

EFFETTI COMPRIMIBILITA' (Mach critico, di divergenza ed increm del CD)

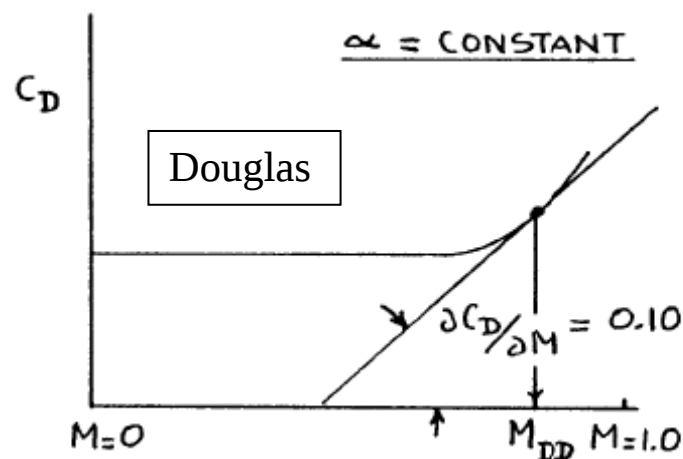
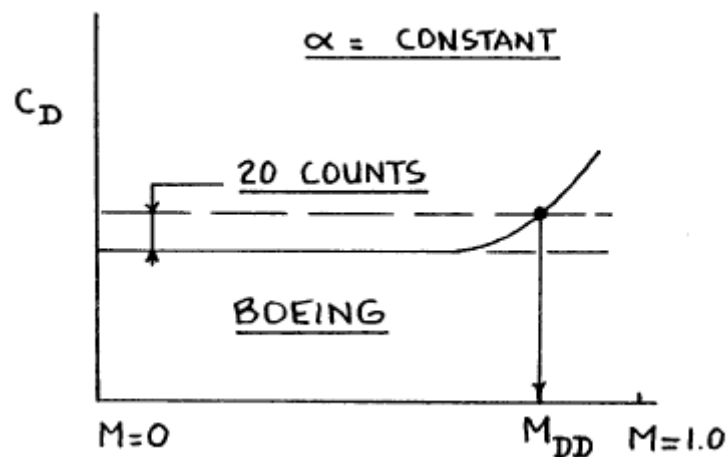
DEFINIZIONI PRELIMINARI

Il Mach critico è definito come il valore del Mach della corrente indisturbata che inizia a comportare Mach locale =1 (condizioni soniche) in almeno 1 punto della superficie alare.

(Se si parla di Mach critico del profilo sarà equivalentemente “in almeno 1 punto del profilo”).

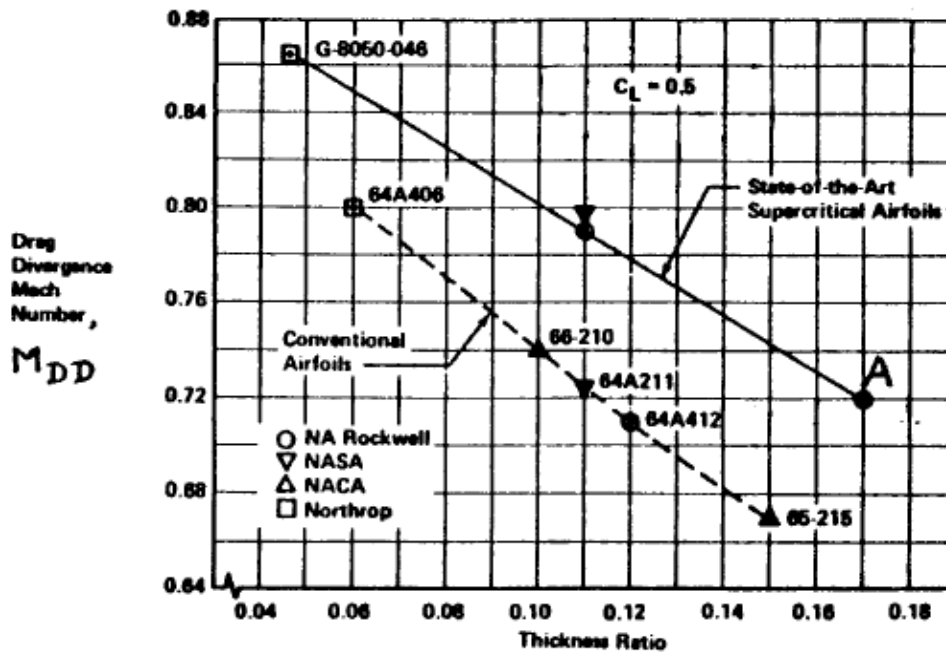
MACH di Divergenza M_{DD} .

Definizione Boeing (Valore dell'incremento di resistenza) oppure definizione Douglas (valore della derivata del C_d con Mach).

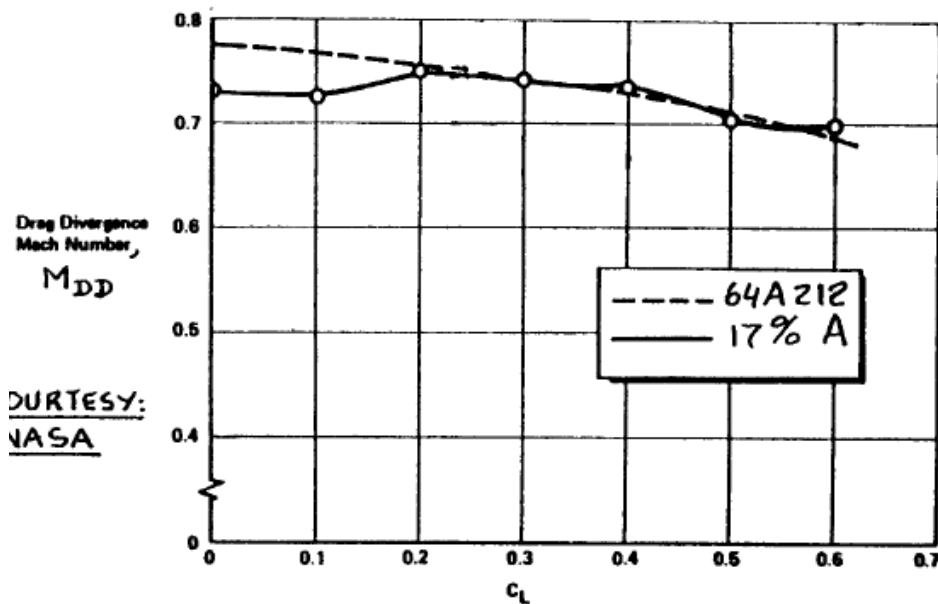


EFFETTO della forma (tipo e spessore %) del profilo sul Mach di divergenza.

Dati riferiti al PROFILO



Effetto del coefficiente di portanza



Il Mach di divergenza dei profili si può stimare con le seguenti formule:

For modern (aft-loaded) airfoils:

$$M_{DD} = 0.95 - (t/c)_{\max} - c_l/10$$

For NACA airfoils:

$$M_{DD} = 0.90 - (t/c)_{\max} - c_l/10$$

COURTESY:
NASA

Figures 2.3 may be used to estimate the drag divergence Mach number of uncambered wings. For wings with camber, determine the lift coefficient for zero angle of attack, C_{L_0} . Then use Figures 2.3 with:

$$C_L = C_{L_{\text{actual}}} + C_{L_0} \quad (2.3)$$

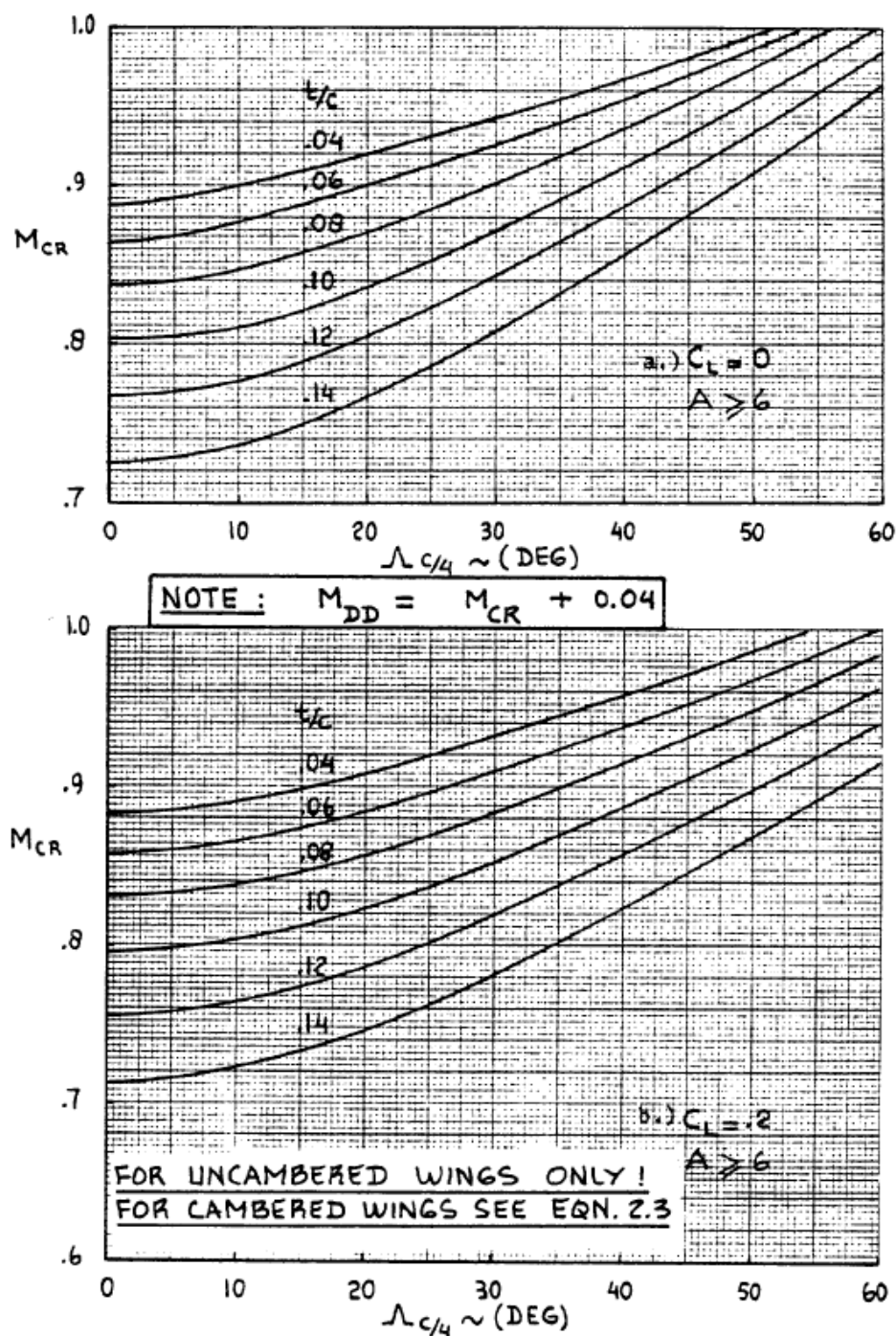


Figure 2.3 Effect of Thickness Ratio, Sweep Angle, Aspect Ratio and Lift Coefficient on the Drag Divergence Mach Number of Wings

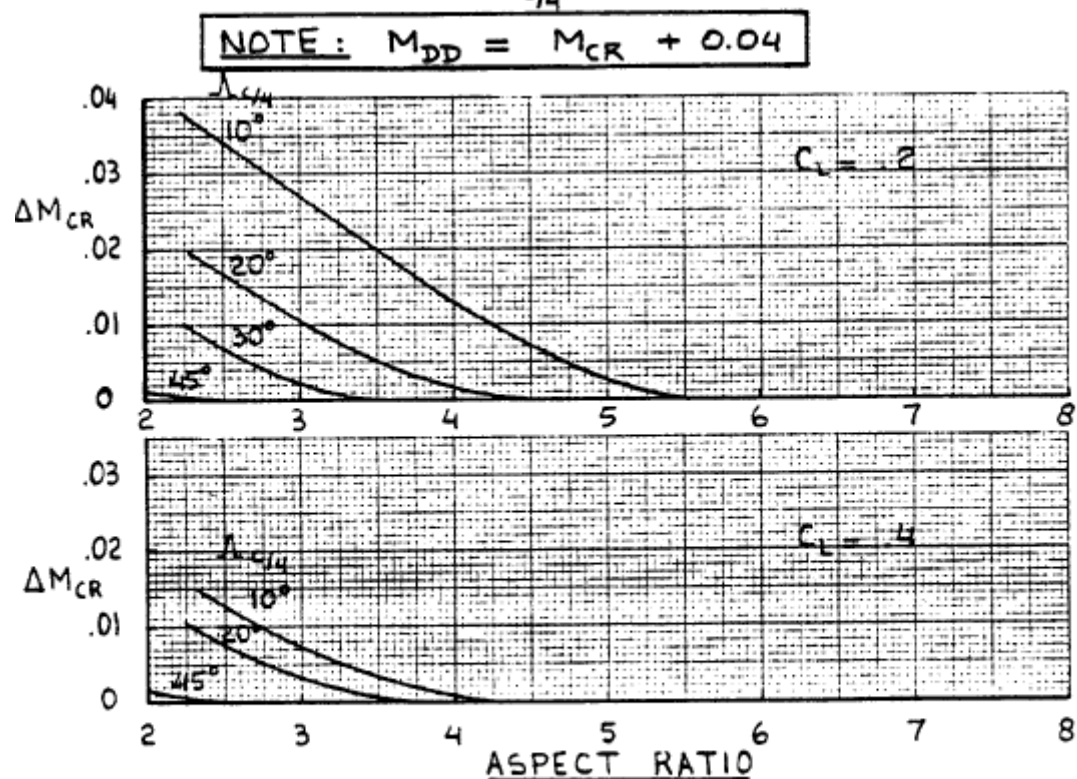
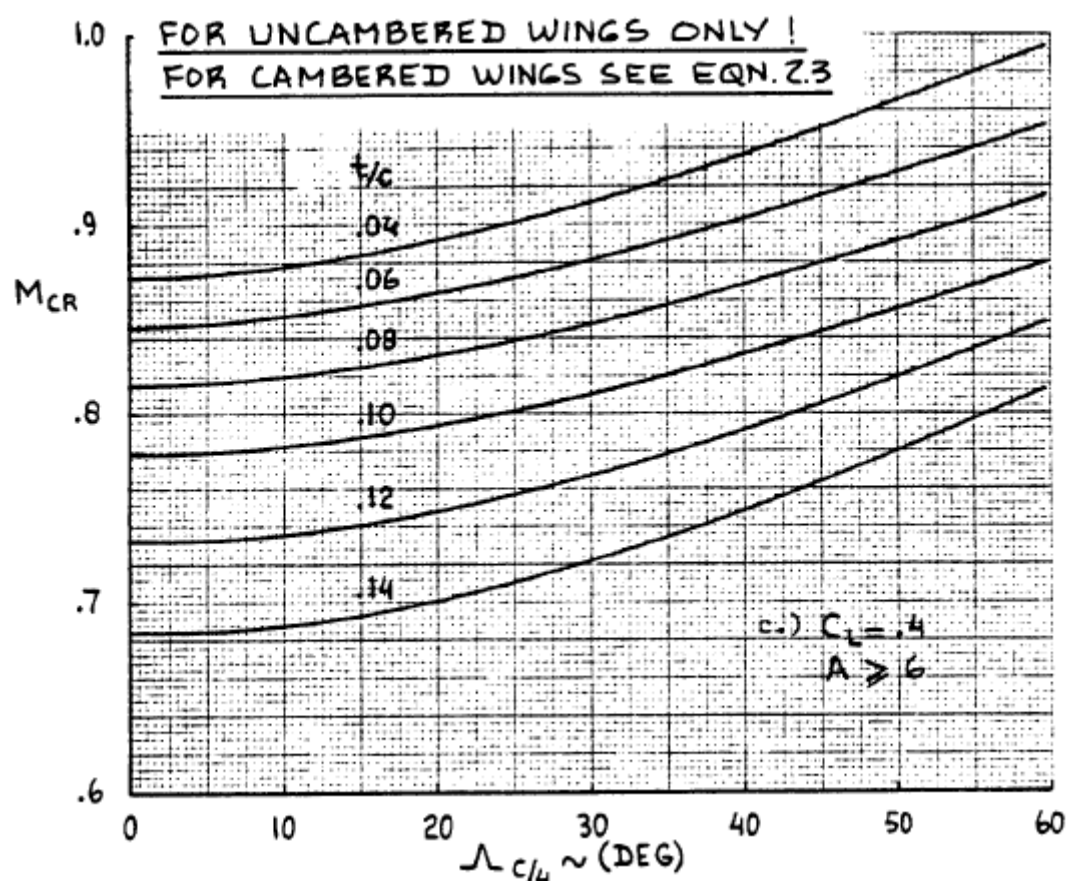
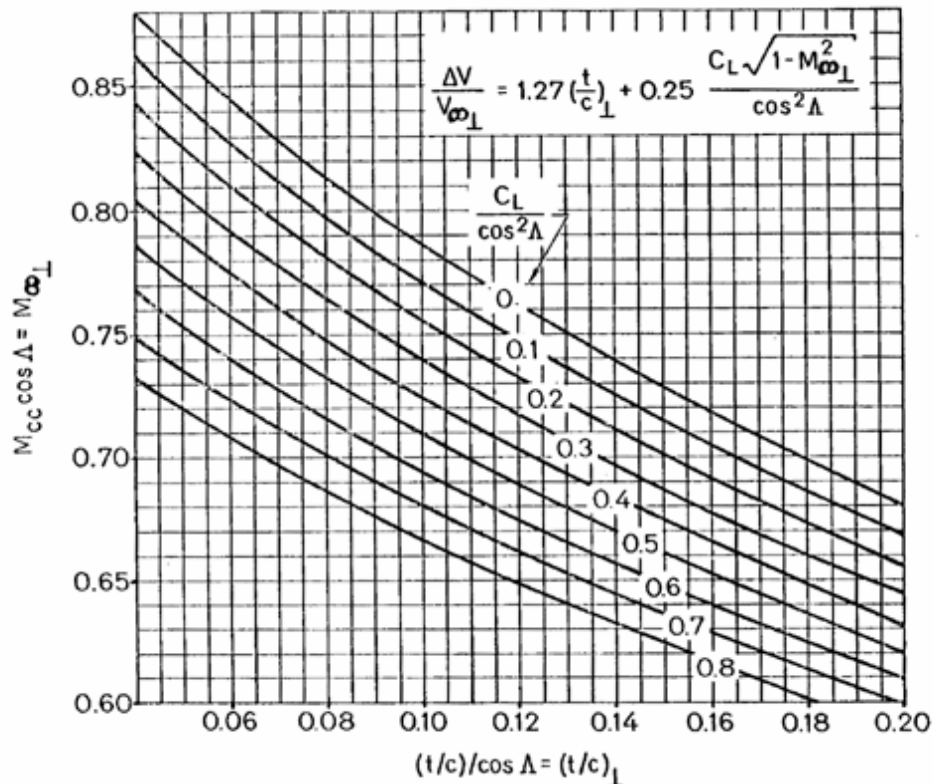


Figure 2.3 (Cont'd) Effect of Thickness Ratio, Sweep Angle, Aspect Ratio and Lift Coefficient on the Drag Divergence Mach Number of Wings

ALTRO METODO (Stanford)



- VALUTARE $M_{cc} = f [(t/c)_{av} , \Lambda , C_L]$ dal grafico
 In pratica per ogni C_L bisogna entrare nel grafico e ricavare M_{cc}
 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°.
- VALUTAZIONE dell'incremento di resistenza di comprimibilità per ogni Mach di volo previsto dal grafico della pagina seguente.

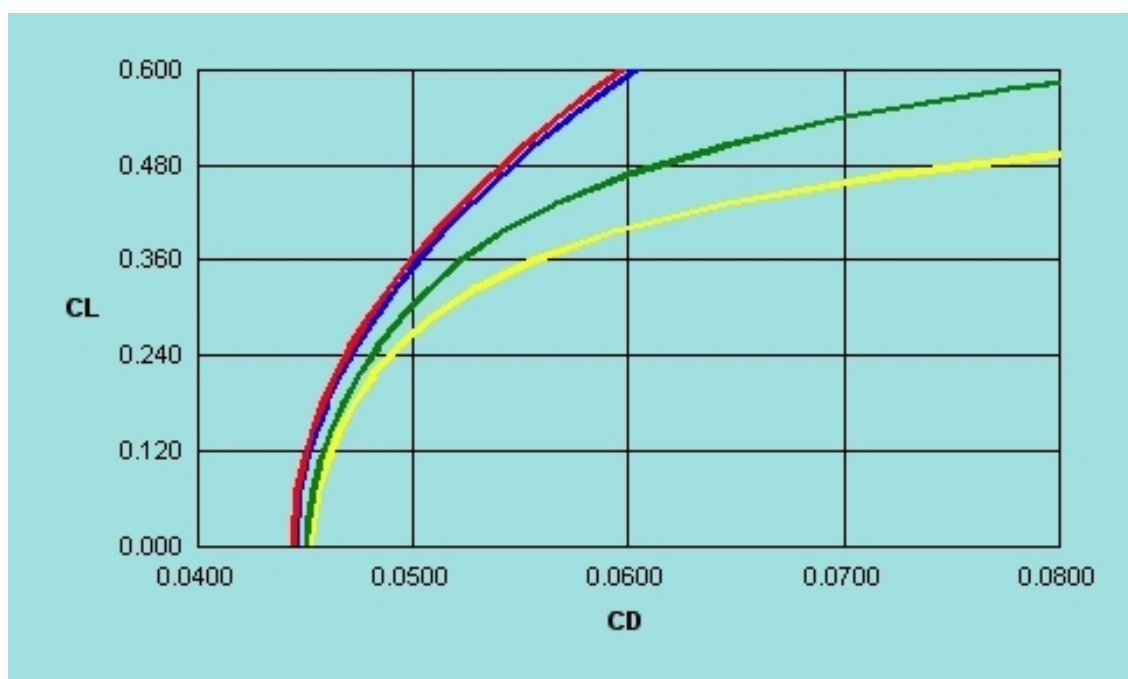
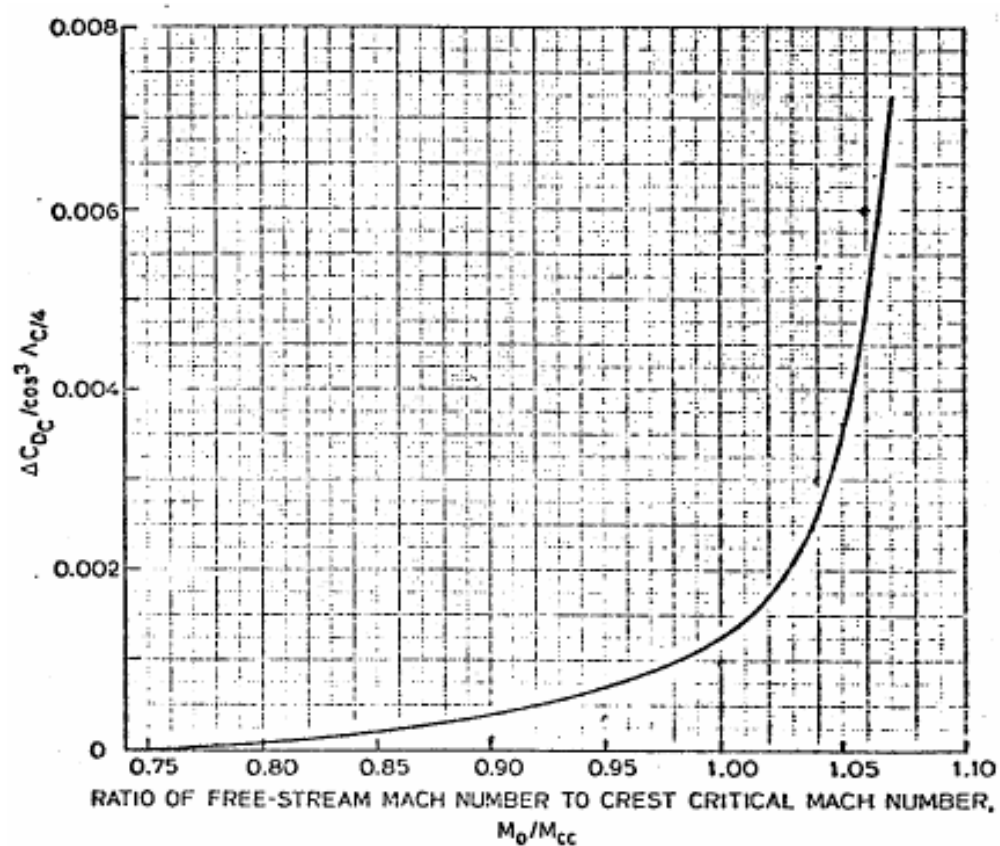


Figura 5. 1 – Diagramma delle polari aerodinamiche: $M=0.000$ (linea rossa), $M=0.700$ (linea blu), $M=0.750$ (linea verde), $M=0.800$ (linea gialla).