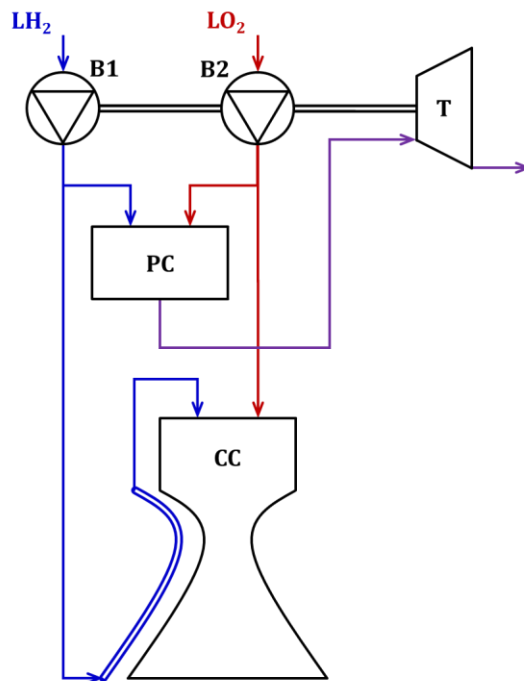


## Ejercicio MC\_PL - CICLO TURBOALIMENTADO

El motor cohete de propulsante líquido (bipropulsante) de la figura funciona con una mezcla de  $\text{LO}_2/\text{LH}_2$  en la cámara de combustión principal (CC), cuya relación O/F se pretende optimizar siguiendo algún criterio de eficiencia, aún por determinar.

Crits. de optimización	Unidades	Observaciones
$I_{sp}$	[m/s] ó [N·s/kg]	<b>Impulso total obtenido por kg de propulsante:</b> optimizado, para un $I_T$ dado, minimiza la masa de propulsante.
$I_{sp}/(1+k_m)$	[m/s] ó [N·s/kg]	<b>Impulso total obtenido por kg de propulsante más sus correspondientes depósitos:</b> optimizado, para un $I_T$ dado, minimiza la masa de propulsante más depósitos.
$\rho_m \cdot I_{sp}$	[N·s/m³]	<b>Impulso total obtenido por m³ de propulsante:</b> optimizado, para un $I_T$ dado, minimiza el volumen de propulsante.
$\Delta V$	[m/s]	<b>Incremento total de velocidad obtenido para una misión dada:</b> optimizado permite realizar misiones más "exigentes", desde el punto de vista "energético".

Se sabe de dicho motor que produce 50 000 kg de empuje a nivel del mar, y que, para evitar fenómenos de desprendimiento en las etapas de vuelo atmosférico, se ha diseñado con una presión de adaptación de la tobera de 40 kPa.



En la figura se esquematiza el sistema de turboalimentación, que consta de una única turbina (T) que mueve dos bombas: una para el  $\text{LH}_2$  (B1) y otra para el  $\text{LO}_2$  (B2). Una fracción del gasto que trasiegan las bombas se sangra para la pre-cámara (PC) del generador de gas que alimenta la turbina. Y se considerará, por simplicidad, que los gases que salen de la turbina se expanden en una tobera auxiliar convergente, con lo que se tendrá en cuenta su contribución al empuje total.

Se pide: Describir razonadamente, apoyándose en cuantas gráficas o tablas de resultados se considere oportuno, el proceso de diseño del motor cohete considerado, para cada uno de los posibles criterios de optimización planteados en el enunciado. Justificar las decisiones de diseño tomadas durante el proceso, así como los valores óptimos a los que se llegue, comparándolos con lo estudiado en clases de teoría, y observando las diferencias entre los posibles puntos de diseño que se obtendrían con cada criterio de optimización.

Datos:

Valores límite para la turbina:

$$(T_{t,in})_{m\acute{a}x} = 900 \text{ K}; \quad (\pi_t)_{m\acute{a}x} = 12 : 1;$$

Presiones de los depósitos:

$$P_{d,LO2} = 6 \text{ bar}; \quad P_{d,LH2} = 3 \text{ bar};$$

Rendimientos:

$$\eta_{B1} = 0.62; \quad \eta_{B2} = 0.64; \quad \eta_T = 0.72; \quad \eta_{mec} = 0.94;$$

Pérdidas de presión de remanso:

$$\pi_{inyCC,ox} = 0.78; \quad \pi_{inyCC,red} = 0.82; \quad \pi_{refr} = 0.88;$$

$$\pi_{inyPC,ox} = 0.74; \quad \pi_{PC} = 0.92;$$

Propiedades de interés:

$$M_O = 15.999 \text{ kg/kmol}; \quad M_H = 1.008 \text{ kg/kmol};$$

$$c_{p,O2} = 39.07 \text{ J/mol}\cdot\text{K}; \quad c_{p,H2} = 36.11 \text{ J/mol}\cdot\text{K}; \quad c_{p,H2O} = 54.32 \text{ J/mol}\cdot\text{K};$$

$$\Delta h_{f,H2O} = -241\,818 \text{ kJ/kmol}; \quad T_{ref} = T_0 = 298.15 \text{ K};$$

$$\rho_{LO2} = 1140 \text{ kg/m}^3; \quad \rho_{LH2} = 71 \text{ kg/m}^3; \quad \rho_{H2O} = 1000 \text{ kg/m}^3;$$

Suponer que los reactivos se inyectan, tanto en la cámara de combustión principal como en la pre-cámara, siempre a la temperatura de referencia; y considerar en todo caso los productos de la reacción de combustión completa, despreciando los efectos de la disociación o la formación de otras especies intermedias.

Inventario de masas:

$$k_{LO2} = 0.02; \quad k_{LH2} = 0.2; \quad r = 0.2 \quad (\text{notación habitual de clase})$$

Constantes:

$$R_u = 8314.4598 \text{ J/kmol}\cdot\text{K}; \quad g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$$