

## Chapitre 2: Turbine à gaz (TAG)

### 2.1. Eléments constructifs

On distingue 3 types de turbines à gaz (TAG) en industrie :

- la turbosoufflante de suralimentation → le moteur diesel dans l'industrie automobile.
- le turboréacteur industriel ou TAG industrielle → dans l'industrie de production de l'électricité.
- le turbomoteur ou TAG → dans l'industrie aéronautique(propulsion avions) ou navale(propulsion bateaux).

Dans ce cas la turbine à gaz produit un travail utile donné par la différence entre le travail de la turbine et celui du turbocompresseur **sauf dans le cas de la turbosoufflante de suralimentation du moteur diesel où on a un travail utile nul.**

$$W_u = |W_T - W_C|$$

L'étude énergétique d'une TAG consiste à déterminer les paramètres physiques de l'air , du mélange ou du gaz à l'entrée et à la sortie de chaque élément composant l'installation.

Le but est de déterminer le travail utile ou la puissance utile ainsi que le rendement thermique (thermodynamique) de l'installation.

$$\eta_{th} = \frac{W_u}{Q_{cdc}}$$

Sous la forme la plus simple une turbine à gaz comprend :

- Turbocompresseur.
- Une chambre de combustion ( foyer des gaz chauds).
- Une turbine (turbomachine réceptrice)
- Une machine réceptrice qui peut être :
  - Un alternateur pour la production de l'électricité.
  - Une hélice pour la propulsion des bateaux .
  - Une hélice ou un rotor pour la propulsion des avions et l' hélicoptère.

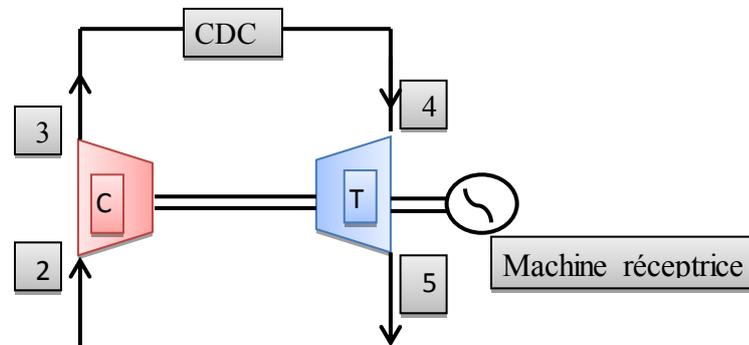
#### **Remarque :**

On peut trouver aussi des équipements auxiliaires tel que :

Le système de refroidissement et le moteur de lancement pour le démarrage de l'installation.

### **Schématisation :**

Ce schéma représente une turbine à gaz en circuit ouvert.



### **La TAG en circuit fermé :**

Dans le cas les gaz d'échappement à la sortie de la turbine ne seront pas rejeter à l'atmosphère il seront réintroduit dans le turbocompresseur après avoir subit un refroidissement avec une transformation isobare (à pression constante).

### **Avantages et inconvénients :**

- Possibilité d'obtenir une puissance élevée à dimension égale par modification du débits massique ,sachant que le rendement ne serai pas affecté .
- possibilité de choisir un gaz dabs le circuit en fonction de ces propriétés énergétiques (physique et chimique).
- l'inconvénient majeur est la construction plus couteuse due aux matériels utilisés (refroidisseur et épaisseur des parois plus élevés).

### **Procédés d'amélioration du rendement d'une turbine à gaz (TAG) :**

Pour améliorer les performances d'une TAG on peut soit diminué la quantité de chaleur produite dans la foyer du gaz chaud ou encore augmenter le travail utile .

pour cela on utilise les procédés suivants :

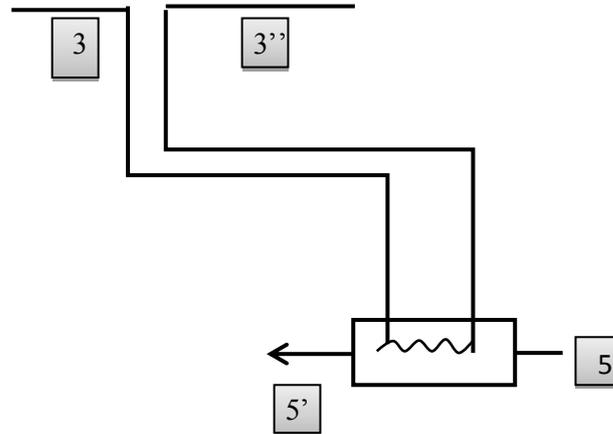
- la récupération des calories d'échappement (recyclage).
- La réfrigération en cours de compression (compression étagée).
- La réchauffé en cour de détente (détente étagée).

On peut utiliser aussi la combinaison de ces trois procédés.

### **la récupération des calories d'échappement :**

Dans ce cas la chaleur des gaz d'échappement est utilisée pour chauffer l'air à l'entrée à la chambre de combustion en utilisant un échangeur de chaleur ce qui permet d'augmenter la température ( $T_3$ ) d'où une diminution de la quantité de chaleur.

**Schéma de principe :**



**Efficacité échangeur :**

$$\epsilon_{ech} = \frac{T_{3''} - T_3}{T_5 - T_3}$$

**La réfrigération en cours de compression :**

Le deuxième procédé pour améliorer le rendement d'une TAG et la réalisation théorique d'une compression isotherme qui permet de diminuer le travail. Pour cela on utilise un turbocompresseur à plusieurs étages avec un refroidissement intermédiaire entre les étages.

**La réchauffe en cours de détente :**

Comme la réfrigération en cours de compression on essaye ici de réaliser théoriquement une détente isotherme que l'on peut réaliser pratiquement en se rapprochant par l'utilisation d'une turbine multi-étage avec une réchauffe entre deux étages successives.

**Turbine à deux arbres :**

Dans ce cas il est préférable d'utiliser deux turbines (2 arbres) l'une pour entraîner le turbocompresseur et la deuxième pour entraîner la machine réceptrice. Cette solution a l'avantage de faciliter la conception lorsqu'il s'agit d'adapter deux vitesses de rotation différentes à deux lignes d'arbres différents.

Deux solutions sont possibles : turbines en série ou turbines en parallèles.

**2.2 Principe de fonctionnement**

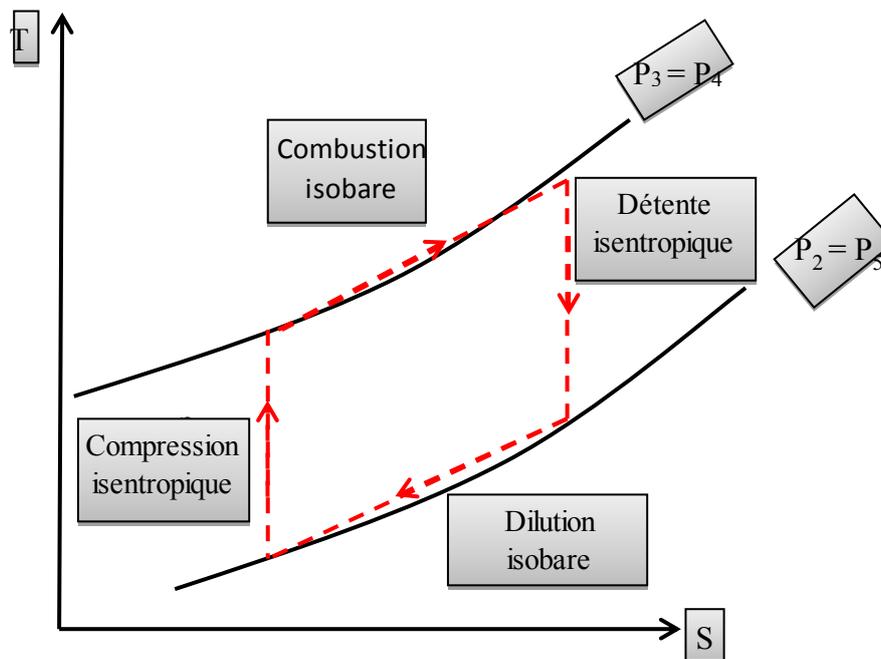
Le circuit de fonctionnement d'une TAG en circuit ouvert peut être divisé en 3 faces :

Une compression, une combustion isobare et une détente puis une dilution isobare dans l'atmosphère dans le cas du circuit ouvert ou un refroidissement isobare dans le cas du circuit fermé. Donc une TAG fonctionne selon un cycle thermodynamique, tracé dans un diagramme enthalpique ou entropique.

### 2.3 Analyse et calcul énergétique d'une TAG

#### 2.3.1. Cas du cycle théorique :

Dans ce cas on suppose que les transformations dans les turbomachines sont isentropiques, on néglige les variations d'énergie cinétique entre l'entrée et la sortie des éléments et enfin on néglige les pertes énergétiques dans toutes les machines, on parle ainsi d'un cycle parfait d'une TAG en circuit ouvert, c'est le cycle de « **Baryton** » dans un diagramme **H** ou **T** en fonction de **S**. On suppose que l'air, le mélange et le gaz de combustion sont des gaz parfaits.



Etude énergétique :

#### Le turbocompresseur :

$$W_c = H_{3'} - H_2 = C_p(T_{3'} - T_2)$$

$$\frac{T_{3'}}{T_2} = \left(\frac{P_{3'}}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{P_{3'}}{P_2} = r \text{ (taux de compression)}$$

### La chambre de combustion :

$$Q_{cdc} = \frac{P_c^i}{A} = \frac{P_c^i}{A + 1} = H_4 - H_{3'} = C_p(T_4 - T_{3'})$$

### La turbine :

$$W_T = H_4 - H_{5'} = C_p(T_4 - T_{5'})$$

$$\frac{T_4}{T_{5'}} = \left(\frac{P_4}{P_{5'}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

### *Remarque:*

Si on suppose dans le cas du cycle parfait que l'air, le mélange et les gaz d'échappement sont des gaz parfaits et ont les mêmes paramètres c.-à-d. :

$$C_{P_{mél}} = C_{P_{air}} = C_{P_{gaz}} = C_p$$

$$\gamma_{mél} = \gamma_{air} = \gamma_{gaz} = \gamma$$

Le rendement thermique ou thermodynamique dans le cas le cycle parfait est donné par :

$$\eta_{th} = \eta_{cycl} = \frac{\Gamma^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\Gamma^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Cette relation montre que le rendement thermique ne dépend que du taux de compression.

### **2.3.2. Cas du cycle réel :**

Les pertes qui peuvent affecter le rendement thermique (du cycle) d'une installation d'une turbine à gaz sont :

- Les pertes par frottements visqueux lors de la compression caractérisé par le rendement de compression donné par :

$$\eta_c = \frac{W_{c-isen.}}{W_{c-réel}}$$

Avec

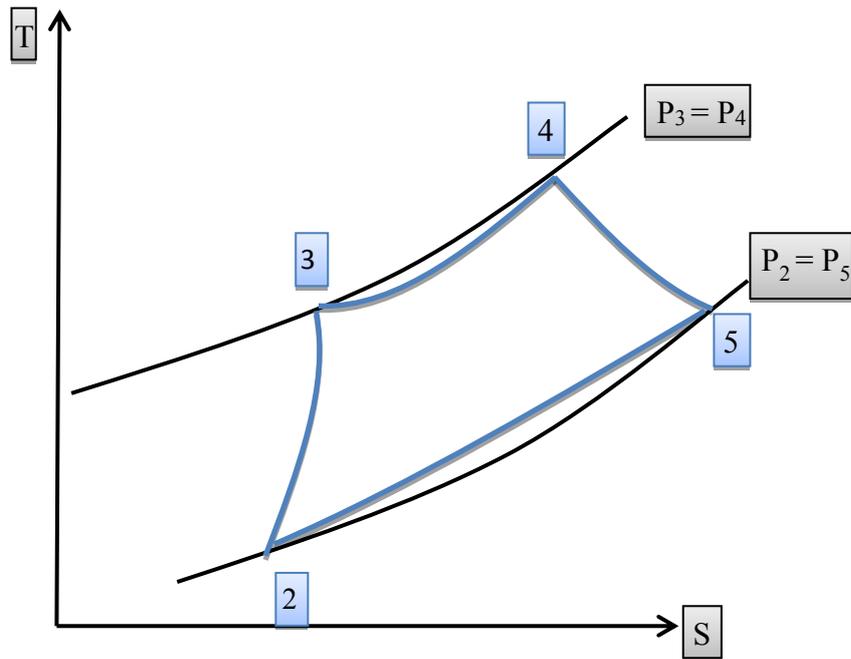
$$W_{c-réel} = C_p(T_3 - T_2)$$

- Les pertes par frottements visqueux lors de la détente :

$$\eta_T = \frac{W_{T-réel}}{W_{T-isen}}$$

Avec

$$W_{T-réel} = C_p(T_4 - T_5)$$



- Les pertes mécaniques aux niveaux de liaison des turbomachines caractérisées par un rendement mécanique  $\eta_m$
- Les pertes aux niveaux de la chambre de combustion qui peuvent être de 2 types :
  - Les pertes de charges dans la CDC caractérisés par :  $\Delta P_{cdc} = P_3 - P_4$
  - Les pertes par imbrulés et par rayonnement dans la CDC caractérisés par :

$$\eta_{cdc} = \frac{Q_{34}}{Q_{34\text{-réel}}}$$

**Remarque :**

Les pertes les plus importantes qui peuvent affecter le rendement d'un turbine à gaz qui influent directement sur la puissance utile (travail utile) sont :

Les rendements dus aux frottements visqueux dans les deux turbomachines.