



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



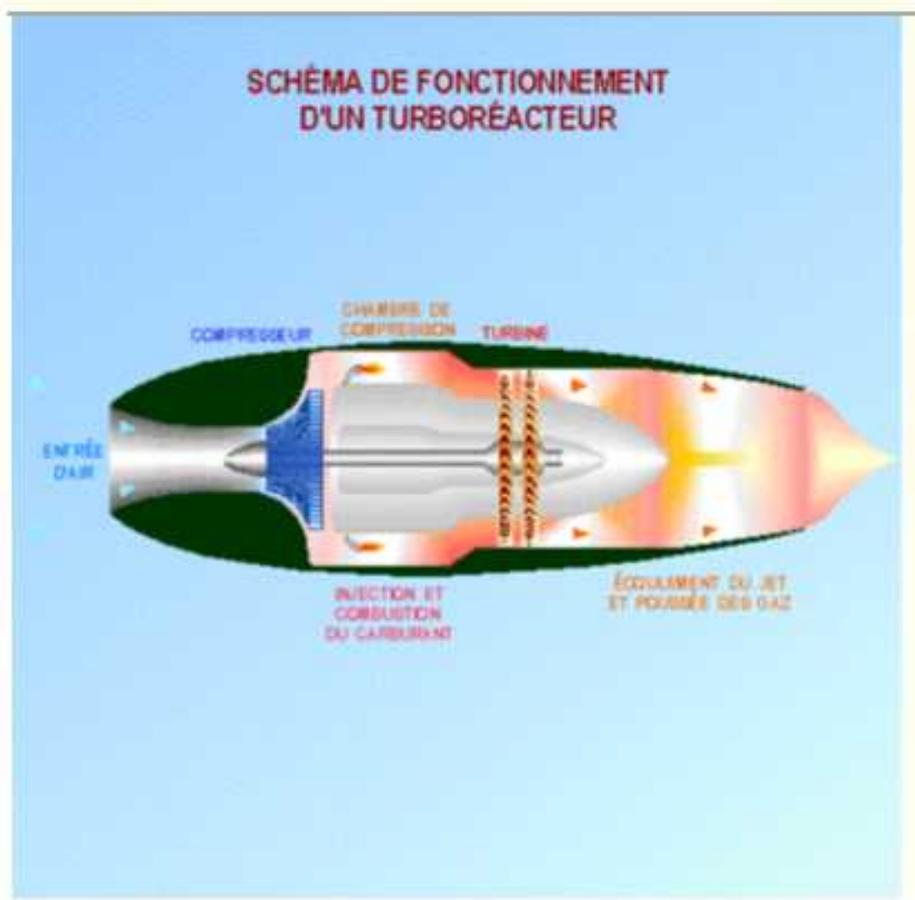
Support de Cours

Mécanique de Propulsion

Destiné aux Etudiants de la 2^{ème} Année master Mécanique Energétique

Chapitre IV : Moteur d'aviation « Turboréacteur »

Elaboré par : Dr. ZEGHBID Ilhem



Année universitaire 2023-2024

IV.1 Principe de fonctionnement

L'air provenant de l'atmosphère rentre dans le diffuseur du Turboréacteur. Sa vitesse diminue et sa pression statique augmente

- L'air sortant du diffuseur est comprimé en traversant le compresseur rotatif.
- L'air à haute pression se mélange dans la chambre de combustion avec un carburant approprié. Une combustion est réalisée et le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante.
- Les gaz de combustion fortement chauffés sont ensuite détendus en traversant la turbine.
- La puissance mécanique produite par la turbine est juste suffisante pour l'entraînement du compresseur, la pompe de carburant et d'autres accessoires.
- Les gaz chauds sortant de la turbine traversent ensuite la tuyère pour une deuxième détente et sortent à l'atmosphère à très grande vitesse.
- En raison de l'injection des gaz à très grande vitesse une réaction ou une force de poussée est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.

IV.2 Eléments constructifs d'un engin Turboréacteur

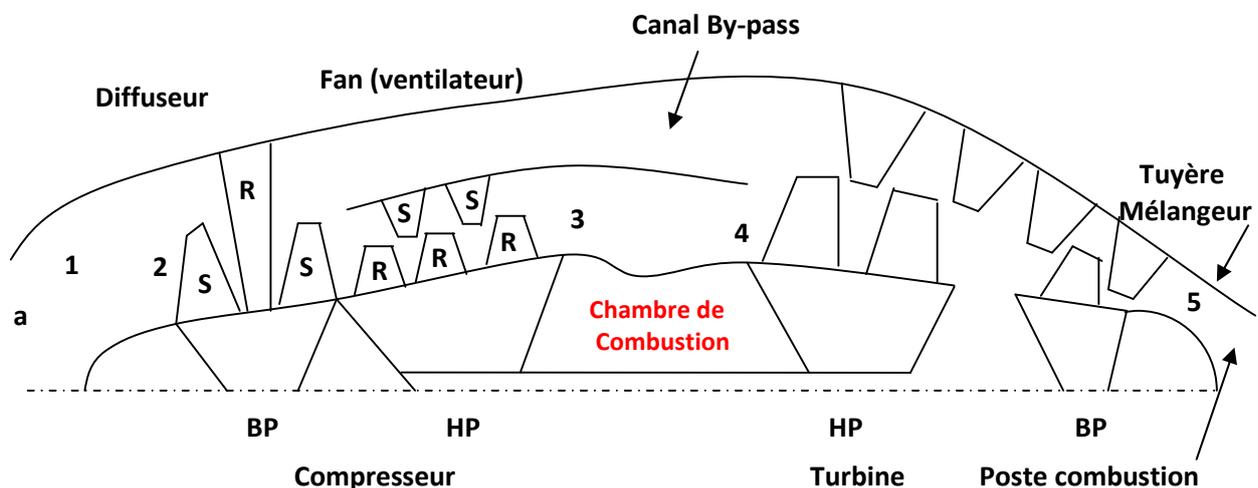


Figure IV.1 Description générale d'un engin d'aviation.

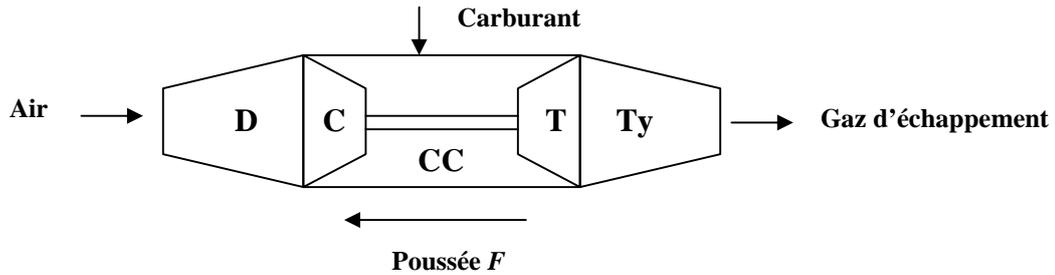


Figure IV.2 Schéma d'un Turboréacteur.

- Le turboréacteur se compose de :

- Diffuseur (D).
- Compresseur rotatif (C).
- Chambre de combustion (CC).
- Turbine (T).
- Tuyère d'échappement (Ty).

On se propose dans cette section de définir les différentes grandeurs thermodynamiques à travers les différents composants d'un Turboréacteur.

1. Diffuseur

Le rôle d'un diffuseur est de ralentir le fluide tout en augmentant sa pression.

En dehors du diffuseur, l'enthalpie totale reste constante $h_{t1} = h_{ta}$

1^{er} principe de la thermodynamique : $\delta\dot{Q} + \delta\dot{W} = d$

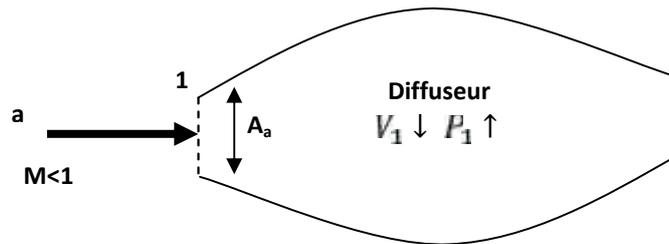


Figure III.3 Schéma d'un Diffuseur.

Pour un gaz parfait $T_{t1} = T_t$

Puisque l'écoulement est isentropique, donc ; $P_{t1} = P_t$

On introduit les définitions des grandeurs d'état :

$$\frac{T_t}{T_u} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2 \dots\dots\dots IV.1$$

Aussi pour les écoulements isentropiques, on a :

$$\frac{T_t}{T_u} = \left[\frac{P_t}{P_u} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots\dots\dots IV.2$$

Alors :
$$\frac{P_t}{P_u} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2 \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots\dots\dots\text{IV.3}$$

Puisque le diffuseur est adiabatique : $T_{t2} = T_{t1}$

Aussi : l'écoulement est isentropique : $P_{t2} = P_{t1}$

Donc pour un diffuseur idéal :

$$\frac{T_{t2}}{T_u} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2 \dots\dots\dots\text{IV.4}$$

$$\frac{P_{t2}}{P_u} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2 \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots\dots\dots\text{IV.5}$$

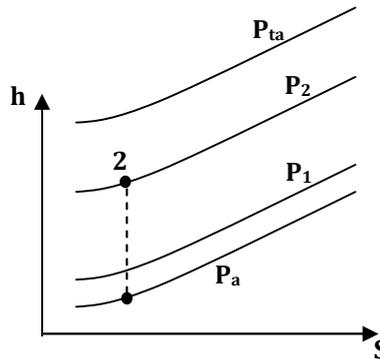


Figure IV.4 diagramme h-S pour un Diffuseur idéal.

2. Compresseur

Il est constitué de 5 à 25 stators et rotor par étage. Le rapport de pression total augmente à travers le compresseur.

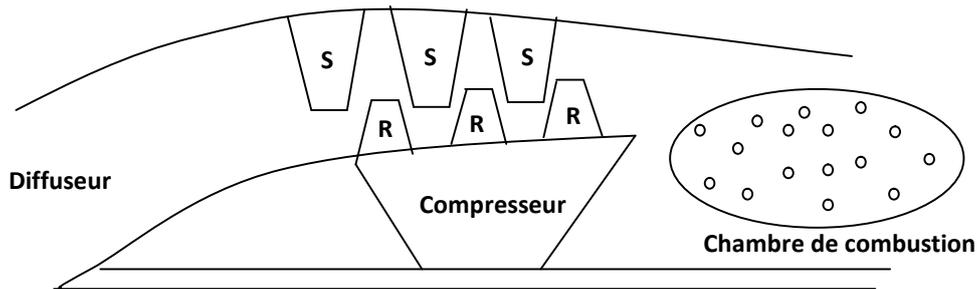


Figure IV.4 Schéma d'un Compresseur.

Le brûleur a besoin d'une très grande pression à l'entrée (sortie du compresseur) pour que la combustion soit stable. On peut définir deux quantités pour le compresseur :

Rapport de pression totale et température totale à travers le compresseur (l'état 2 à 3)

$$\pi_C = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}, \quad \tau_C = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \dots\dots\dots\text{IV.6}$$

Puisque l'écoulement est isentropique à travers un compresseur idéal, on peut écrire :

$$\pi_c = [T_c]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \dots\dots\dots IV.7$$

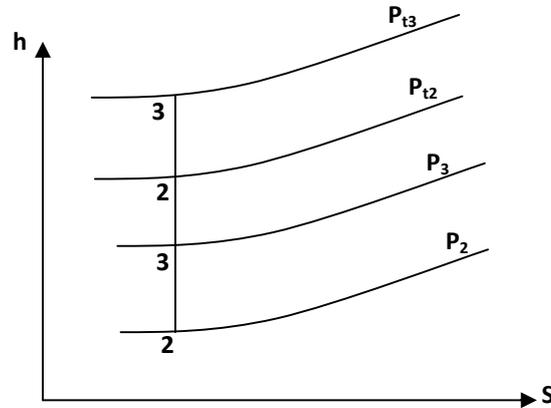


Figure IV.5 diagramme h-S pour un Compresseur idéal.

3. Fan (Ventilateur)

On définit le rapport de contournement « α » :

$$r = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}}$$

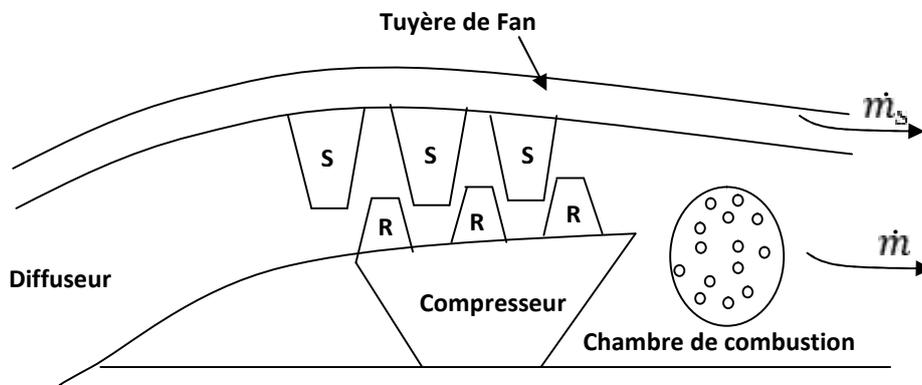


Figure IV.6 Schéma d'un Fan.

\dot{m}_s : Débit secondaire à travers le Fan

\dot{m} : Débit primaire à travers le noyau central

On définit aussi le rapport des pressions et températures totales :

$$\pi_f = \frac{P_{t7}}{P_{t2}}, \text{ (Varie de 0.5 à 9)}$$

$$\tau_f = \frac{T_{t2}}{T_{t2}}$$

Lorsque l'écoulement est isentropique, le Fan est idéal :

$$\pi_f = [\tau_f]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots\text{IV.8}$$

4. Turbine

Comme le compresseur, la Turbine est constituée d'une série de stator et rotor. La puissance est délivrée à partir d'un fluide, la température et la pression totales, diminuent du faite que l'énergie est délivrée à travers le fluide.

On définit deux quantités : $\pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$, $\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}}$

Pour une turbine idéale, l'écoulement est isentropique :

$$\pi_t = [\tau_t]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

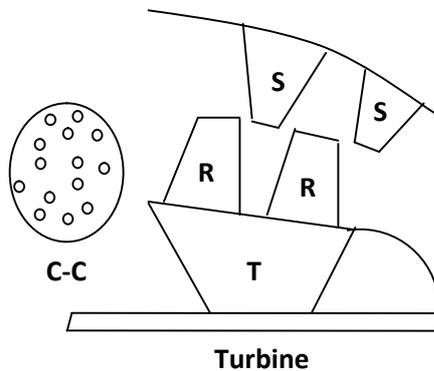


Figure IV.7 Schéma d'une Turbine.

5. Axe (Arbre)

Dans tous les engins, le travail reçu par la turbine est délivré au compresseur pour le cas d'un Turboréacteur à simple flux, est délivré au compresseur et ventilateur lorsqu'il s'agit d'un Turbofan (Turboréacteur à double flux).

Turboréacteur : $W_T = W_C$

Turbofan : $W_T = W_C + W_F$

Pour un cas idéal (sans frottement) :

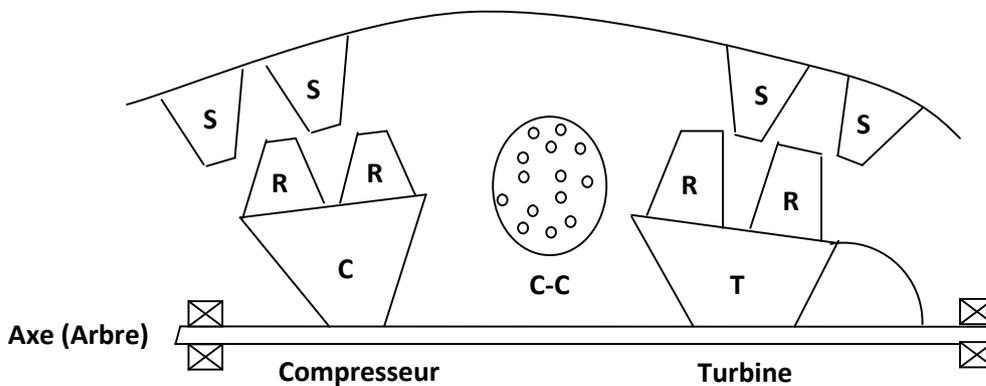


Figure IV.7 Schéma d'une Turbine.

$$\underbrace{\dot{m} C_p (T_{t4} - T_{t5})}_{\text{Turbine}} = \underbrace{\dot{m} C_p (T_{t3} - T_{t2})}_{\text{Compresseur}} + \underbrace{\dot{m}_s C_p (T_{t7} - T_{t2})}_{\text{Fan}} \dots \text{IV.9}$$

1. Chambre de combustion

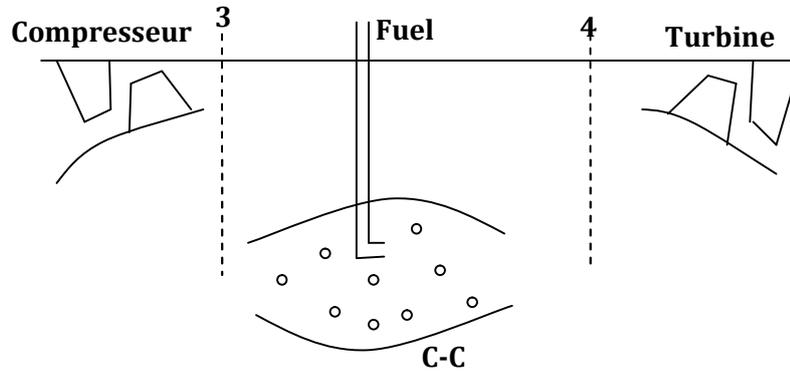


Figure IV.8 Schéma d'un Brûleur.

L'évolution entre 3 et 4, et à pression constante pour un cas idéal, le processus est irréversible. Appliquant le 1^{er} principe de la thermodynamique :

$$\dot{Q} - P = \Delta h$$

Où, \dot{Q} : l'énergie additionnée au fluide par la combustion

P : puissance délivrée par le fluide.

Δh : Taux de variation de l'enthalpie totale du fluide, elle contient :

- Le passage de l'air à travers le brûleur
- Injection du fluel dans le brûleur (la chambre de combustion)

Dans le brûleur P=0

$$\dot{m}_f \Delta H = \dot{m} (C_p T_{t4} - C_p T_{t3}) + \dot{m}_f (C_{p_f} T_{t4} - C_{p_f} T_{t3}) \dots \text{IV.10}$$

C_{p_f} : Chaleur spécifique du fuel

T_{t4} : Température totale de sortie des produits de combustion

T_{t3} : Température totale de l'air

\dot{m}_f : Débit du fuel

On définit :

$$\tau_D = \frac{T_{t4}}{T_{t3}}$$

On a :

$$\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}} \Delta H = C \cdot T_{t3} [\tau_D - 1] + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}} C \cdot T_{t3} \left(\tau_D - \frac{C_f}{C} \right) \dots \dots \dots \text{IV.11}$$

On suppose que : $T_t = T_{t3}$

Pour un engin sans poste-combustion : $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}}$

Pour tous les engins, cette quantité est très petite, de l'ordre de 0.02.

Pour le cas idéal, \dot{m}_f est négligeable.

En résolvant l'équation III.11, on obtient :

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m} C \cdot T_{t3} [\tau_D - 1]}{\Delta H} \dots \dots \dots \text{IV.12}$$

2. Post-Combustion

La température maximale fournie par la chambre de combustion est limitée, il est possible de réaliser une deuxième combustion par l'injection du carburant dans les gaz chauds sortant de la turbine. Cela permet d'augmenter d'avantage la température de gaz et obtenir une puissance supplémentaire. Cette dernière peut être utilisée lors de décollage.

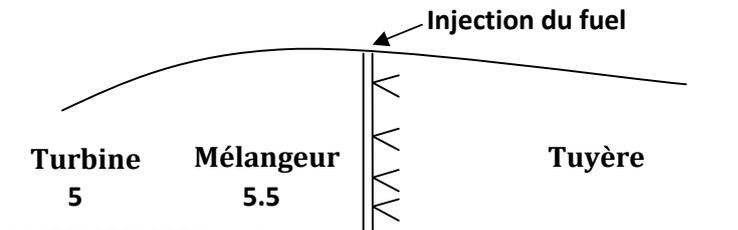


Figure IV.9 Schéma du Post-Combustion.

$$\dot{m}_{f_{P-C}} \Delta H = \dot{m}_{5.5} (C \cdot T_{t6} - C \cdot T_{t5.5}) + \dot{m}_{f_{P-C}} (C \cdot T_{t6} - C_{f_{P-C}} \cdot T_{t_{P-C}}) \dots \dots \dots \text{IV.13}$$

$\dot{m}_{f_{P-C}}$: Débit du fuel injecté dans la post-combustion.

$\dot{m}_{5.5}$: Débit massique des gaz entrants dans la post-combustion.

On définit aussi : $\tau_{P-C} = \frac{T_{t6}}{T_{t5.5}}$

On a :

$$\frac{\dot{m}_{f_{P-C}}}{\dot{m}_{5.5}} \Delta H = C \cdot T_{t5.5} \cdot (\tau_{P-C} - 1) + \frac{\dot{m}_{f_{P-C}}}{\dot{m}_{5.5}} C \cdot T_{t5.5} \cdot \left[\tau_{P-C} - \frac{C_{f_{P-C}}}{C} \right] \dots \dots \dots \text{IV.14}$$

Le rapport $\frac{\dot{m}_{f_{P-C}}}{\dot{m}_{5.5}}$ est négligeable.

En résolvant l'équation précédente pour $m_{f_{P-C}}$, on obtient :

$$m_{f_{P-C}} = \frac{m_{5.5} \cdot C \cdot T_{t5.5} [\gamma_{P-C} - 1]}{\Delta H} \dots\dots\dots \text{IV.15}$$

Le rapport du débit de fuel sur le débit de l'air est donné par :

$$f_{P-C} = \frac{m_{f_{P-C}}}{\dot{m}} \dots\dots\dots \text{IV.16}$$

Aussi le taux de compression :

$$\pi_{P-C} = \frac{P_{t6}}{P_{t5.5}} \dots\dots\dots \text{IV.17}$$

Pour le cas idéal, la pression reste constante : $P_{t6} = P_{t5.5}$ (pas de perte de charge dans la post-combustion).

3. Tuyère

Elle sert à convertir les températures et les pressions des gaz à des vitesses élevées, qui produisent la poussée.

On considère la température totale à la sortie :

$$T_{t8} = T_8 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right] \dots\dots\dots \text{IV.18}$$

Pour le cas idéal (tuyère adaptée), on a :

$$T_{t8} = T_{t6}$$

$$T_{t6} = T_8 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right]$$

La pression à la sortie est donnée par la relation suivante :

$$P_{t8} = P_8 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{IV.19}$$

$P_{t6} = P_{t8}$ (Conditions isentropique)

$$P_{t6} = P_8 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{IV.20}$$

Toujours pour le cas idéal, on suppose que la tuyère est adaptée :

Pression à la sortie=Pression ambiante (atm)

$(P_8 = P_u)$

Donc : $P_{t6} = P_u \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{IV.21}$

On calcul la vitesse de sortie de la tuyère :

$$U_8 = M_8 \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_8} \dots\dots\dots \text{IV.22}$$

8.1 Tuyère de Fan (Ventilateur)

$$T_{t9} = P_9 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{IV.23}$$

$T_{t9} = T_{t7}$ (Isentropique et adiabatique)

$$P_{t9} = P_9 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{IV.24}$$

$P_{t9} = P_7$ (Isentropique)

$P_9 = P_a$ (Cycle idéal, la tuyère est adaptée)

$$U_9 = M_9 \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_9} \dots\dots\dots \text{IV.25}$$

IV.3 Turboréacteur

1. Sans post-combustion

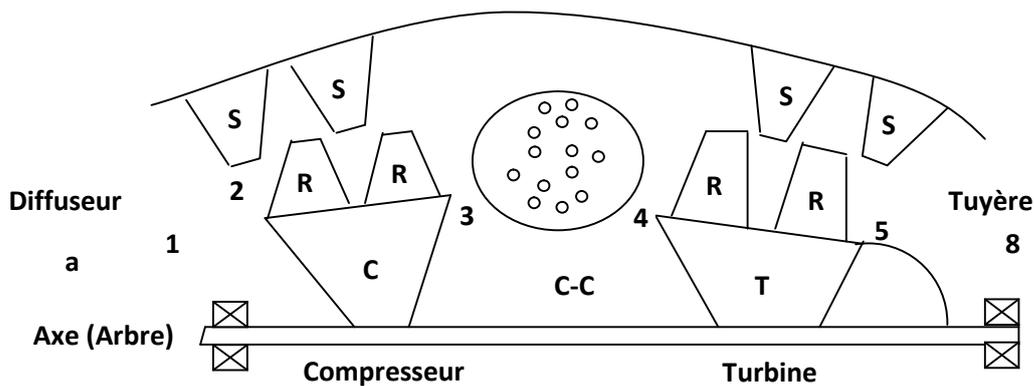


Figure IV.10 Turboréacteur sans Post-Combustion.

Position (a) : air libre

Position (1) : entrée de diffuseur

Position (2) : sortie diffuseur, entrée compresseur

Position (3) : sortie compresseur, entrée C-C

Position (4) : sortie C-C, entrée Turbine

Position (5) : sortie Turbine, entrée tuyère

Position (8) : sortie tuyère

Evolutions :

(a) à (1) à (2) : évolution isentropique

(2) à (3) : compression isentropique

(3) à (4) : compression isobare

(4) à (5) : détente isentropique

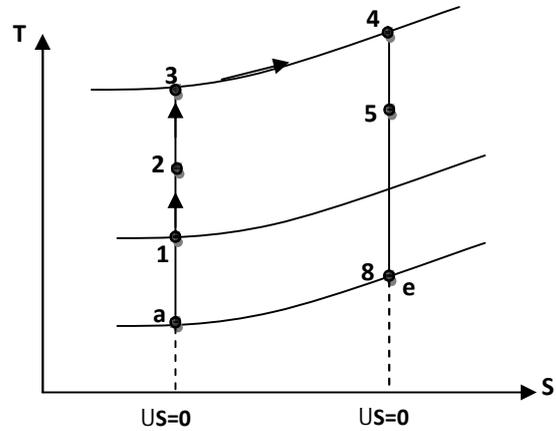


Figure IV.11 Cycle de Turboréacteur sans P-C.

Pour un cycle idéal : $P_8 = P_e = P_a$, $\dot{m}\eta_f$ est négligeable :

$$\frac{F}{\dot{m}U_a} = \left(\frac{U_8}{U_0} - 1 \right) \dots\dots\dots \text{IV.26}$$

Le diffuseur et la tuyère sont adiabatiques : $T_{t2} = T_t$; $T_{t8} = T_{t5}$

$$T_{t8} = T_a \cdot \frac{T_t}{T_a} \cdot \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \cdot \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \cdot \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \dots\dots\dots \text{IV.27}$$

Donc :

$$T_{t8} = T_a \cdot \frac{T_t}{T_a} \cdot \tau_c \cdot \tau_b \cdot \tau_t \dots\dots\dots \text{IV.28}$$

Avec τ_c : Rapport de température dans le compresseur

τ_b : Rapport de température dans la chambre de combustion

τ_t : Rapport de température dans la turbine

On a aussi : $P_{t2} = P_t$; $P_{t8} = P_{t5}$ (évolution isentropique)

Donc :

$$P_{t8} = P_a \cdot \frac{P_t}{P_a} \cdot \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \cdot \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \cdot \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \dots\dots\dots \text{IV.27}$$

On sait que : $P_{t3} = P_{t4}$ (combustion isobare)

$$P_{t8} = P_a \cdot \frac{P_t}{P_a} \cdot \pi_c \cdot \pi_t \dots\dots\dots \text{IV.28}$$

π_c : Rapport de compression du compresseur

π_t : Rapport de détente de la turbine

On a : $P_8 = P_u$

L'équation précédente combinée avec l'équation suivante : $P_{t8} = P_8 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Donne : $1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 = \left[\frac{P_t}{P_u} \cdot \pi_C \cdot \pi_t \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$$\pi_C = \tau_C^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}; \pi_t = \tau_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}; \frac{P_t}{P_u} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2 \right]$$

$$\text{On a : } \frac{T_{t8}}{T_u} = \left[\frac{\frac{T_t}{T_u} \cdot \tau_C \cdot \tau_t \cdot \tau_t}{\left(\frac{P_t}{P_u} \cdot \pi_C \cdot \pi_t \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \dots\dots\dots \text{IV.29}$$

Ce qui donne :

$$\frac{T_{t8}}{T_a} = \tau_b$$

$$\frac{U_8}{U_a} = \frac{M_8 \cdot a_8}{M_a \cdot a_a} = \frac{M_8 \cdot \sqrt{T_8}}{M_a \cdot \sqrt{T_a}}$$

$$M_8^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\frac{T_t}{T_u} \cdot \tau_C \cdot \tau_b - 1 \right]; \quad M_a^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\frac{T_t}{T_u} - 1 \right]$$

$$\frac{U_8}{U_a} = \sqrt{\tau_b \cdot \frac{\frac{T_t}{T_u} \cdot \tau_C \cdot \tau_t - 1}{\frac{T_t}{T_u} - 1}} \dots\dots\dots \text{IV.30}$$

Donc :

$$\frac{F}{\dot{m} U_a} = M_a \left[\sqrt{\tau_b \cdot \frac{\frac{T_t}{T_u} \cdot \tau_C \cdot \tau_t - 1}{\frac{T_t}{T_u} - 1}} - 1 \right] \dots\dots\dots \text{IV.31}$$

On détermine: $\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}}$

A partir de la relation suivante : $\dot{m} \cdot C_p (T_{t3} - T_{t2}) = \dot{m} \cdot C_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (W_T = W_C)$

On tire : $\tau_t = 1 - \frac{T_t}{T_u} \cdot \frac{T_u}{T_{t4}} \cdot (\tau - 1)$

$$\frac{F}{\dot{m} U_a} = M_a \left[\sqrt{\left[\frac{\frac{T_t}{T_u}}{\frac{T_t}{T_u} - 1} \right] \cdot \left[\frac{T_{t4}}{T_u} \cdot \frac{T_u}{T_t} \cdot \frac{1}{\tau_C} - 1 \right] \cdot [\tau_C - 1] \cdot \left[\frac{\frac{T_{t4}}{T_u}}{\frac{T_t}{T_u} \cdot \tau_C} \right] - 1} \right] \dots\dots\dots \text{IV.32}$$

T_{t4} : Température totale à la sortie de C-C (température maximale du cycle).

2. Avec post-combustion

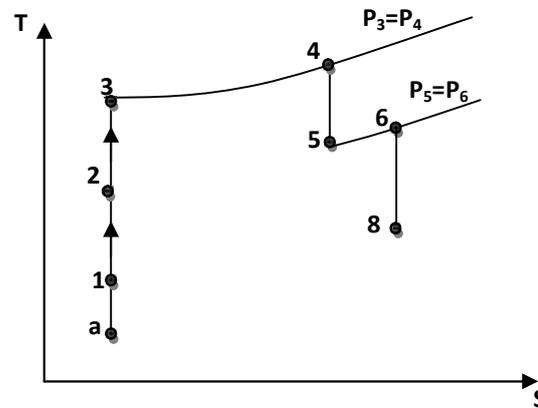


Figure IV.12 Cycle idéal d'un Turboréacteur avec P-C

$$T_{t8} = T_a \cdot \frac{T_t}{T_a} \cdot \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \cdot \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \cdot \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \cdot \frac{T_{t6}}{T_{t5}} \dots \text{IV.33}$$

$$T_{t8} = T_{t6}$$

$$T_{t8} = T_a \cdot \frac{T_t}{T_a} \cdot \tau_c \cdot \tau_D \cdot \tau_t \cdot \tau_{P-C}$$

τ_{P-C} : Rapport de température de la post-combustion

$$\frac{T_8}{T_a} = \tau_D \cdot \tau_{P-C}$$

$$\frac{U_8}{U_a} = \sqrt{\tau_D \cdot \tau_{P-C} \frac{\frac{T_t}{T_a} \cdot \tau_c \cdot \tau_t - 1}{\frac{T_t}{T_a} - 1}} \dots \text{IV.34}$$

$$\frac{U_8}{U_a} = \sqrt{\frac{T_{t6}}{T_a} \left[\frac{1 - \frac{1}{\frac{T_t}{T_a} \cdot \tau_c \cdot \tau_t}}{\frac{T_t}{T_a} - 1} \right]}$$

De l'équation d'énergie reçue durant la combustion on a:

$$(\dot{m}_f + \dot{m}_{f_{P-C}})\Delta H = \dot{m} \cdot C (T_{t4} - T_{t3} + T_{t6} - T_{t5}) \quad (W_T=W_C)$$

$$T_{t3} - T_{t2} = T_{t4} - T_{t5}$$

$$\frac{F}{\dot{m}U_a} = M_a \sqrt{\left[\frac{\frac{T_{t6}}{T_a}}{\frac{T_t}{T_a} - 1} \right] \cdot \left[1 - \frac{\frac{T_{t4} \cdot T_a}{T_a \cdot T_t}}{\tau_c \cdot \left(\frac{T_{t4} - T_t}{T_a} (\tau_c - 1) \right)} \right]} - 1 \dots \text{IV.35}$$

IV.4 Statoréacteur

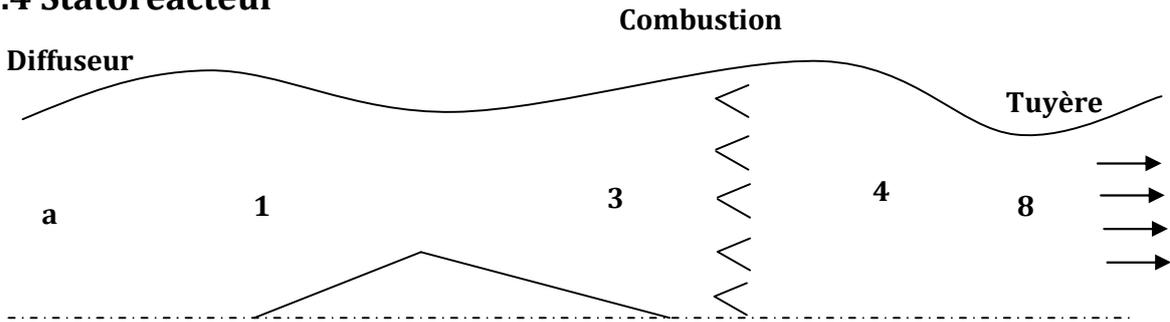


Figure IV.13 Statoréacteur

Le Statoréacteur ne contient aucun organe mobile.

La position (a) : ambiante

La position (1) : entrée diffuseur.

La position (3) : sortie diffuseur, entrée chambre de combustion

La position (4) : sortie chambre de chambre de combustion, entrée tuyère

La position(8) : sortie tuyère

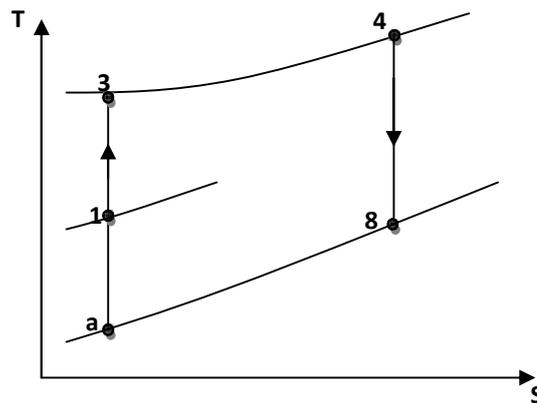


Figure IV.14 Cycle idéal d'un Statoréacteur.

- Les évolutions de (a) à (1) à (3) est une compression isentropique.
- L'évolution (3) à (4) est une combustion isobare.
- L'évolution (4) à (8) est une détente isentropique.

$$F = \dot{m}(U_e - U_u) + A_e(P_e - P_u)$$

Pour un cycle idéal, on sait que : $P_e = P_u$

Donc :

$$\frac{F}{\dot{m} \cdot U_u} = \left(\frac{U_e}{U_u} - 1 \right) \dots \dots \dots \text{IV.36}$$

On connu le débit \dot{m} à travers l'engin, V_a est la vitesse du vol, A_e section d'entrée et U_e vitesse de sortie :

$$\frac{F}{\dot{m} \cdot U_a} = \left(\frac{U_B}{U_a} - 1 \right)$$

$$\frac{U_B}{U_a} = \frac{M_B \cdot a_B}{M_a \cdot a_a} = \frac{M_B \sqrt{\gamma \cdot T_B}}{M_a \sqrt{\gamma \cdot T_a}} = \frac{M_B \sqrt{T_B}}{M_a \sqrt{T_a}} \dots \dots \dots \text{IV.37}$$

- M_B : Nombre de Mach à la sortie
- M_a : Nombre de Mach au vol
- T_B : Température statique à la sortie
- T_a : Température statique ambiante

- **Compression isentropique** : $\frac{P_t}{P_a} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$
- **Détente isentropique** : $\frac{P_{tB}}{P_B} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_B^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$$P_B = P_a; \quad \frac{P_t}{P_a} = \frac{P_{tB}}{P_a} = \frac{P_{tB}}{P_B}$$

On a: $P_t = P_{t1} = P_{t3} = P_{t4} = P_{t8}$; $M_a = M_B$

L'équation IV.37 devient : $\frac{U_B}{U_a} = \frac{\sqrt{T_B}}{\sqrt{T_a}}$ et $\frac{T_{tB}}{T_t} = \frac{T_B}{T_a} \cdot \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_B^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2} \rightarrow \frac{T_{tB}}{T_t} = \frac{T_B}{T_a}$

Les évolutions de (a) à (3) et de (4) à (8) sont adiabatiques :

$$T_{t3} = T_t$$

$$T_{t8} = T_{t4}$$

$$\frac{T_{tB}}{T_t} = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \tau_b \dots \dots \dots \text{IV.38}$$

$$\frac{F}{\dot{m} \cdot U_a} = \left(\sqrt{\tau_b} - 1 \right) \dots \dots \dots \text{IV.39}$$

• **Consommation Spécifique**

On définit la consommation spécifique comme suit :

$$T = \frac{\dot{m}_f}{F} \dots \dots \dots \text{IV.40}$$