



## CHAPITRE IV : MOTEURS D'AVIATION « TURBOREACTEUR »

### SERIE DE TD N°04

#### Exemple N°01 :

Un Turboréacteur idéal vol au niveau de la mer à un nombre de Mach de **0.75**. Le débit d'air est de **74.83 kg/s**, et compresseur fonctionne avec un rapport de pression total de **15**. Le pouvoir calorifique du combustible est **41400 KJ/kg** et la température totale à la sortie de la chambre de combustion est **1389 K**. ce Turboréacteur a un dispositif de post-combustion, la température totale à la sortie de post-combustion est **1779K**.

- Déterminer la poussée et la TSFC ?

#### Exemple N°02 :

Un nombre de Mach d'un Statoréacteur idéal est de **2.88**, et la température externe est de **222.22K**. Le débit d'air est de **38.6 kg/s**, la température totale à la sortie de la chambre de combustion est de **1750K**. Le pouvoir calorifique du carburant est de **41400KJ/kg**.

Quelle est la poussée développée, le rapport du carburant  $f$ , et la consommation spécifique ?

$$\gamma=1.4, R=287.1 \text{ KJ/kg.K}, C_p=1.005 \text{ KJ/Kg.K.}$$

#### Exemple N°03 :

Un Statoréacteur idéal conçu pour un avion de Mach **3.2**, vol à une altitude de **10500m** ( $T=-48^\circ\text{C}$ ,  $P_a= 27.50 \text{ KPa}$ ). Le pouvoir calorifique du carburant est de **43255.81 KJ/kg**, et la température totale à la sortie de la chambre de combustion est de **1889K**, dans ces conditions l'engin développe une poussée de **42 275N**.

1. Que est le flux d'air qui passe à travers le Statoréacteur ?
2. Quel est le diamètre de la tuyère à la sortie ?
3. Calculer la consommation spécifique de cet engin ?

$$\gamma=1.4, R=287.1 \text{ KJ/kg.K}, C_p=1.005 \text{ KJ/Kg.K.}$$