

# Master Universitario en Sistemas Espaciales

## PROPULSIÓN ESPACIAL Y LANZADORES

### EXAMEN FINAL PROBLEMAS

(Tiempo máximo 60 minutos)

NOMBRE Y APELLIDOS:

#### Problema 2:

Un motor cohete es alimentado por un sistema de turbobombas de tipo ciclo escalonado donde una turbina acciona las bombas que impulsan el fuel y el oxidante desde sus respectivos depósitos. La relación O/F en la cámara principal es de 5, mientras que la relación O/F<sub>pc</sub> en el precombustor es de 3. Los parámetros del motor se muestran en la siguiente tabla:

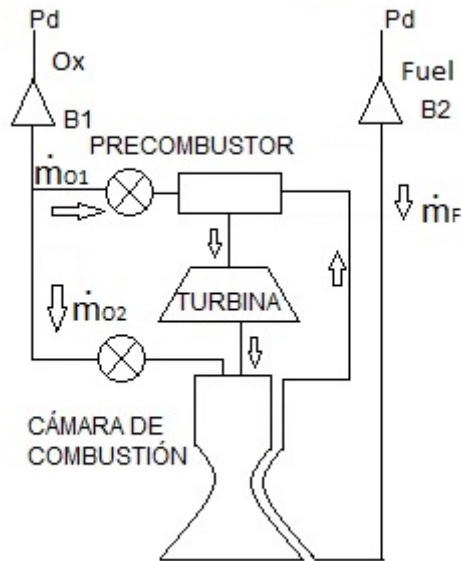
$\rho_{Ox} = 0.89 \text{ kg/dm}^3$	$\rho_F = 1.1 \text{ kg/dm}^3$	$P_{depósitos} = 0.2 \text{ MPa}$
$\eta_{b1} = \eta_{b2} = 0.82$	$\eta_{turb} = 0.79$	$\eta_{mec} = 0.94$
Tª entrada de la turbina : $T_{et} = 1800 \text{ K}$	$C_p = 1100 \text{ J/kgK}$	$\gamma_{turbina} = 1.3$
Tª de la cámara principal: $T_c = 2900 \text{ K}$	$R = 486 \text{ J/kgK}$	$\gamma_{tobera} = 1.25$

Las dos bombas proporcionan el mismo incremento de presión ( $\Delta P_b = 60 \text{ MPa}$ ). El circuito del oxidante dispone de dos reguladores que permiten ajustar la presión a las entradas del precombustor y de la cámara principal. En el circuito de alimentación del fuel, la pérdida de presión debido a la refrigeración del motor supone un 10% del valor del incremento de presión proporcionado por la bomba. La pérdida de presión en los inyectores situados entre la salida de la turbina y la entrada de la cámara principal es un 15% del valor de presión de cámara.

El área de garganta del motor es de  $1050 \text{ cm}^2$ , y está adaptado a la presión ambiente de  $60000 \text{ Pa}$ .

Se pide determinar:

- La presión de cámara.
- El impulso específico adaptado.
- Los gastos másicos de cada línea ( $\dot{m}_F$ ,  $\dot{m}_{O1}$  y  $\dot{m}_{O2}$ ).
- El empuje del motor.



El motor anteriormente descrito se va a usar como primera etapa de un lanzador espacial. La masa total del lanzador al inicio de la fase de lanzamiento (incluyendo todo el combustible necesario) es de 210 toneladas. Las características de este lanzador multi-etapas se muestran en la siguiente tabla:

Etapa	$I_{SP}$ medio de cada etapa	Masa del propulsante de cada etapa: $M_P$ (Ton)	Masa de los tanques de cada etapa: $M_S$ (Ton)
Etapa 1	$I_{SP1}$	140.5	13.5
Etapa 2	$I_{SP2} = 1.2I_{SP1}$	35.6	3.75
Etapa 3	$I_{SP3} = 1.35I_{SP1}$	8.5	1.2

La masa de los tanques de cada etapa es lo que se desprende al finalizar todo el propulsante de esa etapa, y el impulso específico de la primera etapa ( $I_{SP1}$ ) es el impulso específico adaptado calculado en el apartado b). Se pide determinar:

- e) El incremento de velocidad total proporcionado por el lanzador como suma de los  $\Delta V$  de cada etapa.

## SOLUCIÓN

- a) Presión de cámara

$$P_{et} = P_d + \Delta P_b - \Delta P_{refrig} = P_d + (1 - 0.1)\Delta P_b = 54.2 \text{ MPa}$$

$$\dot{W}_{b1} + \dot{W}_{b2} = \dot{m}_O \frac{\Delta P_b}{\eta_{b1}\rho_O} + \dot{m}_F \frac{\Delta P_b}{\eta_{b1}\rho_F} = \dot{m}_F \frac{\Delta P_b}{\eta_b} \left( \frac{O/F}{\rho_O} + \frac{1}{\rho_F} \right)$$

$$\dot{W}_{b1} + \dot{W}_{b2} = \eta_{mec} \dot{W}_{tur} = \eta_{mec} \eta_{tur} \dot{m}_F (O/F_{PC} + 1) C_P T_{et} \left[ 1 - \left( \frac{P_{st}}{P_{et}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \Rightarrow$$

$$\frac{P_{st}}{P_{et}} = \left[ 1 - \frac{\left( \frac{O/F}{\rho_O} + \frac{1}{\rho_F} \right) \Delta P_b}{\eta_{mec} \eta_{tur} \eta_b (O/F_{PC} + 1) C_P T_{et}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0.693$$

$$P_{st} = \frac{P_{st}}{P_{et}} P_{et} = 37.6 \text{ MPa}$$

$$P_c = P_{st} - \Delta P_{iny} = P_{st} - 0.15 P_c \Rightarrow P_c = \frac{P_{st}}{1.15} = 32.65 \text{ MPa}$$

- b) Impulso específico adaptado

$$\Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = 0.658$$

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma(\gamma)} = 1804.05 \text{ m/s}$$

$$\frac{P_s}{P_c} = 1.84 \times 10^{-3}$$

$$\varepsilon = \frac{A_s}{A_g} = \frac{\Gamma(\gamma)}{\left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{1/\gamma} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}} = 37.96$$

$$C_E = \Gamma(\gamma) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = 1.76 \Rightarrow I_{SP1} = C_E c^* = 3177.4 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 323.9 \text{ s}$$

c) Gastos máxicos

$$\dot{m} = \frac{P_c A_g}{c^*} = 1900.46 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{O1} + \dot{m}_{O2} + \dot{m}_F = \dot{m}_F \left( \frac{O}{F} + 1 \right) \Rightarrow \dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{\left( \frac{O}{F} + 1 \right)} = 316.74 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m}_{O1} + \dot{m}_{O2} = \dot{m}_F (O/F) = 1583.72 \text{ kg/s} \Rightarrow \dot{m}_{O1} = \dot{m}_F (O/F)_{pc} = 950.23 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m}_{O2} = 633.49 \text{ kg/s}$$

d) Empuje

$$E = I_{SP1} \dot{m} = 6038.46 \text{ kN}$$

e) Incremento de velocidad total

$$M_{0i} = M_{Fi-1} - M_{Si-1}; M_{Fi} = M_{0i} - M_{Pi}; \Delta V_i = I_{SPi} \ln \left( \frac{M_{0i}}{M_{Fi}} \right); \Delta V_{total} = \sum \Delta V_i$$

Etapa	I <sub>SP</sub> (s)	M <sub>0i</sub> (Ton)	M <sub>Fi</sub> (Ton)	ΔV <sub>i</sub> (m/s)
Etapa 1	323.9	210	69.5	3513.4
Etapa 2	388.7	56	20.4	3850.3
Etapa 3	437.3	16.65	8.15	3064.3

$$\Delta V_{total} = 10428.1 \text{ m/s}$$