

## INTRODUCTION À L'AÉRONAUTIQUE AER600

### EXERCICES

#### Module 03 AÉROTHERMODYNAMIQUE DES ÉCOULEMENTS ENTRANT ET SORTANT DU MOTEUR

##### DIFFUSEURS

- 3.1 On considère la prise d'air d'un moteur d'avion. Les conditions de pression et température ambiantes à l'altitude de vol sont  $P_a = 9.57 \text{ kPa}$  et  $T_a = 222 \text{ K}$ , avec  $\gamma = 1.4$ ,  $R = 287.0 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$  et  $c_p = 1005 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ . L'avion vole à un nombre de Mach de  $Ma_a = 0.9$ . On sait de plus que le diffuseur a une efficacité de  $\eta_D = 0.95$  et que le nombre de Mach à l'entrée du compresseur est de  $Ma_2 = 0.4$ . Si on fait une hypothèse de chaleurs spécifiques constantes, on demande alors d'évaluer à l'entrée du compresseur :
- a) La température de stagnation  $T_{02}$  ;
  - b) La pression de stagnation  $P_{02}$  ;
  - c) La température statique  $T_2$  ;
  - d) La pression statique  $P_2$  ;
  - e) Le ratio des pressions de stagnation  $r_d = P_{02}/P_{0a}$ .

Rép. : a)  $T_{02} = 258.0 \text{ K}$  b)  $P_{02} = 15.78 \text{ kPa}$  c)  $T_2 = 250.0 \text{ K}$  d)  $P_2 = 14.14 \text{ kPa}$  e)  $r_d = 0.98$

##### TUYERES

- 3.2 Le gaz chaud ( $R = 287.0 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ ,  $\gamma = 1.33$  et  $c_p = 1148 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ ) sort de la turbine et entre dans la tuyère avec  $T_{06} = 800 \text{ K}$  et  $P_{06} = 50 \text{ kPa}$ . Si le nombre de Mach à la sortie de la tuyère est de  $Ma_7 = 0.95$ , on demande alors, en supposant que les chaleurs spécifiques demeurent constantes, de déterminer :
- a) La température statique de sortie  $T_7$  ;
  - b) La vitesse de sortie du jet  $V_7$  ;
  - c) Le rendement de la tuyère  $\eta_N$  si la pression statique en sortie est de  $P_7 = 27.9 \text{ kPa}$ .

Rép. : a)  $696 \text{ K}$  b)  $490 \text{ m/s}$  c)  $0.96$