Département de génie Mécanique
Filière Electromécanique

1ère année Electromécanique

Semestre 1

UEF 1.1.2 Coef. :2

COURS:

Machines Hydrauliques et Pneumatiques

Dr. Mohammed Nadjib HAMLAOUI

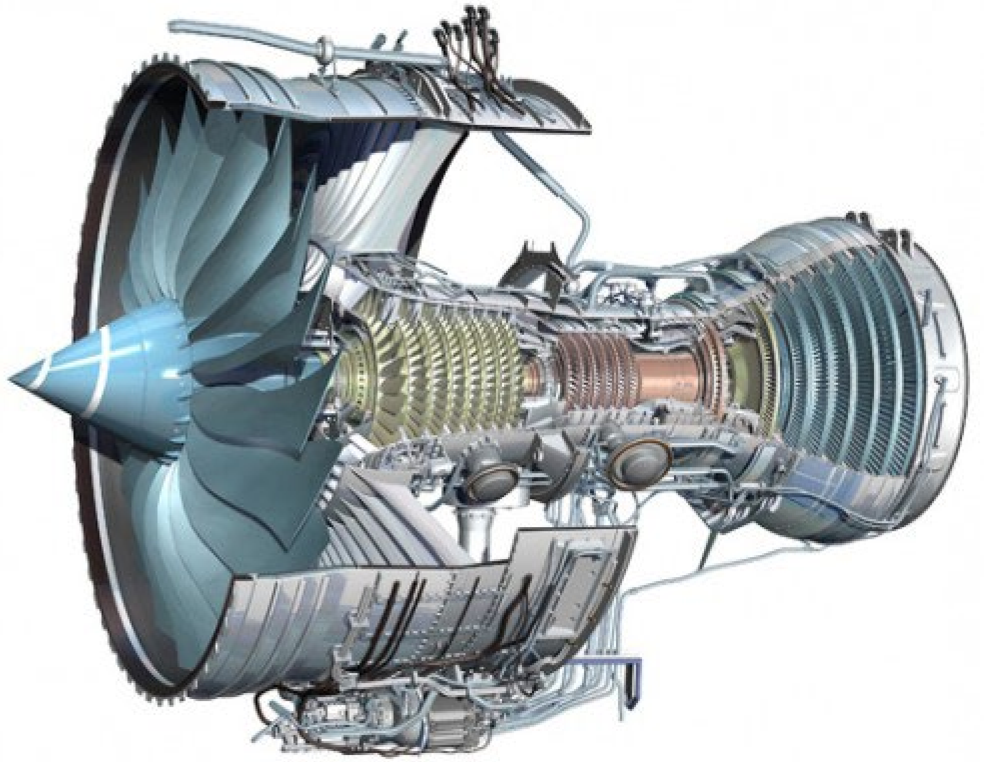
nadjib.hamlaoui@gmail.com

Qu’est ce qu’une Turbomachine ?

Turbo: en latin veut dire tournant (rotation).

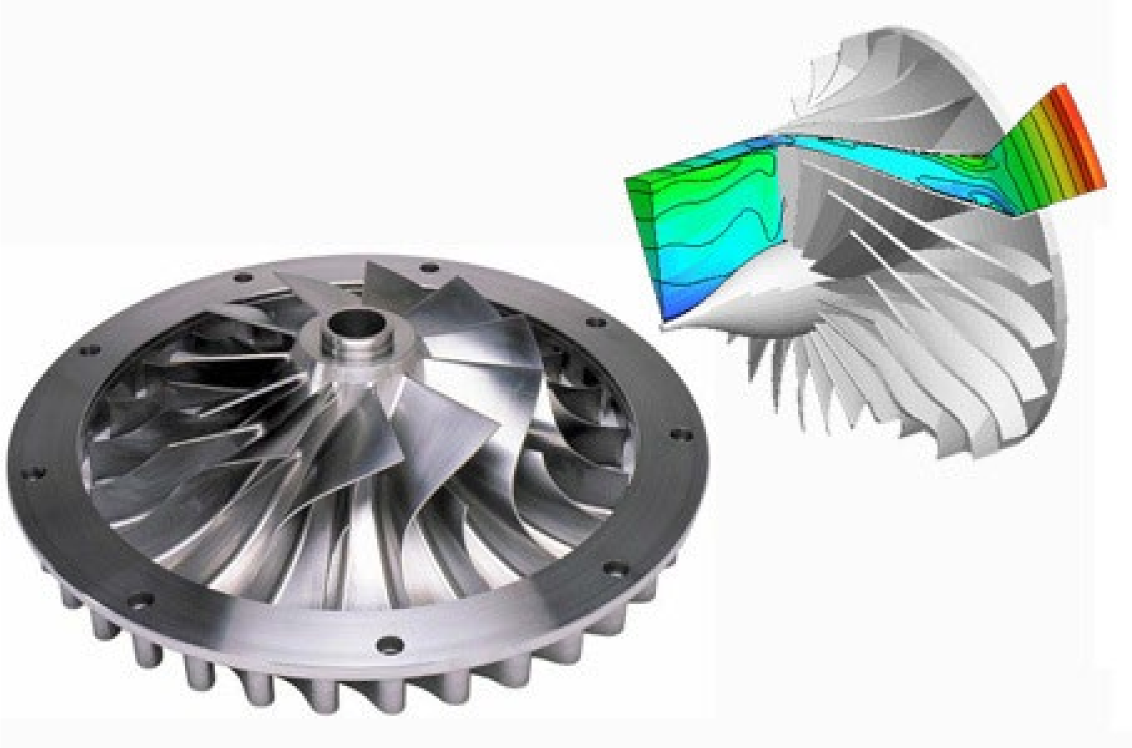
Une turbomachine: est une machine qui transfert l’énergie entre le rotor et le fluide.

L’interaction entre le rotor et le fluide produit/consomme une énergie mécanique appelée **(Travail $\dot{w}$)**.

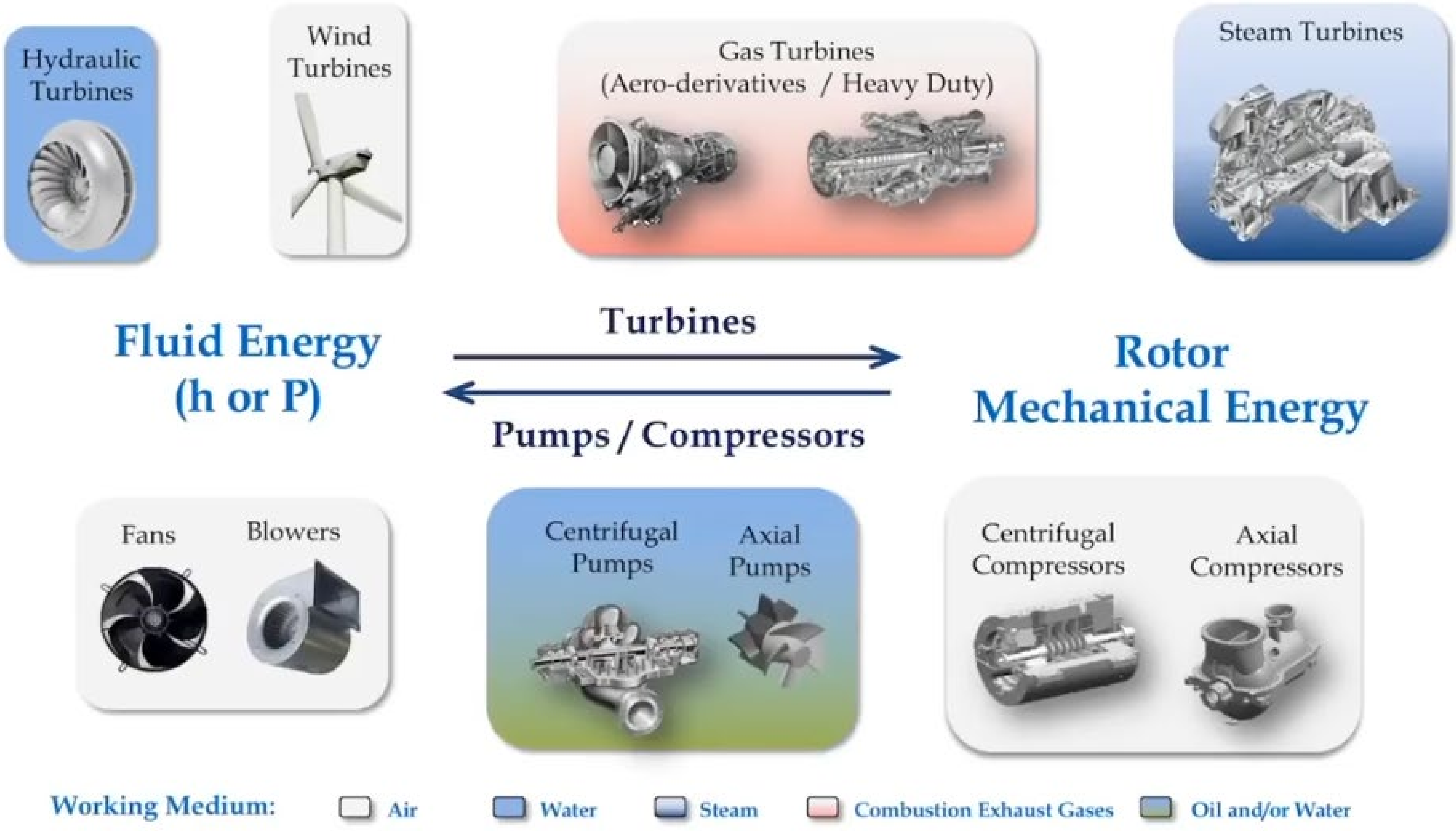


Qu’est ce qu’une Turbomachine ?

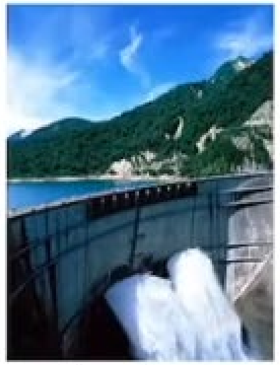
La **Turbomachine** se distingue des autres types de machines par une conversion continue entre le travail mécanique du rotor et la pression statique et dynamique du fluide.



Exemples de Turbomachines



Utilité des Turbomachines



Hydraulic Power

Power Generation

Jet Engine

Fire Fighting

LNG liquefaction

PC Processor Fan

Turbocharger

Domestic

Electric
Submersible
Pumps

Outils utilisés dans la Turbomachine

L’équation de continuité

«Principe de conservation de masse»

L’équation de quantité de mouvement

«Principe de conservation de la quantité de mouvement»

Première lois de la thermodynamique

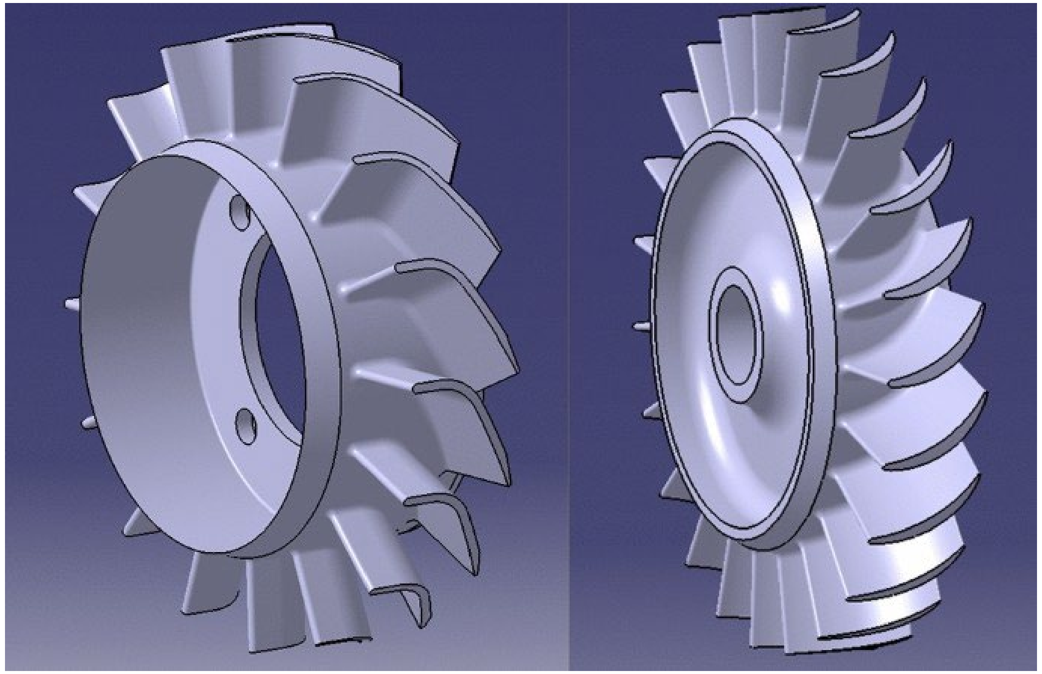
«Principe de conservation d’Energie»

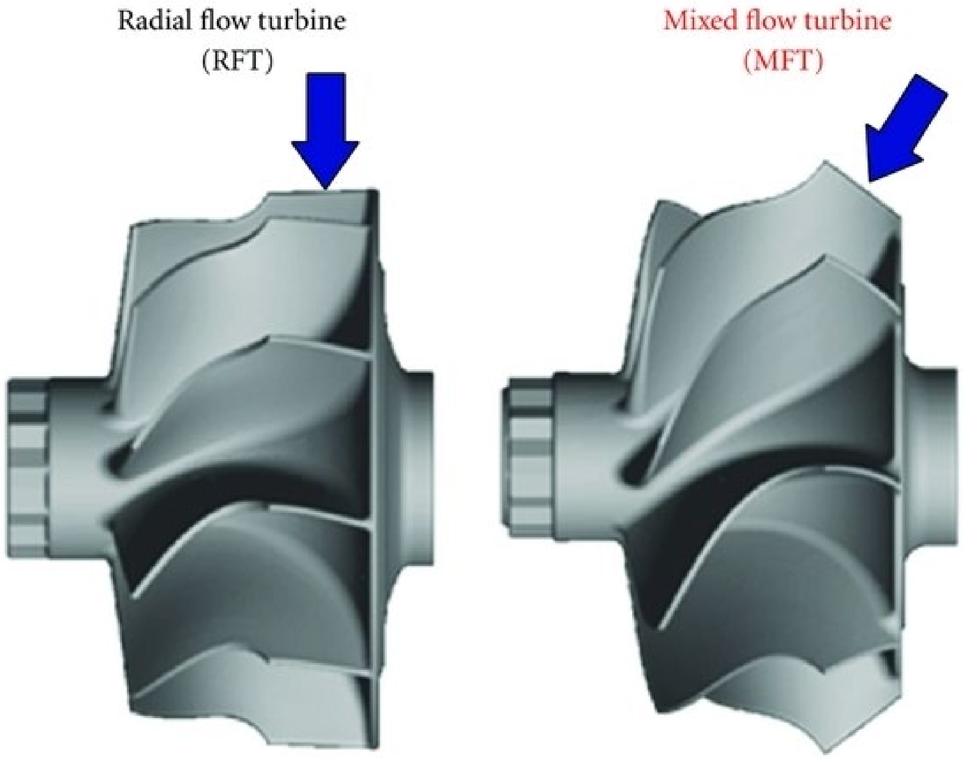
Deuxième lois de la thermodynamique

«Principe de conservation d’Entropie et Rendement»

Turbines

Dans la **Turbomachine,** les turbines peuvent être axial, radial ou mixte.



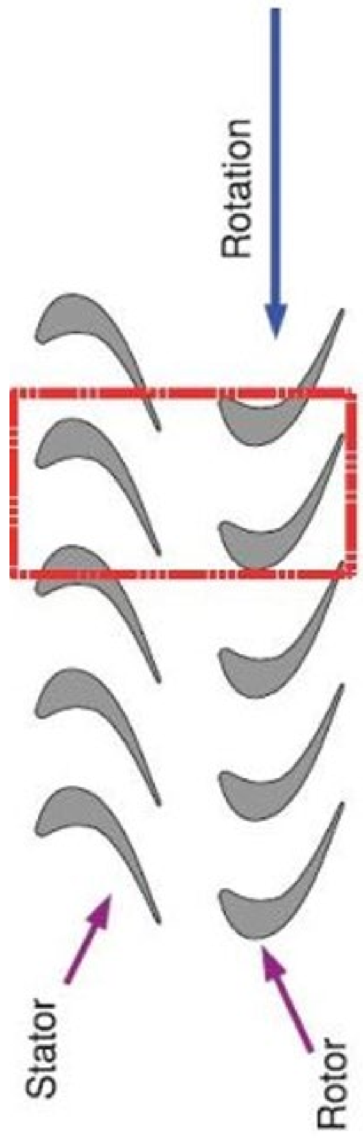


Turbines axiales

- Les turbines axiales peuvent supporter des débit massiques assez important et sont plus efficaces.
- Les turbines axiales peuvent contenir plusieurs étages aux contraire au turbine radiales et mixte (Taux de détente plus élevé).
- Le désigne aérodynamique des turbines axiales est en général plus facile.

Turbines axiales

- Les turbines axiales sont en général constitué de plusieurs étages (Stator + Rotor).
- Le fluide passant cède une partie de sont énergie cinétique sous forme de travail mécanique enregistré au niveau de l'arbre tournant.
- Le processus se répète à chaque étage de la turbine.



Turbines axiales

Principalement, il existe deux types de configurations des turbines axiales:

- **Turbines à action:** la chute de pression globale aura lieu au niveau du stator. ⇒ Les aubes du rotor sert simplement à dévier l'écoulement.
- **Turbines à réaction:** la chute de pression globale est partagé entre le stator et le rotor. ⇒ Un coefficient «***R***» représentant le degré de réaction est donné afin de déterminer le taux de partage.

Turbines axiales

- Les turbines sont des machines tournante dont la rotation est due aux forces de portance et de traînée, produites au niveau des aubes, afin de garantir l'extraction de l'énergie cinétique du fluide.
- L'optimisation du travail mécanique (rendement) fournit par la turbine nécessite une maximisation de la force de portance et une minimisation de la force de traînée $\Longrightarrow$ Nécessité d'une optimisation aérodynamique.

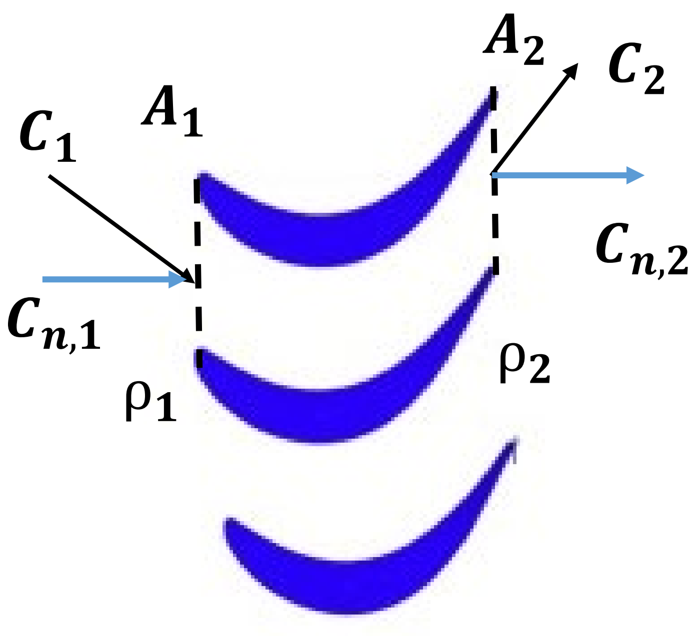
Principaux clés appliquées à la TM

Principe de conservation de masse:

Pour une entrée et une sortie:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$$

$$\rho_1 A_1 C_{n,1} = \rho_2 A_2 C_{n,2}$$



Pour un écoulement **Compressible** : $\longrightarrow$ $\rho \neq \boldsymbol{Cst}$

Exemple : turbine à gaz, turbine à vapeur, compresseur

Pour un écoulement **Incompressible** : $\longrightarrow$ $\rho = \boldsymbol{Cst}$

Exemple : turbine éolienne, ventilateur, pompe.

Principaux clés appliquées à la TM

Principe de conservation quantité de mouvement linéaire:

En appliquant le théorème de transport de Reynolds:

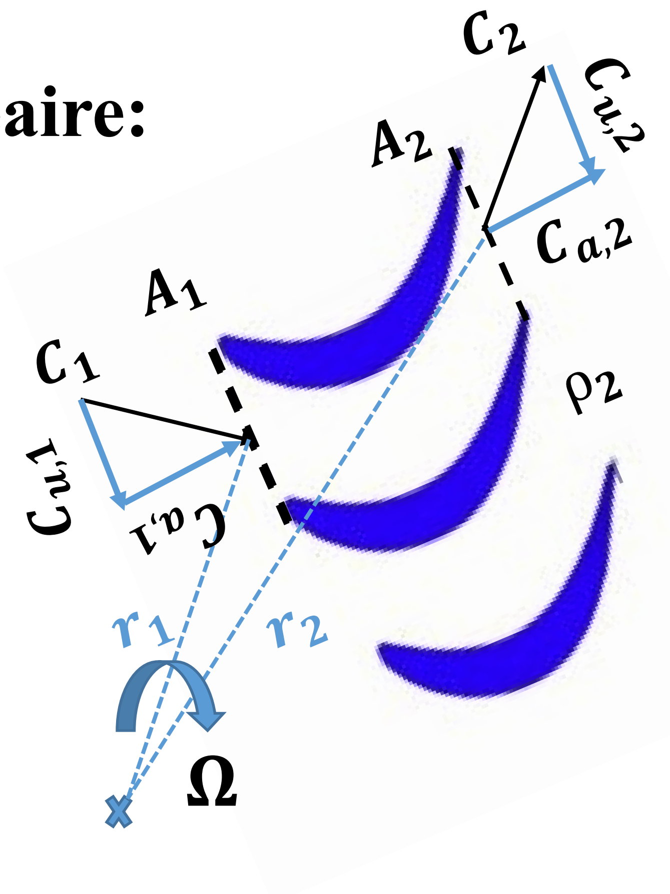
$$\sum \vec{F} = \sum \dot{m}_s V_s - \sum \dot{m}_e V_e \quad \Rightarrow \quad \vec{F} = \dot{m}\left(\vec{C}_2 - \vec{C}_1\right)$$

Cross product

Le couple mécanique est égale à : $\vec{T} = \vec{r} \times \vec{F}$

L'équation de quantité de mouvement angulaire résulte:

$$T = \dot{m}\left(r_2 C_{u,2} - r_1 C_{u,1}\right)$$



Principaux clés appliquées à la TM

Principe de conservation quantité de mouvement linéaire:

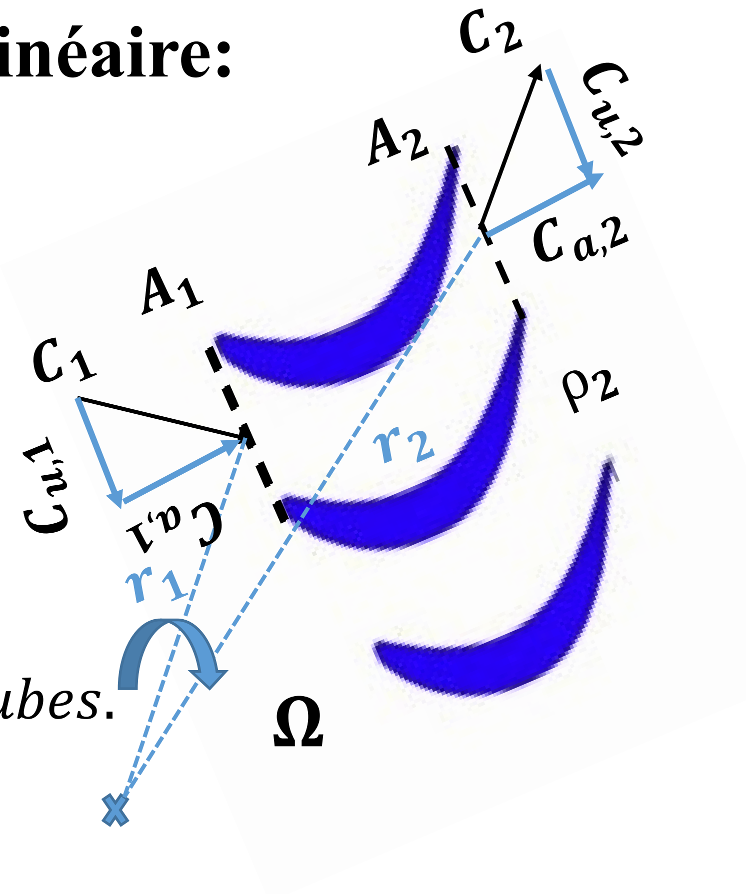
La puissance mécanique résultante est égale à:

$$P = \Omega T$$

$$P = \dot{m}\left(\Omega r_2 C_{u,2} - \Omega r_1 C_{u,1}\right)$$

$$P = \dot{m}\left(U_2 C_{u,2} - U_1 C_{u,1}\right)$$

U_i : *La vitesse linéaire (circonférentielle)des aubes.*



Principaux clés appliquées à la TM

Principe de conservation quantité de mouvement linéaire:

Pour un étage d'une turbine axiale possédant une hauteur similaire :

$$U_2 = U_1$$

Équation d'Euler

$$P = \dot{m}U\left(C_{u,2} - C_{u,1}\right)$$

Le travail (puissance) spécifique est définit comme suit : $w = \frac{P}{\dot{m}} = U\left(C_{u,2} - C_{u,1}\right)$

- Pour un compresseur, le travail spécifique est fournit au fluide : $w = +\frac{P}{\dot{m}} < 0.$
- Pour une turbine, le travail spécifique est extrait du fluide : $w = -\frac{P}{\dot{m}} > 0.$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Premier principe de la thermodynamique:

Chaleur gagnée

Energie Totale $d\dot{U} = d\dot{Q} - d\dot{W}$ **Travail fournit (sortant)**

Pour un écoulement permanent et uniforme dans une canal, le premier principe de la thermodynamique s'écrit comme suit:

$$\dot{m}\left(u_1 + p_1 v_1 + \frac{1}{2}C_1^2 + gz_1\right) + \dot{Q} = \dot{m}\left(u_2 + p_2 v_2 + \frac{1}{2}C_2^2 + gz_2\right) + \dot{W}$$

- $p_1 v_1, p_2 v_2$ est appelé le travail d'écoulement.
- u_1, u_2 est l'énergie interne du système
- $u_1 + p_1 v_1$ est appelé l'enthalpie h.

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Premier principe de la thermodynamique:

En divisant par le débit massique, le premier principe de la thermodynamique s'écrit comme suit:

$$\left(h_1 + \frac{1}{2}C_1^2 + gz_1\right) + q = \left(h_2 + \frac{1}{2}C_2^2 + gz_2\right) + w$$

$$h_{01} = h_1 + \frac{1}{2}C_1^2 + gz_1 \text{ et } h_{02} = h_2 + \frac{1}{2}C_2^2 + gz_2$$

- h_{01}, h_{02} est appelé l'enthalpie totale.

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Premier principe de la thermodynamique:

Le premier principe de la thermodynamique en fonction de l'enthalpie totale s'écrit comme suit:

$$w - q = h_{01} - h_{02}$$

- L'écoulement dans les turbomachines est considéré comme adiabatique (q=0).

Le travail spécifique s'écrira comme suit:

$$w = \frac{P}{\dot{m}} = h_{01} - h_{02} = U\left(C_{u,2} - C_{u,1}\right)$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Premier principe de la thermodynamique:

Pour une turbomachine axiale $z_1 = z_2$:

$$h_0 = h + \frac{1}{2}C^2$$

- On supposant que l'air est un gaz parfait : d$h = C_p dT$

$$h_0 = C_p(T + \frac{C^2}{2C_p})$$

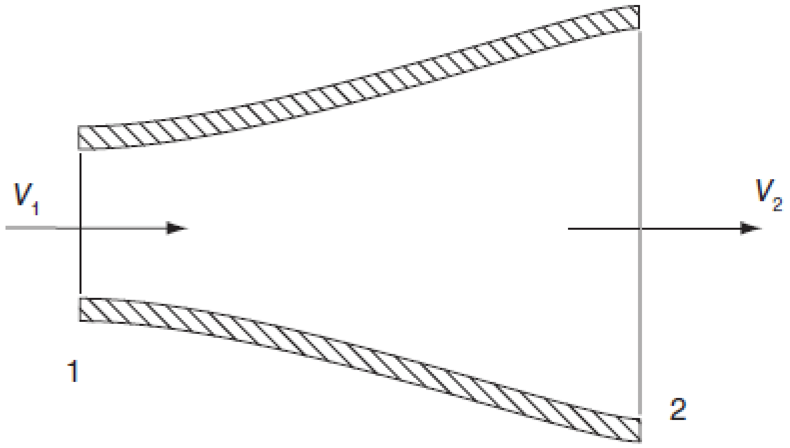
La température totale est définie comme suit:

$$T_0 = T + \frac{C^2}{2C_p}$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Exercice d'application:

De la vapeur surchauffée s'écoule adiabatiquement, dans une canal, avec un débit massique de $\dot{m} = 0.01\ kg/s$ dans un diffuseur ayant un diamètre d'entrée de $D_1 = 1.0\ cm$, un volume spécifique $v_1 = 2.40\ m^3/kg$ et un diamètre de sortie $D_2 = 2.5\ cm$, un volume spécifique $v_2 = 3.80\ m^3/kg$.



Trouvé l'échange d'enthalpie en négligeant les échanges dans l'énergie potentielle.

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Solution:

The areas at the inlet and outlet are

$$A_1 = \frac{\pi D_1^2}{4} = \frac{\pi\, 0.01^2}{4} = 7.85 \cdot 10^{-5}\ \mathrm{m}^2$$
$$A_2 = \frac{\pi D_2^2}{4} = \frac{\pi\, 0.025^2}{4} = 4.91 \cdot 10^{-4}\ \mathrm{m}^2$$

The velocity at the inlet is

$$V_1 = \frac{\dot{m} v_1}{A_1} = \frac{0.01 \cdot 2.4}{7.85 \cdot 10^{-5}} = 305.6\ \mathrm{m/s}$$

and at the outlet it is

$$V_2 = \frac{\dot{m} v_2}{A_2} = \frac{0.01 \cdot 3.8}{4.91 \cdot 10^{-4}} = 77.4\ \mathrm{m/s}$$

Since no work is done and the flow is adiabatic, the stagnation enthalpy remains constant $h_{01} = h_{02}$. With negligible change in potential energy, this equation reduces tc

$$h_2 - h_1 = \frac{1}{2}V_1^2 - \frac{1}{2}V_2^2 = \frac{1}{2}(305.6^2 - 77.4^2) = 43.7\ \mathrm{kJ/kg}$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Rappel

Transformation	Constante	w $\delta w = -pdv$	q	Variation d'énergie Δu
Isochore	$v = Cte$	$w = 0$	$C_v(T_2 - T_1)$	$\Delta u = q$
Isobare	$p = Cte$	$w = -p(v_2 - v_1)$	$C_p(T_2 - T_1)$	$\Delta h = q$
Isotherme	$T = Cte$	$w = -RTln(\frac{v_2}{v_1})$	$q = -w$	$\Delta u = 0$
Adiabatique	$Pv^\gamma = Cte$	$w = \frac{p_2 v_2 - p_1 v_1}{\gamma - 1}$	$q = 0$	$\Delta u = w$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Rappel:

Le travail lors d'une transformation adiabatique et isentropique est définit comme suit:

$$\delta w = -pdv$$

Pour une transformation adiabatique, on a: $pv^{\gamma} = Cte = A$ => $p_1 v_1^{\gamma} = p_2 v_2^{\gamma} = A$

$$\delta w = -pdv = -Av^{-\gamma}dv$$

$$w = -A\frac{1}{1-\gamma}\left[v^{1-\gamma}\right]_{v_1}^{v_2}$$

$$w = \frac{1}{\gamma - 1}\left[Av_2^{1-\gamma} - Av_1^{1-\gamma}\right]$$

$$w = \frac{1}{\gamma - 1}\left[p_2 v_2^{\gamma} v_2^{1-\gamma} - p_1 v_1^{\gamma} v_1^{1-\gamma}\right]$$

$$w = \frac{p_2 v_2 - p_1 v_1}{\gamma - 1}$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Rappel:

Lors d'une transformation adiabatique et isentropique :

$$pv^{\gamma} = Cte = A \Rightarrow p_1 v_1^{\gamma} = p_2 v_2^{\gamma} = A$$

$$p_1 v_1 = RT_1 \quad \Rightarrow \quad v_1 = \frac{RT_1}{p_1}$$

$$p_1 \left(\frac{RT_1}{p_1}\right)^{\gamma} = p_2 \left(\frac{RT_2}{p_2}\right)^{\gamma}$$

$$\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{1-\gamma} = \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\gamma}$$

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Rappel:

Lors d'une transformation adiabatique et isentropique :

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = (\frac{T_2}{T_1})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = (\frac{v_1}{v_2})^{\gamma} = (\frac{\rho_2}{\rho_1})^{\gamma}$$

$$C_p = (\frac{\partial h}{\partial T})_p = \frac{dh}{dT} = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$$

$$C_v = (\frac{\partial u}{\partial T})_v = \frac{du}{dT} = \frac{R}{\gamma - 1}$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Rappel:

Pour un gaz monoatomique:

$$c_v = \frac{3}{2}R \qquad c_p = \frac{5}{2}R \qquad \gamma = \frac{5}{3} = 1.67$$

Pour un gaz diatomique:

$$c_v = \frac{5}{2}R \qquad c_p = \frac{7}{2}R \qquad \gamma = \frac{7}{5} = 1.40$$

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Exemple:

L’air entre dans un compresseur à une pression p_1= 100 kPa et T_1 = 300K. La compression est faite d’une manière isentropique à p_2= 1200 kPa.

Trouver le travail du compresseur en supposant que $\gamma = 1.4$.

Grandeurs Thermodynamique Statique et Totales

Solution:

$$w_s = c_p(T_{2s} - T_1)$$

Temperature T_{2s} is found from

$$T_{2s} = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = 300 \cdot 12^{0.4/1.4} = 610.18 \text{ K}$$

Hence,

$$w_s = c_p(T_{2s} - T_1) = 1.0045(610.18 - 300) = 311.58 \text{ kJ/kg}$$

Rapport Quantité/Qualité

Second principe de la thermodynamique:

Echange de Chaleur

$$ds = \frac{\delta q}{T} + \frac{\delta q_f}{T}$$

Friction
(Turbulence, viscosité)

Inégalité de Clausus

La détente/compression dans une turbomachine se fait d'une manière adiabatique

$$\delta q = 0 \quad \Rightarrow \quad ds = \frac{\delta q_f}{T} \geq 0$$

Écoulement isentropique

Pour un écoulement idéal : $\delta q_f = 0 \Rightarrow \Delta s = 0$

Rapport Quantité/Qualité

Second principe de la thermodynamique:

Une transformation est dite isentropique si elle est adiabatique (δQ= 0) réversible.

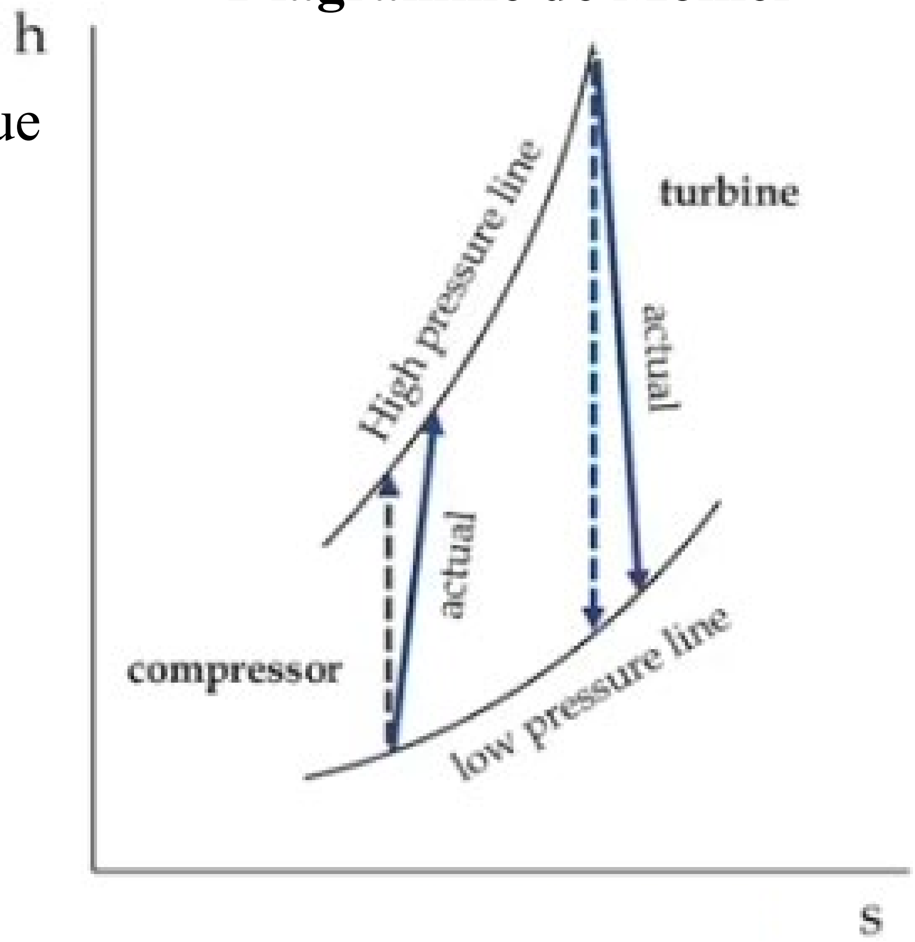
- Rendement isentropique ($\eta_{is} \leq 100$):

$$\eta_{is} = (\frac{w}{w_{is}})^{\mp 1}$$

➢Pour un compresseur: $\eta_{is} = \frac{w_{is}}{w}$

➢Pour une turbine: $\eta_{is} = \frac{w}{w_{is}}$

Diagramme de Mollier



Rapport Quantité/Qualité

Second principe de la thermodynamique:

On distingue deux types de rendements isentropiques:

- Rendement isentropique total à total:

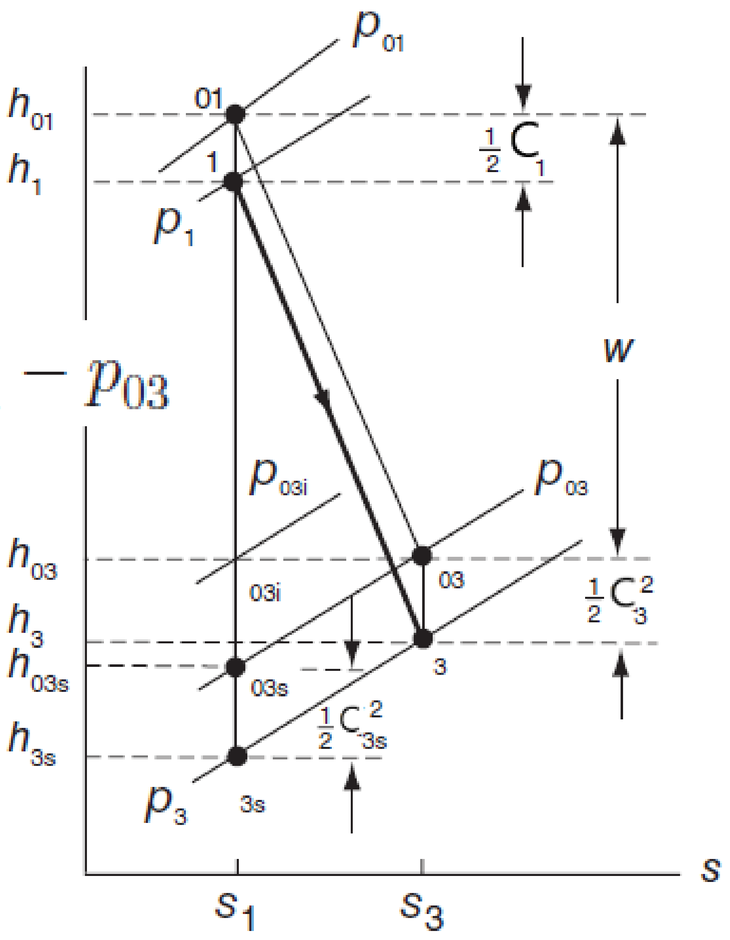
$$\eta_{tt} = \frac{w}{w_s} = \frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h_{03s}}$$

- Rendement isentropique total à statique:

$$\eta_{ts} = \frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h_{3s}}$$

Diagramme de Mollier

$$\Delta p_0 = p_{03i} - p_{03}$$



Ventilateur

Exercice d'application N°02:

L'air entre dans un ventilateur ayant un diamètre $D = 95.4\ cm$ avec une pression atmosphérique $P_1 = 101.3\ kPa$ et une température $T_1 = 288\ K$, un debit volumique d'air standard $Q = 4.72\ m^3/s$, La puissance du ventilateur $\dot{W} = 2.52\ kW$, le rendement total à total est de 0.8.

- Trouver le rendement total à statique.
- Trouver la pression de stagnation à travers le ventilateur.

Ventilateur

Exercice d'application N°02:

Solution: (a) As air is drawn from the atmosphere at standard temperature and pressure. It then undergoes a reversible adiabatic acceleration to the inlet of the blower. The inlet stagnation pressure is therefore $p_{01} = 101.3$ kPa, and the stagnation temperature is $T_{01} = 288.0$ K. The stagnation density of standard air is given by

$$\rho_{01} = \frac{p_{01}}{RT_{01}} = \frac{101300}{287 \cdot 288.0} = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

The mass flow rate is therefore

$$\dot{m} = \rho_{01} Q = 1.225 \cdot 4.72 = 5.78 \text{ kg/s}$$

The fan flow area and velocity, assuming $A_1 = A_3$, are

$$A = \frac{1}{4}\pi D^2 = 0.715 \text{ m}^2 \qquad V_1 = V_3 = \frac{Q}{A} = \frac{4.72}{0.715} = 6.6 \text{ m/s}$$

Ventilateur

Exercice d'application N°02:

Velocity is quite low and the flow can be considered incompressible with constant density. The specific work is

$$w = \frac{\dot{W}}{\dot{m}} = \frac{2520}{5.78} = 435.8 \text{ J/kg}$$

and the isentropic work is

$$w_s = \eta_{tt} w = 0.8 \cdot 435.8 = 348.7 \text{ J/kg}$$

Assuming that $V_{3s} = V_3$, the total-to-static efficiency may be written as

$$\eta_{ts} = \frac{T_{3s} - T_{01}}{T_{03} - T_{01}} = \frac{T_{03s} - T_{01} - V_3^2/(2c_p)}{T_{03} - T_{01}} = \eta_{tt} - \frac{V_3^2}{2w} = 0.8 - \frac{6.6^2}{2 \cdot 435.8} = 0.75$$

(b) The stagnation pressure rise can be calculated from

$$p_{03} - p_{01} = \rho w_s = 1.225 \cdot 348.7 = 427 \text{ Pa} = 43.6 \text{ mm } H_2O$$

Compresseur

Exercice d'application N°03:

L'air se compresse dans un étage du compresseur ayant une pression $P_1 = 100\ kPa$ et une température $T_1 = 300\ K$ (statique) avec un taux de compression $\tau = 1.9$, les vitesses d'entrée et de sortie sont $C_1 = 15\ m/s$ et $C_2 = 120\ m/s$ respectivement. Si le rendement total à total est de 89 %. En sachant que $\gamma = 1.4$.

- Trouver le rendement total à statique, le rendement statique à total, le rendement statique à statique.

Compresseur

Exercice d'application N°03:

Solution: We know that

$$\frac{T_{2'}}{T_1} = \left(\frac{p_{2'}}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = (1.9)^{0.4/1.4} = 1.2$$

Therefore,

$$T_{2'} = T_1 \times 1.2 = 300 \times 1.2 = 360 \text{ K}$$

Now, $T_1 = 300$ K, $T_{2'} = 360$ K. So

$$T_{01} = 300 + \frac{(15)^2}{2 \times 1004} = 300.112 \text{ K}$$

$$T_{02'} = 360 + \frac{(120)^2}{2 \times 1004} = 367.171 \text{ K}$$

Compresseur

Exercice d'application N°03:

We have

$$h_{02'} - h_{01} = c_p(T_{02'} - T_{01})$$
$$= 1.004\ (367.171 - 300.112)$$
$$= 67.33\ \text{kJ/kg K}$$

Hence,

$$h_{02} - h_{01} = 67.33\ /\ 0.89 = 75.65\ \text{kJ/kg}$$
$$h_{2'} - h_{01} = 67.33 - 7.171 = 60.159\ \text{kJ/kg}$$
$$h_{2'} - h_1 = 67.33 - 7.171 + 0.112 = 60.271\ \text{kJ/kg}$$
$$h_{02'} - h_1 = 67.33 + 0.112 = 67.442\ \text{kJ/kg}$$

Compresseur

Exercice d'application N°03:

Therefore,

$$\eta_{t\text{-}s} = \frac{h_{2'} - h_{01}}{h_{02} - h_{01}} = \frac{60.159}{75.65} = 79.52\%$$

$$\eta_{s\text{-}t} = \frac{h_{02'} - h_{1}}{h_{02} - h_{01}} = \frac{67.442}{75.65} = 89.15\%$$

$$\eta_{s\text{-}s} = \frac{h_{2'} - h_{1}}{h_{02} - h_{01}} = \frac{60.271}{75.65} = 79.67\%$$

Compresseur

Exercice d'application N°04:

Les gaz de combustion s'écoule dans un étage d'une turbine à gaz avec un debit massique 1.4 kg/s. À l'entrée la pression et température statiques $p_1 = 550\ kPa$ et une température $T_1 = 950\ K$ (statique) avec une tune vitesse d'entrée $C_1 = 180\ m/s$. À la sortie de l'étage la pression statique $p_2 = 250\ kPa$ et vitesse de sortie $C_2 = 75\ m/s$ respectivement. Si la puissance de sortie de l'étage est de $250\ kW$:

- Trouver le rendement de l'étage s'il est considéré comme premier/dernier étage.

On donne :$C_p = 1.004\ kj/kgK, \gamma = 1.41$.

Compresseur

Exercice d’application N°04:

Solution: The gas constant is given by

$$R = \frac{(\gamma - 1)}{\gamma} c_p = 291.9 \text{J/kg K}$$

The density is

$$\rho = \frac{p}{RT} = \frac{550 \times 1000}{291.9 \times 950}$$
$$= 1.9834 \text{ kg/m}^3$$

Compresseur

Exercice d'application N°04:

The total temperature at inlet is given by

$$T_{01} = 950 + \frac{(180)^2}{2 \times 1004} = 966.14 \text{ K}$$

The total pressure at inlet is given by

$$p_{01} = 550 + 1.9834 \times \frac{(180)^2}{2 \times 1000} = 582.13 \text{ kPa}$$

Now by isentropic relation between p_1 and $p_{2'}$, we have

$$\frac{T_{2'}}{T_1} = \left(\frac{p_{2'}}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{250}{550}\right)^{0.41/1.41} = 0.7983$$

Compresseur

Exercice d'application N°04:

Therefore, the static temperature at the end of isentropic process is given by

$$T_{2'} = 950 \times 0.7983 = 758.385 \text{ K}$$

And the corresponding total temperature is given by

$$T_{02'} = 758.385 + \frac{(75)^2}{2 \times 1004} = 761.186$$

Actual power developed is

$$c_p\,(T_{01} - T_{02})\,\dot{m} = 1.004\,(966.14 - 761.186)1.4 = 288.1 \text{ kW}$$

Compresseur

Exercice d'application N°04:

(a) and **(b)**

If the stage is the first one or any one of the middle stages, the efficiency may be taken as total-to-total. Therefore,

$$\text{Efficiency} = \frac{250}{288.1} = 86.78\%$$

(c)

If the stage is the last stage, the efficiency to be considered is total-to-static. Therefore,

$$\text{Efficiency} = \frac{250}{c_p(T_{01} - T_{2'})}$$

$$= \frac{250}{1.004(966.14 - 758.385)}$$

$$= \frac{250}{292}$$

$$= 85.62\%$$

Compresseur

Exercice d’application N°04:

Comment: In an expansion process or a turbine process, a “static” state at the inlet to the first stage cannot be generally considered because the turbine cannot have a steady work output with the inlet from a stagnant source (atmosphere or a storage tank). Hence, for the expansion process, “static-to-static” or “static-to-total” efficiency need not be considered, unless it is some sort of “instantaneous” efficiency.

Équations Générales des Turbomachines

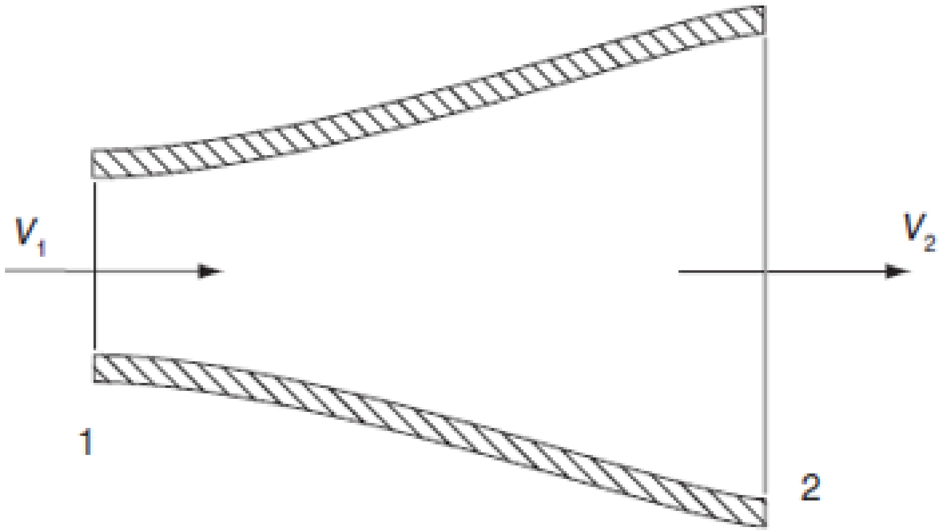
Conservation d'enthalpie totale en Canal fixe (Stator):

$$\dot{w} - \cancel{\dot{q}} = h_{01} - h_{02}$$

Pour une transformation adiabatique et permanent dans un canal fixe, le premier principe de la thermodynamique s'écrit comme suit:

$$\cancel{\dot{w}} = h_{01} - h_{02}$$

Enthalpie total conservée ⟶ $h_{01} = h_{02}$

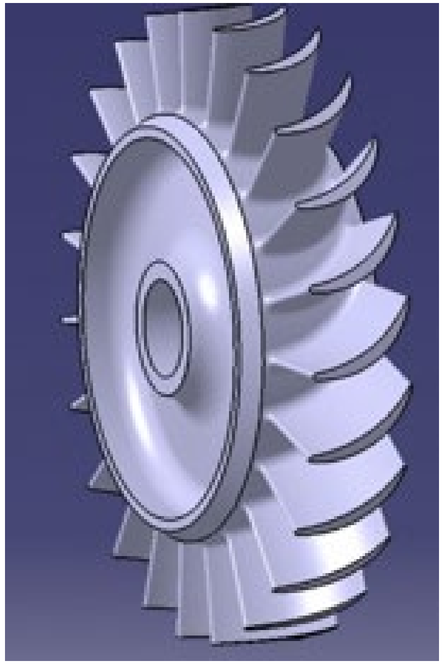


Équations Générales des Turbomachines

Conservation du Rothalpie en canal mobile (Rotor):

$$\dot{w} - \dot{q} = h_{01} - h_{02}$$

Pour une transformation adiabatique et permanent dans un canal mobile, le premier principe de la thermodynamique s'écrit comme suit:



$$\dot{w} = h_{01} - h_{02} = U_1 C_{u,1} - U_2 C_{u,2}$$

Rothalpie conservée $\longrightarrow$ $R_{th} = h_{01} - U_1 C_{u,1} = h_{02} - U_2 C_{u,2}$

Équations Générales des Turbomachines

Conservation du Rothalpie en canal mobile (Rotor):

Ainsi donc, la rothalpie est constante à travers le rotor d'une turbomachine.

A présent, ajoutons et retranchons $(U^2/2)$ à la rothalpie ci-dessus :

$$R_{th} = h + \frac{C^2}{2} - UC_u + \frac{U^2}{2} - \frac{U^2}{2}$$

$$R_{th} = h + \frac{1}{2}(C^2 - 2UC_u + U^2) - \frac{U^2}{2}$$

$$R_{th} = h + \frac{W^2}{2} - \frac{U^2}{2} = h_{0r} - \frac{U^2}{2}$$

h_{0r} : enthalpie totale relative.