

APPUNTI SU RENDIMENTI PROPULSORI AERONAUTICI

f_b oppure r_b oppure r_c rapporto pressioni totali combustore

r_d rapporto pressioni totali diffusore

r_n rapporto pressioni totali nozzle

η_b rapporto energia liberata ed energia teorica della combustione

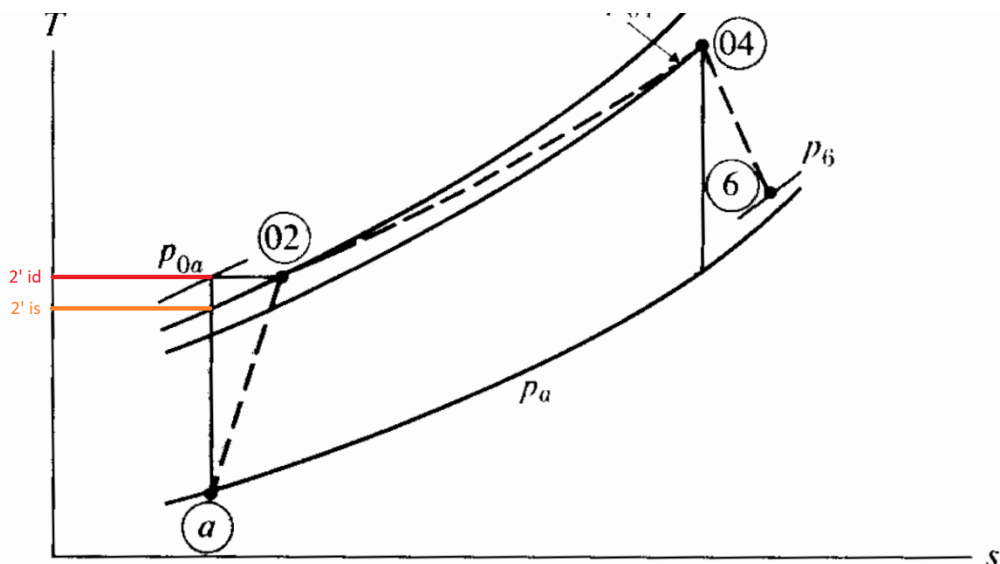
η_c rapporto salto entalpico satico (= totale) ideale su reale compressore

η_t rapporto salto entalpico satico (= totale) reale su ideale turbina

η_n rapporto salto entalpico satico reale su ideale nozzle ($h^0 = \text{cost}$)

η_d rapporto salto entalpico satico ideale su reale diffusore

Per quanto riguarda il rendimento del diffusore è importante ricordare che il processo avviene ad entalpia totale costante. Guardando la figura successiva è possibile capire come il diffusore reale vada dal punto a al punto 2. Un diffusore con rendimento unitario raggiungerebbe il punto 2'id alla stessa entalpia e temperatura ma ad una pressione statica=totale superiore (paria a quella totale in a , cioè p_{0a}). Il rendimento viene invece definito con riferimento al punto 2'is di una trasformazione isentropica che giunge alla stessa pressione del punto 2 ma ad una temperatura inferiore (lungo la verticale in a).



A T - s diagram showing aerodynamic losses incurred during ramjet processes.