

## Самолет ТУ-134

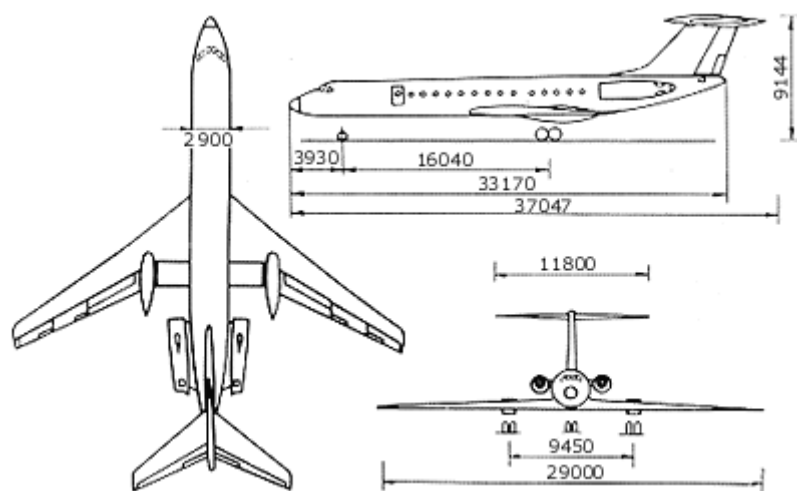


Рис.1 Общий вид.

H, km

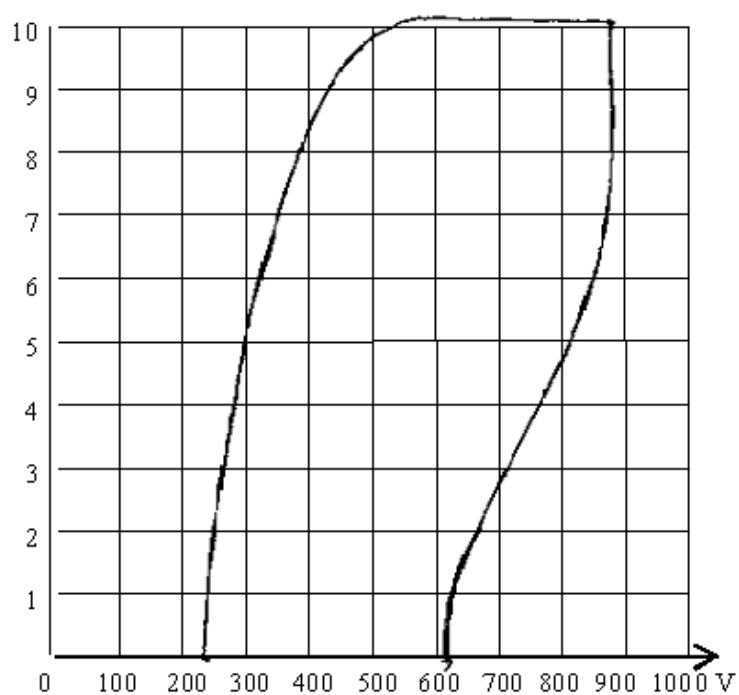


Рис.2 Полётная область.

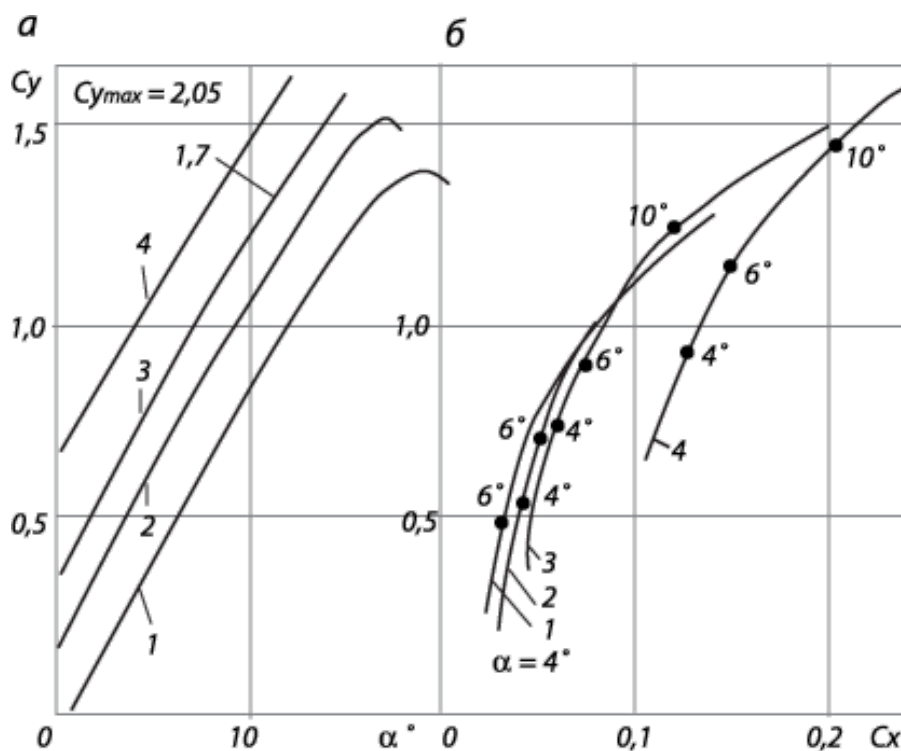


Рис.3 Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и поляры (б):  
 1)  $\delta_3 = 0^\circ$ ; 2)  $\delta_3 = 10^\circ$ ; 3)  $\delta_3 = 20^\circ$ ; 4)  $\delta_3 = 38^\circ$  - для чисел  $M < 0,4$ .

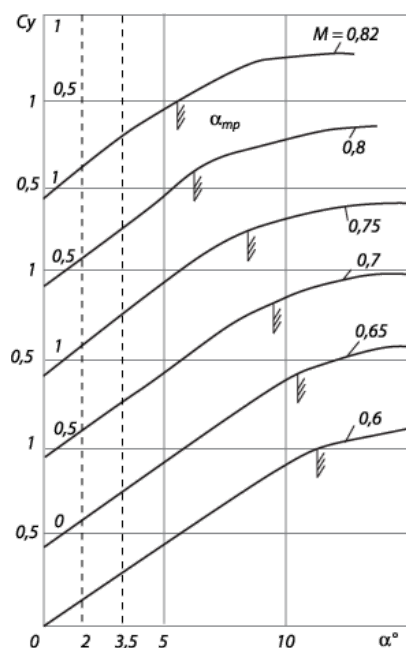


Рис.4 Влияние числа  $M$  на зависимость  $C_y = f(\alpha)$ .

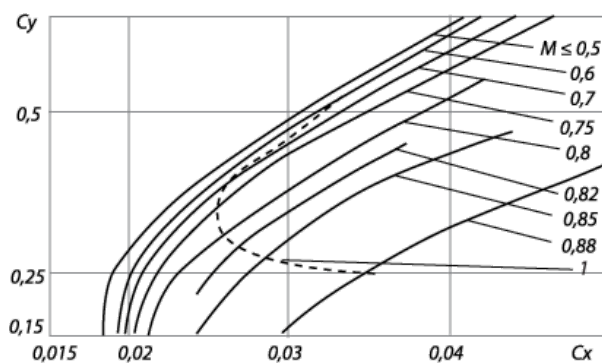


Рис.5 Поляры при полете с большими числами Маха, 1 — поляра режимов горизонтального полета.

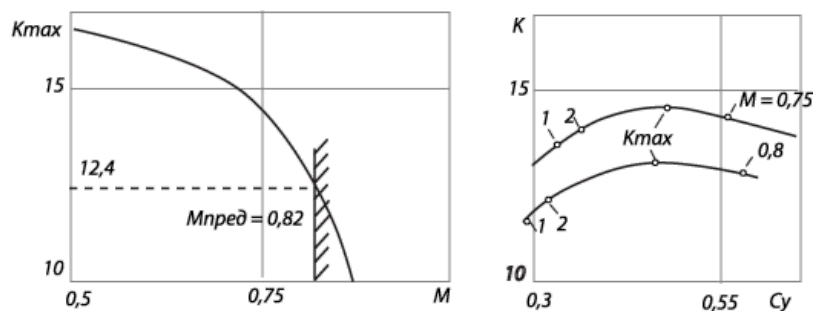


Рис.6 Зависимость максимального аэродинамического качества  $K_{max}$  от числа  $M$  полета и зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы для крейсерских чисел  $M$  полета:  
 1)  $G = 40$  тс,  $H = 10000$ м; 2)  $G = 45$  тс,  $H = 10000$ м.

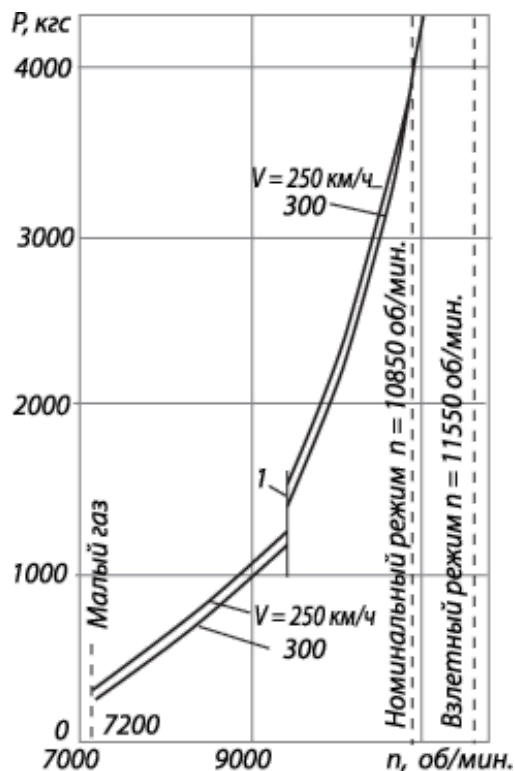


Рис.7 Зависимость тяги двигателя  $P$  от частоты вращения ротора  $n$  для  $H_{МСА} = 0$ ;  
 1 — закрытие заслонки перепуска воздуха компрессора - изменение установочного угла поворотных лопаток с  $10^\circ$  до  $0^\circ$ .

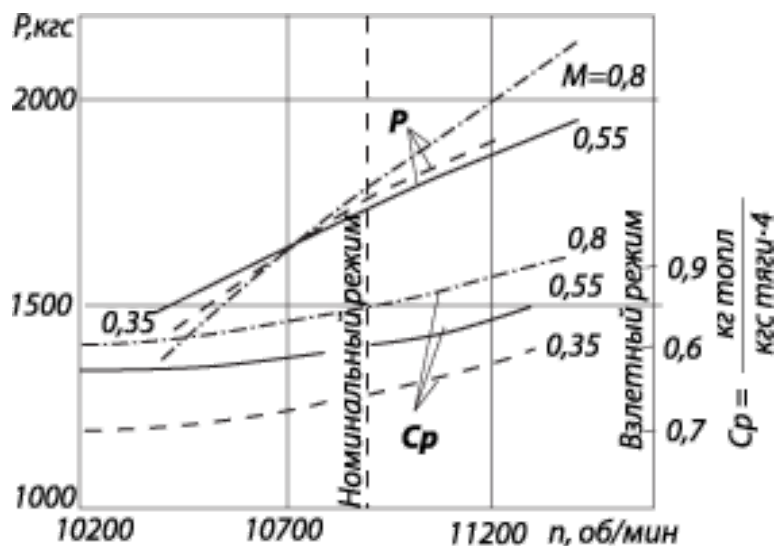


Рис.8 Зависимость тяги  $P$  и удельного расхода  $C_p$  топлива от частоты вращения ротора  $n$  для  $H = 10$ км.

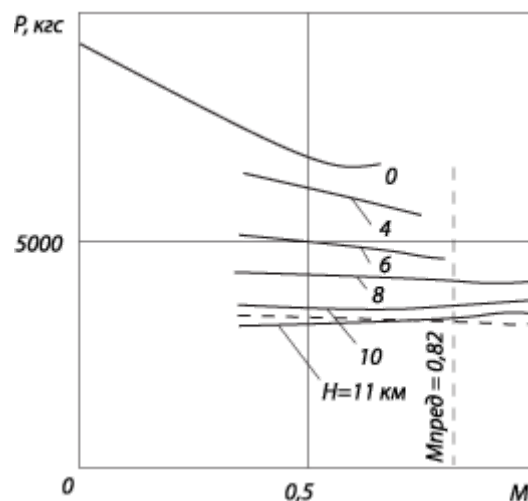


Рис.9 Зависимость тяги двух двигателей от числа  $M$  полета на высотах  $H = 0..11$  км.

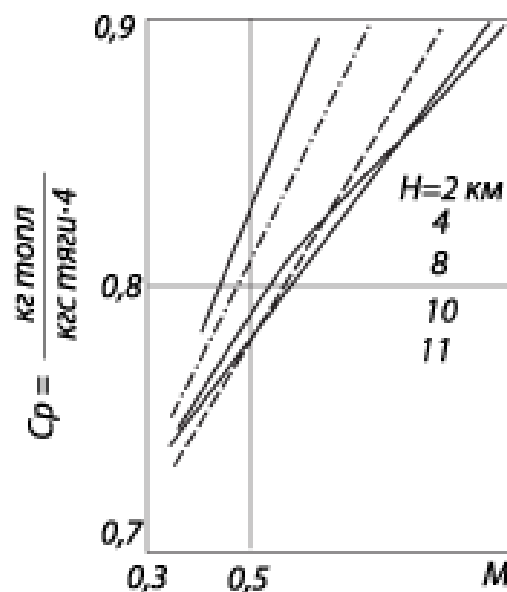


Рис.10 Зависимость удельного расхода топлива от скорости полета на разных высотах.

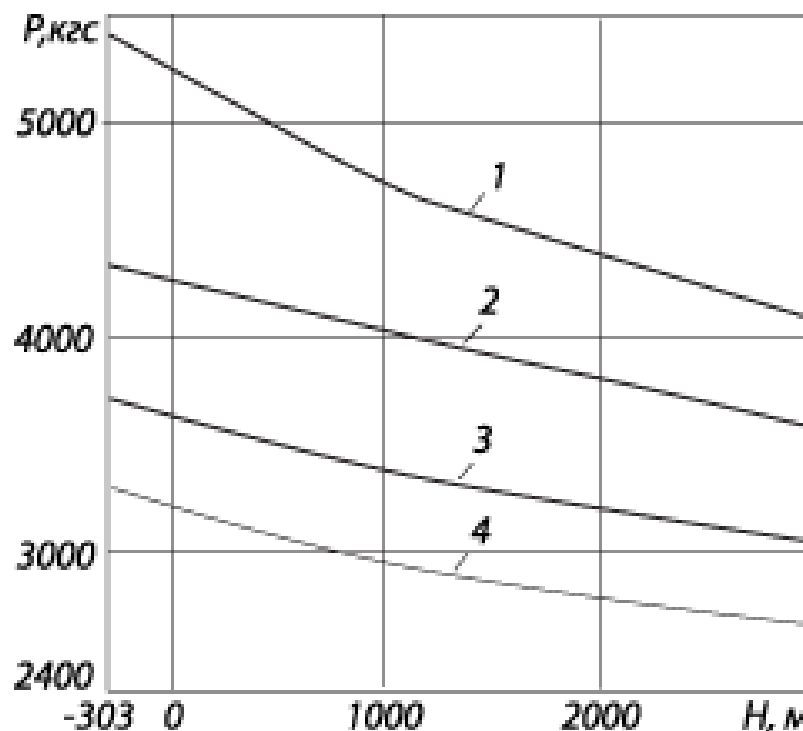


Рис.11 Зависимость номинальной тяги двигателя  $P$  от высоты  $H$  и температуры наружного воздуха для скорости полета 75 м/с (270 км/ч):  
 1)  $t = -15^\circ\text{C}$ ; 2)  $t = 0^\circ\text{C}$ ; 3)  $t = +15^\circ\text{C}$ ; 4)  $t = +30^\circ\text{C}$ .

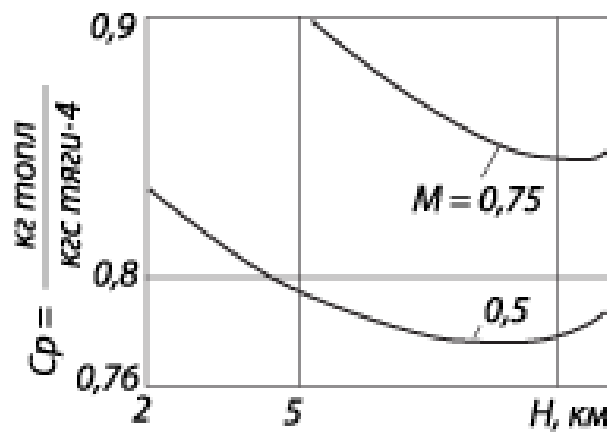


Рис.12 Зависимость удельного расхода топлива  $C_p$  на номинальном режиме от высоты полета  $H$ .

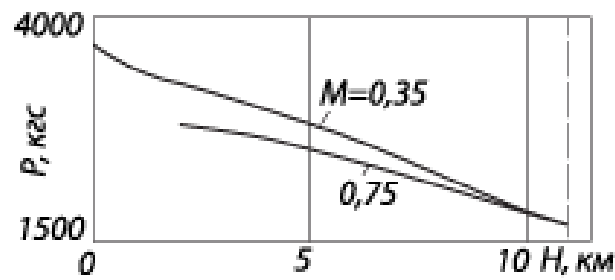


Рис.13 Зависимость тяги двигателя  $P$  (с учетом потерь на номинальном режиме) от высоты  $H$  полета.