

Sistemas de propulsión, actuaciones e integración.

León E. Prieto Bailo

30 de abril de 2024

Enunciado

Una turbina de gas industrial opera a nivel del mar. Absorbe 66.67 Kg/s de aire. El compresor opera con una relación de compresión de 18:1 y una eficiencia del 99 %. La temperatura total de salida de cámara de combustión es 1456 K, y la eficiencia de la cámara de combustión es del 96 %, perdiendo un 4 % de presión total, y la turbina tiene un rendimiento del 91 %. La entrada de aire pierde un 4 % de presión total. $L = 42.8 \text{ MJ/kg}$

Calcular La potencia obtenida, el consumo específico, y la eficiencia térmica.

Se decide estudiar el compresor, y se observa que no tiene álabes guía, que el mach axial de entrada es 0.5, y que el ángulo (relativo) de entrada en los álabes del rotor para dos casos $\beta_1 = 46^\circ \text{C}$, y $\beta_2 = 51^\circ \text{C}$. Y se sabe también que el diseño incluye $h/c=1.5$. Suponiendo para ambos casos que se diseña con $W_2/W_1 = 0.7$, la velocidad circunferencial de giro en la punta del álabe es 450 m/s, la viscosidad cinemática es $1.73\text{E-}5 \text{ m}^2/\text{s}$, el factor de difusión en el rotor es de valor 0.45 (línea media), y que la salida del aire de cada estátor es 0°C y la velocidad axial es constante

Calcular y comparar:

- Ángulos relativos y absolutos de la corriente de aire, deflexión de la corriente en rotor y estátor (en línea media)
- Número de escalones de todo el compresor
- Relación de compresión del escalón
- Área frontal de la entrada (Radio exterior e interior del rotor)
- Velocidad de giro del eje
- Cuerda del álabe, y número de álabes del rotor
- Número de Reynolds en el álabe basado en la cuerda
- Grado de reacción

Resolución

Primera parte

Calcular la potencia obtenida, el consumo específico, y la eficiencia térmica.

Asumiendo condiciones de atmosfera estandar:

$$T_0 = 283 \text{ K} \quad (1)$$

$$P_0 = 101,325 \text{ KPa} \quad (2)$$

Asumiendo que la turbina de gas industrial está estatica:

$$T_{t0} = T_0 \quad (3)$$

$$P_{t0} = P_0 \quad (4)$$

Considerando las perdidas a la entrada de la turbomaquina:

$$P_{t2} = P_{t0}\pi_i = 97,272 \text{ KPa} \quad (5)$$

$$T_{t2} = T_{t0}\pi_i^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 279,72 \text{ K} \quad (6)$$

En la etapa del compresor:

$$P_{t3} = P_{t2}\pi_c = 1,750 \text{ MPa} \quad (7)$$

$$\eta = \frac{T'_{t3} - T_{T2}}{T_{t3} - T_{T2}} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1} \rightarrow T_{t3} = 642,43 \text{ K} \quad (8)$$

Conociendo el salto de temperaturas en el compresor, podemos hallar la potencia obtenida:

$$P = \dot{m}_a C_p (T_{t3} - T_{t2}) = \boxed{24,302 \text{ MW}} \quad (9)$$

Para la salida de la camara de combustión:

$$T_{t4} = 1456 \text{ K} \quad (10)$$

$$P_{t4} = P_{t3}\pi_{cc} = 1,680 \text{ MPa} \quad (11)$$

Planteando el balance energetico y sabiendo que el compresor es alimentado por el movimiento de la turbina:

$$\dot{m}_a C_p (T_{t3} - T_{t2}) = \dot{m}_t C_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (12)$$

Para obtener el valor del flujo masico total, es necesario calcular el consumo de combustible. Para hacerlo, planteamos el incremento de entalpias en la camara de combustión:

$$h_{04} = h_{03} + fL \quad (13)$$

Lo cual, se puede reescribir como:

$$f = \frac{\frac{T_{t4}}{T_{t3}} - 1}{\frac{L}{C_p} T_{t3} - \frac{T_{t4}}{T_{t3}}} \quad (14)$$

Teniendo el valor de f , podemos hallar la temperatura a la salida de la turbina (T_{t5}) como:

$$T_{t5} = T_{t4} - \frac{1}{1+f}(T_{t3} - T_{t2}) = 1093,28 \text{ K} \quad (15)$$

Mientras que, el valor de la presion total a la salida de la turbina (P_{t5}) podemos hallarla con la expresion del rendimiento adiabático (η_T):

$$\eta_T = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T'_{t5}} = \frac{1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}}}{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \rightarrow P_{t5} = P_{t4} \left(1 - \frac{1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}}}{\eta_T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,662 \text{ MPa} \quad (16)$$

Asumiento comportamiento isentalpico en la salida:

$$T_{t7} = T_{t5} \quad (17)$$

$$P_{t7} = P_{t5} \quad (18)$$

Estudiando las condiciones criticas de la tobera:

$$\frac{P_{t7}}{P^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,893 \quad (19)$$

$$\frac{P_{t7}}{P_0} = 16,41 \gg 1,893 \quad (20)$$

Por lo tanto nos encontramos en condiciones críticas, por lo que:

$$M_7 = 1 \quad (21)$$

$$T_7 = T_{t7} \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} = 911,07 \text{ K} \quad (22)$$

$$P_7 = P_{t7} \frac{1}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = 87,843 \text{ MPa} \quad (23)$$

Calculando la velocidad de salida (V_7), la densidad (ρ_7) y el area de la tobera (A_7):

$$V_7 = \sqrt{\gamma R T_7} = 605,04 \text{ m/s} \quad (24)$$

$$\rho_7 = \frac{P_7}{R T_7} = 3,34 \text{ kg/m}^3 \quad (25)$$

$$A_7 = \frac{\dot{m}(1+f)}{\rho_7 V_7} = 0,0328 \text{ m}^2 \quad (26)$$

Calculando el empuje y el consumo espezifico:

$$T = \dot{m}(1+f)V_7 + (P_7 - P_0)A_7 = 65,856 \text{ kN} \quad (27)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}(1+f)}{T} = \boxed{0,168 \frac{g}{kNh}} \quad (28)$$

Segunda parte

Ángulos relativos y absolutos de la corriente de aire, deflexión de la corriente en rotor y estátor (en línea media)