

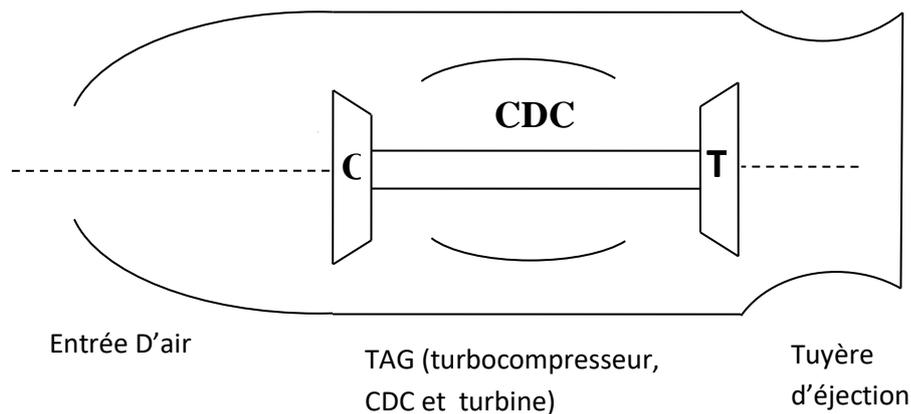
Chapitre 3: Le Turboréacteur.

3.1 Eléments constructifs

Un turboréacteur est un moteur thermique à propulsion directe basé sur le principe de la propulsion de la réaction ; le phénomène de la réaction consiste à prélever le fluide à l'avion et le rejeter vers l'arrière avec quantité de mouvement élevée ce qui provoque la poussée de l'engin.

Un turboréacteur dans sa version la plus simple est constitué principalement d'une turbine à gaz à l'exemple de la turbosoufflante de sur alimentation (pas de travail utile) ; raccordé à l'avant par une entrée d'air (conduit à section variable) et siège d'un écoulement d'air. A l'arrière par une tuyère (conduit à section convergente, divergente) siège d'un écoulement des gaz d'échappements.

Schématisation



3.2 Principe de fonctionnement et Différents types

Dans ce cas d'un turboréacteur simple flux mono corps sec l'air atmosphérique est admis à travers un diffuseur d'entrée (représenté par un conduit de section variable) dans le rôle de canalisé l'air à l'entrée de turbocompresseur dans les meilleures conditions. Soit une première compression

Suivie d'une deuxième dans le turbocompresseur du type axiale à étages.

L'air comprimé est mélangé aux combustions le Kérosène (carburant) subit une combustion dans la CDC.

Les gaz chauds produits cèdent une partie de l'énergie à travers une première détente dans la turbine.

Le reste va être cédée à travers une deuxième détente dans la tuyère d'éjection ce qui augmente considérablement la vitesse des gaz à la sortie de la tuyère.

La différence de vitesse de fluide entrée sortie provoque la poussée (théorème des quantités) c'est le principe de la propulsion directe qui est appliqué.

- La post combustion se propose du renflamé avec un apport de carburant les gaz issues de la 1 ère combustion ce qui permet d'augmenté la température donc l'énergie des gaz ce qui par détente augmente un peu plus la vitesse des gaz et par la suite la poussée.
- Cas du double flux : le but du double flux est d'augmenté la poussée qui en plus de la poussée au simple flux (flux chaud) on rajoute une poussée supplémentaire du flux froid.

On distingue deux grandes catégories de turboréacteurs d'une part simple flux et d'autre part le double flux.

➤ **Le turboréacteur simple flux :**

Dans ce cas un seul flux appelé flux première ou flux chaud travers les éléments du turboréacteur :

- **Le turboréacteur simple flux monocorps sec :**

Dans ce cas l'appellation mono corps signifie un seul turboréacteur et sec veut dire qu'il n'y a pas post combustion (2^{ème} chambre de combustion).

- **Le turboréacteur simple mono corps avec PC :**

PC : post combustion (2^{ème} chambre de combustion).

Le turboréacteur simple flux mono corps sec avec post combustion

- **Le turboréacteur sec double corps :**

Dans ce cas le turboréacteur comporte deux lignes d'arbres tournant à des vitesses différentes on distingue deux turbocompresseur et deux turbines.

CBP : turbocompresseur à haute pression.

CHP : turbocompresseur à basse pression.

THP : turbine haute pression.

TBP : turbine basse pression.

Remarque : Il existe aussi le turboréacteur simple flux double corps avec post combustion.

➤ **le turboréacteur double flux :**

Dans ce cas il existe 2 flux :

- ❖ le flux chaud ou flux interne.
- ❖ le flux froid ou flux externe.

On distingue 2 types ceux à soufflante avant et ceux à soufflante arrière sachant qu'ils sont dans la plus part des cas des double corps.

• **Soufflante avant :**

La soufflante appelée aussi Fan est un turbocompresseur axial à un seul étage dans le diamètre dépassé 1 mètre. Certains constructeurs ont pris l'habitude d'appeler le turboréacteur double flux **le turbo fan ou le By-pass**.

Remarque :

- Il existe aussi le turboréacteur où la soufflante est entraînée par une troisième turbine c'est le triple corps.
- Il existe aussi le turboréacteur double flux soufflante avant avec PC.

• **Soufflante arrière :**

Dans ce cas on distingue deux technologies dans la 1^{ère} technologie les deux flux chaud et froid sont séparés c'est le flux chaud qu'il subit la détente dans la tuyère d'éjection.

Dans la 2^{ème} technologie à flux mélangé c'est le mélange flux chaud + flux froid qui subit la détente dans la tuyère d'éjection.

L'expression de la poussée :

L'expression de la poussée est déterminée en appliquant le théorème de quantité de mouvement pour cela on isole le système gazeux intérieur et extérieur de turboréacteur.

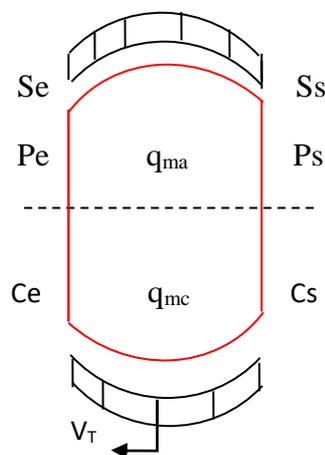


Figure 1 : système gazeux intérieur isolé

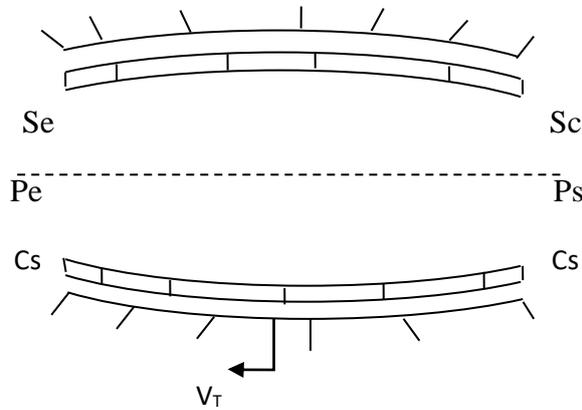


Figure 2 : système gazeux extérieur isolé

Par rapport à un repère lié au turboréacteur (mouvement relatif)

$$V_T = C_e$$

$$V_{gg} - V_T = C_s$$

- **Définition de la poussée :**

La poussée d'un turboréacteur est le résultant de toutes les forces des parois du turboréacteur sur le fluide qui le traverse et qui le concerne.

Cette résultante est appelée nette du turboréacteur "P_N"

$$R_{esu} = P_N$$

L'application du théorème de quantité de mouvement en projection sur l'axe des x et y on utilisant les figures 1 et 2 en mouvement relatif donne pour la poussée nette l'expression suivant :

$$P_N = q_{mc}C_s + q_{ma}(C_s - C_e) + S_s(P_s - P_e)$$

q_{mc} : Débit massique de carburant.

Avec $q_{mc} \ll q_{ma}$

Pour une tuyère adaptée $P_s = P_e$

$$P_N = q_{ma}(C_s - C_e)$$

Remarque : on parle aussi de la poussée brute du turboréacteur donnée par :

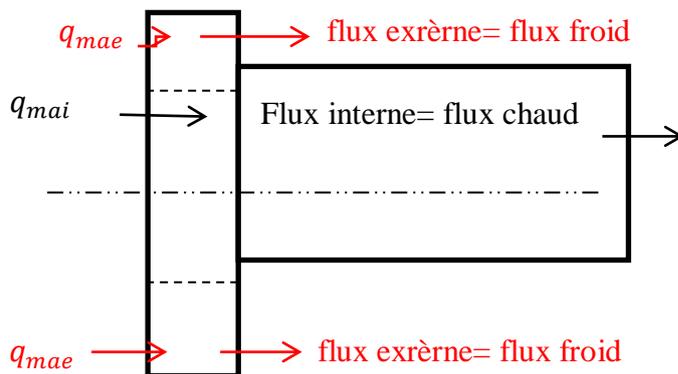
$$P_{brute} = \frac{(q_{mc} + q_{ma}) C_s}{q_{m\ gaz}}$$

- Cas de la poste combustion :

La poussée nette est donnée par :

$$P_{Npc} = q_{ma}(\dot{C}_s - C_e) + (P_{mc} + q_{mpc})\dot{C}_s + \dot{S}_s(\dot{P}_s - P_e)$$

- Cas de double flux :



q_{mae} : Débit massique flux externe (flux froid).

q_{mai} : Débit massique flux interne (flux chaud).

Le taux de dilution est donnée par :

$$\lambda = \frac{q_{mae}}{q_{mai}} \approx 1 \text{ à } 6$$

$$P_{NDf} = q_{mae}(\dot{C}_s - C_e) + q_{mai}(C_s - C_e) + q_{mc}C_s + S_s(P_s - P_e)$$

$$P_{NDf} > P_N$$

Remarque :

- La poussée spécifique est donnée par : $P_{sp} = \frac{P_N}{q_{ma}}$
- La poussée massique est donnée par : $P_M = \frac{P_N}{M_{turbine}}$

$M_{turbine}$: Masse de turboréacteur.

Consommations dans un turboréacteur :

On distingue une horaire C_h donnée par : $C_h = 3600q_{mc}[kg/h]$

Spécifique C_{sp} donnée par $C_{sp} = \frac{C_h}{P_N} \left[\frac{kg}{hN} \right]$

Puissances mis en jeu dans un turboréacteur :

On distingue dans un turboréacteur 4 puissances :

- **Puissance calorifique** : c'est la puissance qui fournie la combustion supposé par faire de carburant injection dans la chambre de combustion donnée par :

$$P_c = q_{mc}P_c^i$$

Remarque : dans ce cas on néglige la puissance nécessaire pour donner au carburant une vitesse $C_e = V_T$ donnée par :

$$q_{me} * C_e^2 / 2$$

- **Puissance thermique** : elle est composée de deux puissances :
 - ❖ **La puissance thermique théorique ou thermodynamique** : Qui représenté la fraction de la puissance calorifique qui théoriquement transformé ou puissance mécanique donnée par :

$$P_{tt} = P_c - q_{ma}C_p(T_s - T_e)$$

- ❖ **La puissance thermique réel ou dynamique** : c'est la fraction de la puissance calorifique qui réellement transformée ou puissance mécanique donnée par :

$$P_{tr} = P_{dyn} = P_c - \frac{1}{2}q_{ma}(C_s^2 - C_e^2)$$

Remarque : dans la littérature on parle souvent d'une seule puissance thermique qui on globe les deux fractions de puissance cité précédemment.

- **Puissance de propulsion** : c'est la fraction de puissance thermique réelle effectivement transformée ou puissance mécanique. C'est aussi le travail que développe la poussée de turboréacteur par unité de temps.

$$P_{prop} = P_N \cdot C_e$$

Rendements mise en jeu :

Si entaient contre des quatre puissances mise en jeu dans un turboréacteur on obtient trois rendements par contre si entaient contre uniquement trois puissances on obtient deux rendement mise en jeu.

- **Rendement thermique :**

Celui-ci est composé de 2 rendements :

- rendement thermique théorique : $\eta_{tt} = \eta_{théo} = \frac{P_{tt}}{P_c}$
- rendement interne : $\eta_i = P_{tr} / P_{tt}$

rendement thermique est

donnée par $\eta_{th} = \eta_{tt} \cdot \eta_i$

$$\eta_{th} = \eta_{tt} \cdot \eta_i = \frac{P_{tt}}{P_c} \cdot \frac{P_{tr}}{P_{tt}} = \frac{P_{tr}}{P_c}$$

- **Rendement de propulsion donnée par :**

$$\eta_{prop} = \frac{P_{prop}}{P_{tr}}$$

Si différents rendements caractérisent les différentes pertes telles que les pertes par source froide, les pertes internes et les pertes par turbine.

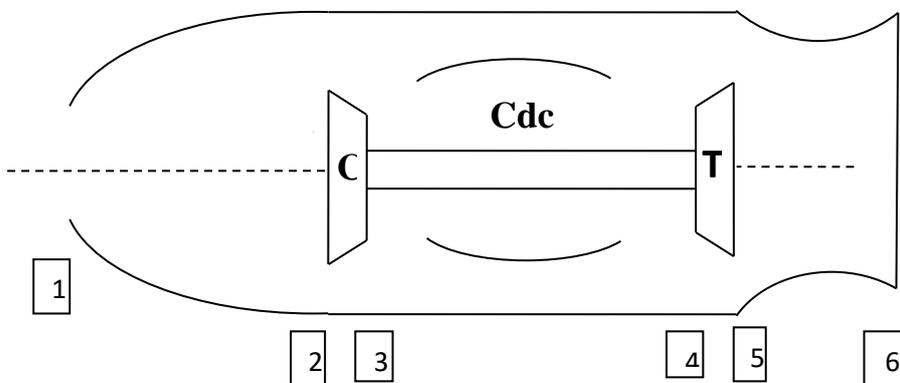
Le rendement global d'un turboréacteur est donné par :

$$\eta_g = \eta_{th} \cdot \eta_{prop} = \eta_{tt} \cdot \eta_i \cdot \eta_{prop}$$

3.3 Analyse et calcul énergétique d'un turboréacteur simple flux mono corps sec

L'étude énergétique d'un turboréacteur consiste à déterminer les paramètres physiques de l'air, du mélange ou des gaz à l'entrée et à la sortie de tous les éléments constituant les turbines à gaz.

L'objectif est de déterminer les performances du turboréacteur à travers la poussée, les puissances, les consommations et les rendements pour cela on utilise l'équation fondamentale de la mécanique des fluides (MDF) ainsi que les lois des transformations de thermodynamique.



- En mouvement relatif :

Au sol : $C_1 = C_e = 0 \text{ m/s}$

$$C_6 = C_s$$

En vol : $C_1 = C_e = V_T$

$$C_6 = C_s$$

❖ **Hypothèses :**

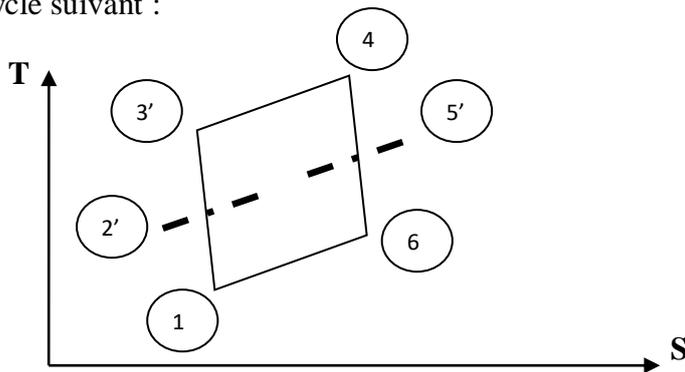
Pour faire une étude énergétique on suppose que le turboréacteur se déplace à la vitesse V_T (en vol), les fluides qui le traversent sont des gaz parfaits.

Les transformations thermodynamiques dans les turbomachines sont adiabatiques même chose pour l'entrée d'air et la tuyère d'éjection, la combustion est isobare la tuyère adaptée et enfin en négligeant les variations d'énergie cinétique dans les turbomachines.

Cas du cycle parfait :

Dans ce cas on suppose que les transformations sont isentropiques dans les turbomachines, dans l'entrée d'air, et dans la tuyère d'éjection.

La chambre de combustion dans laquelle on néglige les différentes pertes, soit le cycle suivant :



Entrée d'air :

$$W_T + Q_{12} = \Delta H_{12} + \frac{1}{2} \Delta (c^2)$$

$$0 = (H_2' - H_1) + \frac{1}{2} (C_{2'}^2 - C_1^2)$$

$$H_2' - H_1 = \frac{1}{2} (C_1^2 - C_{2'}^2)$$

$$C_p (T_2' - T_1) = \frac{1}{2} (C_1^2 - C_{2'}^2)$$

$$\frac{P_2'}{P_1} = \left(\frac{T_2'}{T_1} \right)$$

Remarque : généralement l'énergie cinétique à l'entrée du turbocompresseur est négligeable $\frac{1}{2} C_{2'}^2 \approx 0 \Rightarrow C_{2'} \approx 0 \text{ m/s}$

- **Le turbocompresseur :**

$$L_{23'} = W_{\text{C iso}} = C_p (T_{3'} - T_{2'}) - \frac{1}{2} (C_{3'}^2 - C_{2'}^2)$$

négligeable ←

Le taux de compression : $\gamma_c = \frac{P_{3'}}{P_2} = \left(\frac{T_{3'}}{T_2} \right)$

- **La chambre de combustion :**

La quantité de chaleur au niveau de la chambre de combustion est donné par :

$$Q_{\text{cdc}} = Q_{3'4} = C_p (T_4 - T_{3'}) + \frac{1}{2} (C_4^2 - C_{3'}^2)$$

négligeable ←

- **La turbine :**

$$W_{\text{Tisa}} = W_{45'} = C_p (T_4 - T_{5'}) + \frac{1}{2} (C_4^2 - C_{5'}^2)$$

négligeable ←

$$\gamma_{\text{C ter}} = \frac{P_4}{P_{5'}} = \left(\frac{T_4}{T_{5'}} \right)$$

Remarque : dans le cas d'un turboréacteur quand pour une turbosoufflante alimentation le travail de compression

- **la tuyère d'éjection :**

Les gaz d'échappement s'abaissent une 2eme détente dans la tuyère d'éjection de l'équation de l'énergie suivante :

$$0 = \Delta H_{c6'} + \frac{1}{2} (C_{5'}^2 - C_{6'}^2)$$

Avec : $\Delta H_{5'6'} = C_p (T_{5'} - T_{6'})$

$$\frac{P_{5'}}{P_{6'}} = \left(\frac{T_{5'}}{T_{6'}} \right)$$

Généralement en néglige d'énergie cinétique à l'entrée de tuyère d'éjection.

$$\Rightarrow \frac{1}{2} C_{5'}^2 \approx 0$$

- **Performances :**

On suppose une tuyère adapté et on néglige le débit de combustible par rapport le débit d'air, on a les performances suivantes :

- la poussée : $P_N = q_{ma} (C_{6'} - C_1)$

- La puissance de propulsion :

$$P_{prop} = P_N - C_1$$

Le rendement thermique :

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}(C_{6'}^2 - C_1^2)}{Q_{3/4}}$$

Le rendement de propulsion :

$$\eta_{pro} = \frac{P_{pro}/q_{ma}}{\frac{1}{2}(C_{6'}^2 - C_1^2)} = \frac{2C_1}{C_1 + C_{6'}}$$

Le rendement global :

$$\eta_{global} = \eta_{th} \cdot \eta_{pro}$$

Cas de cycle réel :

Les pertes qui peuvent affecter les performances du turboréacteur qu'on les a cité dans le chapitre précédent (cas du cycle réel d'une turbine a gaz). Avec lesquelles il faut rajouter les pertes par frottement visqueux dans l'entrée d'air et dans la tuyère d'éjection ; ce si sont caractérisées par :

Le rendement de l'entrée d'air :

$$\eta_{De} = \frac{T_{2'} + T_1}{T_2 + T_1}$$

Le rendement de la tuyère d'éjection :

$$\eta_{tyr} = \frac{T_5 + T_6}{T_{5'} + T_6}$$

Le cycle est donné par :

