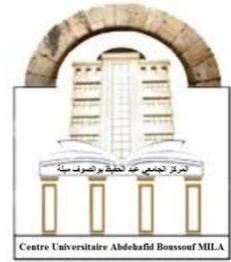


République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministre de l'Enseignement Supérieur et de la  
Recherche Scientifique  
**Centre Universitaire Abdel Hafid Boussouf**  
**Mila**



# Support de Cours

## Mécanique de Propulsion

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

### Chapitre I : Principe de Propulsion

Elaboré par : **Dr. ZEGHBID Ilhem**



Année universitaire 2020-2021

## I.1 Introduction

Une des lois fondamentales de la mécanique est le principe de l'action et de la réaction. Toute action s'accompagne d'une réaction, égale et directement opposée à l'action. Reste à définir l'action, ce qui est facile pour les corps immobiles, mais moins pour les corps en mouvement, comme c'est le cas des véhicules propulsés par l'action d'un moteur.

La propulsion est un déplacement autre que le simple asservissement aux forces naturelles, que sont les vents, les courants, la pesanteur, l'énergie solaire, le champ magnétique, .....etc. La propulsion est donc une victoire sur l'insuffisance des forces naturelles. Un propulseur à réaction prélève du fluide à l'avant du propulseur et la rejette vers l'arrière avec une quantité de mouvement accrue.

## I.2 Classification des propulseurs

Les systèmes propulsifs peuvent être classés en deux catégories, suivant la nature du fluide moteur : air ou ergols (combustible). Le système sera donc aérobie ou anaérobie. Dans ces deux cas de figures, la propulsion se fait par réaction directe (fusée, turbo et stato réacteur), c'est-à-dire par poussée des gaz éjectés dans la tuyère, soit par réaction indirecte (turbo propulseur, turbine d'hélicoptère), c'est-à-dire par action motrice sur une hélice.

### I.2.1 Systèmes Aérobies

Dans ce cas, la réaction se fait entre l'air et le combustible embarqué. Dans cette catégorie, on distingue les familles suivantes :

- **Turboréacteur** : il s'agit, dans sa forme générale, d'une architecture de turbine à gaz associée à une tuyère. La propulsion se fait par réaction directe.
- **Turbo propulseur** : la turbine à gaz actionne une hélice (ou une pale, il s'agit d'un hélicoptère) il s'agit donc d'un système de propulsion indirecte.
- **Statoréacteur** : la combustion se déroule dans un foyer tubulaire de section constante et résulte de l'injection d'un kérosène dans un flux d'air. La génération d'un système d'ondes à l'entrée du diffuseur implique une vitesse initiale de l'engin. Le fonctionnement de ce propulseur ne peut donc se faire que s'il est lancé.

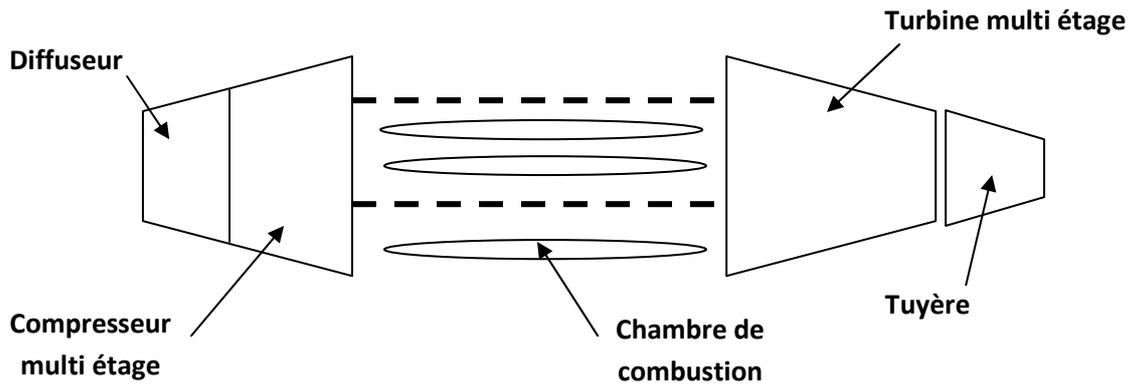


Figure I.1 Turboréacteur.

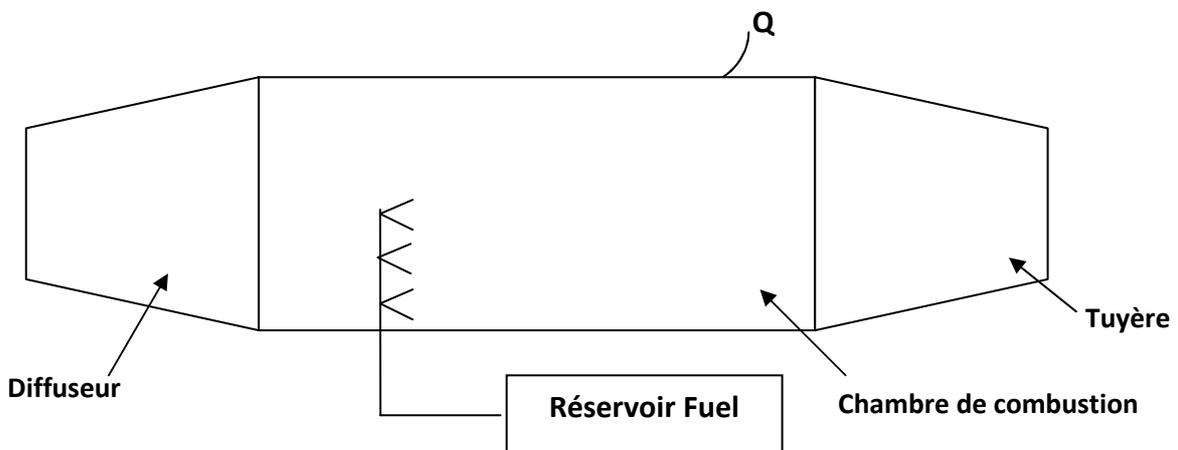


Figure I.2 Statoréacteur.

Pour ces machines, l'énergie thermique du carburant est transformée en énergie cinétique dans l'ensemble chambre de combustion-Tuyère est en énergie mécanique pour la structure de l'engin. Dans le cadre de l'hélice, l'énergie thermique du carburant est transformée en énergie mécanique, puis en énergie cinétique par l'hélice.

### I.2.2 Systèmes Anaérobies

On classera dans cette catégorie le moteur fusée (à combustible solide poudre, à combustible liquide, ou hybride)

## I.3 Cycles

### I.3.1 Cycle de Brayton

Le cycle de Brayton est la base du fonctionnement d'une turbine à gaz. Un moteur à réaction fonctionne avec un cycle ouvert, que signifie que le gaz frais est aspiré dans le compresseur et que les produits de la combustion est évacués à travers une turbine.

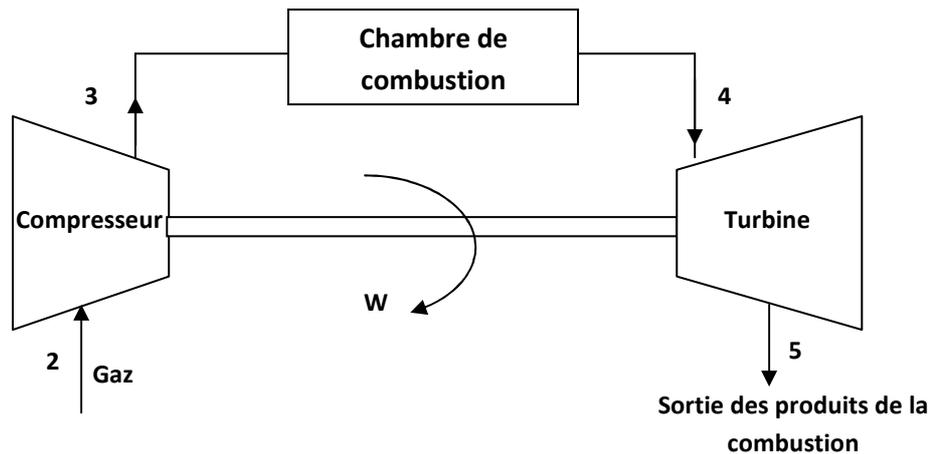


Figure I.3 Géométrie du cycle de Brayton ouvert.

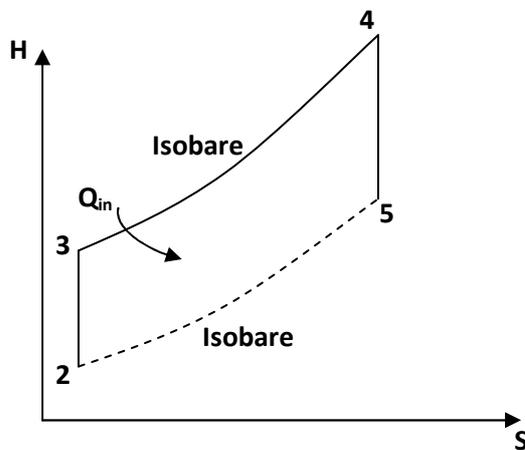


Figure I.4 diagramme H-S d'un cycle de Brayton

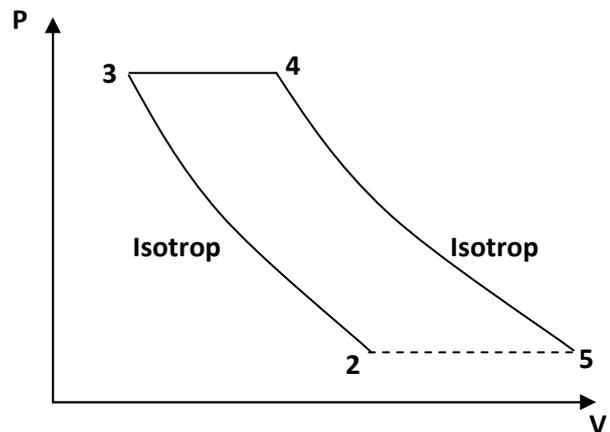


Figure I.5 diagramme P-V d'un cycle de Brayton

Il se compose d'un compresseur, chambre de combustion, turbine. Il est importante de se noter que le compresseur et la turbine ont le même axe (arbre), et donc la puissance est extraite du fluide par la turbine et utilisé pour entraîner le compresseur. Voir aussi les figures 4 et 5 H-S et P-V pour le cycle de Brayton. Le processus de compression, au

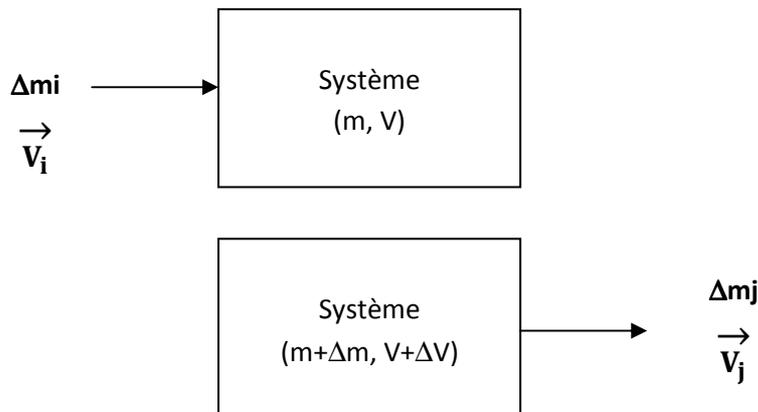
cours duquel le travail est effectué sur l'élément et la pression et l'enthalpie augmente idéalement de manière isentropique (à une valeur constante de la pression et de l'enthalpie). Le processus de combustion, dans lequel un combustible brûle avec l'air, augmente significativement l'enthalpie de 3 à 4, et le processus (3 à 4) est idéalement isobare.

## I.4 Cycles

### I.4.1 Bilan de quantité de mouvement

On considère un système qui à l'instant  $t$ , a une masse  $m$  (Figure I.6) et, à l'instant  $t+\Delta t$ , une masse  $m+\Delta m$ . Ce système reçoit un flux de masse  $\Delta m_i$  à l'instant  $t$  et éjecte un flux  $\Delta m_j$  à l'instant  $t+\Delta t$ , ce qui conduit

A un accroissement  $\Delta V$  de sa vitesse durant l'intervalle  $\Delta t$ , on adoptera comme convention que  $\Delta m_i > 0$  (masse captée) et  $\Delta m_i < 0$  (masse éjectée).



**Figure I.6 Bilan de quantité de mouvement.**

Dans ces conditions, la variation de la quantité de mouvement s'écrit :

$$\Delta QM|_t^{t+\Delta t} = \sum F \Delta t \dots\dots\dots I.1$$

$$\text{Avec } \sum \vec{F} = \vec{F}_p + \vec{F}_e + \vec{F}_1 + \vec{F}_{pes} \dots\dots\dots I.2$$

Où  $\vec{F}_p, \vec{F}_e, \vec{F}_1$  et  $\vec{F}_{pes}$  désignent respectivement les forces de pression hydrostatique (agissant sur les entrées et les sorties du système), externe ou trainée (action du fluide

sur les parois internes du propulseur) et de pesanteur (on considérera cette dernière comme négligeable).

La variation de quantité de mouvement entre l'instant  $t$  et  $t+\Delta t$  s'écrira :

$$\Delta QM|_t^{t+\Delta t} = QM_{t+\Delta t} - QM_t = (m + \Delta m)(V + \Delta V) + \sum_j \Delta m_j V_j - \sum_i \Delta m_i V_i - mV \dots\dots\dots I.3$$

Ceci s'écrit, au premier ordre :

$$\Delta QM|_t^{t+\Delta t} = m\Delta V + V\Delta m + \sum_j \Delta m_j V_j - \sum_i \Delta m_i V_i \dots\dots\dots I.4$$

Le deuxième terme de l'équation (4) vaut 0 car la masse de l'engin est invariante. On obtient ainsi, finalement, en regroupant les équations (1) et (4) :

$$\frac{\Delta QM|_t^{t+\Delta t}}{\Delta t} = m \frac{\Delta V}{\Delta t} + \sum_j \frac{\Delta m_j}{\Delta t} V_j - \sum_i \frac{\Delta m_i}{\Delta t} V_i \dots\dots\dots I.5$$

En terme de force agissantes, on aura :  $\sum F = m \frac{dV}{dt} - P_R \dots\dots\dots I.6$

On désignera par force réactive, ce terme :

$$P_R = \sum_i \frac{\Delta m_i}{\Delta t} V_i - \sum_j \frac{\Delta m_j}{\Delta t} V_j \dots\dots\dots I.7$$

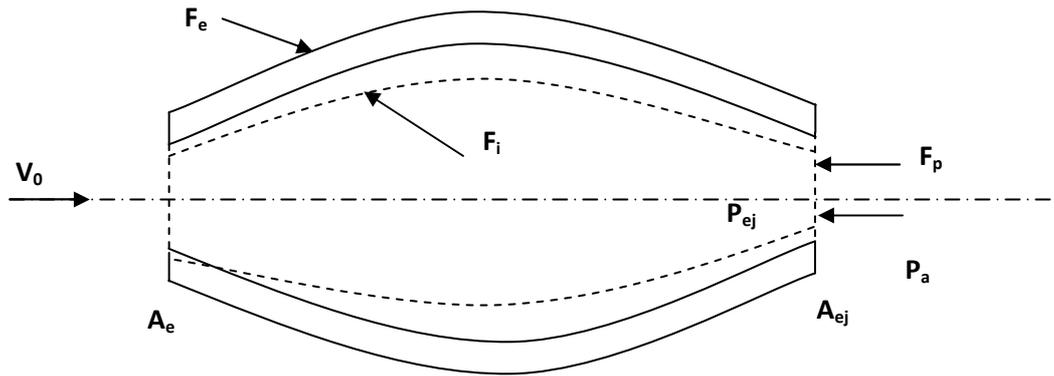
Soit finalement, la poussée  $P$  résultante des forces internes :

$$P = F_i = -F_p - P_R + m \frac{dV}{dt} - F_e \dots\dots\dots I.8$$

**I.4.2 Calcul de la poussée nette et brute**

On va maintenant formuler plus précisément la représentation physique des termes de l'équation (I.8). On représentera un profil tel que celui de la Figure I.7 placé dans un écoulement à vitesse  $V_0$  et dans un environnement à la pression  $P_a$ . La résultante des forces hydrostatiques qui s'exercent sur l'entrée de section  $A_e$  et à l'éjection de section  $A_{ej}$ , s'écrit, tenant compte du sens de leur application sur la surface de contrôle :

$$F_p = (P_a - P_a) \cdot A_e - (P_{ej} - P_a) \cdot A_{ej} = -(P_{ej} - P_a) \cdot A_{ej} \dots\dots\dots I.9$$



**Figure I.7 Schéma de la poussée nette.**

La poussée, décrite par l'équation (I.8) s'écrit donc,

$$P = (P_{ej} - P_a)A_{ej} - P_R + m \frac{dV}{dt} - F_e \dots\dots\dots I.10$$

Ou  $P_R$  est calculé à l'aide de l'équation (I.7). On désignera par poussée nette la somme des deux premiers termes :

$$P_{nette} = (P_{ej} - P_a)A_{ej} - P_R \dots\dots\dots I.11$$

La poussée nette qu'on notera par  $F$ , dans le cas d'un moteur aérobie, tel que schématisé sur la Figure I.7, on écrira donc :

$$F = (P_{ej} - P_a)A_{ej} + \dot{m}_{ej}V_{ej} - \dot{m}_a V_0 \dots\dots\dots I.12$$

On désignera par la poussée brute la poussée exercée en l'absence de vitesse d'air à l'entrée ( $V_0=0$ ). Il s'agit d'un propulseur au point fixe (ou d'un moteur de fusée). Dans ce cas, la relation (I.12) s'écrira :

$$F = (P_{ej} - P_a)A_{ej} + \dot{m}_{ej}V_{ej} \dots\dots\dots I.13$$

### **I.5 Puissance de propulsion**

C'est le travail effectué par la force  $F$  :

$$P_p = \dot{W} = nF \cdot V_e \dots\dots\dots I.14$$

Avec  $n$  nombre de propulseur dans l'avion et  $V_e$  la vitesse de vol.

### I.5.1 Puissance dynamique

C'est la puissance produite par la combustion d'un carburant de pouvoir calorifique inférieur  $P_c^i$

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}(\dot{m}_a + \dot{m}_c)V_s^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_a V_e^2 \dots\dots\dots I.15$$

### I.5.2 Puissance thermique (calorifique)

C'est la puissance produite par la combustion d'un carburant de pouvoir calorifique inférieur  $P_c^i$

$$P_{th} = \dot{Q} = \dot{m}_c \cdot P_c^i \dots\dots\dots I.16$$

## I.6 Rendement propulsif

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance dynamique en puissance de propulsion :

$$\eta_p = \frac{\text{puissance propulsive}}{\text{puissance dynamique}} = \frac{P_p}{P_d} \dots\dots\dots I.17$$

### I.6.1 Rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{\text{puissance dynamique}}{\text{puissance thermique}} = \frac{P_d}{P_{th}} \dots\dots\dots I.18$$

### I.6.2 Rendement thermopropulsif (global)

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance thermique en puissance de propulsion.

$$\eta_g = \frac{\text{puissance propulsive}}{\text{puissance thermique}} = \frac{P_p}{P_{th}} \dots\dots\dots I.19$$

$$\eta_{thp} = \eta_g = \eta_p \cdot \eta_{th}$$

## I.7 Notions sur la thermodynamique

1. Système fermé : c'est un système qui n'échange pas de la matière avec le milieu extérieur (exp. Piston cylindre).
2. Système ouvert : c'est un système qui échange la matière et l'énergie avec le milieu extérieur (exp. Compresseur, pompe, turbine,.....).
3. Système isolé : c'est un système qui n'échange ni de la matière ni de l'énergie avec le milieu extérieur.
4. Système thermiquement isolé : un système thermiquement isolé (système à paroi adiabatique) c'est un système qui n'échange pas de la chaleur avec le milieu extérieur.
5. Fluide parfait : c'est un fluide idéal (fluide non visqueux  $\mu=0$ ).
6. Gaz parfait : l'équation d'état d'un gaz parfait est :

$$PV = nRT \text{ avec } R \text{ [J/mol.K]}$$

$$PV = mrT \text{ avec } r \text{ [J/kg.K]}$$

7. Transformation isobare : c'est une transformation à pression constante, si  $P_1=P_2$  (pour la transformation 1-2 isobare).
8. Transformation isochore : c'est une transformation à volume constant, si  $V_1=V_2$  (pour la transformation 1-2 isochore).
9. Transformation isotherme : c'est une transformation à température constante, si  $T_1=T_2$ .
10. Transformation réversible : une transformation 1-2 est dite réversible, si la transformation 2-1 suit le même chemin.
11. Transformation adiabatique : c'est une transformation sans échange de chaleur avec le milieu extérieur.

Soit la transformation adiabatique 1-2 :

$$Q_{1-2}=0 \text{ et } P_1 V_1^\gamma = P_2 V_2^\gamma \text{ (relation de Mayer), avec } \gamma=1.4.$$

12. Transformation isentropique : c'est une transformation adiabatique réversible.

13. Premier principe de la thermodynamique,

a) Premier principe pour un système fermé

$$\Delta U_{1-2} = W_{1,2} + Q_{1,2} = m C_v (T_2 - T_1) \quad [J]$$

$$\Delta U_{1-2} = W_{1,2} + Q_{1,2} = C_v (T_2 - T_1) \quad [J/kg]$$

Pour une transformation à pression constante :

$$Q_{1,2} = m C_p (T_2 - T_1)$$

Pour une transformation à température constant:

$$\Delta U_{1-2} = 0 \rightarrow W_{1,2} = - Q_{1,2}$$

Pour une transformation à volume constant :

$$W_{1,2} = 0 \rightarrow \Delta U_{1-2} = Q_{1,2}$$

b) Premier principe pour un système ouvert (équation d'énergie)

$$Q + W = \Delta H + \Delta E_c + \Delta E_p \quad [J/kg]$$

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{m}(\Delta h + \Delta E_c + \Delta E_p) \quad [J/s]$$

$$\dot{Q} + \dot{W} = \dot{m}[c_p \Delta T + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) + g(z_2 - z_1)]$$

## I.8 Différents éléments d'un propulseur

Les éléments de base qui rentrent généralement dans la construction d'un propulseur sont les suivants :

- **Un diffuseur (D)**
- **un compresseur (C)**
- **une chambre de combustion (CC)**
- **une turbine (T)**
- **une tuyère (Ty).**

### I.8.1 Diffuseur

Le diffuseur est une conduite divergente à paroi thermiquement isolée. Elle transforme l'énergie cinétique de l'air en mouvement en énergie de pression. L'air traversant le diffuseur dans un propulseur subit une compression dynamique. C'est un processus de compression adiabatique non réversible à cause de la présence des frottements dans l'écoulement du fluide.

#### a) Calcul du diffuseur

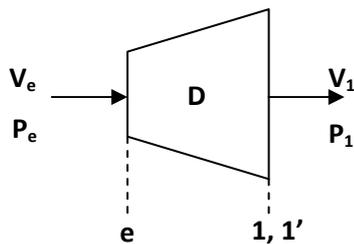


Figure I.8 Schéma d'un diffuseur

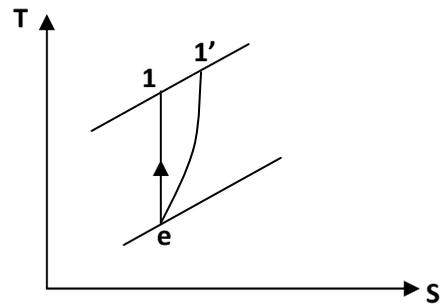


Figure I.9 diagramme T-S d'un diffuseur

(e-1) : transformation compression isentropique (transformation idéale)

(e-1') : transformation compression polytropique (transformation réelle)

L'équation de l'énergie :  $\dot{m}[cp\Delta T + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_e^2)] = 0$

Avec:  $\dot{Q} = 0, \dot{W} = 0$  et  $\Delta E_p = 0$

La vitesse  $V_1$  peut être négligée devant  $V_e$  :  $\dot{m}[cp(T_1 - T_e) - \frac{1}{2}(V_e^2)] = 0$

Pour une transformation adiabatique on a aussi :

$$P_e \cdot T_e^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_1 \cdot T_1^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

#### b) Rendement isentropique du diffuseur

$$\eta_D = \frac{\text{variation d'enthalpie pour la transformation isentropique}}{\text{variation d'enthalpie pour la transformation polytropique}}$$

$$\eta_D = \frac{\Delta H_{e,1}}{\Delta H_{e,1'}} = \frac{(T_1 - T_e)}{(T_{1'} - T_e)}$$

### I.8.2 Compresseur

Le compresseur permet d'augmenter la pression de l'air sortant du diffuseur. Le système reçoit un travail provenant de la turbine, l'air traversant le compresseur dans un propulseur subit une compression mécanique avec un rapport de compression  $r_c$ . C'est un processus de compression adiabatique non réversible.

#### a) Calcul du compresseur

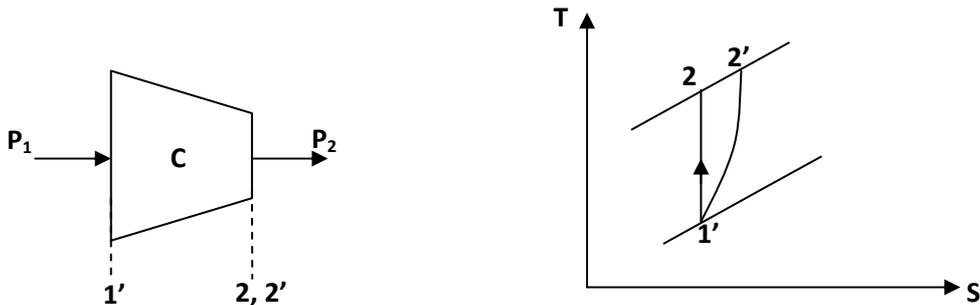


Figure I.10 Schéma d'un compresseur Figure I.11 diagramme T-S d'un compresseur

1'-2 : transformation compression isentropique (transformation idéal).

1'-2' : transformation compression polytropique (transformation réelle).

L'équation d'énergie :

$$\dot{W}_{1',2} = \dot{m}[cp\Delta T]$$

Avec  $\dot{Q} = 0, \Delta E_c = 0$  et  $\Delta E_p = 0$

$$\dot{W}_{1',2} = \dot{m}[cp(T_2 - T_{1'})]$$

Pour une transformation adiabatique:

$$P_{1'} \cdot T_{1'}^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_2 \cdot T_2^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

Le rapport de compression:  $r_c = \frac{P_2}{P_{1'}}$

#### b) Rendement isentropique du compresseur

$$\eta_c = \frac{\text{le travail reçu dans la transformation isentropique}}{\text{le travail reçu dans la transformation polytropique}}$$

$$\eta_c = \frac{W_{1',2}}{W_{1',2'}} = \frac{\Delta H_{1',2}}{\Delta H_{1',2'}} = \frac{(T_2 - T_{1'})}{(T_{2'} - T_{1'})}$$

### I.8.3 Chambre de combustion

L'air comprimé sortant du compresseur rentre dans la chambre de combustion, le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante par le phénomène de combustion. Le mélange air carburant subit une augmentation d'enthalpie.

#### a) calcul de la chambre de combustion

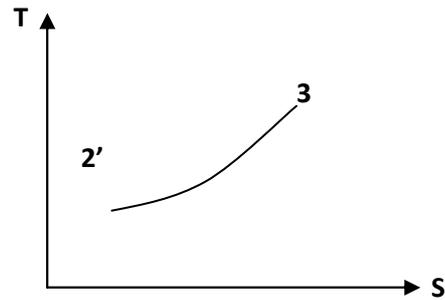
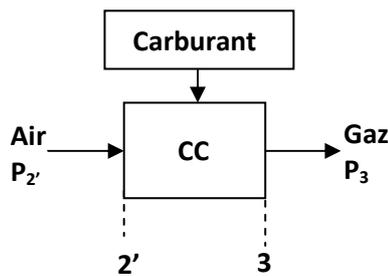


Figure I.12 Schéma de la chambre de combustion

Figure I.13 diagramme T-S de la chambre de combustion

La masse du mélange est donnée par :

$$\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_c$$

$\dot{m}_a$ : débit d'air

$\dot{m}_c$ : débit de carburant

L'équation d'énergie:

$$\dot{Q} = \dot{m}[c_p(T_3 - T_{2'})]$$

Avec  $\dot{W} = 0, \Delta E_c = 0, \Delta E_p = 0$  et  $P_{2'} = P_3$

#### b) Rendement de la combustion

$$\eta_{CC} = \frac{\text{augmentation d'enthalpie des gaz}}{\text{l'énergie fournie par le carburant}}$$

$$\eta_{CC} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot H_3 - \dot{m}_a \cdot H_{2'}}{\dot{m}_c \cdot P_C^i}$$

Avec  $H_3 = c_p \cdot T_3, H_{2'} = c_p \cdot T_{2'}$

### I.8.4 Turbine

La turbine avec des parois adiabatiques fournit un travail à l'extérieur. Les gaz de combustion à haute pression sortant de la chambre de combustion subit une détente mécanique en traversant la turbine. C'est un processus de détente adiabatique non réversible.

#### a) Calcul de la turbine

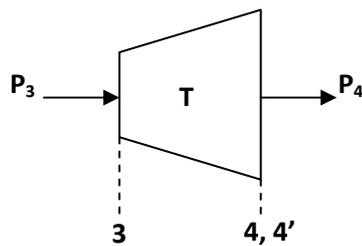


Figure I.14 Schéma de la turbine

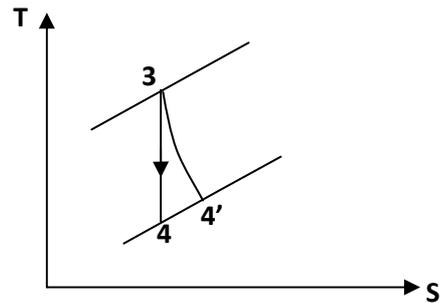


Figure I.15 diagramme T-S de la turbine

3-4 : transformation de détente isentropique (transformation idéale)

3-4' : transformation de détente polytropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie :

$$\dot{W}_{3,4} = \dot{m}[cp\Delta T]$$

Pour une transformation adiabatique:

$$P_3 \cdot T_3^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_4 \cdot T_4^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

Le rapport de détente:  $r_T = \frac{P_3}{P_4}$

#### b) Rendement isentropique de la turbine

$$\eta_T = \frac{\text{le travail fourni par la transformation polytropique}}{\text{le travail fourni par la transformation isentropique}}$$

$$\eta_T = \frac{W_{3,4'}}{W_{3,4}} = \frac{\Delta H_{3,4'}}{\Delta H_{3,4}} = \frac{(T_3 - T_{4'})}{(T_3 - T_4)}$$

### I.8.5 Tuyère

La tuyère est une conduite convergente (convergente divergente) à paroi thermiquement isolée. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère dans un propulseur subit une détente adiabatique non réversible.

#### a) Calcul de la tuyère

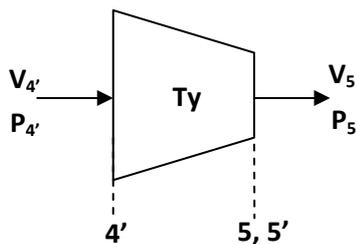


Figure I.16 Schéma de la tuyère

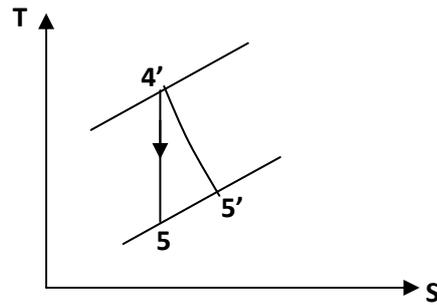


Figure I.17 diagramme T-S de la tuyère

4'-5 : transformation isentropique (transformation idéale)

4'-5' : transformation polytropique (transformation réelle)

Equation d'énergie :

$$\dot{m}_g \cdot [c_p \Delta T + \frac{1}{2} (V_5^2 - V_{4'}^2)] = 0$$

Avec :  $\dot{W} = 0$ ,  $\dot{Q} = 0$  et  $\Delta E_p = 0$

La vitesse  $V_4$ , peut être négligée devant  $V_5$ .

$$\dot{m}_g \cdot [c_p (T_5 - T_{4'}) + \frac{1}{2} (V_5^2)] = 0$$

Pour une transformation adiabatique:

$$P_{4'} \cdot T_{4'}^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_5 \cdot T_5^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

#### b) Rendement isentropique de la tuyère

$$\eta_{Ty} = \frac{\text{chute d'enthalpie dans la transformation polytropique}}{\text{chute d'enthalpie dans la transformation isentropique}}$$

$$\eta_{Ty} = \frac{\Delta H_{4',5'}}{\Delta H_{4',5}} = \frac{(T_{4'} - T_{5'})}{(T_{4'} - T_5)}$$

#### c) Vitesse d'éjection des gaz $V_5$

$$V_5 = \sqrt{2c_p(T_{4'} - T_5)}$$