

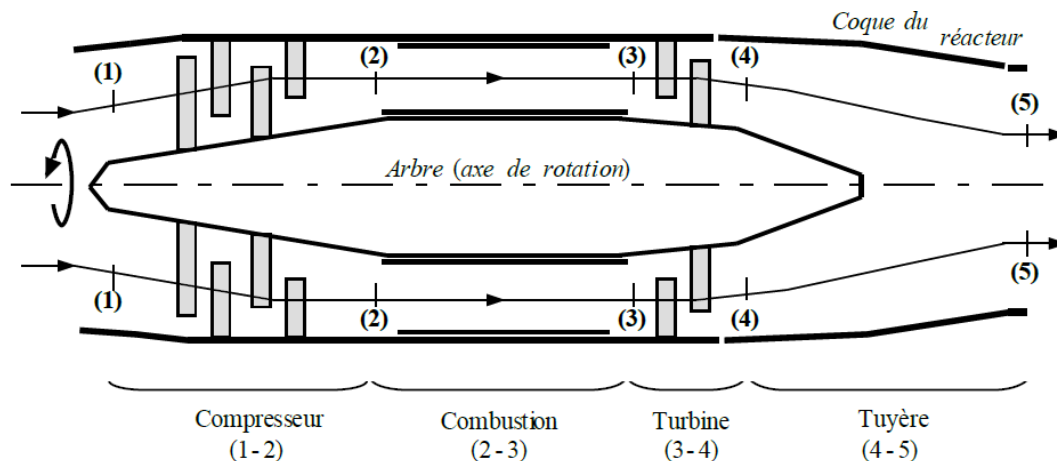


## Turboréacteur

On s'intéresse à un turboréacteur utilisé pour les avions. La propulsion provient de la combustion du kérosène dans le dioxygène de l'air. Une part de l'énergie produite est récupérée par une turbine qui sert à faire tourner un compresseur. On fait les hypothèses suivantes :

- partout, le gaz (comparable à de l'air) est assimilé à un gaz parfait de capacité thermique massique à pression constante  $c_P = 1,00 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$  et de constante  $\gamma = c_P/c_V$ . Le débit massique  $D_m$  est supposé constant égal à  $50,0 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ . Le régime est supposé permanent ;
- on néglige les variations d'énergie potentielle, les pertes dues aux frottements et les variations d'énergie cinétique (sauf en sortie des tuyères) ;
- la puissance mécanique cédée à la turbine est intégralement transmise au compresseur ;
- les évolutions dans le compresseur, la turbine et la tuyère sont supposées adiabatiques réversibles. La combustion est isobare. Le pouvoir calorifique du gaz vaut  $e_K = 50,0 \times 10^6 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}$ .

Les différentes étapes suivies par le gaz dans le turboréacteur sont les suivantes



(1)  $\rightarrow$  (2) : le gaz, à la température  $T_1 = 300 \text{ K}$  et à la pression  $P_1 = 1,00 \text{ bar}$ , est comprimé avec un taux de compression  $\tau_{1/2} = P_2/P_1 = 10,0$  ;

(2)  $\rightarrow$  (3) : le gaz s'échauffe de façon isobare jusqu'à la température  $T_3 = 1200 \text{ K}$  ;

(3)  $\rightarrow$  (4) : le gaz subit une détente dans la turbine jusqu'à la pression  $P_4 = 3,96 \text{ bar}$  ;

(4)  $\rightarrow$  (5) : le gaz se détend dans la tuyère jusqu'à la pression ambiante  $P_5 = P_1 = 1,00 \text{ bar}$  et la température  $T_5 = 621 \text{ K}$ .

1. Préciser les valeurs manquantes des pressions  $P_i$  et températures  $T_i$ .
2. Calculer le débit de kérosène  $D_K$  nécessaire.
3. Définir, exprimer et calculer le rendement du turboréacteur.