



Como continuación del ejercicio anterior, dado que el aire que se introduce en un avión ha de ser evacuado al exterior, se desea estimar la capacidad de recuperar trabajo si esta evacuación se realiza a través de una turbina. El punto de diseño inicial corresponde al avión en vuelo (presión y temperatura de entrada en la turbina: $P_{et} = 0.8$ bar, $T_{et} = 25^\circ\text{C}$, $R_g = 287$ m²/s²K). El caudal másico requerido es 1.6 kg/s. La presión a la salida de la turbina en el exterior del avión es 0.2 bar. La frecuencia de la electricidad del avión aconseja que la velocidad de giro sea de 24000 rpm. Se pide:

2a) Caudal volumétrico a la entrada de la turbina, variación de entalpía isentrópica y velocidad específica de la turbina a diseñar. Asuma que el aire se comporta como gas ideal caloríficamente perfecto con $c_p = 1.000$ m²/s²K.

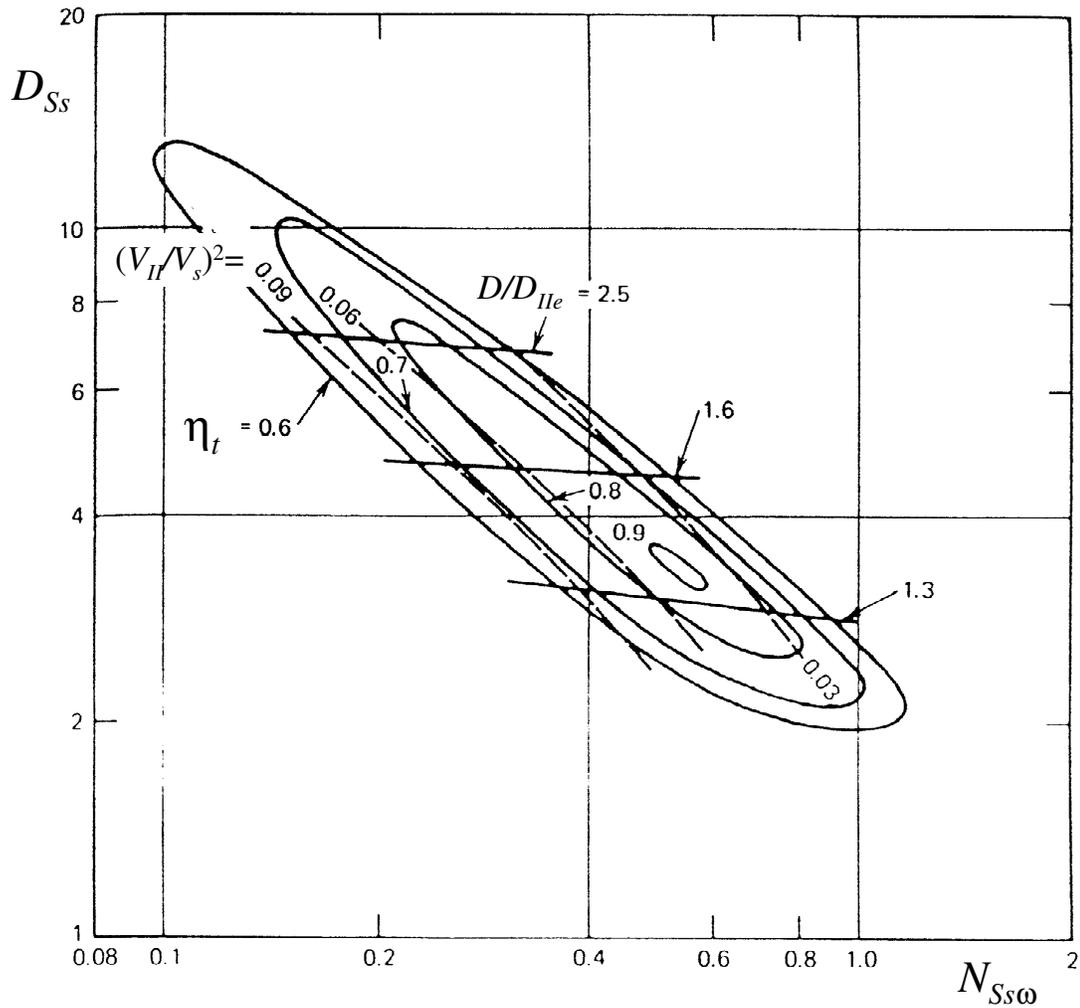
$Q_e =$	m ³ /s	$\Delta h_{is,e} =$	m ² /s ²	$N_{ss,\omega} =$
---------	-------------------	---------------------	--------------------------------	-------------------

2b) Diámetro específico de la turbina con ayuda del diagrama $N_{s,\omega}-D_{ss}$ adjunto (O. E. Balje, Turbomachines, John Wiley, 1981). Para ello maximice el rendimiento con las restricciones del apartado anterior. Indique también el diámetro del rotor, rendimiento total a estático del compresor y temperatura a la salida del mismo.

$D_{ss} =$	$D =$	cm	$\eta_t =$	$T_{II} =$	°C
------------	-------	----	------------	------------	----

2c.- Potencia obtenida en la turbina (despreciando pérdidas mecánicas):

$W_r =$	kW
---------	----



Compresores (O. E. Balje, Turbomachines, John Wiley, 1981).

$$\left. \begin{aligned} h_{It} &= h_{II} + \frac{V_s^2}{2} \\ \text{gicp} \end{aligned} \right\} \Rightarrow V_s = \sqrt{2c_p T_{It} \left[1 - \underbrace{\left(\frac{P_{II}}{P_{It}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}_{\pi_{II-It}} \right]}$$