

Serie d'exercices de mécanique de propulsion

Exo1 :

Soit le turboréacteur suivant :

Le Mach $M = 0.9$

Rapport de compression dans le compresseur $r_c = 20$

Rapport de compression dans la soufflante 1.6

Rendement isentropique dans le diffuseur 0.95

Rendement isentropique dans le compresseur 0.87

Rendement isentropique de la turbine 0.91

Rendement isentropique de la tuyère 0.98

Rendement isentropique de la soufflante 0.87

Pouvoir calorifique du carburant 44000 Kj/Kg

Pression d'entrée 18 KPas

Température d'entrée 210 K

Le débit massique de l'air primaire $\dot{m}_a = 30 \text{ Kg/s}$

Le débit massique de l'air secondaire $\dot{m}_{a,s} = 60 \text{ Kg/s}$

On donne $C_{p_a} = 1004.5 \text{ j/KgK}$, $C_{p_g} = 1130 \text{ j/KgK}$, $\gamma_a = 1.4$, $\gamma_g = 1.34$

Calculer la poussée développée et le rendement thermopropulsif pour les deux cas :

- Cas d'un flux mélangé
- Mélange à pression constante

Exo 2

- Déterminer la relation suivante pour la tuyère :

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot r}{\gamma - 1} T_e \cdot \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

Exo 3 :

Calculer la vitesse de vol pour le statoréacteur suivant :

Rapport de pression est 11

Poussée est 24000 N

Température d'entrée -50 °C

Pression d'entrée 0.06 MPas

Pouvoir calorifique 45000 Kj/Kg

Débit d'air 13 Kg/s

Débit du carburant 1 Kg/s

Rendement diffuseur 0.95

Rendement tuyère 0.95

Avec $\gamma = 1.4$ $r = 288 \text{ j/Kg.K}$

Exo 4 :

Un statoréacteur vol à 1500 Km/h dans une atmosphère où la température et la pression sont respectivement $2c^\circ$ et 18 N/cm^2 , on donne :

-Température maximale 1100 K .

-La poussée $F = 10000 \text{ N}$

-Pouvoir calorifique $Pc^i = 70000 \text{ Kj/KgK}$

- $Cp = 1 \text{ Kj/KgK}$

Trouver le débit massique d'air traversant le statoréacteur, le débit du combustible et la consommation spécifique du carburant.

Exo 5:

Un statoréacteur se déplace à la vitesse de 1200 Km/h à $0c^\circ$ et 8 N/cm^2 . Déterminer les caractéristiques de l'air à l'extrémité du diffuseur d'entrée supposé parfait. La température de fin de combustion à pression constante est de 1000 K . Etudier le cycle théorique de cette machine thermique. Déterminer la vitesse d'éjection. La poussée étant de 8300 N , quel est le débit massique d'air traversant la machine et la consommation horaire de combustible ($Pc^i = 63000 \text{ Kj/Kg}$) ?

Exo 6

Le rendement thermodynamique d'un statoréacteur réel est 0.464 et son rapport de pression est 10.7 . Ce statoréacteur de poussée 7200 daN est monté sur un avion volant à une altitude adaptée avec les conditions $-56.7c^\circ$ et 0.055 MPas . Calculer les caractéristiques de ce statoréacteur. Données $\gamma = 1.4$, $r = 288 \text{ j/KgK}$, $Pc^i = 42000 \text{ Kj/Kg}$, $x_0 = 15 \text{ Kg}$ d'air /Kg de combustible, $\eta_d = \eta_t = 0.96$.

Exo 7

Un avion à turbopropulseur vole à 650 Km/h à une altitude où la température ambiante est $-18c^\circ$. Le rapport de pression du compresseur est de $9/1$ et la température maximale du cycle

est de 850 c° . Le rendement isentropique du diffuseur est de 0.9 et les rendements isentropiques du compresseur et de la turbine sont respectivement 0.89 et 0.9.

Calculer le travail net nécessaire pour entraîner l'hélice, le rendement mécanique de l'arbre reliant la turbine, le compresseur et l'hélice égal à 0.98.

Données : $C_{p_a} = 1.005 \text{ Kj/KgK}$, $C_{p_g} = 1.15 \text{ Kj/KgK}$, $\gamma_a = 1.4$, $\gamma_g = 1.333$.

On néglige l'effet de la pousser provoquée par l'hélice