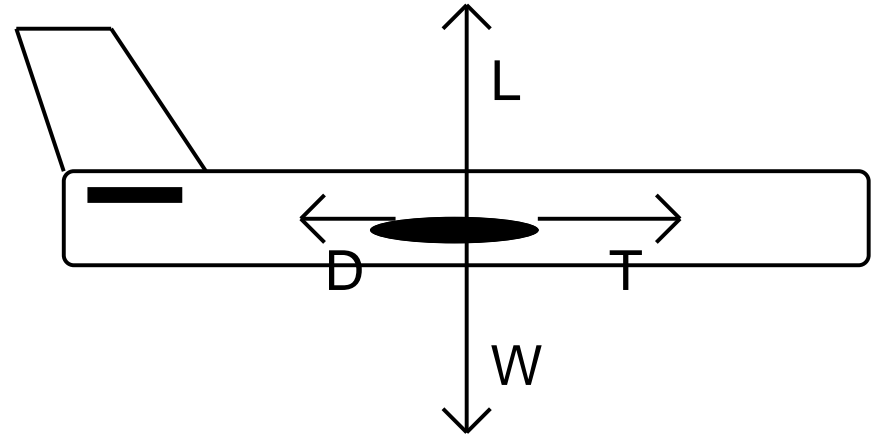
Prestazioni di atterraggio

Virata

Manovra nel piano longitudinale (cabrata)

## Volo livellato

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



$$T_d = T_{no} = D \quad \text{O anche}$$

$$\Pi_d = \Pi_{no} = D \cdot V$$

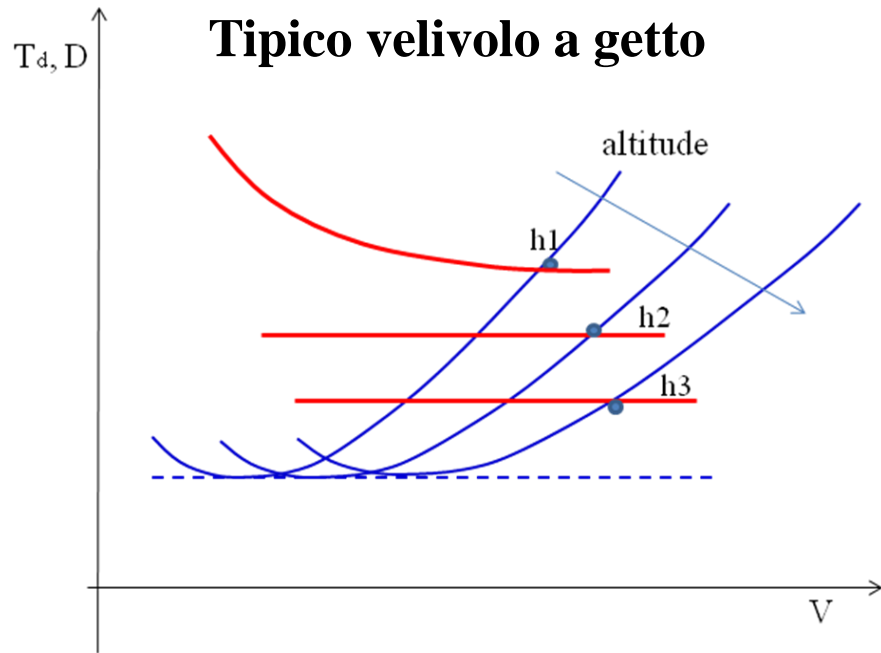
**Per assegnata spinta (o potenza) disponibile da parte dell'impianto propulsivo (scelta dal pilota attraverso il grado di ammissione) si avrà la velocità di equilibrio (velocità alla quale la spinta o potenza necessaria eguaglia tale spinta).**

**Per il velivolo propulso a getto (Turbofan) si ricorda che bisogna considerare il “rating” del motore MAX CRUISE**

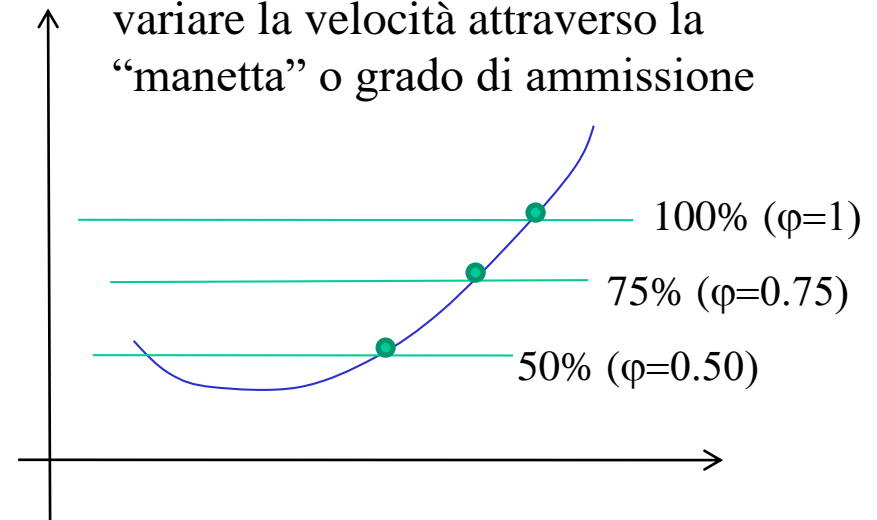
$$T = T_o \cdot 0.71 \cdot \sigma \cdot \varphi \quad \text{MAX CRUISE, alte quote (h>20,000 ft)}$$

# Volo livellato

## Tipico velivolo a getto

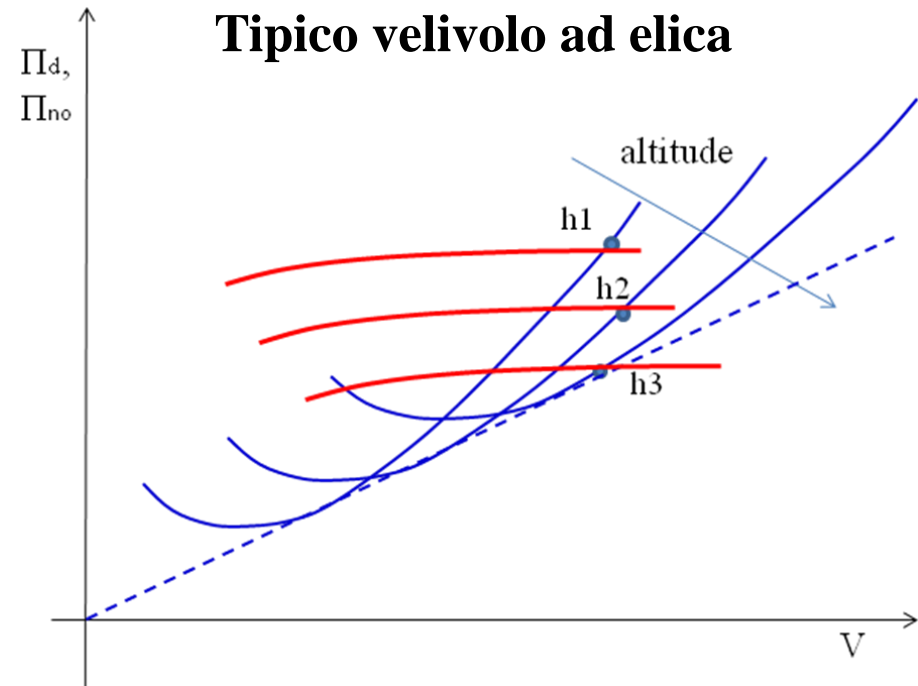


Per data quota posso ovviamente variare la velocità attraverso la “manetta” o grado di ammissione



In corrispondenza del massimo grado di ammissione, considerando il settaggio del motore MAX CRUISE, avrò la massima velocità di crociera in volo livellato a quella quota.

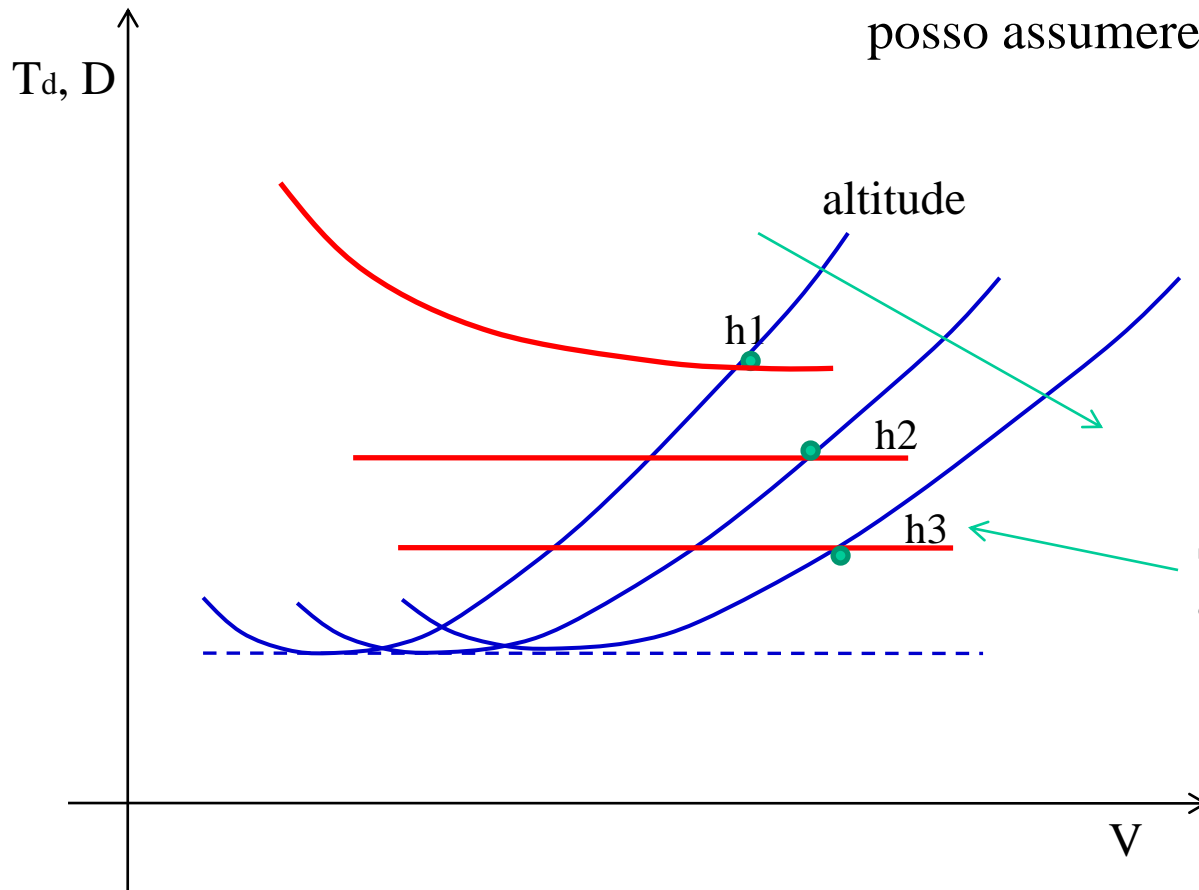
## Tipico velivolo ad elica



# Volo livellato

## Grafici tipico velivolo a getto - Vel max Crociera -

Alle quote basse la spinta non è costante con la velocità di volo  $V$ . Per quote tipiche alle quali opera in crociera un velivolo da trasporto a getto (tipicamente dai 28,000 ai 38,000 ft, quindi certamente maggiori di 20,000 ft) però posso assumere il modello semplificato:



Spinta setting MAX CRUISE  
(alte quote)

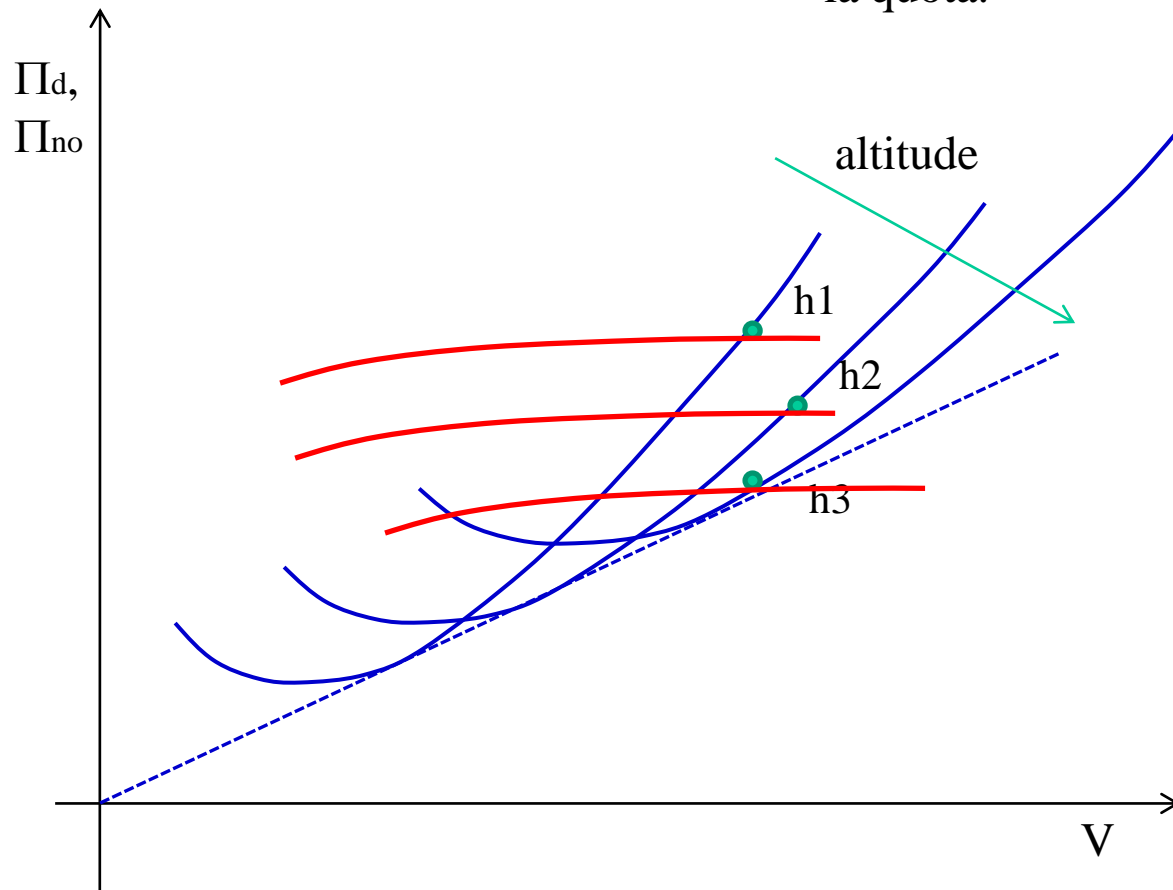
$$T_d = 0.71 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Spinta disp costante con  $V$   
alle alte quote ( $h > 20,000$  ft)

# Volo livellato

## Grafici tipico velivolo ad elica - Vel max Crociera -

Per un velivolo ad elica alimentato da motore alternativo la potenza disponibile risente della quota come la potenza all'albero. Se l'elica è a passo variabile posso assumere rendimento dell'elica abbastanza costante alle varie velocità di volo. Evidentemente quindi anche la potenza disponibile sarà costante con la  $V$ , ma ovviamente variabile con la quota.



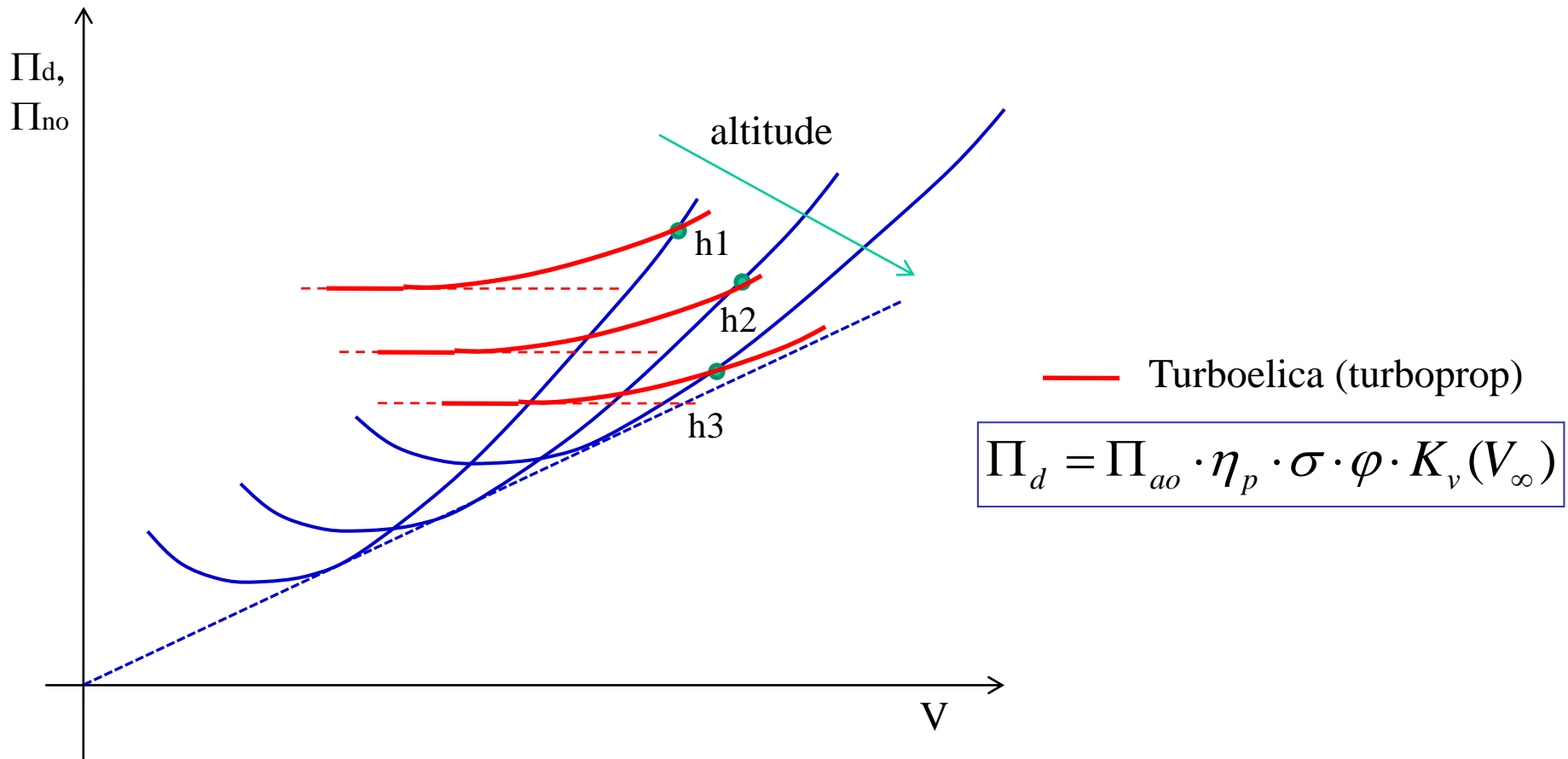
— Motoelica

$$\Pi_d = \Pi_{ao} \cdot \eta_p \cdot \sigma \cdot \varphi$$

# Volo livellato

## Grafici tipico velivolo ad elica -Vel max Crociera – (Turboprop)

Evidentemente quindi anche la potenza disponibile sarà costante con la  $V$ , ma ovviamente variabile con la quota. Le curve evidenziano l'effetto RAM ( $K_v$ ) del motore turboelica.



# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI A GETTO

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

$W = W_{TO} = 63500 \text{ Kg}$  peso max al decollo

$S = 112 \text{ m}^2$   $b = 33 \text{ m}$   $AR = 9.72$

$C_{Do} = 0.020$   $e = 0.80$   $CL_{MAX} = 1.5$

Imp. propulsivo :

2 motori PW JT8D da 89000 N (9072 Kgf) di spinta ciascuno, cioè  $T_o = 18144 \text{ Kgf}$



Dai dati geometrici ed aerodinamici del velivolo ho :

$E_{MAX} = 17.5$  da cui la minima spinta necessaria al volo sarà :

$$D_{MIN} = \frac{W}{E_{MAX}} = 3633 \text{ Kgf}$$

Si parte ad ogni quota da

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

**Come spinta disponibile**

**(MAX CRUISE) assumo :**

$$T = K_{MZ} \cdot 0.83 \cdot T_o \cdot \varphi$$

$$= 0.71 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

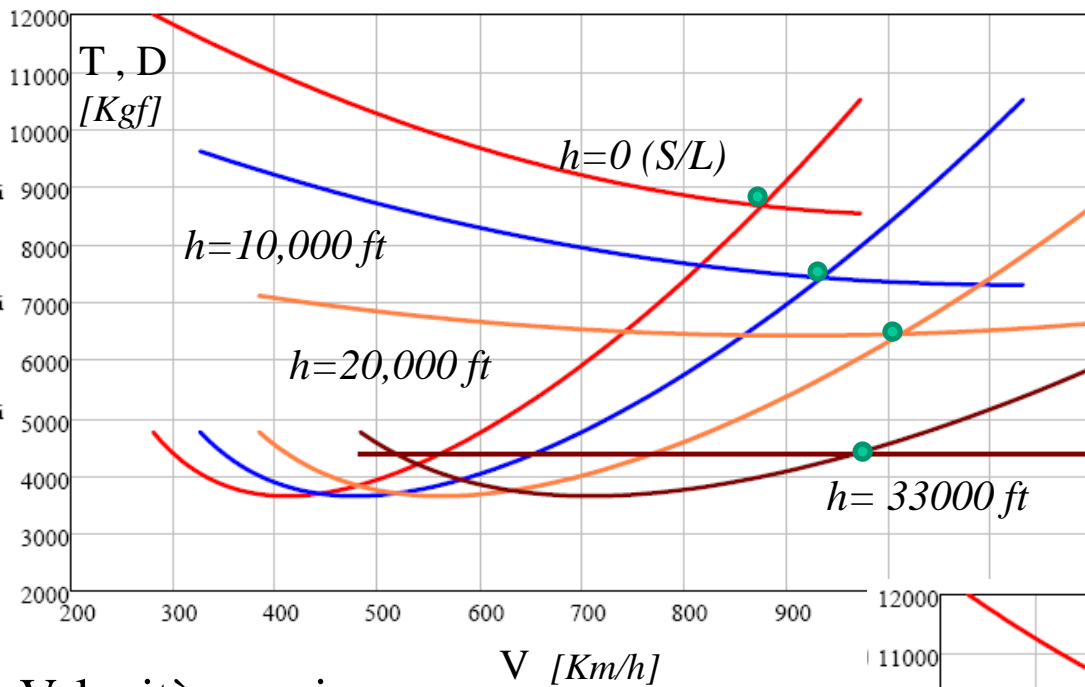
**Mod. semplificato alte quote**



# Volo livellato

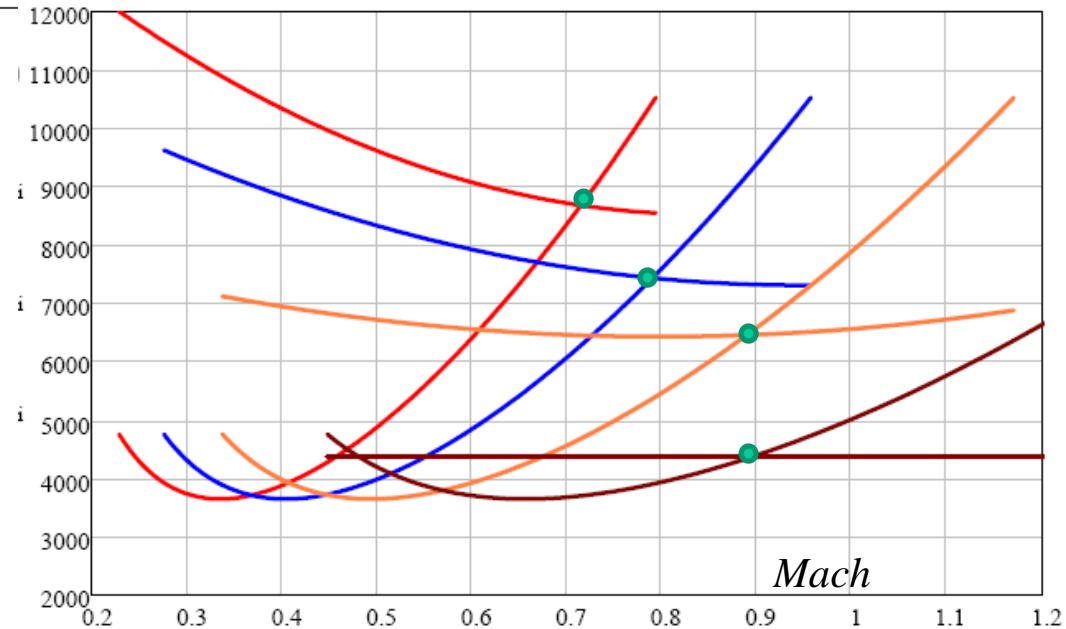
# VELIVOLI A GETTO

## VELOCITA' MASSIMA VOLO LIV. – APPROCCIO GRAFICO



Sono riportate le curve rispetto alla TAS (vel vera).  
 Per alte quote (quelle alle quali solitamente viaggia un velivolo da trasporto a getto) la spinta disponibile segue l'andamento della formula approssimata.

$$= 0.71 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$



Velocità massime:

S/L	V=875 Km/h	M=0.72
h=10,000 ft	V=933 Km/h	M=0.78
h=20,000 ft	V=1015 Km/h	M=0.89
h=33,000 ft	V=961 Km/h	M=0.89

A 33,000 ft il punto di equilibrio è vicino al punto A, alle quote basse è a  $V > V_A$

**Alle alte quote MACH TROPPO ELEVATI. Possibile ?**

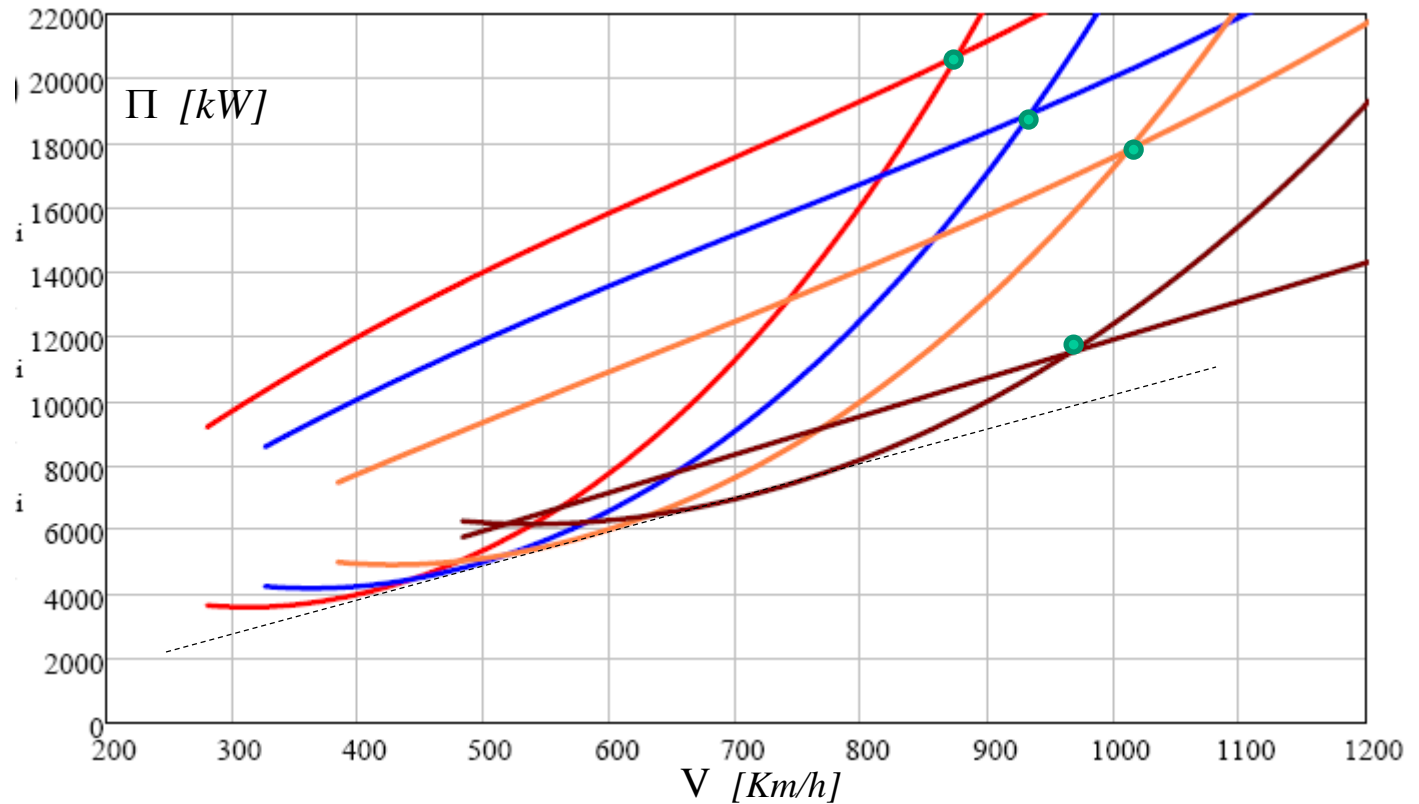
# Volo livellato

# VELIVOLI A GETTO

## VELOCITA' MASSIMA VOLO LIV. – APPROCCIO GRAFICO

Ovviamente si ritrovano gli stessi risultati sulle curve delle potenze necessarie e disponibili.

Si noti come le curve della spinta per velivoli a getto tendono ad essere costanti (soprattutto ad alte quote) mentre le curve di potenza tendono quindi ad andamento lineare con la velocità.



# Volo livellato

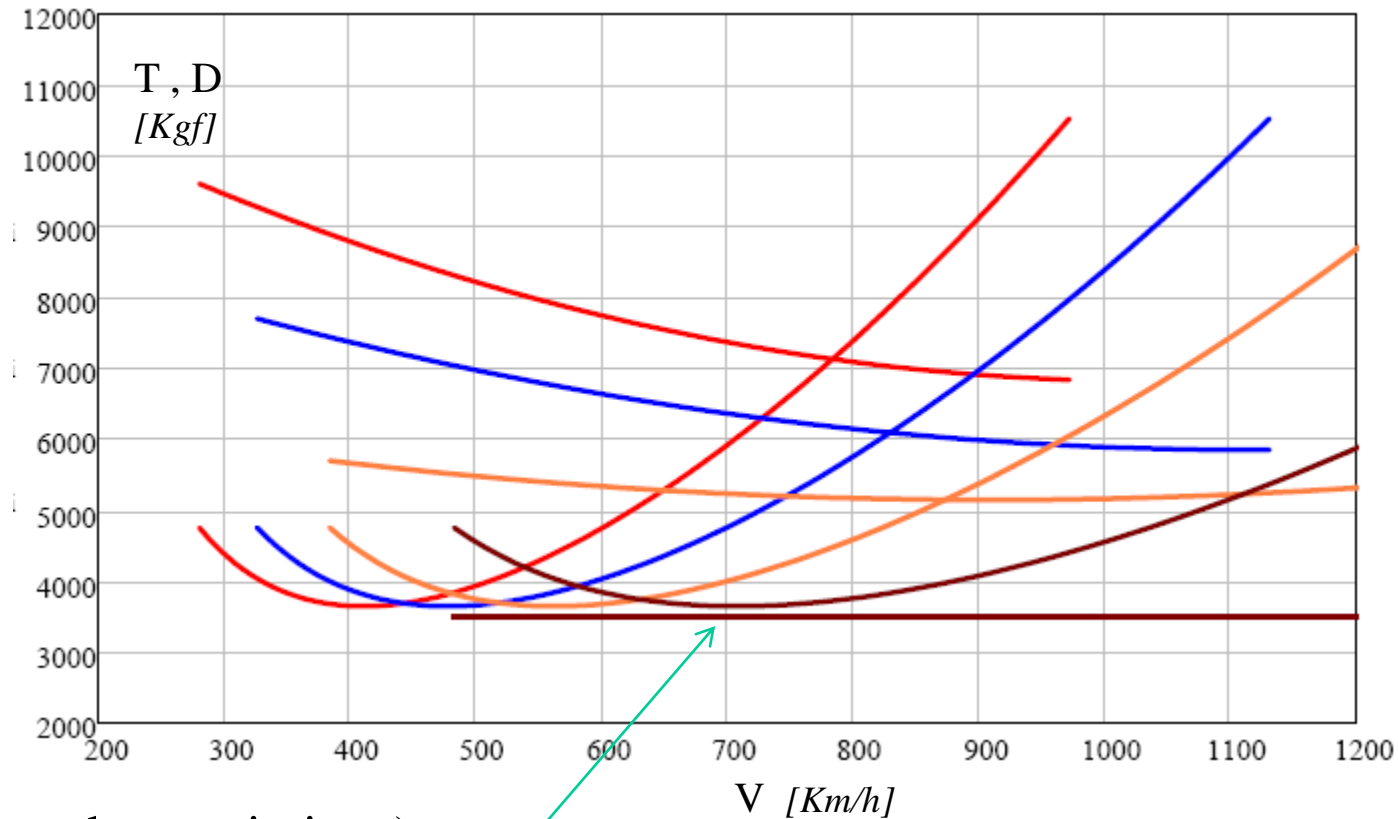
# VELIVOLI A GETTO

## VELOCITA' MASSIMA VOLO LIV. - APPROCCIO GRAFICO

80% della SPINTA MAX CROCIERA

$$\phi = 0.80$$

Un tipico livello usato in crociera corrisponde ad una manetta tra il 75 e 80%.



Velocità crociera (80% grado ammissione) :

S/L V=790 Km/h M=0.64

h=10,000 ft V=825 Km/h M=0.70

h=20,000 ft V=880 Km/h M=0.77

h=33,000 ft **SPINTA NON SUFF per volare a questa manetta a questa quota**

# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

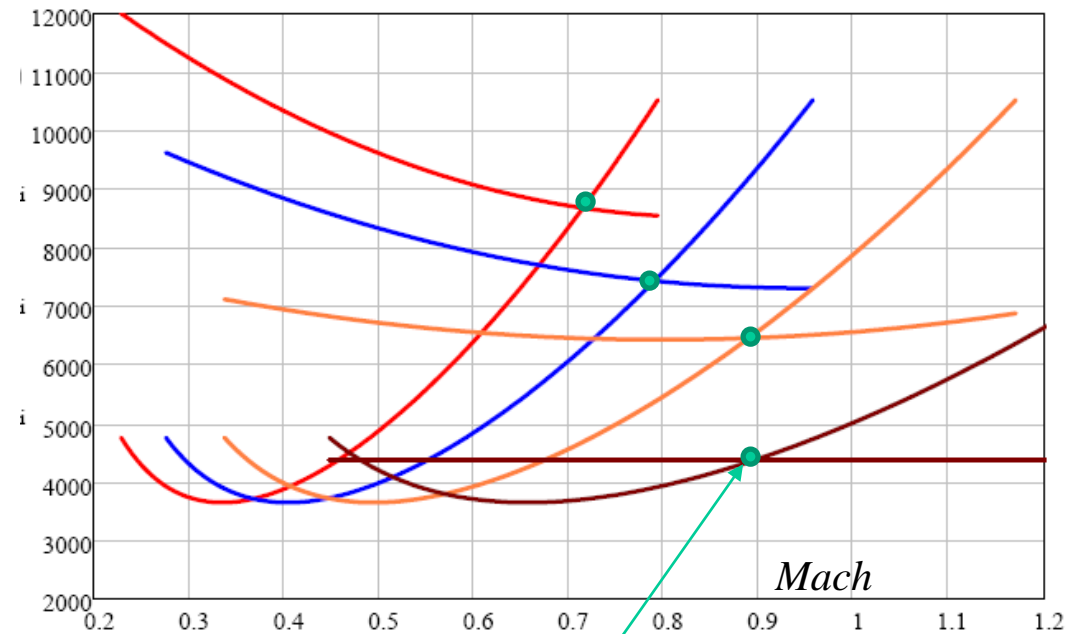
Il Mach di crociera massimo valutato graficamente risulta pari a  $M=0.89$ .

Ciò non è FISICO !

Infatti questo velivolo non riesce a volare a tali velocità.

Il problema è che abbiamo trascurato la resistenza di comprimibilità (Wave Drag) che modifica la polare (soprattutto il  $C_{D0}$ ) per  $M > 0.70-0.75$ .

La curva di resistenza usata presuppone polare parabolica (senza effetti comprimibilità). Per Mach alti, come già visto nel Cap 3, si ha invece un forte aumento della resistenza per la resistenza d'onda.

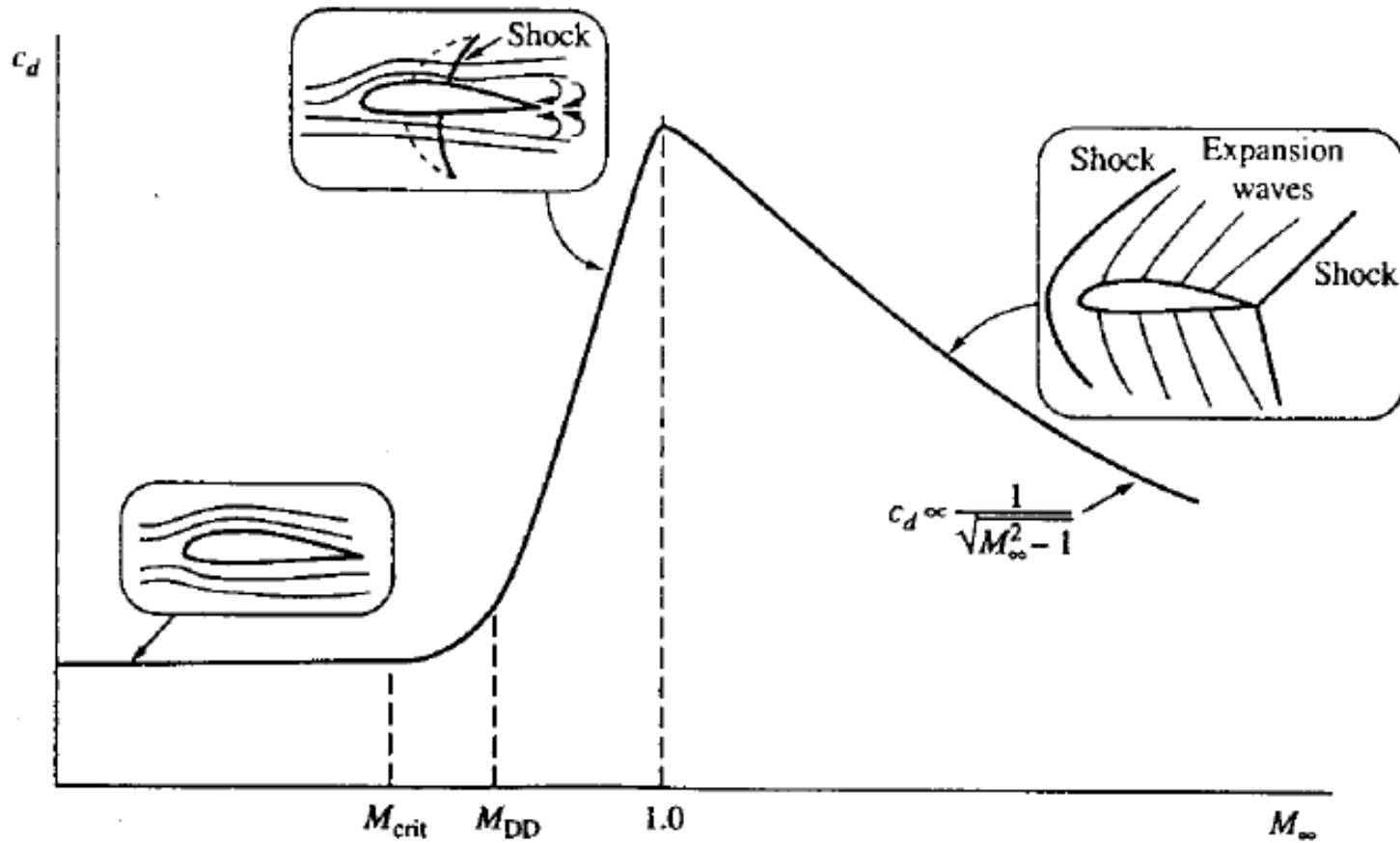


A 33000 ft  $\Rightarrow M=0.89$  !!!

Il velivolo non riesce a volare a tali Mach

# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO



Mach critico

Mach di divergenza della resistenza

# Volo livellato

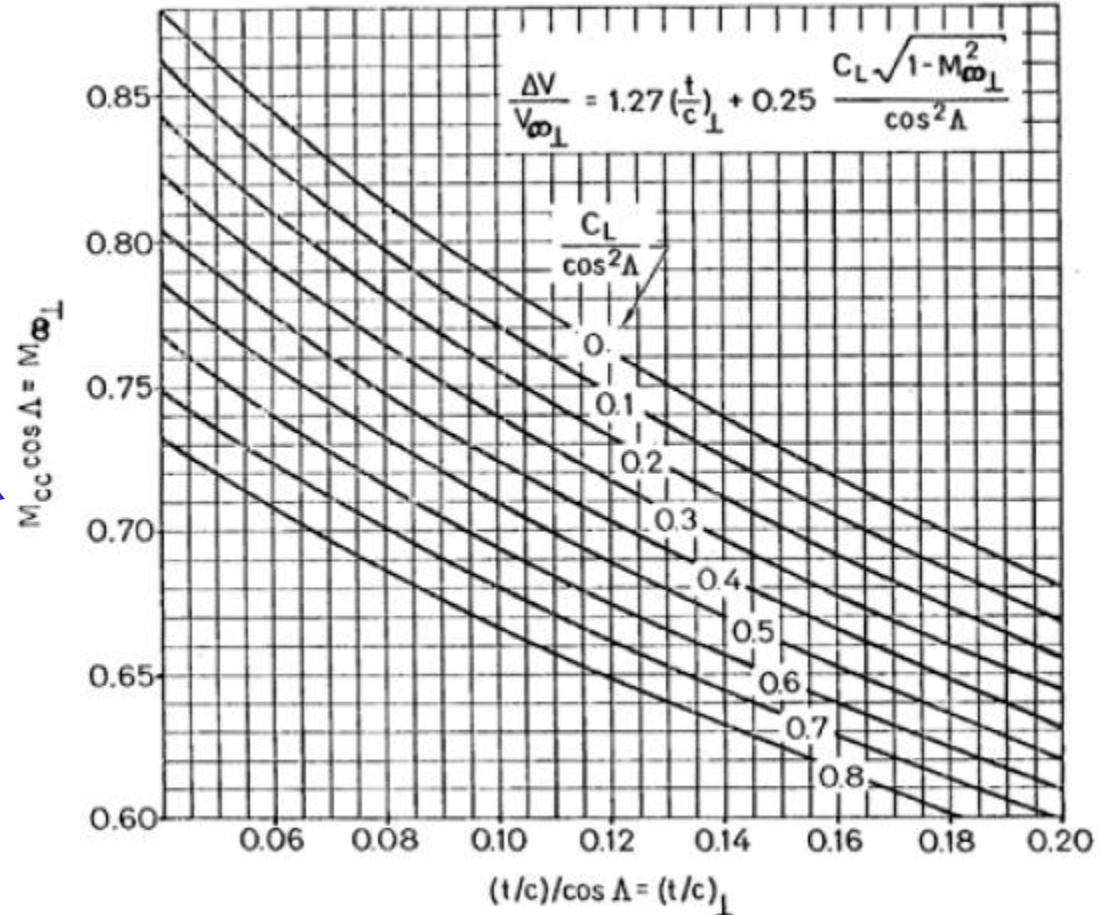
## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### Diagramma per stimare il Mach critico

L'incremento di resistenza dovuto alla comprimibilità dipende dal Mach di volo e dal **Mach critico  $M_{cc}$**  del velivolo

Il Mach critico del velivolo dipende da:

- Spessore percentuale dell'ala ( $t/c$ )
- Angolo di freccia  $\Lambda$
- Assetto (coeff di portanza  $C_L$ )



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.

# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

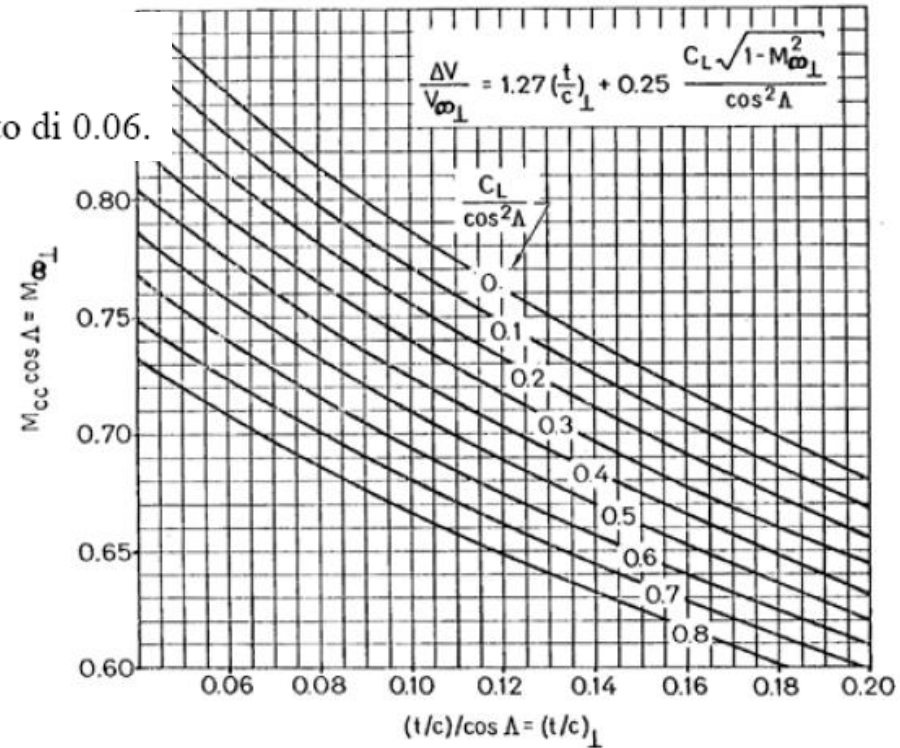
Il diagramma vale per profili peaky

Profili supercritici => aggiungere 0.03 o 0.04

Profili supercritici aggressivi si rende necessario un aumento di 0.06.

Stimato il Mach critico  $M_{cc}$   
dal diagramma

=> Si può stimare il  
Mach di divergenza  $M_{DD}$



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

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

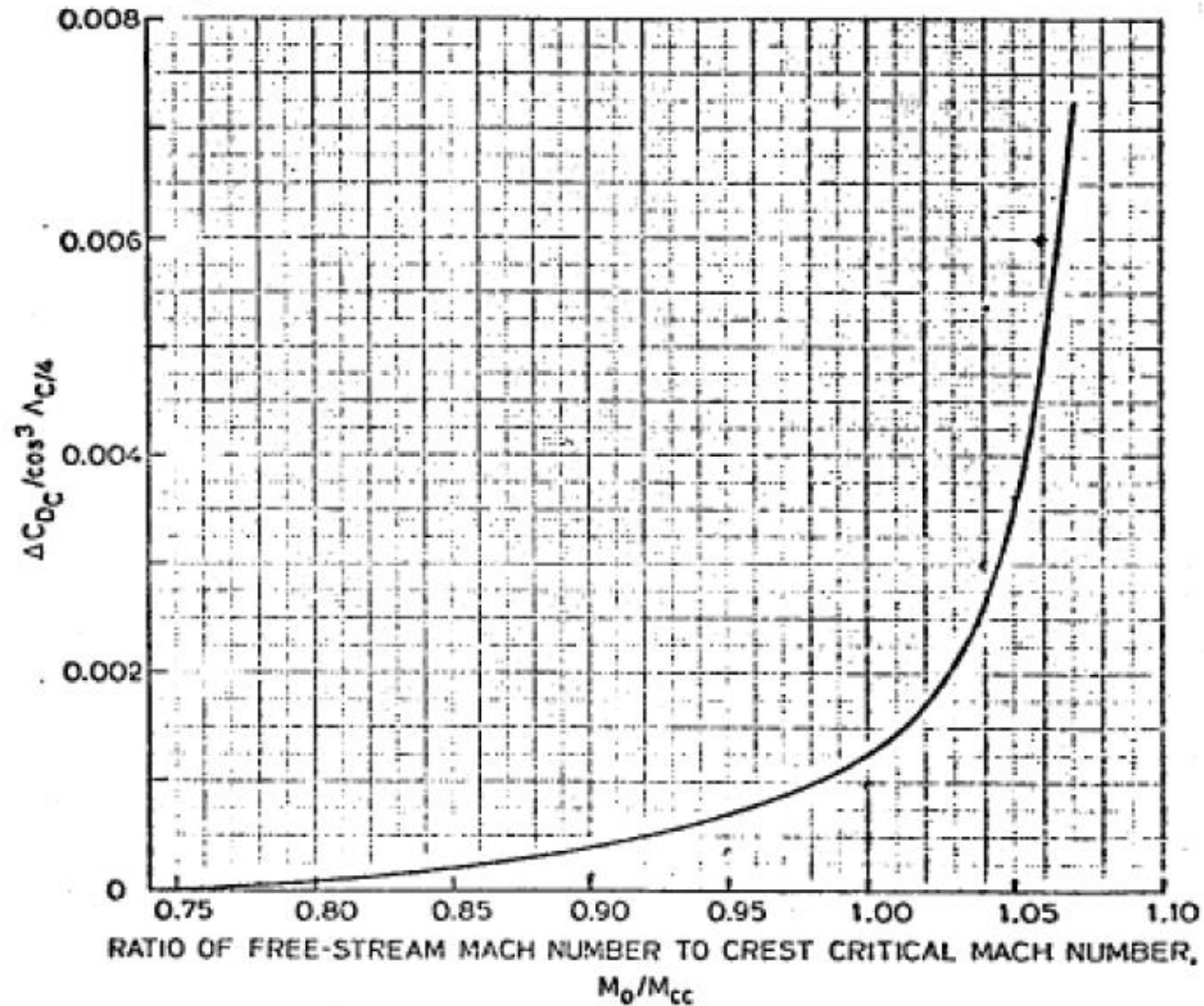
In pratica fornisce un  $M_{DD}$  all'incirca pari a  $M_{cc} * 1.03$  (cioè del 3% maggiore) per angoli di freccia intorno a 25-30°.

# Volo livellato

## INCREMENTO DI RESISTENZA PER Mach elevati o anche per $M > M_{cc}$

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

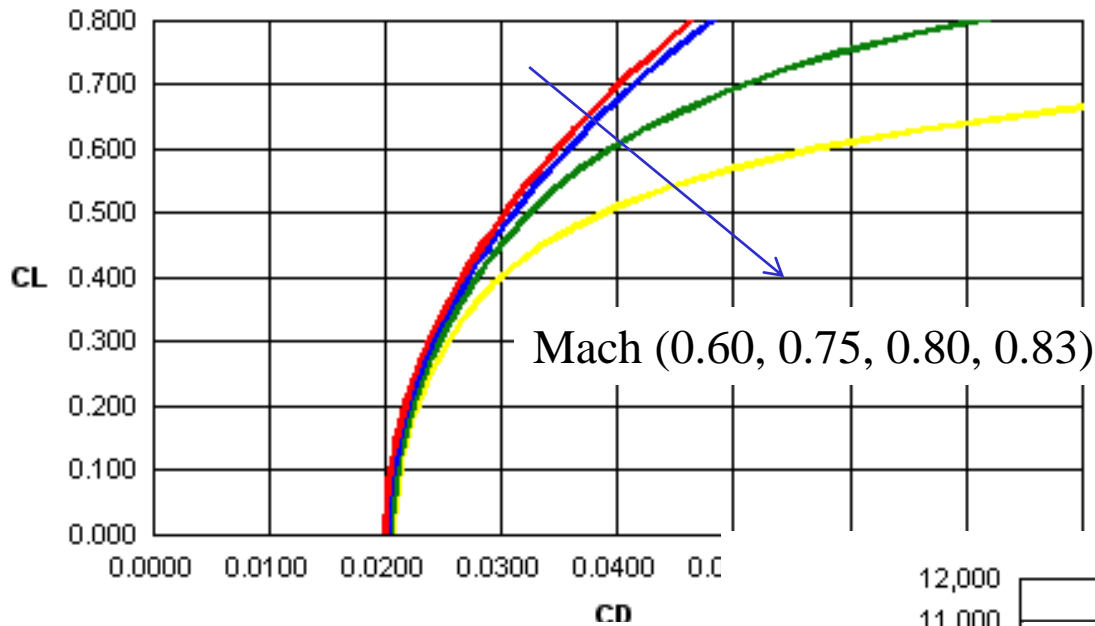
Stimando il  $dC_D$  da tale diagramma si possono costruire le curve di resistenza (polari) a vari valori del Mach.



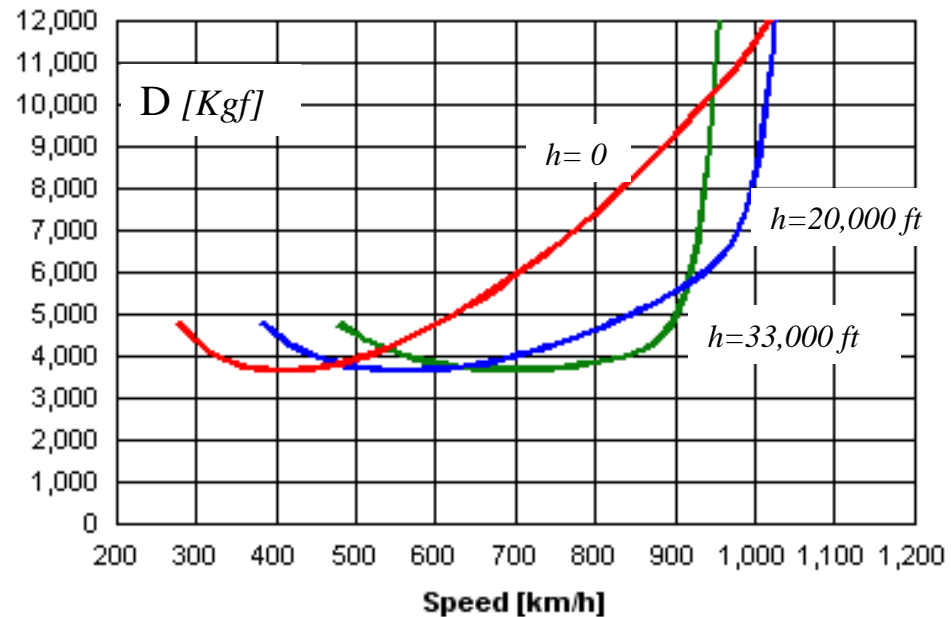
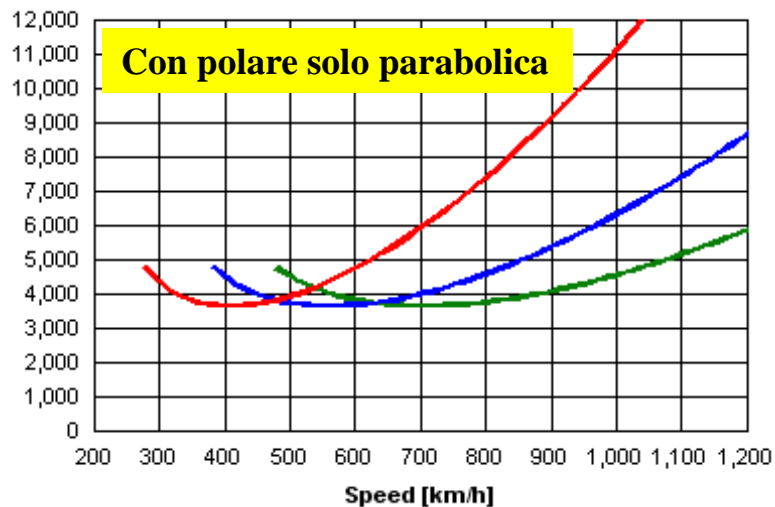


# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

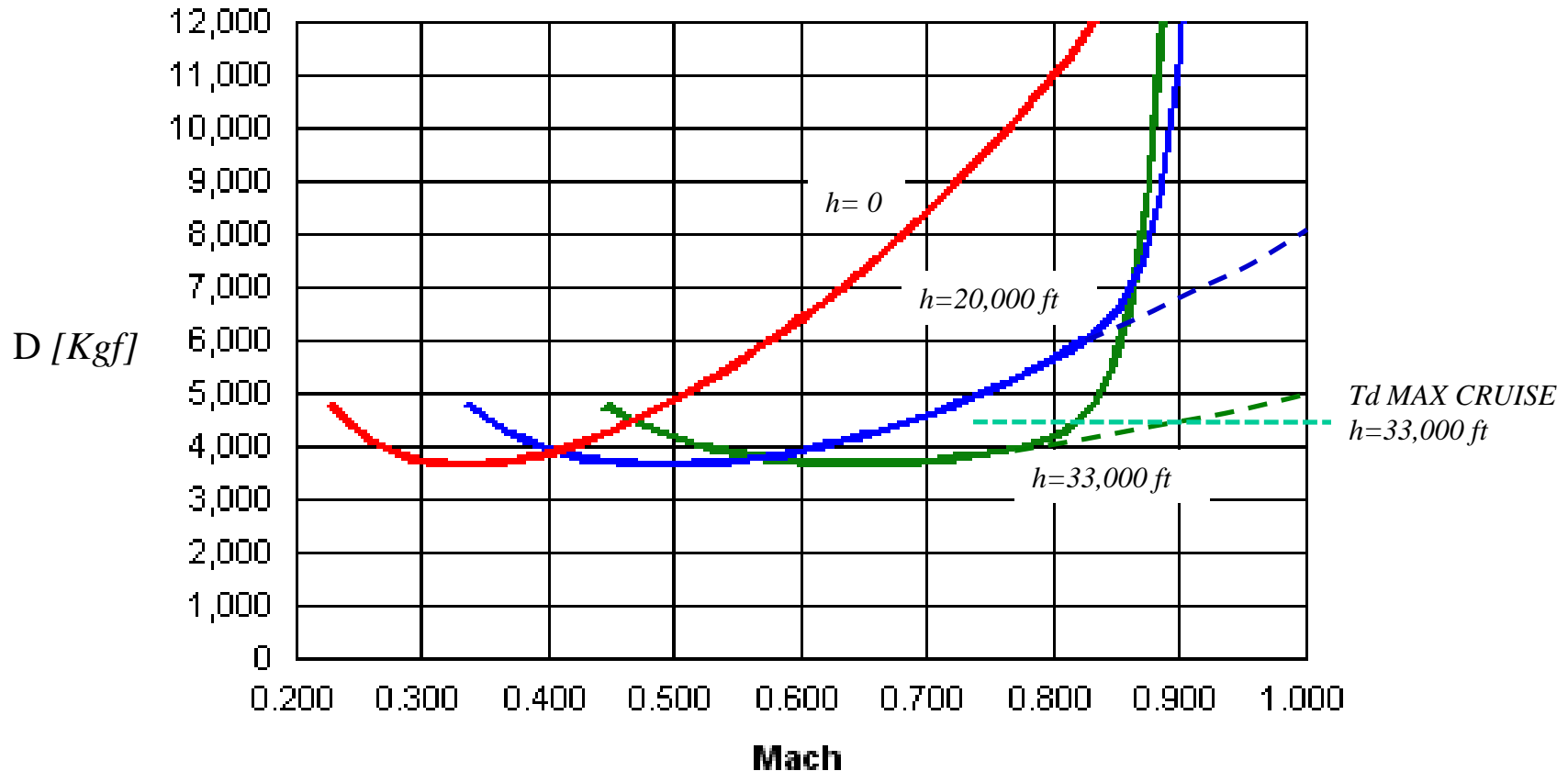


Con tali curve si può costruire la reale curva di resistenza del velivolo che tiene conto anche della resistenza di comprimibilità.



# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO



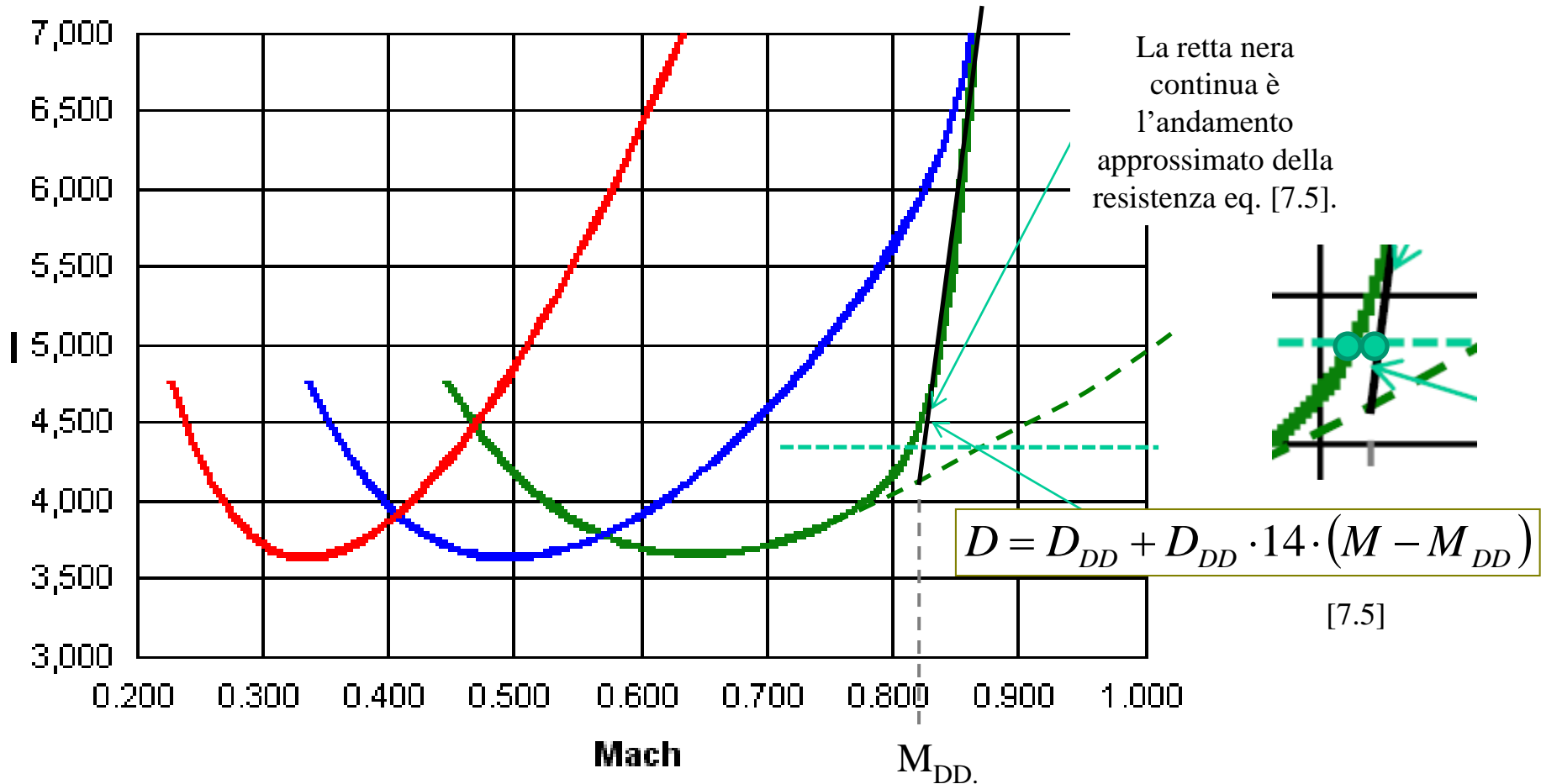
Le curve di resistenza tratteggiate sono quelle senza effetti di comprimibilità. Graficando in funzione del Mach viene evidenziato ancora più chiaramente l'effetto della comprimibilità (resistenza d'onda da aggiungere per Mach elevati). Come si vede, per data spinta disponibile (ad esempio circa 4300 Kgf a 33,000 ft) il Mach raggiunto è di poco superiore a 0.80 e non **M=0.89**.

# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO APPROCCIO APPROSSIMATO per effetti comprimibilità

I grafici precedenti mostrano come l'effetto di incremento di resistenza è particolarmente sensibile per  $Mach > Mach$  di divergenza  $M_{DD}$ .

Si può assumere un andamento approssimato lineare.



# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### APPROCCIO APPROSSIMATO per effetti comprimibilità

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  $(M - M_{DD}) = 0.10$ .

Il valore del Mach di divergenza, come detto dipende da spessore ( $t/c$ ), CL e freccia dell'ala, nel nostro caso verrà assegnato come dato di input per evitare di dover fare complesse letture del grafico a pag. 11 (che necessita la conoscenza dei parametri sopra menzionati).

# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA APPROCCIO GRAFICO

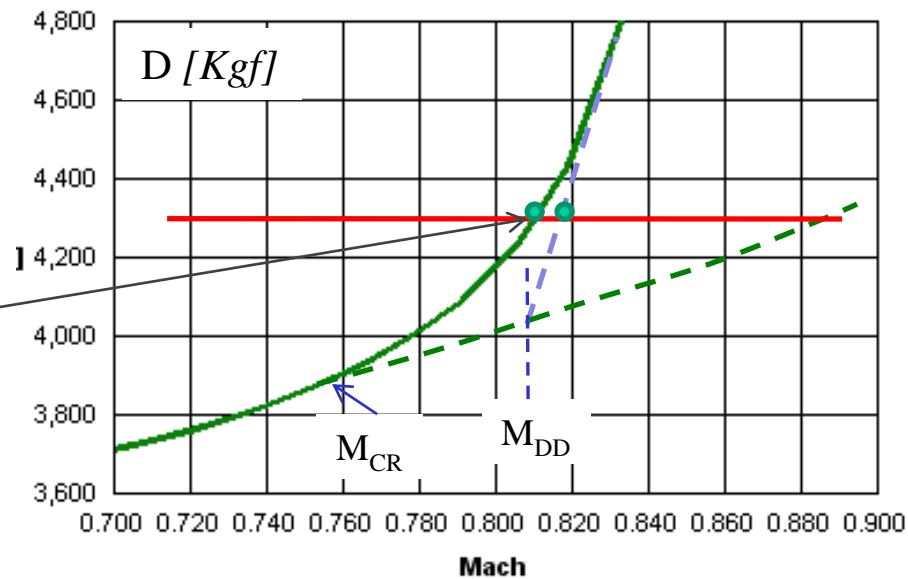
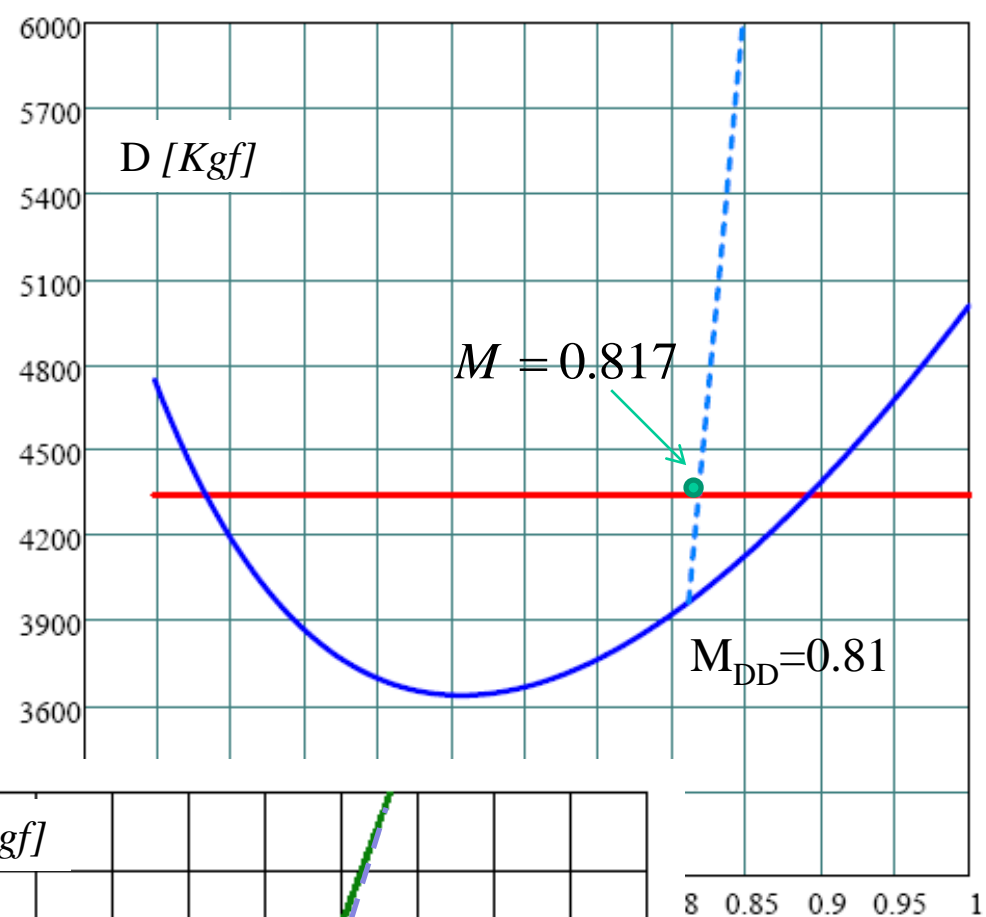
< APPROCCIO APPROSSIMATO >

MD-80.

Assunto un Mach di divergenza pari a 0.81, come si può vedere la velocità di volo massima (MAX CRUISE) a quota 33000 ft (10,000 m circa) risulta pari a Mach **0.817**, con la curva di resistenza che aumenta lineare per  $M > M_{DD}$

Si vede come tale valore sia plausibile (e vicino a quello che si troverebbe con la curva di resistenza calcolata, pari a circa 0.81).

Valore velocità equilibrio con curva di resistenza reale (circa 0.81)



# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

Ovviamente il vantaggio notevole del considerare l'andamento lineare è quello di trovare la soluzione per via analitica intersecando la retta che parte dal punto a Mach =  $M_{DD}$  e la retta orizzontale con spinta pari a quella disponibile. (vedi dopo).

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

Data la spinta a data quota:

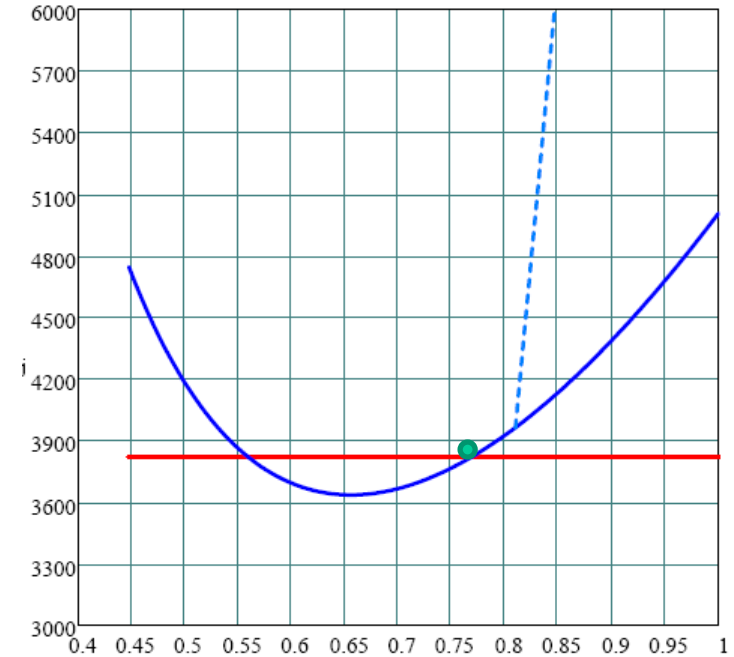
$$(M - M_{DD}) = \frac{T_d - D_{DD}}{14 \cdot D_{DD}}$$



$$M = M_{DD} + \frac{T_d - D_{DD}}{14 \cdot D_{DD}}$$



Così si trova il Mach di equilibrio per data spinta (nel caso di spinta maggiore della resistenza di divergenza a tale quota). Assegnato il Mach di divergenza, bisogna calcolare il CL, il CD e la resistenza  $D_{DD}$ . Ovviamente se la spinta fosse inferiore, vuol dire che sono a sx del Mach di divergenza e posso assumere valida la polare parabolica (vedi figura).



# 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

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

I motori sono turboelica.

Rendimento propulsivo delle eliche  $\eta_p=0.80$

# 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  $D=q S CL$

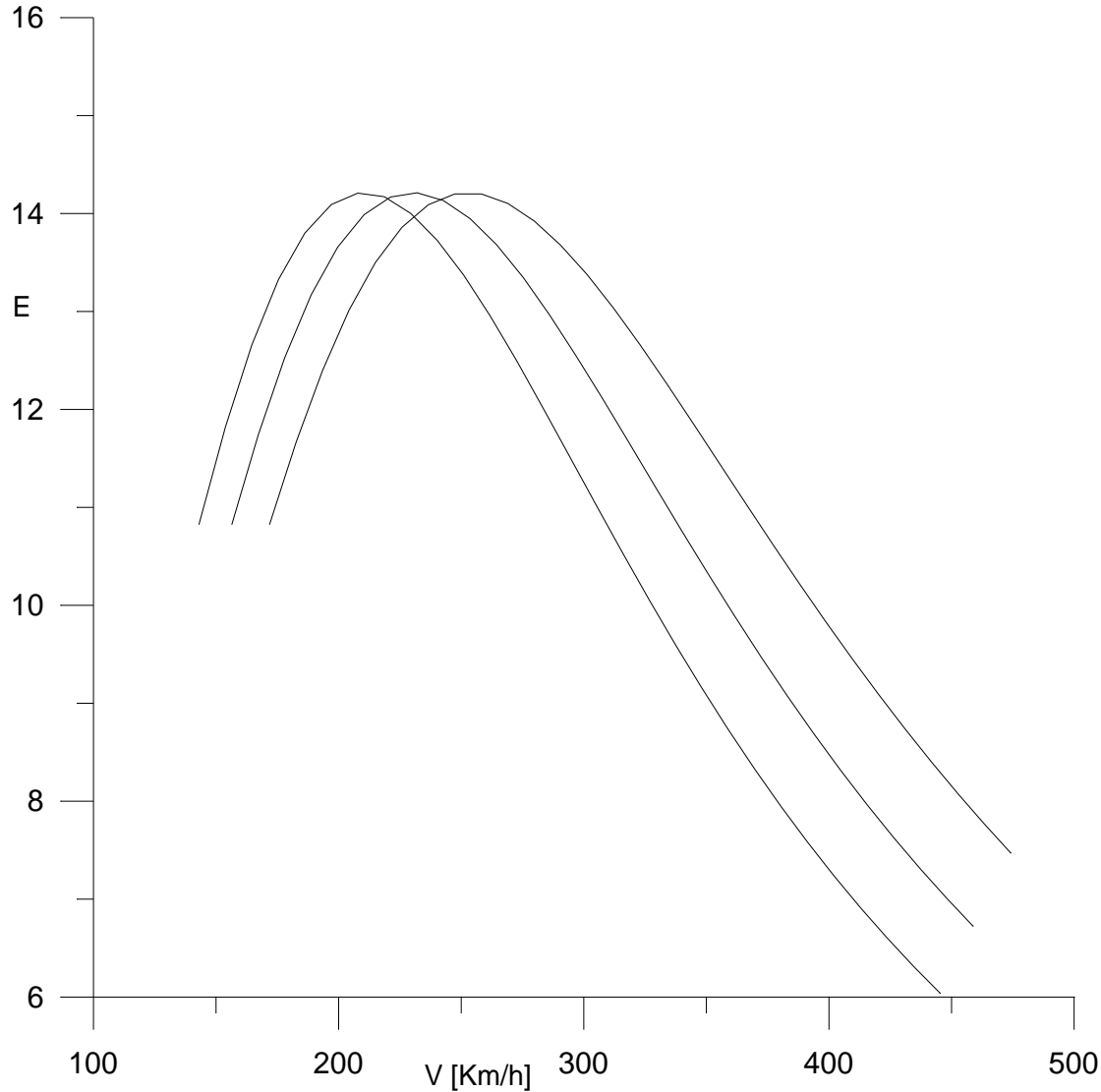
-calcolo  $\Pi_{no} = D V$

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



# Volo livellato

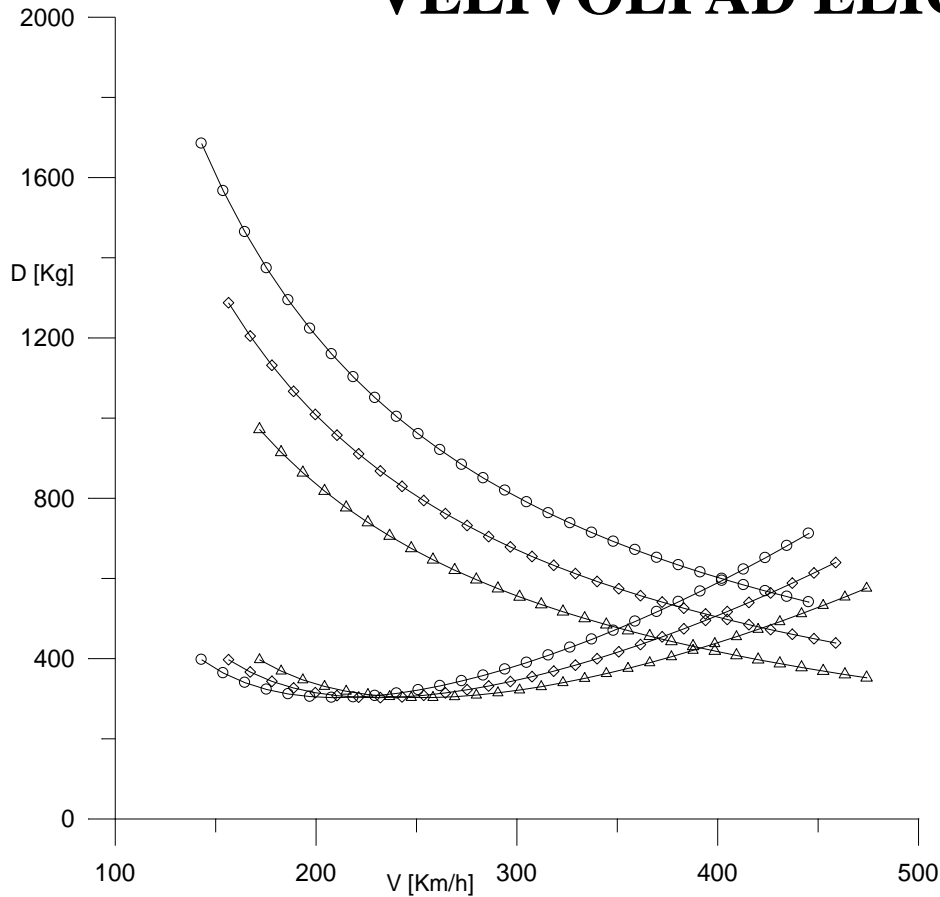
## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO VELIVOLI AD ELICA



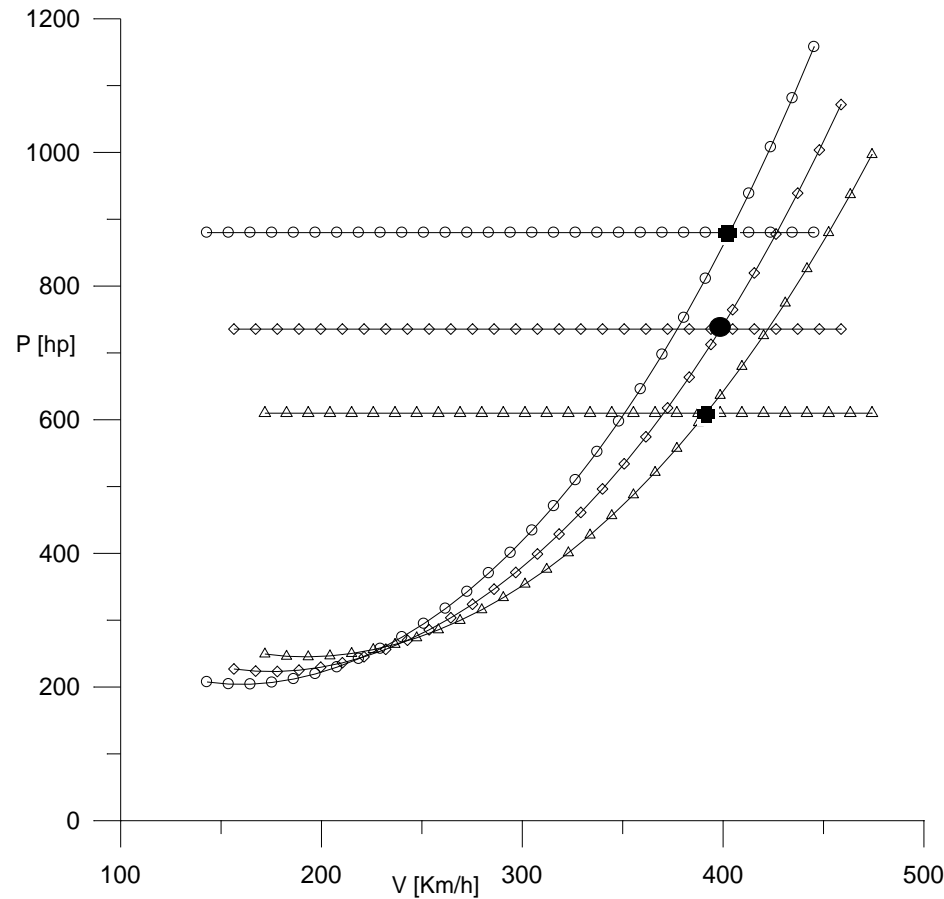
# Volo livellato

## VELOCITA' MASSIMA E DI CROCIERA – APPROCCIO GRAFICO

### VELIVOLI AD ELICA



La potenza disponibile è costante con la velocità



# 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, effetto RAM (vedi cap.6).

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

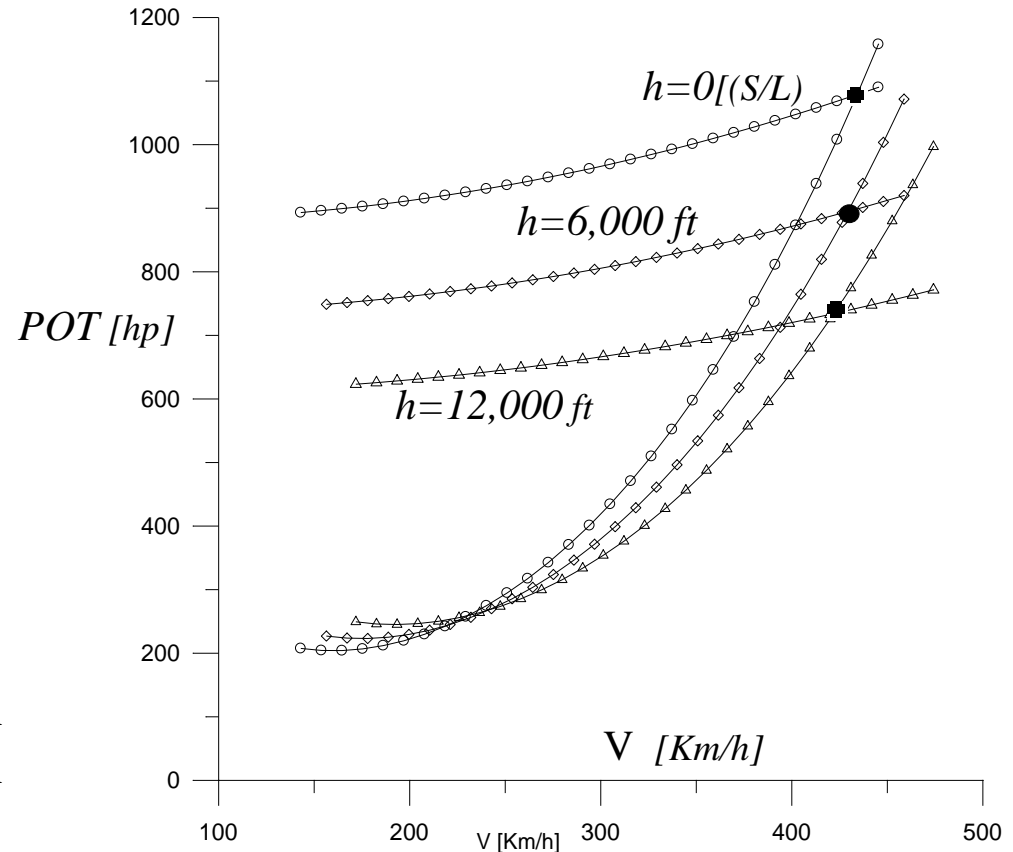
$$K_v = 1.00 + 0.0080 * (V/100)^2$$

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

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

S/L  
6000 ft  
12000 ft

VMAX=421 Km/h  
VMAX=413 Km/h  
VMAX=407 Km/h

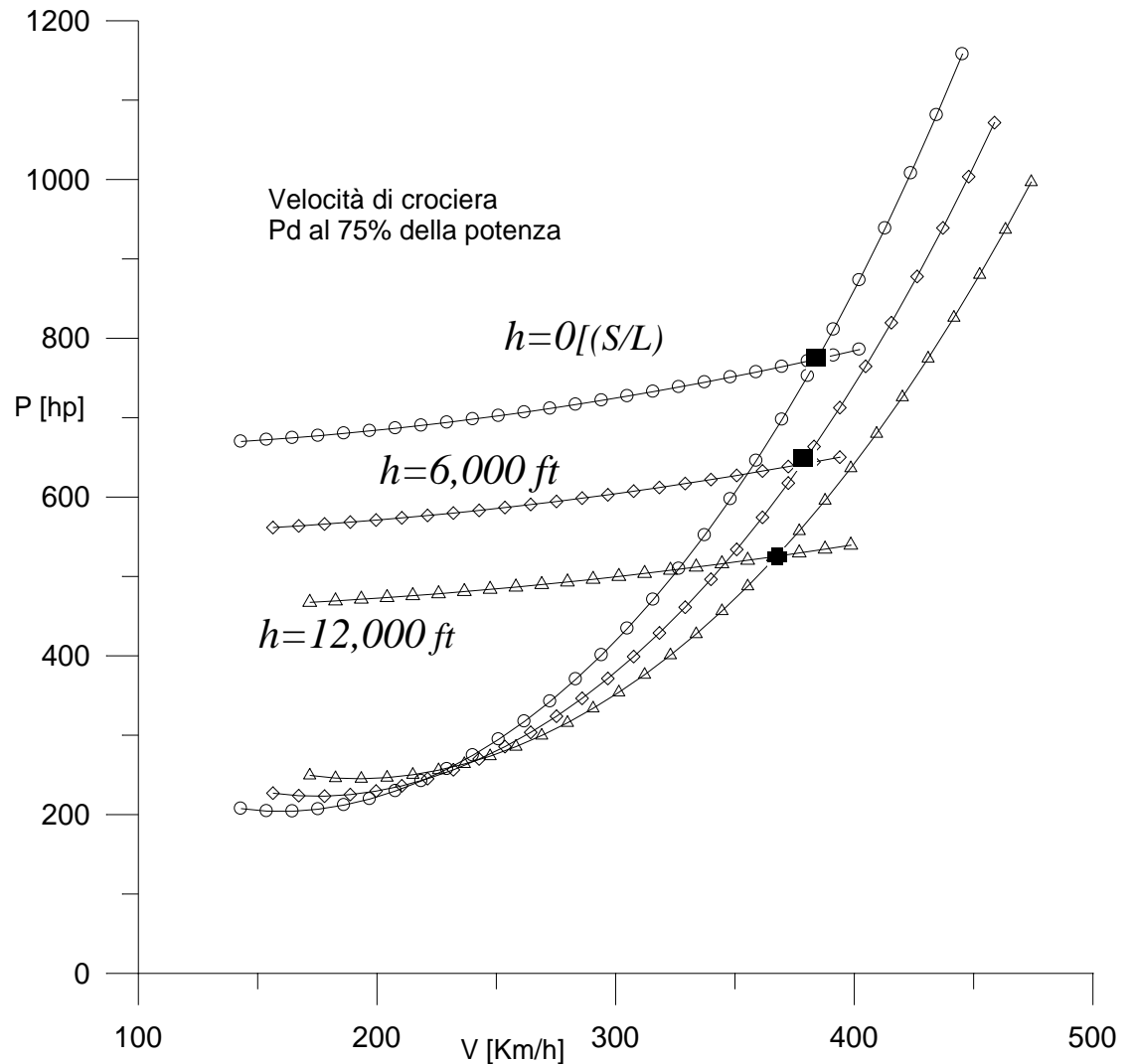


# Volo livellato

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

### VELOCITA' AL 75% DEL GRADO DI AMMISSIONE

S/L	VMAX=382 Km/h
6000 ft	VMAX=374 Km/h
12000 ft	VMAX=365 Km/h



# Volo livellato

## Velivoli a GETTO

### APPROCCIO ANALITICO

E' POSSIBILE TROVARE UNA ESPRESSIONE ANALITICA ? MOTIVI :

- a) Formula che indica l'influenza dei vari parametri del velivolo sulla velocità di equilibrio in volo livellato
- b) Formula utilizzabile per effettuare stime

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

$$T_d = D \quad T_d = qS \cdot C_{D0} + \frac{KS}{q} \left( \frac{W}{S} \right)^2$$



$$q^2 S \cdot C_{D0} - qT_d + KS \left( \frac{W}{S} \right)^2 = 0$$

$$q = \frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 - 4S \cdot C_{D0} \cdot S(W/S)^2}}{2SC_{D0}} = \frac{T_d/S \pm \sqrt{(T_d/S)^2 - 4C_{D0} \cdot K(W/S)^2}}{2C_{D0}}$$

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

$$\frac{T_d}{S} = \frac{T_d}{W} \frac{W}{S}$$

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

## Velivoli a GETTO

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

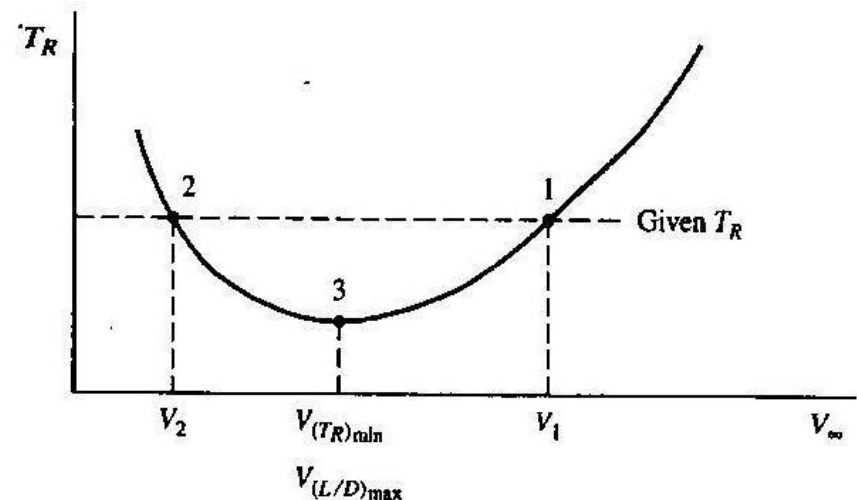
$$4 \cdot K \cdot C_{D_o} = \frac{4}{\pi} \frac{C_{D_o}}{AR \cdot e} = \frac{1}{E_{MAX}^2}$$

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



La velocità V dipende da:

- il rapporto spinta-peso  $T_d/W$
- il carico alare  $W/S$
- La polare ( $C_{D_o}, K$ ),  
cioè il  $C_{D_o}$  ed “e”, oltre ad  $AR$
- La quota (compare a denominatore,  
ma anche in modo indiretto in  $T_d$ )



## Velivoli a GETTO

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



Discriminante nullo se :

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

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

Ci saranno 2 soluzioni reali se :

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

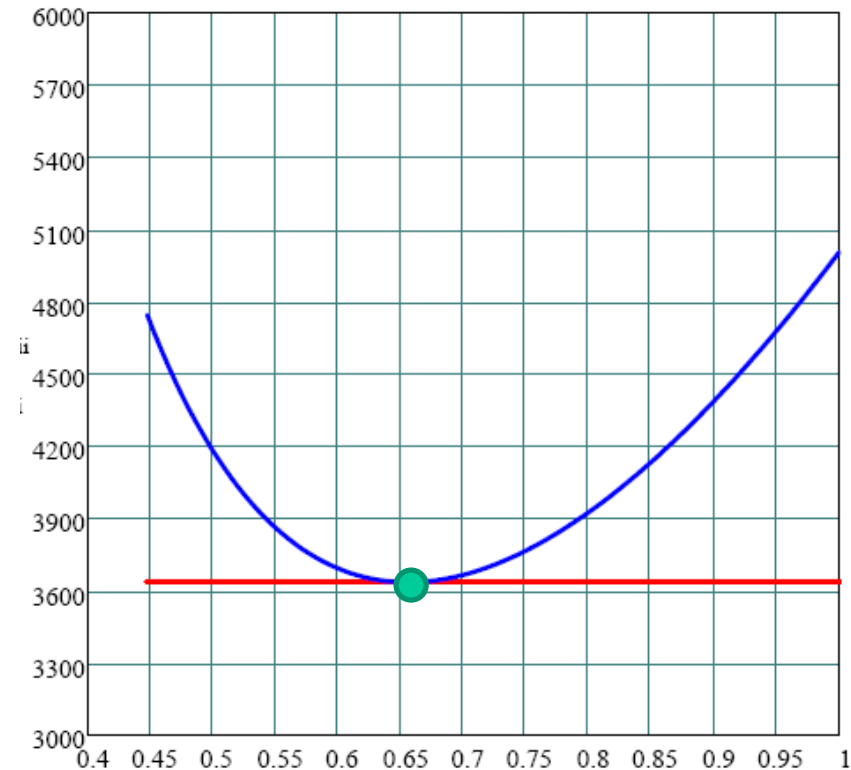
## Velivoli a GETTO



se  $\frac{T_d}{W} = \frac{1}{E_{MAX}}$   $T_d = \frac{W}{E_{MAX}} = W \cdot \sqrt{\frac{4}{\pi}} \sqrt{\frac{C_{Do}}{AR \cdot e}}$

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

E ritroviamo (come logico) che se la spinta è uguale alla minima resistenza, ho 2 soluzioni reali e coincidenti e chiaramente la velocità coincide con quella del punto **E**





# Volo livellato

## APPROCCIO ANALITICO

### Velivoli a GETTO

Altra espressione della formula che fornisce la soluzione di velocità di equilibrio per data spinta a data quota

L'equazione

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

Puo' =>

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

Si può evincere che la velocità massima (o di crociera) di un velivolo dipende da:

- Rapporto spinta disponibile/peso  $T_d/W$
- Carico alare  $W/S$  (se il carico alare cresce, cioè  $S$  piccola, la  $V$  aumenta !)
- Quota (tramite  $\rho$ ), ma anche tramite  $T_d$
- $C_{D0}$  del velivolo (Influenza forte, compare direttamente)
- Efficienza massima, o in particolare  $C_{D0}$ , AR ed  $e$



### Altro modo analitico rapido di trovare la velocità massima se è nota la spinta.

Se è nota la spinta in crociera massima ( $\varphi=1$ ) dei motori alla quota scelta :

$$T_d = T_o \cdot \sigma \cdot 0.71 \cdot \varphi$$

Si può poi ricavare l'efficienza aerodinamica se è noto il peso perché la spinta deve eguagliare la resistenza aerodinamica in volo livellato nella condizione di crociera:

$$E = \frac{C_{Lcr}}{C_{Dcr}} = \frac{L}{D} = \frac{W}{T_d}$$

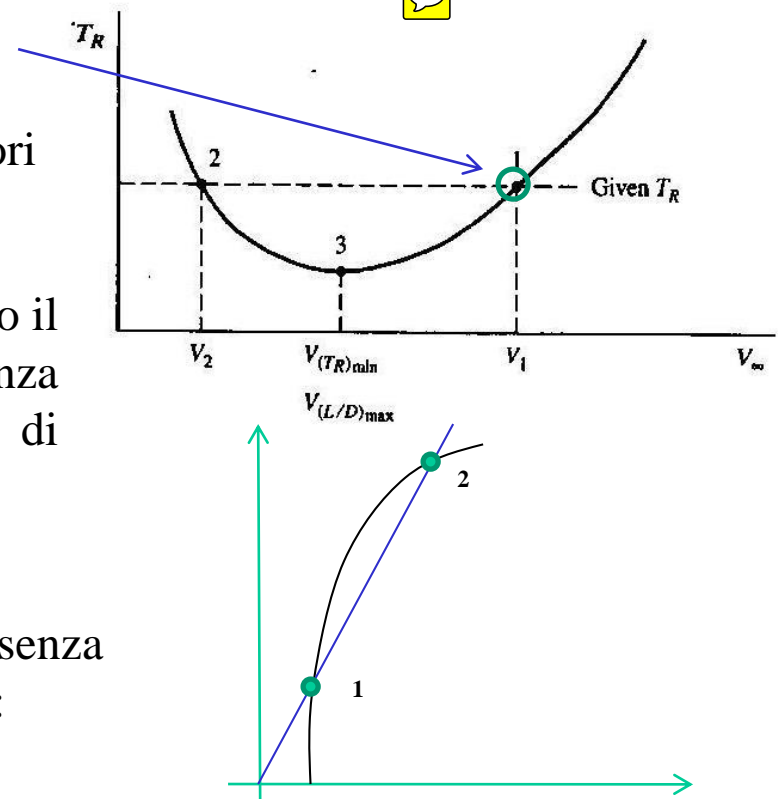
Ma l'efficienza è anche il rapporto di CL/CD e, senza fenomeni di comprimibilità, vale la polare parabolica :

$$E = \frac{C_{Lcr}}{C_{Dcr}} = \frac{C_{Lcr}}{C_{Do} + K \cdot C_{Lcr}^2}$$

Si trova un'equazione di secondo grado nella incognita CL di crociera. Ovviamente , delle due soluzioni prenderemo la soluzione con il segno negativo in quanto per data efficienza (cioè data resistenza) ci interessa la soluzione del punto 1 ( a destra) che corrisponde a CL più basso (vedi figura).

$$K \cdot E \cdot C_{Lcr}^2 + E \cdot C_{Do} - C_{Lcr} = 0$$

$$C_{Lcr} = \frac{1 - \sqrt{1 - 4 \cdot K \cdot E^2 \cdot C_{Do}}}{2 \cdot K \cdot E}$$



## Altro modo rapido di trovare la velocità massima

### Se è nota la spinta.

Trovato il CL di crociera di ricava la velocità :

$$V_{cr} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \cdot \sigma} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Lcr}}}$$

**Esempio, Velivolo a getto tipo MD-80:**

**W=63500 Kg S=112 mq AR=9.72 CD<sub>0</sub>=0.020 e=0.80**

**Spinta : 2 motori da 9072 Kgf => T<sub>o</sub> tot= 18 144 Kgf.**

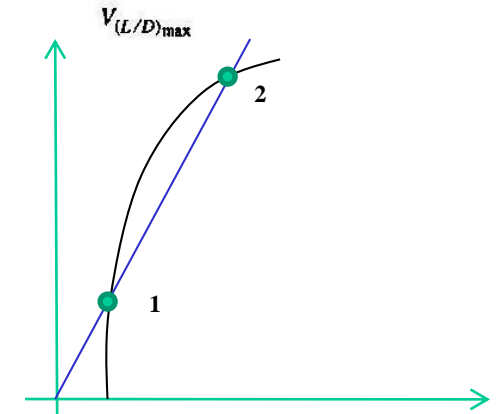
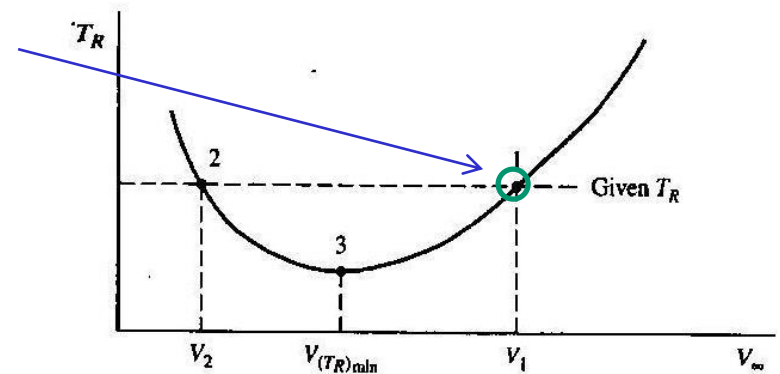
**Velocità massima a quota 33 000 ft ( sigma=0.337)**

$$T_d = T_o \cdot \sigma \cdot 0.71 \cdot \phi \quad T_d = 4341 \text{ Kgf} \quad \frac{T_d}{W} = 0.068$$

$$E = \frac{L}{D} = \frac{W}{T_d} = 14.63$$

Dai dati si calcola l'efficienza massima per vedere se ho soluzione, cioè se tale efficienza aerodinamica sia effettivamente ottenibile

$$E_{max} = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{AR \cdot e}{CD_0}} = \frac{W}{T_d} = 17.5$$



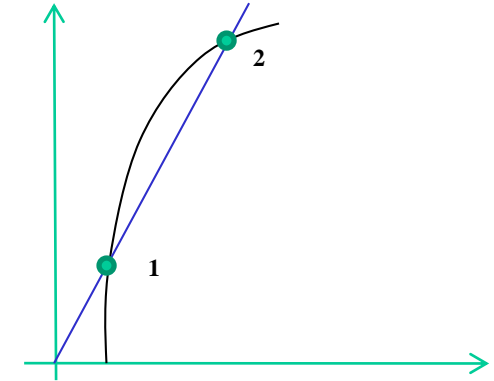
# Volo livellato

## APPROCCIO ANALITICO - JET

### Altro modo rapido di trovare la velocità massima

#### Se è nota la spinta.

Si ricava il k della polare parabolica :  $K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad K = 0.0409$   
 E si ricava il CL di crociera :



$$C_{Lcr} = \frac{1 - \sqrt{1 - 4 \cdot K \cdot E^2 \cdot C_{Do}}}{2 \cdot K \cdot E}$$

$$C_{Lcr} = 0.378$$

$$\sigma = 0.337$$

$$V_{cr} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \cdot \sigma} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Lcr}}} = 266.9 \text{ m/s} = 961 \text{ km/hr}$$



Che corrisponde alla quota considerata ad un Mach=0.89

Ovviamente, l'applicazione della equazione soluzione analitica trovata alle pagine precedenti fornisce lo stesso esatto risultato :

$$\frac{W}{S} = 5560 \frac{N}{m^2}$$

$$\frac{T_d}{W} = 0.068$$

$$E_{max} = 17.5$$

$$C_{Do} = 0.020$$



$$V = \left[ \frac{(T_d / W) \cdot (W / S)}{\rho_0 \cdot \sigma \cdot C_{Do}} \cdot \left( 1 + \sqrt{1 - \frac{1}{\left( \frac{T_d}{W} \right)^2 \cdot E_{MAX}^2}} \right) \right]^{1/2} = 266.9 \text{ m/s}$$

Che corrisponde alla quota considerata sempre a Mach=0.89

# Volo livellato

Ovviamente, tenendo conto della comprimibilità il Mach di volo non potrà essere così elevato.

Applicando infatti l'equazione vista in precedenza, Per Mach > Mach di divergenza (assunto in tal caso ad esempio pari a 0.81):

$$M_{DD} = 0.81 \quad a = 299.335 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad h=33,000 \text{ ft}$$

$$V_{DD} := M_{DD} \cdot a \quad V_{DD} = 242.461 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_{L_{DD}} := \frac{2}{\rho_0 \cdot \sigma} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{V_{DD}^2} \quad C_{L_{DD}} = 0.458$$

$$C_{D_{DD}} := C_{D_0} + \frac{C_{L_{DD}}^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad C_{D_{DD}} = 2.86 \times 10^{-2}$$

$$D_{DD} := \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot \sigma \cdot S \cdot V_{DD}^2 \cdot C_{D_{DD}} \quad D_{DD} = 3.885 \times 10^4 \text{ N}$$

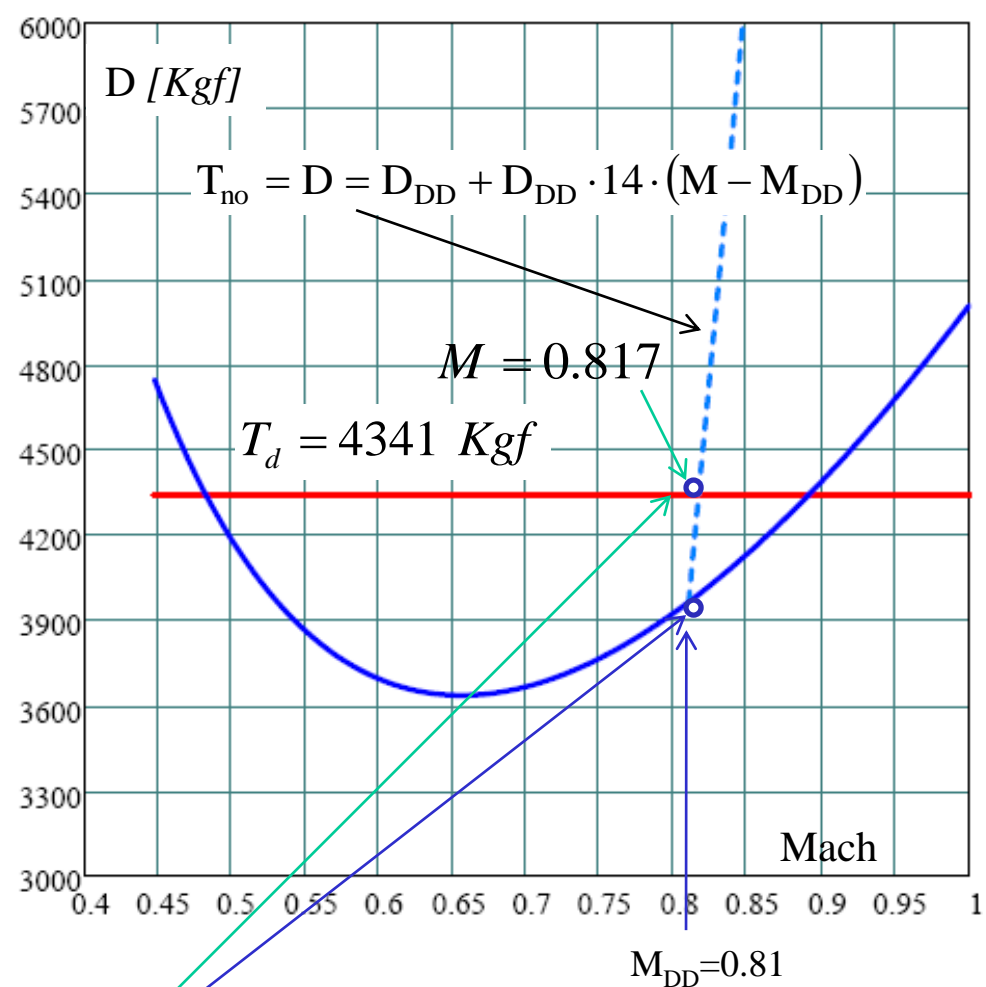
$$D_{DD} = 3.962 \times 10^3 \cdot \text{kgf}$$

$$a = 299.335 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad \text{Alla quota } h=33,000 \text{ ft}$$

$$M = M_{DD} + \frac{T_d - D_{DD}}{14 \cdot D_{DD}}$$

$$M = 0.817$$

$$V_{\text{maxDD}} := M \cdot a \quad V_{\text{maxDD}} = 244.509 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad V_{\text{maxDD}} = 880.231 \frac{\text{km}}{\text{hr}}$$



## Volo livellato

Velivolo quadrimotore B747-400 :

$$W = 360,000 \text{ kgf}$$

$$S = 540 \text{ m}^2$$

$$b = 64 \text{ m} \quad AR = 7.7$$

$$C_{D0} = 0.020 \quad e = 0.80$$

$$T_0 = 4 \cdot 27,930 \text{ kgf} = 111,720 \text{ kgf}$$



**CALC. LA VEL MAX ( $\phi=1$ ) DI CROCIERA alla quota  $h=9500 \text{ m}$  ( $31168 \text{ ft}$ ), ( $\sigma=0.358$ )**

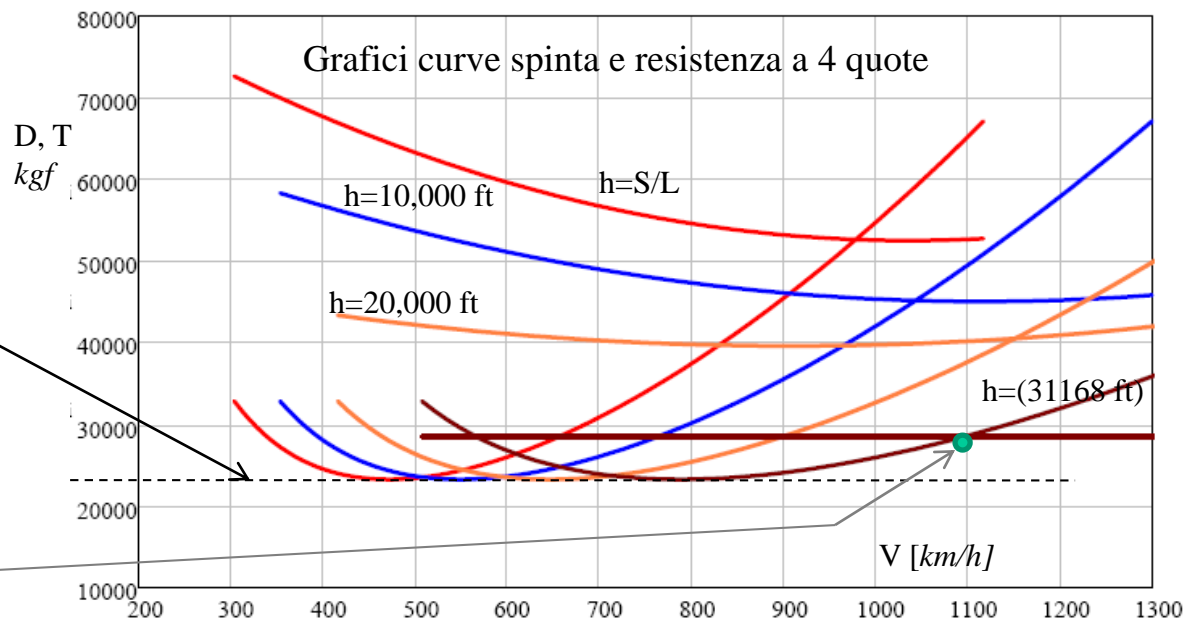
Dai dati del velivolo ricavo l'efficienza massima la minima resistenza, nonché valuto la spinta massima disponibile (max cruise,  $\phi=1$ ) per la crociera alla quota considerata:

$$E_{\max} = \sqrt{\frac{\pi AR \cdot e}{4 CD_0}} = 15.54$$

$$D_{\min} = \frac{W}{E_{\max}} = 23,166 \text{ kgf}$$

$$T_d = T_0 \cdot \sigma \cdot \phi \cdot 0.71 = 28,413 \text{ kgf}$$

Si vede che alla quota di  $9500 \text{ m}$  la velocità massima (**grafica**) è circa  $1100 \text{ km/h}$



# Volo livellato

## APPROCCIO ANALITICO – VEL IVOLO JET

Velivolo quadrimotore B747-400 :

**CALC. LA VEL MAX ( $\phi=1$ ) DI CROCIERA alla quota  $h=9500$  m(31168 ft),( $\sigma=0.358$ )**

Approccio analitico (senza effetti comprimibilità).



Calcoliamo il rapporto spinta/peso e la velocità massima con la formula:

$$\begin{aligned} \frac{W}{S} &= 6525.7 \frac{N}{m^2} & \sigma &= 0.358 \\ \frac{T_d}{W} &= \frac{28,413}{360,000} = 0.079 & \rightarrow & \\ E_{\max} &= 15.5 \\ C_{Do} &= 0.020 \end{aligned} \quad \rightarrow \quad V = \left[ \frac{(T_d / W) \cdot (W / S)}{\rho_0 \cdot \sigma \cdot C_{Do}} \cdot \left( 1 + \sqrt{1 - \frac{1}{\left( \frac{T_d}{W} \right)^2 \cdot E_{MAX}^2}} \right) \right]^{1/2} = 304.4 \text{ m/s}$$

$= 1.505$

$$V_{\max} = 1096 \text{ km/h}$$

Essendo la velocità del suono a quota 9500 m pari a  $a=301.5$  m/s , si ricava :  $M_{\max} = 1.01$

Ovviamente il risultato è falsato dal fatto che non abbiamo tenuto in conto degli effetti della comprimibilità.

La velocità massima ottenuta con la formula sopra, come già specificato prima, può essere ricavata anche con il metodo esposto precedentemente, cioè rifacendosi al calcolo del CL corrispondente per data efficienza aerodinamica, che si ottiene dal rapporto tra il peso e la spinta disponibile:

# Volo livellato

## APPROCCIO ANALITICO – VEL IVOLO JET

Velivolo quadrimotore B747-400 :

**CALC. LA VEL MAX ( $\varphi=1$ ) DI CROCIERA alla quota  $h=9500$  m(31168 ft),( $\sigma=0.358$ )**

Approccio analitico (senza effetti comprimibilità).

$$\frac{T_d}{W} = \frac{28,413}{360,000} = 0.079 \quad E = \frac{L}{D} = \frac{W}{T_d} = 14.63 \quad K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad K = 0.0517$$

$$E = \frac{C_{Lcr}}{C_{Dcr}} = \frac{C_{Lcr}}{C_{Do} + K \cdot C_{Lcr}^2} \quad K \cdot E \cdot C_{Lcr}^2 + E \cdot C_{Do} - C_{Lcr} = 0$$

$$C_{Lcr} = \frac{1 - \sqrt{1 - 4 \cdot K \cdot E^2 \cdot C_{Do}}}{2 \cdot K \cdot E} \quad C_{Lcr} = 0.321$$

$$\sigma = 0.358$$

$$V_{\max} = V_{cr} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \cdot \sigma} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Lcr}}} = 304.4 \text{ m/s} = 1096 \text{ km/h}$$

Stesso risultato ottenuto con la formula soluzione equazione di secondo grado (pagina precedente).

Ovviamente bisogna procedere invece con il calcolo che tenga conto degli effetti della comprimibilità.



## Volo livellato

Velivolo quadrimotore B747-400 :



**CALC. LA VEL MAX ( $\phi=1$ ) DI CROCIERA alla quota  $h=9500$  m(31168 ft),( $\sigma=0.358$ )**

Approccio analitico (con effetti comprimibilità).

Si assume come dato di INPUT il Mach di divergenza del velivolo:

$$M_{DD}=0.83 \quad a=301.5 \text{ m/s ( } h=9500 \text{ m)}$$

$$V_{DD} = M_{DD} \cdot a \quad V_{DD} = 250.2 \text{ m/s}$$

$$C_{L_{DD}} = \frac{2}{\rho_0 \cdot \sigma} \frac{W}{S} \frac{1}{V_{DD}^2} \quad C_{L_{DD}} = 0.475$$

$$C_{D_{DD}} = C_{D_0} + \frac{C_{L_{DD}}^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad C_{D_{DD}} = 0.03167$$

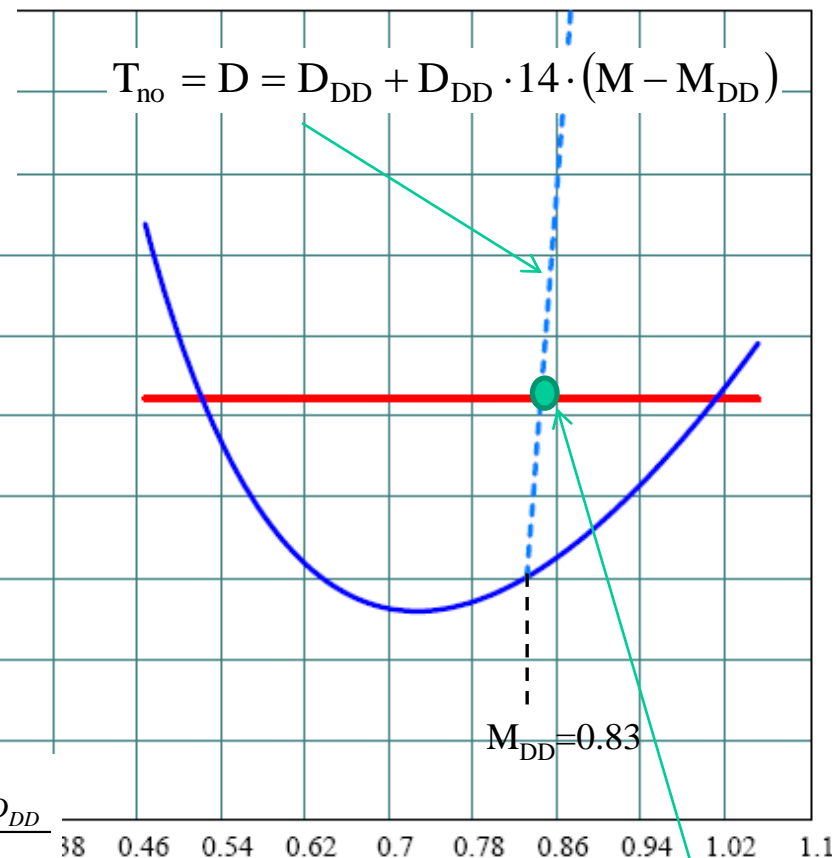
$$D_{DD} = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot \sigma \cdot V_{DD}^2 \cdot S \cdot C_{D_{DD}} \quad \text{o anche}$$

$$D_{DD} = \frac{W}{E_{DD}} = W \frac{C_{D_{DD}}}{C_{L_{DD}}}$$

$$D_{DD} = 235,423 \text{ N} = 24,007 \text{ kgf}$$

Con la legge di aumento lineare per  $M > M_{DD}$ , il Mach corrispondente alla massima velocità sarà:

$$M = M_{DD} + \frac{T_d - D_{DD}}{14 \cdot D_{DD}}$$



$$M = 0.843$$

$$V_{\max} = 915 \text{ km/h}$$

## 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



## 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

## 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.

## 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.

## 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.**

## 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	$1.1 \cdot C_{D0} = 0.0286$	100.97 m/s = 363.5 Km/h	0.364	0.0323
2	0.0323	96.96 m/s = 349.07 Km/h	0.394	0.0334
3	0.0334	95.88 m/s = 345.17 Km/h	0.403	0.0337
4	0.0337	95.55 m/s = 344 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.

## 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

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

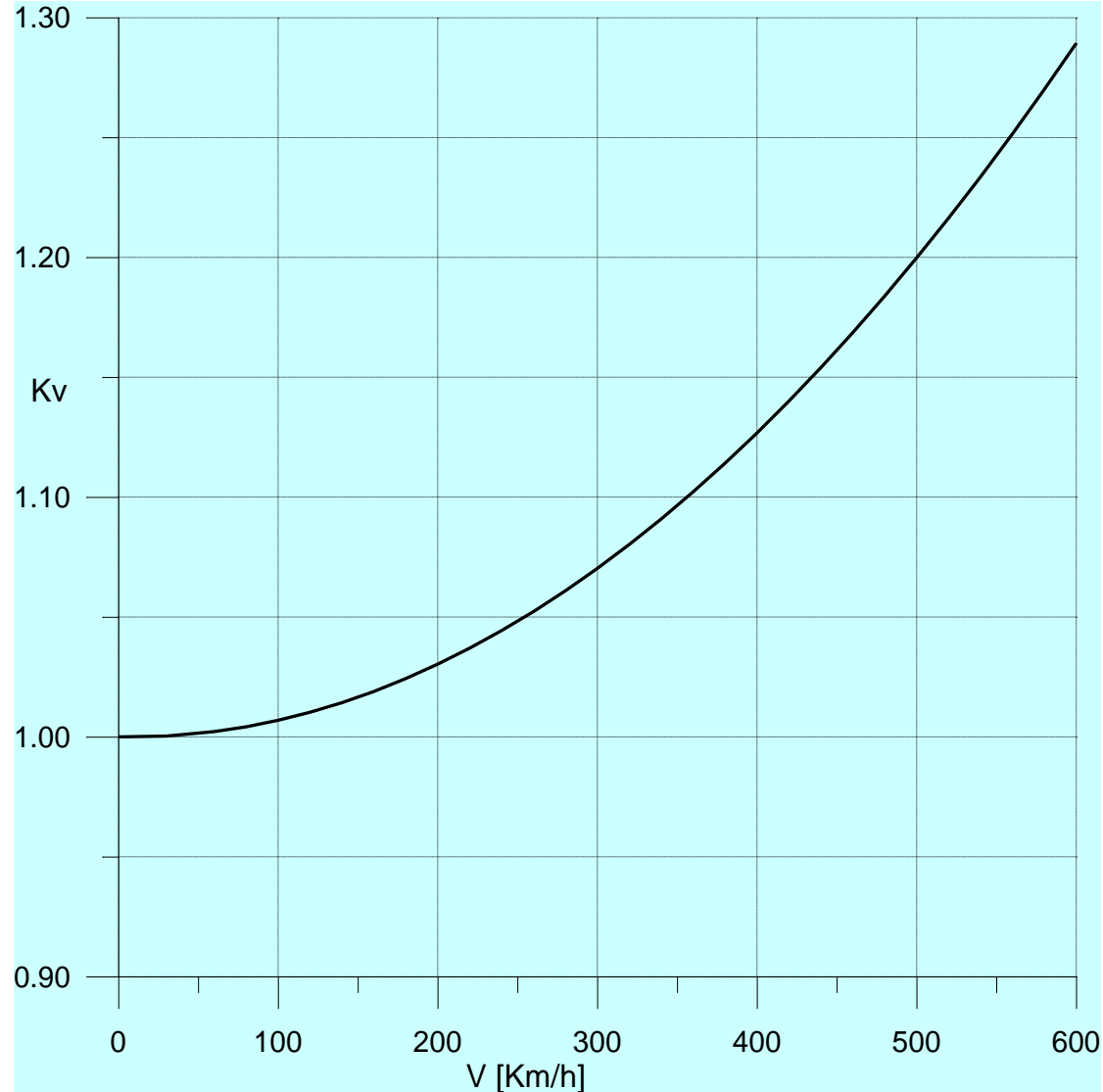
2) Dal valore di  $V$  ricavato si ricava il  $K_v$  (questa volta  $>1$ )



$$K_v = 1.00 + 0.0080 * (V/100)^2$$

con V espressa in Km/h

Da notare che il fattore  $K_v$  non supera mai 1.20-1.24 in quanto le velocità di velivoli che montano motori turboprop non superano velocità dell'ordine dei 500-550 km/h.



## 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  $C_L$  :

$$C_L = \frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{V^2}$$

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  $K_v$ .

## 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).

## 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 :

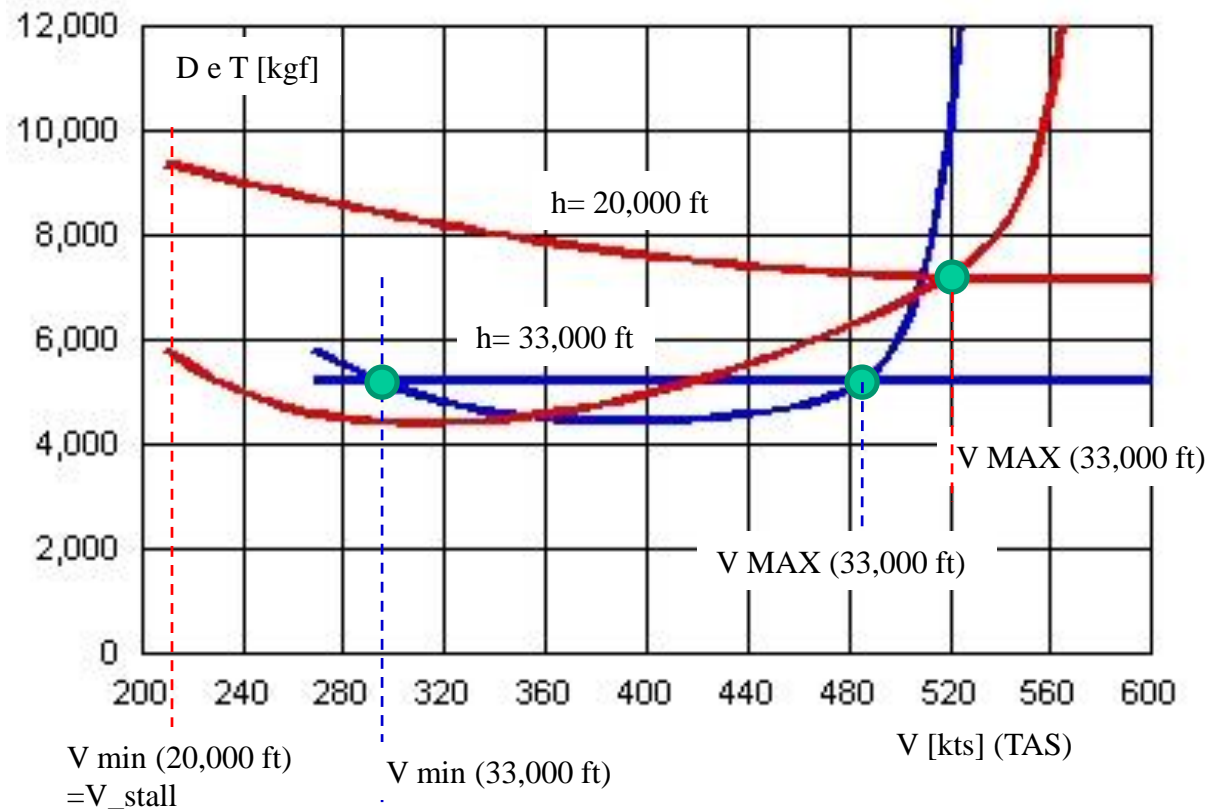
sempre assumendo inizialmente  $K_v=1$  la potenza disponibile risulta pari a  $\Pi_{d-1} = 880 \cdot \sigma = 610$  hp (il rapporto delle densità a 12000 ft è 0.69).

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.

Se calcolo ad ogni quota la velocità minima (quella di stallo oppure quella della intersezione di  $s_x$ , cioè limitata dalla spinta disponibile a quote elevate) e la velocità massima posso ottenere quello che si chiama inviluppo di volo in volo livellato (**level flight envelope**).

Si vede chiaramente dai diagrammi che la minima velocità è infatti dipendente a quote medio basse dallo stallo aerodinamico (cioè la  $V$  minima è quella di stallo) mentre a quote elevate è definita dalla spinta disponibile, cioè non si può andare più piano perché il motore non lo permette.

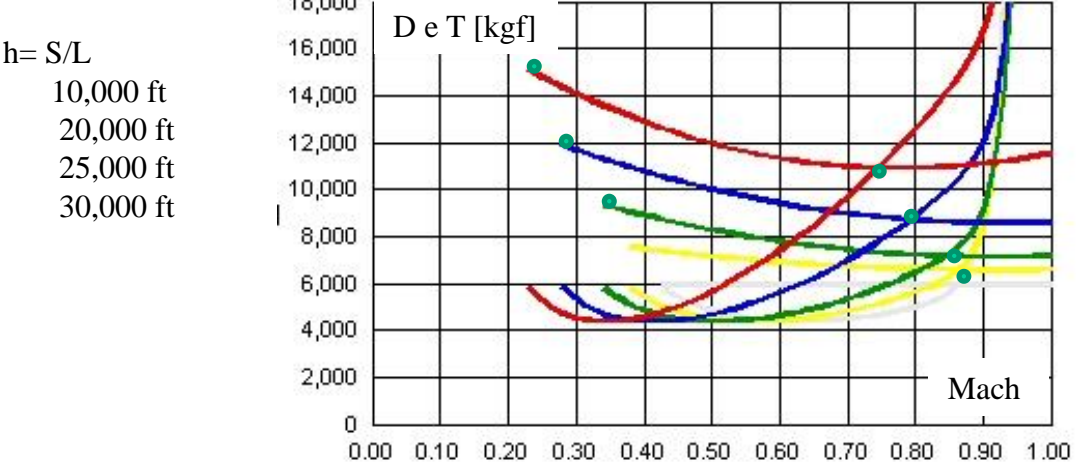
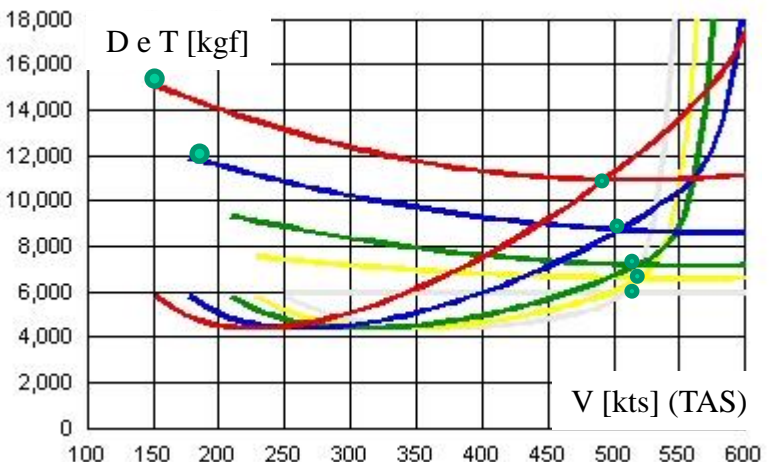


# Volo livellato

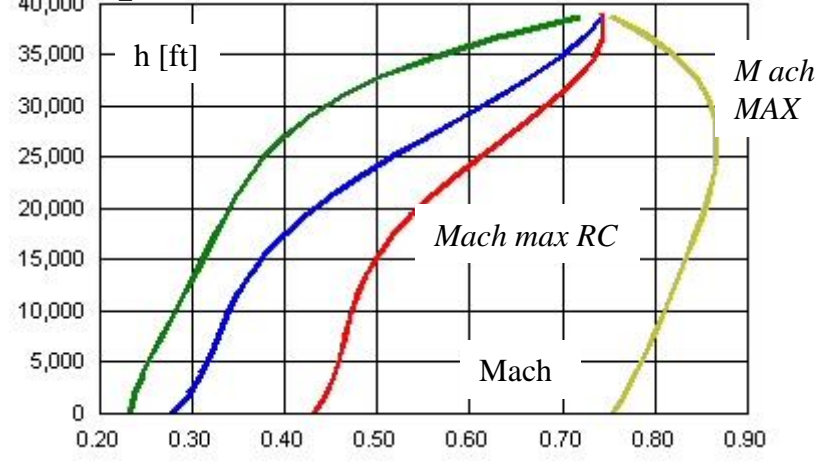
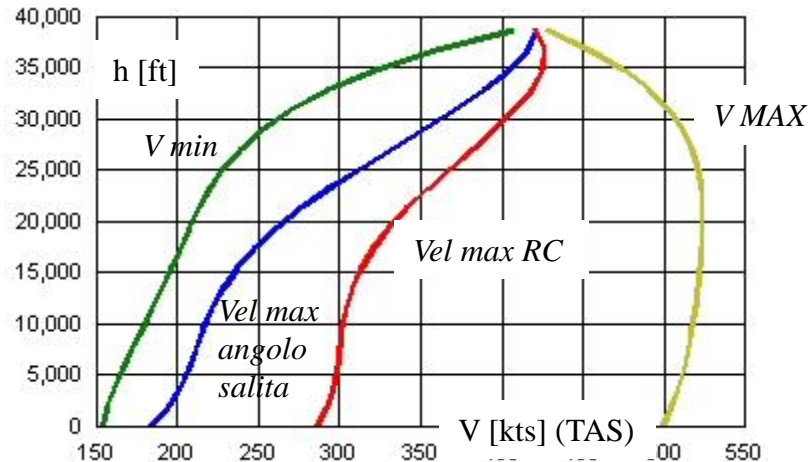
# INVILUPPO DI VOLO

L'esempio seguente riporta il calcolo effettuato per il velivolo Airbus A320. E' evidente che si può ragionare come velocità TAS (qui espressa in nodi [kts]) o esprimendo la velocità in Mach. L'inviluppo di volo si ottiene riportando per ogni quota (messa sull'asse Y) la velocità minima e quella massima in volo livellato in crociera. Possono essere anche riportate la velocità di migliore rateo di salita e di migliore angolo di salita (cap. 8). Si evidenzia chiaramente la massima quota raggiungibile.

## Esempio – Calcolo Inviluppo volo A320



## Level Flight Envelope

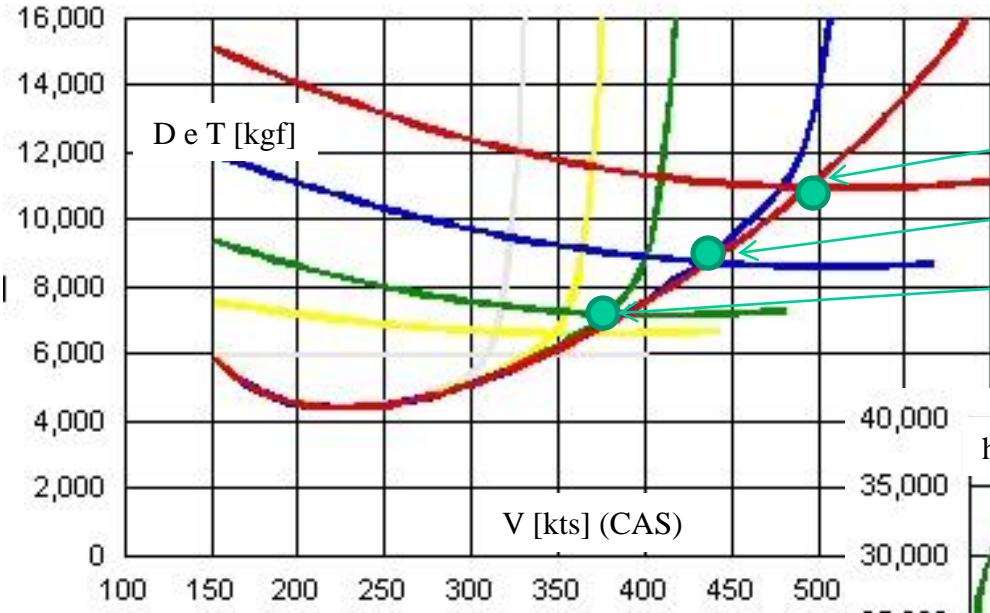


# Volo livellato

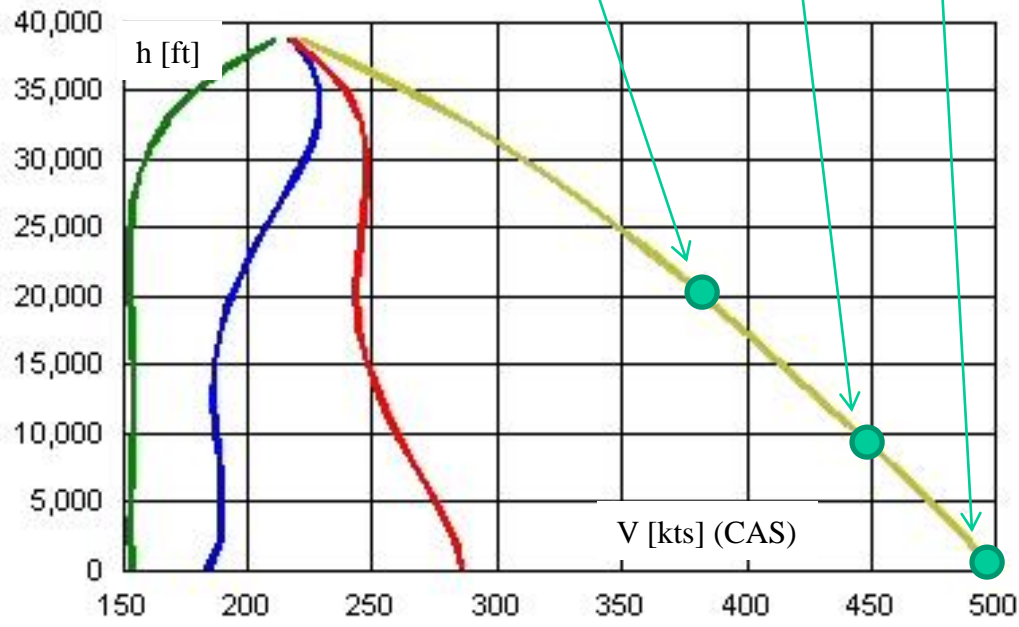
# INVILUPPO DI VOLO

L'inviluppo di volo potrebbe anche essere riportato in velocità equivalente (o calibrata CAS) che è quella che vede il pilota sull'anemometro.

## Esempio – Calcolo Inviluppo volo A320 – kts CAS



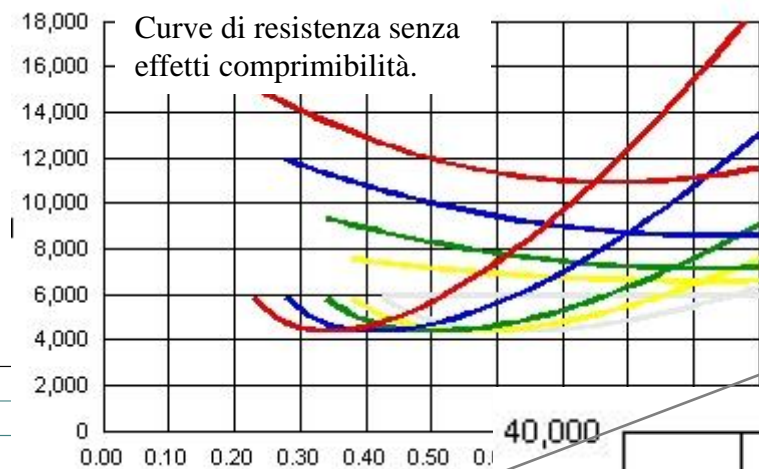
## Level Flight Envelope (CAS)



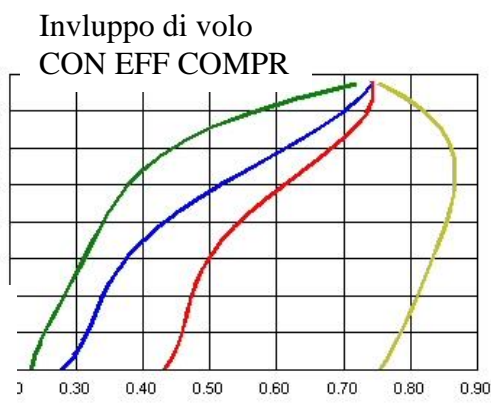
# Volo livellato

# INVILUPPO DI VOLO

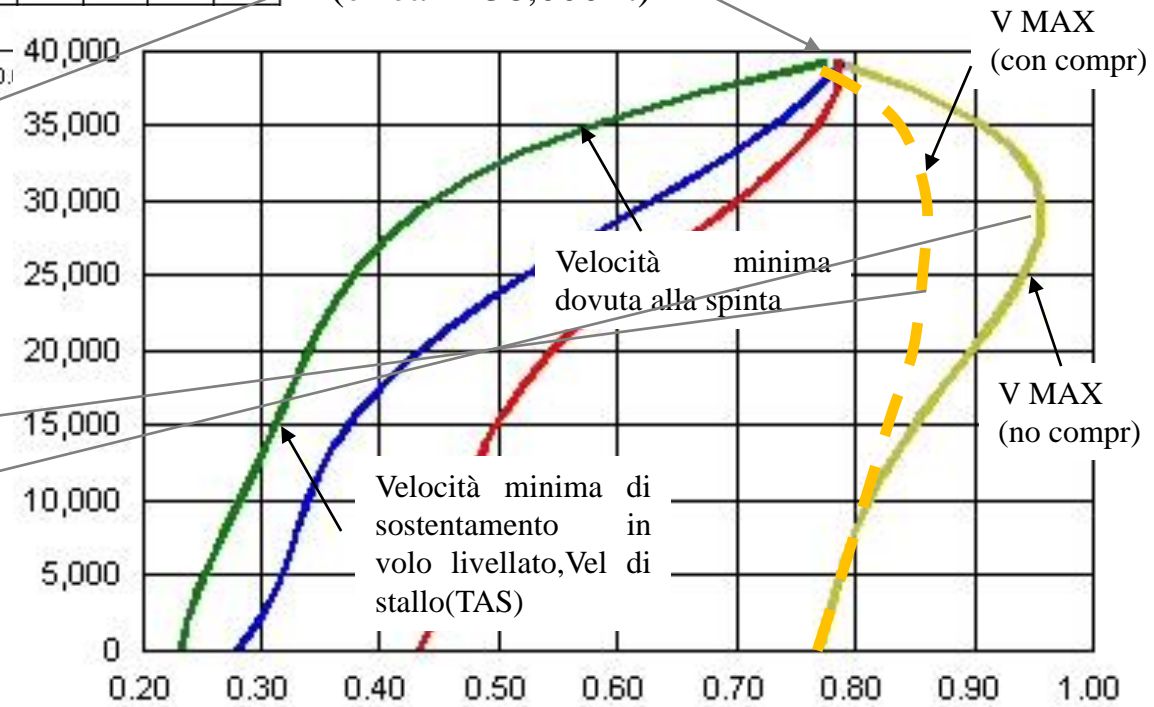
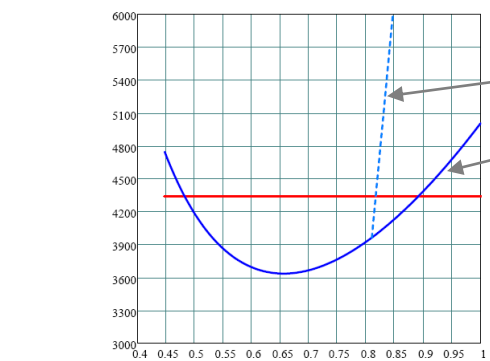
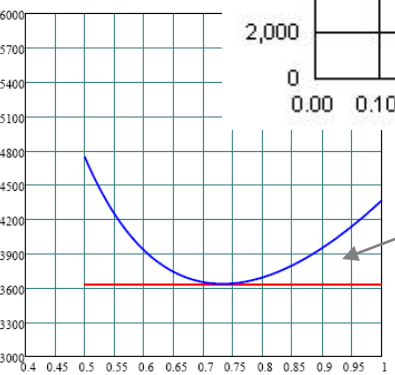
E' evidente che l'inviluppo ricavato nel caso precedente teneva conto della resistenza di comprimibilità. Qui si evidenzia come cambia l'inviluppo se consideriamo (in modo ERRATO) la polare parabolica e assenti effetti di comprimibilità.



VELIVOLO MD-80



Quota massima  
 ⇒ Quota di Tangenza  
 (circa h=38,000 ft)





# Volo livellato

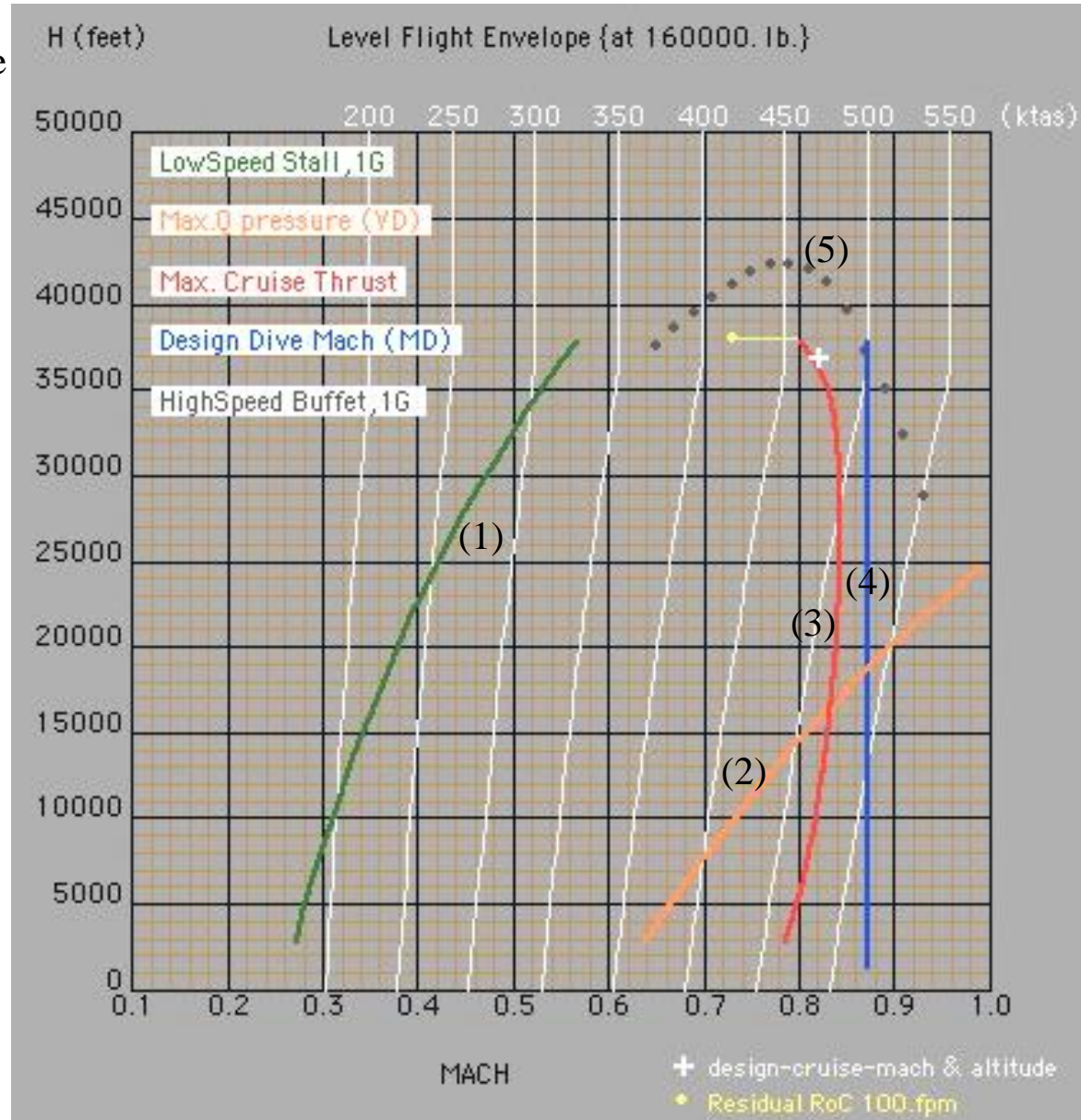
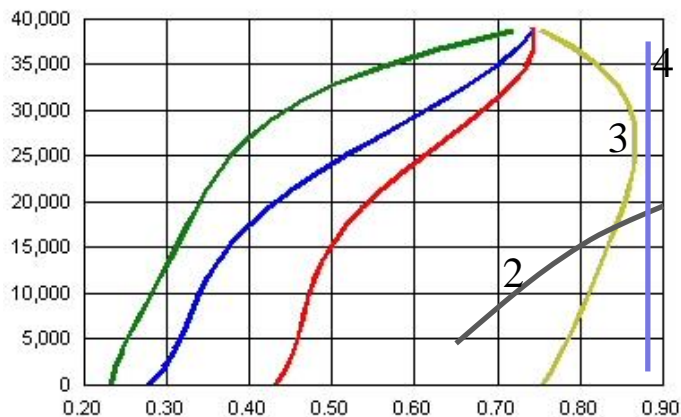
# INVILUPPO DI VOLO

Qui si riporta un realistico inviluppo di volo in volo livellato per il velivolo Airbus A320.

Come si vede sono riportate tutte le limitazioni alla velocità che sono :

- (1) Vel. Minima (Stallo)
- (2) Vel. Max press dinamica
- (3) Vel. Max (limite spinta)
- (4) Massimo Mach Affondata (Dive)
- (5) Limite di Buffet  
(cioè onde d'urto)

La limitazione dovuta alla pressione dinamica (2) nasce dall'esigenza di evitare danni strutturali al velivolo

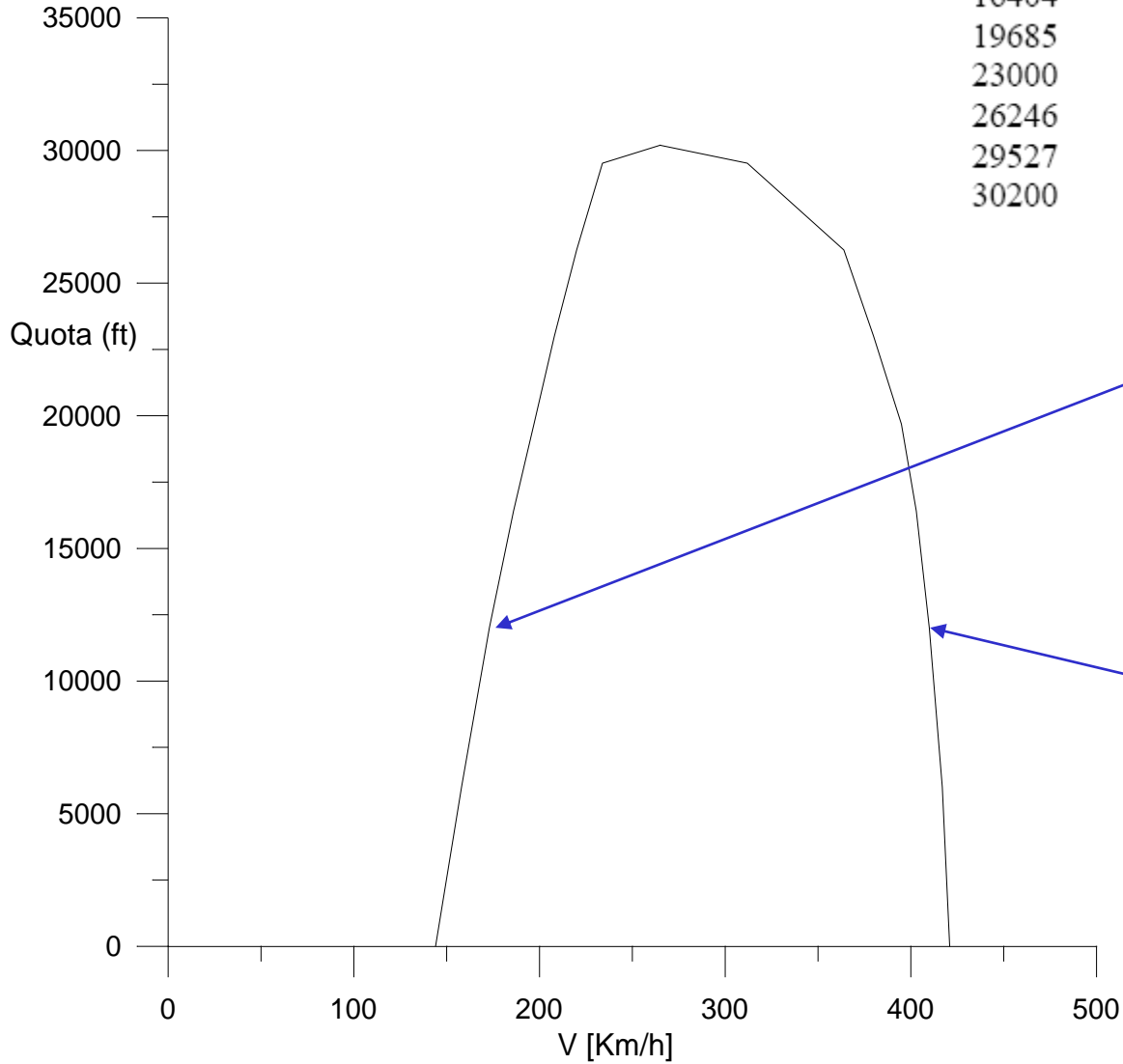


# Volo livellato

# INVILUPPO DI VOLO (Caso Velivolo ad Elica)

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

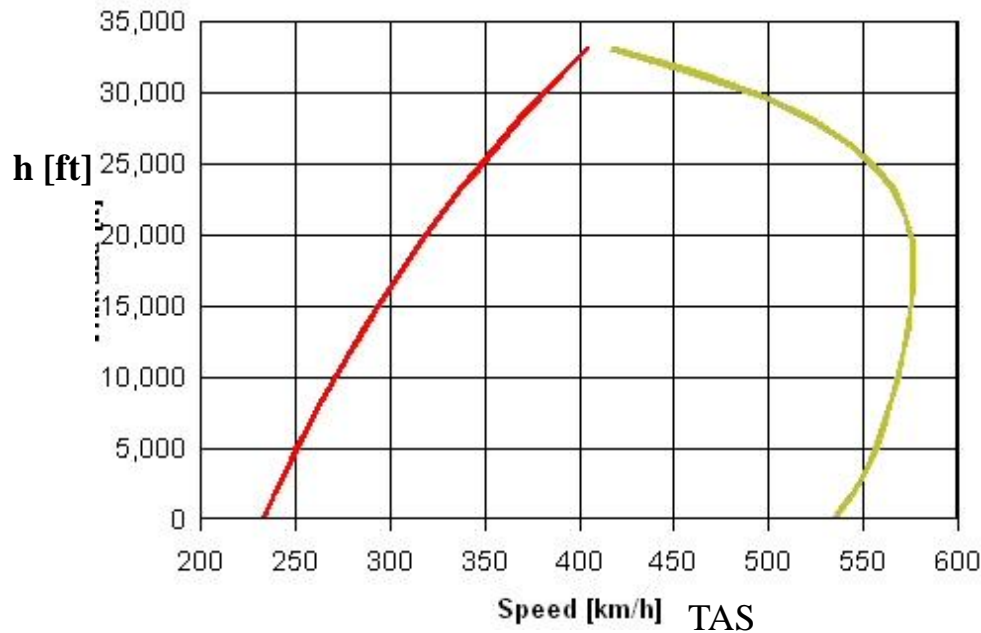


Velocità minima di  
sostentamento in volo  
livellato (Vel di stallo )  
(TAS)

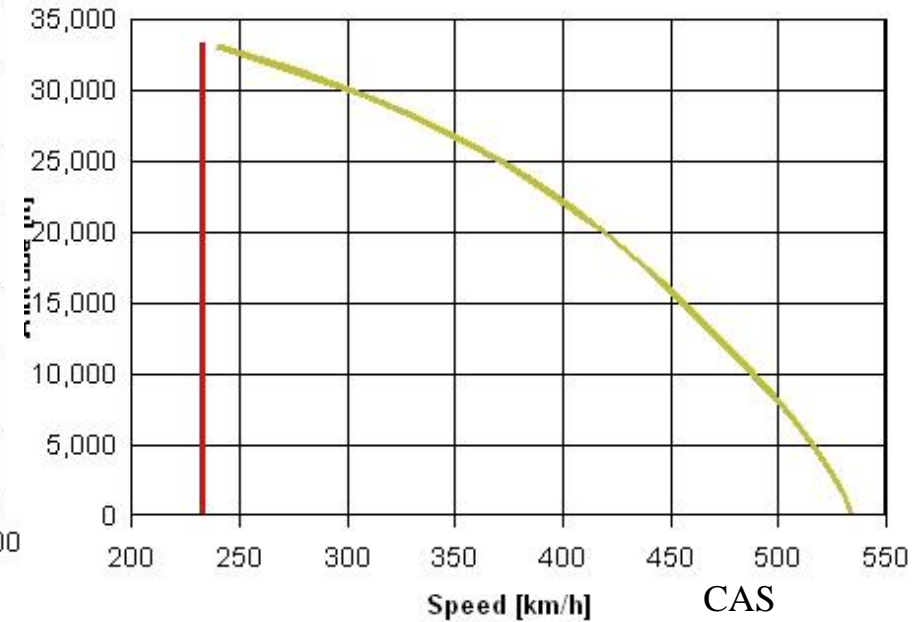
Velocità massima equilibrio  
volo livellato (con motore  
al massimo grado  
ammissione fi) (TAS)

## Esempio inviluppo di volo per il velivolo ATR72

### Inviluppo in TAS



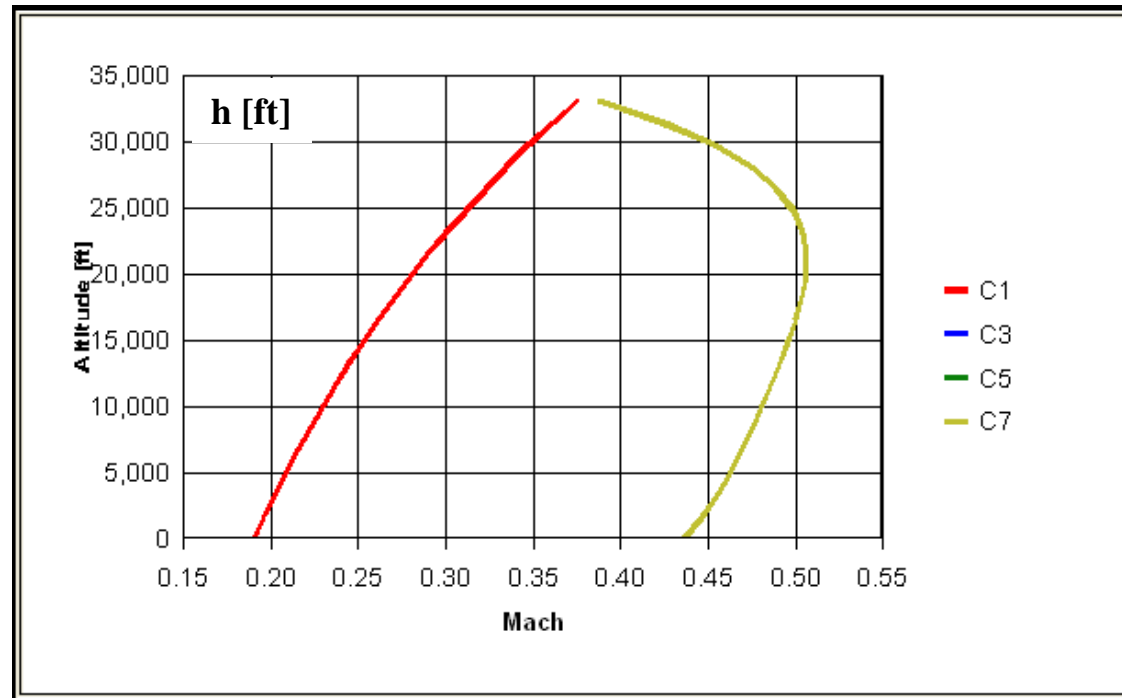
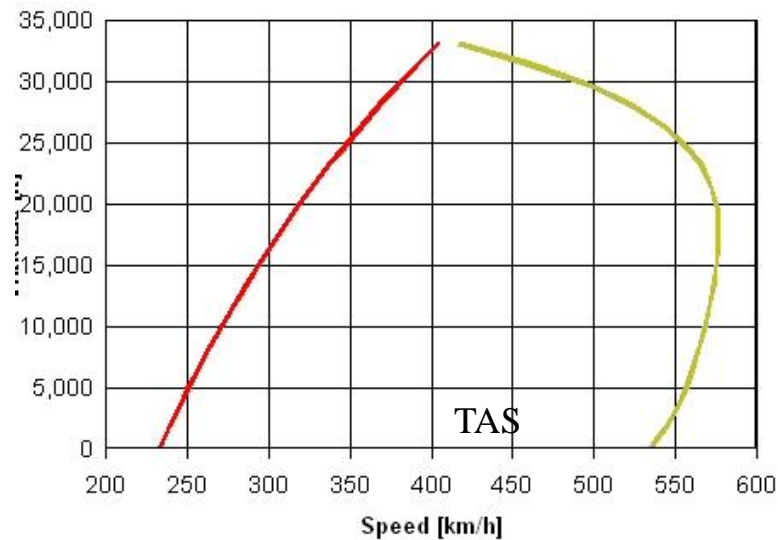
### Inviluppo in CAS



Si nota come la CAS non dipende dalla quota ed infatti la velocità di stallo CAS (quella che avverte il pilota) è sempre la stessa indipendentemente dalla quota.

## Esempio inviluppo di volo per il velivolo ATR72

Come già visto per il velivolo a getto, anche per il turboprop  
l'inviluppo di volo di un velivolo può essere anche espresso in numero di Mach



Si nota come il Mach segue abbastanza l'andamento della TAS.