



République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministre de l'Enseignement Supérieur et de la  
Recherche Scientifique  
**Centre Universitaire Abdel Hafid Boussouf**  
**Mila**



# Série de TD N°01

## Mécanique de Propulsion

Destiné aux Etudiants de la 2<sup>ème</sup> Année master Mécanique Energétique

### Chapitre I : Principe de Propulsion

Elaboré par : **Dr. ZEGHBID Ilhem**



Année universitaire 2020-2021

## CHAPITRE I : PRINCIPE DE PROPULSION

### SERIE DE TD N°01

#### Exemple N°01 :

Un avion se déplace en vol horizontal rectiligne, uniforme à la vitesse de 180 m/s, la consommation de combustible de  $P_c^i = 56\,000$  kJ/kg est 0.09 kg/Nh. On brûle 1kg de ce combustible dans 90 kg d'air, la poussée  $F = 15\,000$ N.

Déterminer :

1. Le débit massique d'air traversant le réacteur.
2. La vitesse d'éjection du gaz
3. La puissance dépensée utile et propulsive
4. Le rendement global

#### Exemple N°02 :

En fait les mesures suivantes sur un Turboréacteur au banc d'essai :

**Entrée :** pression 10.1 N/cm<sup>2</sup>, température 20°C

**Sortie :** vitesse 520 m/s, température 430°C, poussée 18 000N

Déterminer :

1. Le débit massique d'air traversant le réacteur
2. La quantité de chaleur apportée par le combustible
3. La consommation en kg/Nh de pétrole de  $P_c^i = 42\,000$  kJ/kg.

#### Exemple N°03 :

Etudier le Turboréacteur suivant :

- Fonctionnement au sol :  $T_0 = 15^\circ\text{C}$ ,  $P_0 = 101.325$  Kpa.
- Taux de compression  $r_c = 5$
- Température de fin de combustion  $T = 850^\circ\text{C}$
- Rendement isentropique de la turbine, du compresseur et de la tuyère est de 0.8
- Le pouvoir calorifique inférieur du combustible est  $44.10^6$  J/s
- Le débit massique d'air est 65 kg/s

Calculer :

- La vitesse d'éjection des gaz et la poussée développée
- La consommation spécifique horaire du combustible
- Le rendement global

Données :  $C_{p_a} = 1004.5$  J/kgK,  $C_{p_g} = 1148$  J/kgK,  $\gamma_a = 1.4$ ,  $\gamma_g = 1.34$ ,  $\dot{m}_c = 0.993$  kg/s.

**Exemple N°04 :**

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 de la turbine 0.91
- Rendement isentropique de la tuyère 0.98
- Rendement isentropique de la soufflante et le compresseur 0.87
- Pouvoir calorifique du carburant 44 000 kJ/kg
- Pression d'entrée 18 Kpa
- Température d'entrée 210K
- Le débit massique de l'air primaire  $\dot{m}_a = 30$  kg/s.
- Le débit massique de l'air secondaire  $\dot{m}_{a,s} = 60$  kg/s.

On donne :  $C_{p_a}=1004.5$  J/kgK,  $C_{p_g}=1130$  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**