PROPULSIÓN ESPACIAL Y LANZADORES

EXAMEN FINAL PROBLEMAS

(Tiempo máximo 60 minutos)
NOMBRE Y APELLIDOS:

Problema 2:

El ciclo del motor cohete, monopropulsante y turboalimentado, esquematizado en el diagrama de la Figura 1 representa una drástica simplificación del ciclo real empleado por un motor cohete de propulsante líquido, cuyas actuaciones se pretende estudiar. Dicho motor va a ser empleado como motor principal para una primera etapa de un vehículo lanzador con una masa total (incluyendo la masa de propulsante) de 80.000 kg, que operará desde una base de lanzamiento en condiciones SLS (T_{amb} = 288,15 K, P_{amb} = 101.325 Pa).

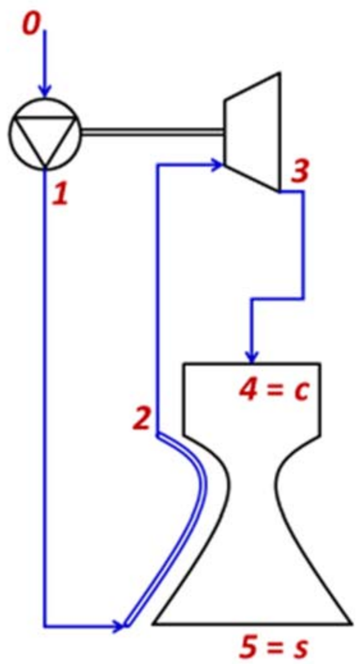

Figura 1 – diagrama del ciclo simplificado, con la correspondiente numeración de las diferentes estaciones

Del propulsante utilizado se conoce su densidad en estado líquido, ρ_l = 400 kg/m^3; se sabe, además, que se vaporiza completamente dentro del sistema de refrigeración de la tobera, y que abandona dicho sistema de refrigeración, ya en estado totalmente gaseoso, a una temperatura de remanso T_{2t} = 600 K. En estado gaseoso, dicho propulsante se comporta como un gas perfecto (R = 240 J/kg·K, γ = 1,4; ambos independientes de la temperatura, por lo que se emplearán estos valores tanto para la expansión en la turbina como para el proceso de combustión y la subsiguiente expansión en la tobera). Se conoce, por último, que el calor desprendido en la combustión del propulsante empleado es Q_{comb} = 2,2 MJ/kg y, por simplicidad, se asumirá una eficiencia de combustión del 100% en la cámara de combustión del motor.

Las pérdidas de presión de remanso dentro del sistema de refrigeración son del 15% y, en primera aproximación, la presión del depósito de propulsante puede despreciarse frente al incremento de presión que la bomba impone al fluido ($P_0 <<< \Delta P_b$). Asimismo, las pérdidas de presión de remanso en el sistema de inyección representan el 20% de la presión de remanso a la salida de la turbina, P_{3t}.

La turbina, de rendimiento adiabático η_t = 0,75, está acoplada físicamente a la bomba, de rendimiento adiabático η_b = 0,6, a través de un eje de rendimiento mecánico η_{mec} = 0,9.

Sabiendo que la tobera ha sido diseñada, con el objeto de maximizar el impulso total, para una altura de adaptación de 9000 m (T_{amb} = 229,65 K, P_{amb} = 30.742,5 Pa), se pide:

1. Determinar el incremento de presión en la bomba, ΔP_b, sabiendo que el criterio de diseño de la misma responde a la obtención del impulso específico máximo en las condiciones de adaptación del motor. ***(4 puntos)***
2. Hallar el parámetro de velocidad característica, c^*, de dicho motor. ***(3 puntos)***
3. Calcular el *mínimo* gasto másico de propulsante, así como la *mínima* área de garganta de la tobera, para asegurar que el motor puede llevar a cabo la misión de lanzamiento del vehículo considerado. ***(3 puntos)***

1

$$\boxed{\text{ciclo } \underline{\text{cerrado}} \Longrightarrow \underset{(\bar{u}|\text{adapt.})}{I_{sp} \equiv \text{máx}} \Longleftrightarrow p_c \equiv \text{máx} \Longleftrightarrow \Delta p_s \Big|_{\text{óptimo}}}$$

Ec. ACOPL.:

$$\cancel{\dot{m}}_s \tau_s = \cancel{\dot{m}}_t \tau_t \eta_{mec}$$

$$\frac{\Delta p_s}{\rho_l \eta_s} = \eta_{mec} \eta_t c_p T_{2t} \left(1 - \left(\frac{p_{3t}}{p_{2t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)$$

donde: $p_{3t} = \dfrac{p_{4t}}{0,8} = \dfrac{p_c}{0,8}$

$p_{2t} = 0,85\, p_{1t} \simeq 0,85\, \Delta p_s$

llamando: $\pi = \rho_l \eta_{mec} \eta_t \eta_s c_p T_{2t} = 81,648 \text{ MPa}$

tenemos:

$$\frac{\Delta p_s}{\pi} = 1 - \left(\frac{p_c}{0,8 \cdot 0,85 \cdot \Delta p_s}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Longrightarrow$$

$$\Longrightarrow p_c = 0,8 \cdot 0,85 \cdot \Delta p_s \left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} ;;$$

factor común

$$\frac{\partial p_c}{\partial \Delta p_s} = 0 \Longleftrightarrow \cancel{0,8 \cdot 0,85}\left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - \cancel{0,8 \cdot 0,85} \cdot \frac{\Delta p_s}{\pi} \frac{\gamma}{\gamma-1}\left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}-1} = 0$$

$$\left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi} \frac{\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \frac{\Delta p_s}{\pi}\right)^{-1}\right) = 0$$

solución 1: ~~$\Delta p_s = \pi \Longrightarrow p_c = 0 \equiv$ mín~~ ✗

solución 2: $\boxed{\Delta p_s = \pi \dfrac{\gamma-1}{2\gamma-1} = 18,144 \text{ MPa} \Longrightarrow p_c = \dots = 5,1196 \text{ MPa} \equiv \text{máx}}$ ✓

2 conocemos el "perfil" de presiones:

$$\begin{cases} p_{1t} \simeq \Delta p_s = 18,144 \text{ MPa} \\ p_{2t} = 15,4224 \text{ MPa} \\ p_{3t} = 6,3995 \text{ MPa} \\ p_{4t} = p_c = 5,1196 \text{ MPa} \end{cases}$$

y la temperatura $T_{2t} = 600$ K ⊕ "caracterización" componentes

seguimos el "camino" del fluido:

① en la TURBINA:

$$\eta_t = 0,75 = \frac{\tau_{t,real}}{\tau_{t,ideal}} = \frac{1 - \frac{T_{3t}}{T_{2t}}}{1 - \left(\frac{p_{3t}}{p_{2t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \Longrightarrow T_{3t} = 500 \text{ K}$$

② en la CÁMARA DE COMB:

$$\cancel{\dot{m}}\, \underbrace{\eta_{comb}}_{=1}\, Q_{comb} = \cancel{\dot{m}}\, c_p \left(T_{4t} - T_{3t}\right) \Longrightarrow$$

$$\Longrightarrow \boxed{T_{4t} = T_c = 3119 \text{ K}}$$

$$\boxed{c^* = \frac{\sqrt{R T_c}}{\Gamma(\gamma)} = \ldots = 1263,56 \text{ m/s}}$$

③ vehículo lanzador: $\frac{E}{W} > 1$

momento más crítico: al "despegue" (SLS)

$W = $ máx; luego $W\downarrow$ al ir gastando propuls.
$E = $ mín; luego $E\uparrow$ al ir subiendo ($\downarrow p_a$)

$$W_{SLS} = W_0 = m_0 g_0 = 784{,}8 \text{ kN}$$

$$\frac{p_s}{p_c} = \frac{p_{amb}|_{adapt}}{p_c} = \ldots = 0{,}006 \Longrightarrow \varepsilon = \ldots = 11{,}4 \,;;$$

$$c_{E_{SLS}} = \Gamma(\gamma)\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left(1-\left(\frac{p_s}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} + \varepsilon\left(\frac{p_s}{p_c} - \frac{p_{amb\,SLS}}{p_c}\right) =$$

$$= 1{,}43 \,;;$$

$E_{SLS} > W_0 \Longleftrightarrow$

$$\boxed{A_g > \frac{W_0}{p_c\, c_{E_{SLS}}} = A_{g\,mín} = 0{,}10716 \text{ m}^2}$$

$$\boxed{\dot{m} > \frac{p_c\, A_{g\,mín}}{c^*} = \dot{m}_{mín} = 434{,}18 \text{ kg/s}}$$