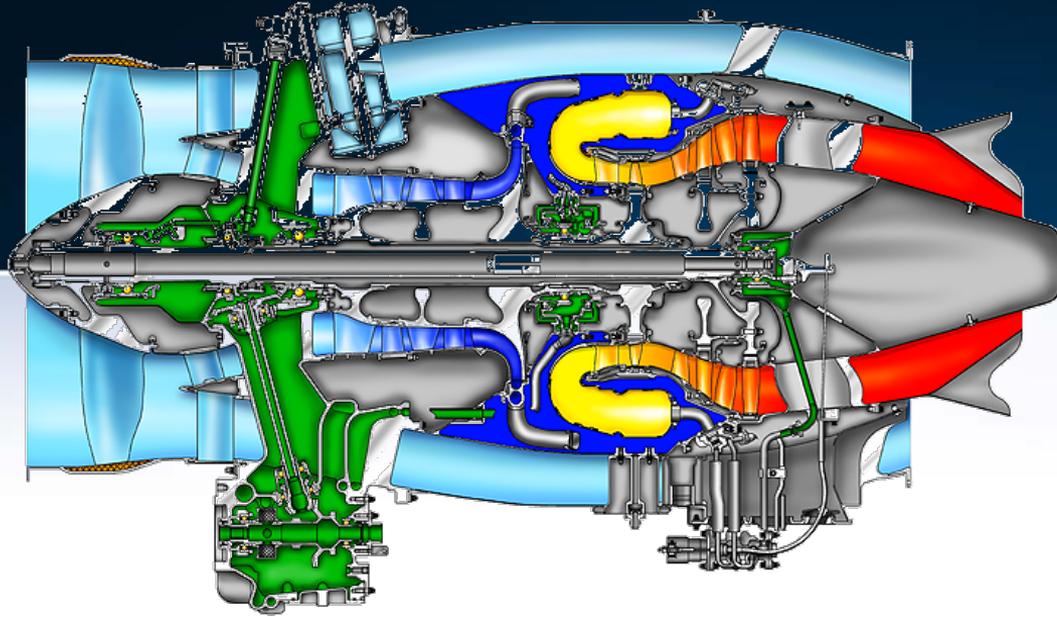


TURBOSOUFFLANTE



La turbosoufflante

La réussite de la turbosoufflante, peut être expliquée en regardant la formule simplifiée pour le rendement de propulsion du turboréacteur

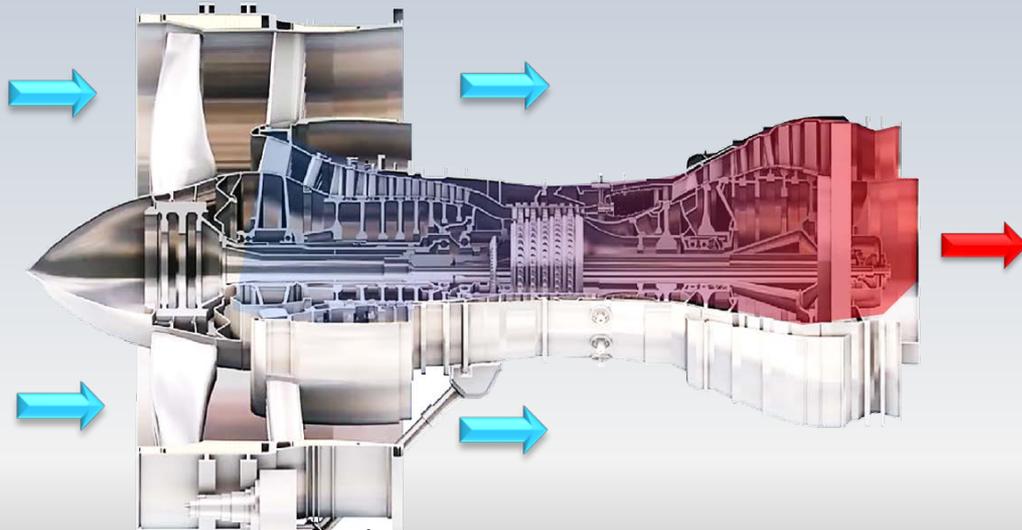
$$\eta_p = \frac{2u_a}{1 + u_j/u_a}$$

Lorsque $u_j = u_a$ le rendement η_p est maximal, par contre la poussée T est virtuellement nulle

$$T = \dot{m}_a [(1 + f)u_j - u_a] + (p_j - p_a)A_j$$

La turbosoufflante

Avec une partie de l'air circulant en périphérie, nous réussissons à obtenir **une poussée additionnelle**, caractérisé par un grand débit massique, combiné avec une faible vitesse

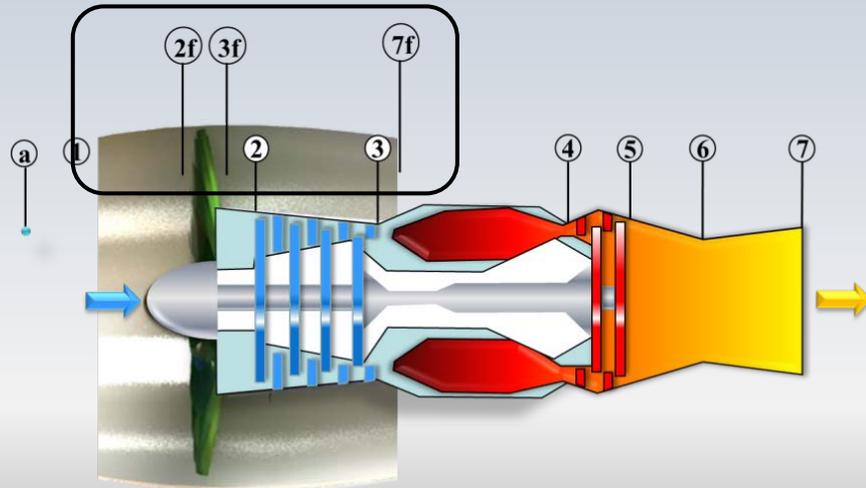


Remarques

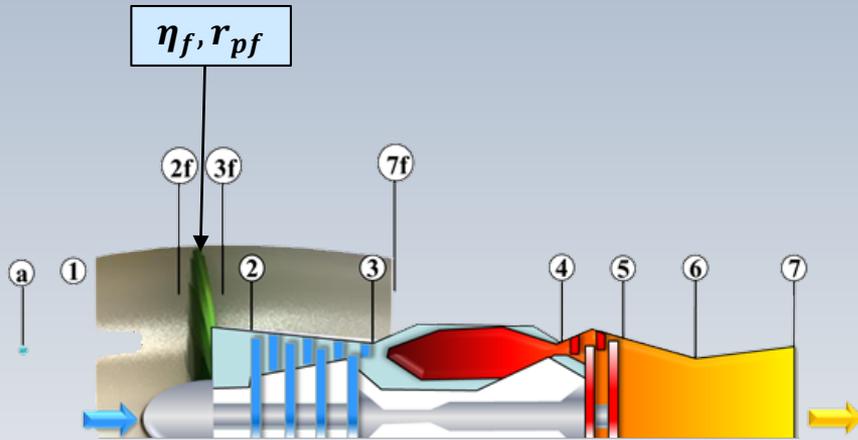
- Pour les turbosoufflantes à très haut taux de dilution (10:1) la poussée produite par la soufflante est même supérieure à celle produite par le noyau de la machine
- Le **taux de dilution**, le rapport entre le flux (chaud) circulant par le cœur et le flux (froid) passant en périphérie, est identifié par les lettres ***BPR*** (**bypass ratio**)

Notre intérêt c'est le calcul de la consommation spécifique $TSFC$ qui bénéficie de la présence de la soufflante

Pour ce faire, des nouveaux repères sont nécessaires



La pression p_{03f}

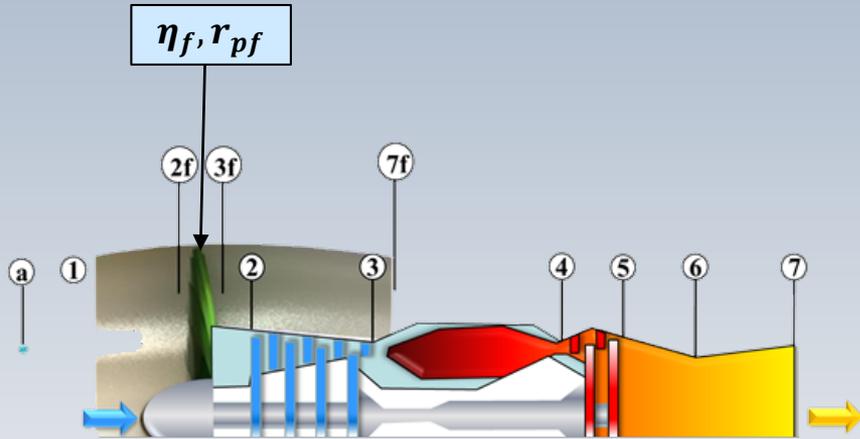


Nous supposons que le rapport de compression r_{pf} ainsi que le rendement η_f de la soufflante sont connus. Alors,

$$p_{03f} = r_{pf} p_{02f}$$

Note: p_{02f} et T_{02f} sont les conditions d'arrêt obtenues de la même manière que p_{02} et T_{02} pour le noyau (turboréacteur)

La température T_{03f}



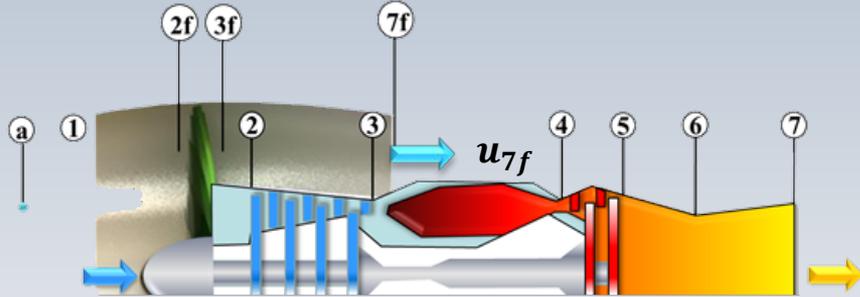
Pour la température l'expression est,

$$T_{03f} = T_{02f} \left[1 + \frac{1}{\eta_f} \left(r_{pf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

après la soufflante, (3f)
l'écoulement d'air rejoint
l'environnement (7f)

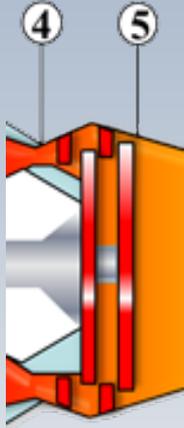
Sortie 7 de la tuyère

Après quelques manipulations, la vitesse du jet de la soufflante est calculée avec la formule



$$u_{7f} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} RT_{03f} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{03}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}$$

Bilan pour calculer h_{05} (T_{05})



$$BPR = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_c}$$

Notons que le travail W_T produit par la turbine 4-5 est entièrement consommé par le compresseur W_C et par la soufflante W_F

Sachant que le débit massique d'air passant par la soufflante est BPR fois celui circulant par le cœur, nous trouvons

$$W_T = \frac{W_C + BPR \times W_F}{1 + f}$$

Formule pour la TSFC

De manière similaire au turboréacteur, considérant maintenant la soufflante, il est possible de trouver une formule pour la consommation spécifique

$$TSFC = \frac{f}{(1 + f)u_j + BPR \times u_f - (1 + BPR)u_a}$$

Vitesse du jet des gaz
chauds par le coeur

Vitesse du jet d'air
froid par la soufflante

Vitesse de l'air

Résumé I

$$SFC = \frac{\text{Débit de Carburant } \dot{m}_f}{\text{Puissance } \dot{W}} \quad \frac{(kg/h)}{kW}$$

$$TSFC = \frac{\text{Débit de Carburant}}{\text{Poussée}} \quad \frac{(kg/h)}{N}$$

Résumé II

$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{\dot{W}}$$

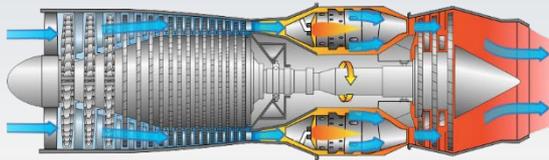
$$SFC = \frac{f}{W_s}$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

$$W_s = \frac{\dot{W}}{\dot{m}_a}$$

$$\eta_{th} = \frac{\dot{W}}{\dot{m}_f LHV}$$

$$\eta_{th} = \frac{3600}{SFC(kg/kWh) LHV(kJ/kg)}$$



$$TSFC = \frac{f}{(1 + f)u_j - u_a}$$

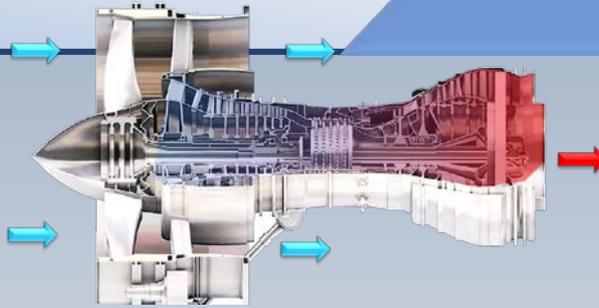
Turbojet

Vitesse du jet des gaz chauds

Vitesse de l'air

Resumé III

Turbosoufflante



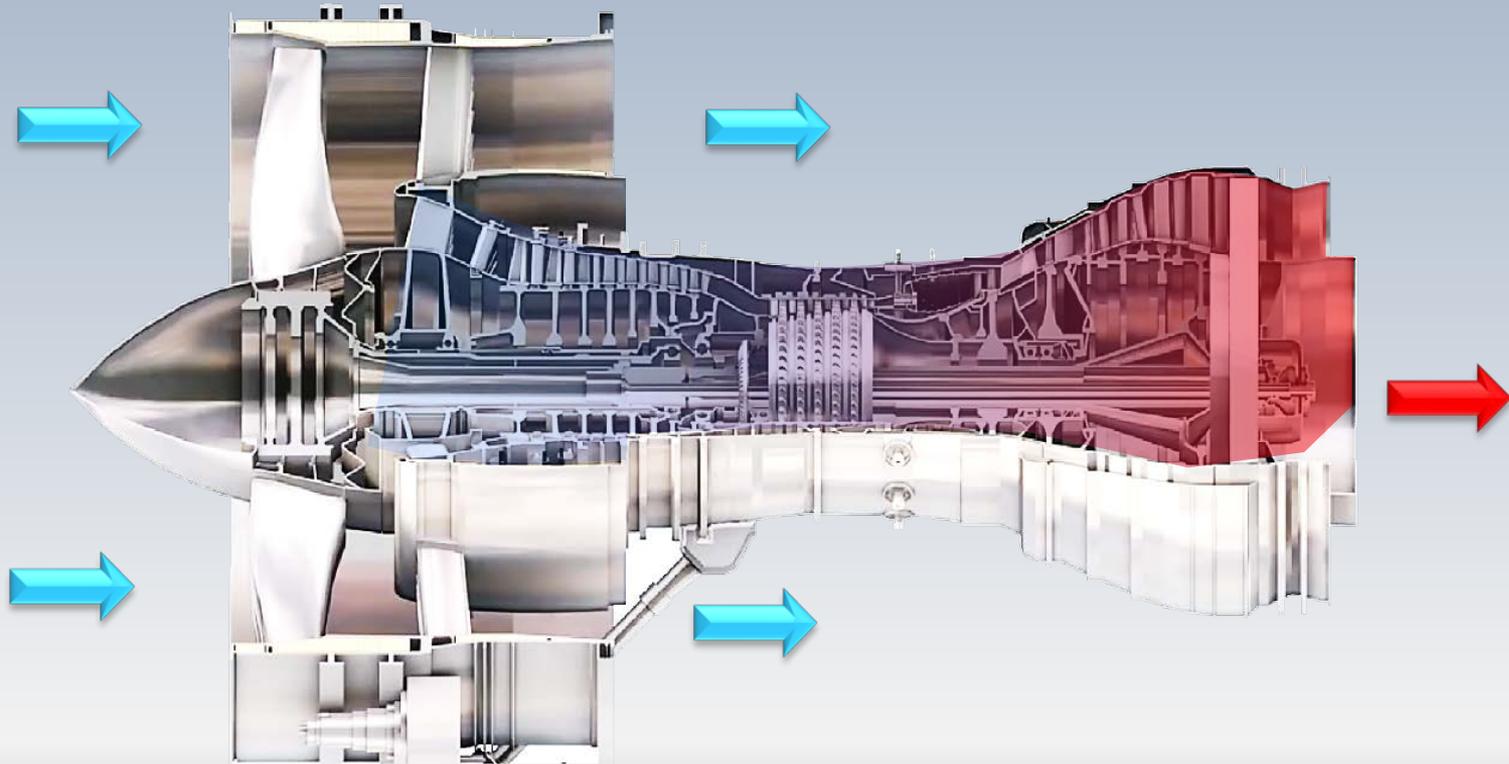
$$TSFC = \frac{f}{(1 + f)u_j + BPR \times u_f - (1 + BPR)u_a}$$

Vitesse du jet des gaz
chauds par le coeur

Vitesse du jet d'air
froid par la soufflante

Vitesse de l'air

Problèmes



Problème

Un turboréacteur opère au repos ($u_a=0$) avec de l'air à capacité calorifique constante. Les conditions d'opération sont:

La température et la pression à l'entrée du compresseur $T_{02}=288\text{K}$, $p_{02}=0.1\text{MP}$

Les rendements du compresseur et de la turbine (total-à-total) $\eta_c=85\%$ et $\eta_T=90\%$, respectivement

Les rendements mécaniques du compresseur et de la turbine $\eta_M=98\%$. Celui de la tuyère $\eta_{Ty}=95\%$

Le rapport de compression $r_p=p_{03}/p_{02}=10$ et la température maximale $T_{\max}=1200\text{K}$

Le pouvoir calorifique du comburant $\text{LHV}=44\,000\text{ kJ/kg}$

Calculez:

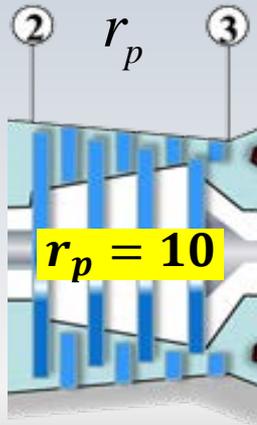
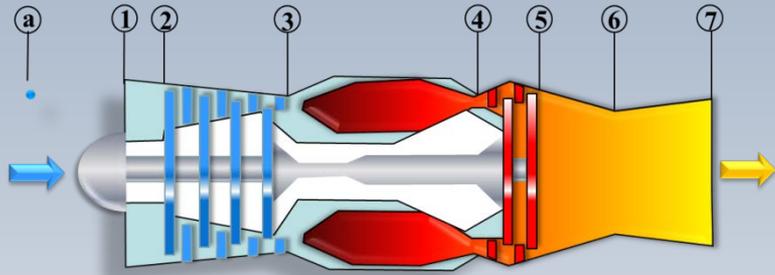
Les sommets (p,T) du cycle thermodynamique

Le rapport $1/f$: débit massique d'air / débit massique de carburant

Le rendement thermique du turboréacteur

La consommation spécifique TSFC

Compresseur



$$T_{02} = 288K$$

$$p_{02} = 0.1Mpa$$

$$T_{03s} = 556.4K$$

$$T_{03} = 603.8K$$

$$p_{03} = 1Mpa$$

$$r_p = 10$$

$$p_{02} = 0.1Mpa \quad T_{02} = 288K, \quad c_p = cnste$$

$$T_{04} = 1200K, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000kJ/kg, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)

Le rapport f

Le η thermique

La TSFC

$$r_p = \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right) = 10$$

$$p_{03} = 10 \times 0.1Mpa = 1Mpa$$

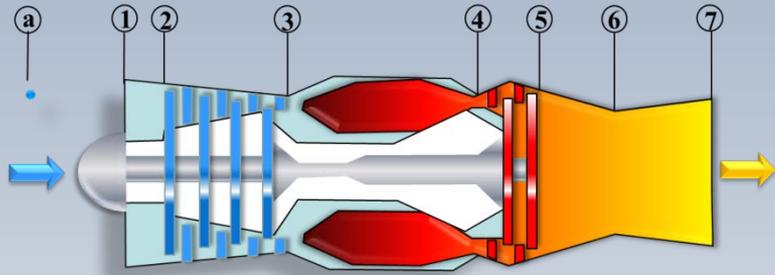
$$\frac{T_{03s}}{T_{02}} = \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{03s} = 556.4K$$

$$\eta_c = \frac{T_{03s} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}}$$

$$T_{03} = 603.8K$$

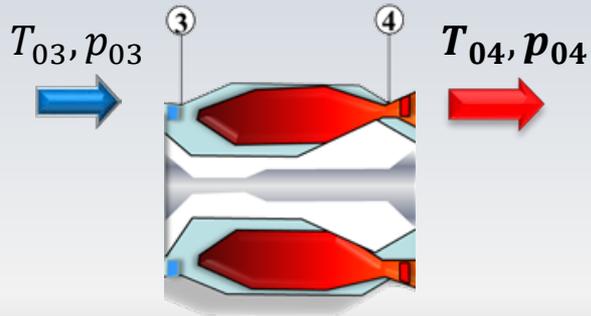
Combustion



$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$
$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$
$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
Le rapport f
Le η thermique
La TSFC

À la sortie de la chambre de combustion, nous connaissons la température $T_{04} = 1200 \text{ K}$ et nous appliquons l'hypothèse $p_{04} = p_{03} = 1 \text{ Mpa}$



Nous supposons $c_p = \text{cnste.}$, de sorte que

$$\Delta h = c_p \Delta T$$

Bilan

$$p_{04} = 1\text{Mpa}$$

$$T_{04} = 1200\text{K}$$

$$p_{02} = 0.1\text{Mpa } T_{02} = 288\text{K}, c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200\text{K}, \eta_c = 85\%, \eta_T = 85\%$$

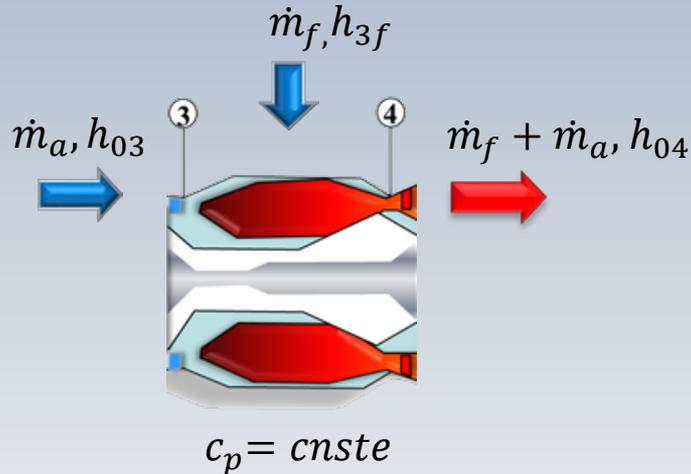
$$u_a = 0, LHV = 44000\text{kJ/kg}, r_p = 10$$

Les sommets (p,T)

Le rapport f

Le η thermique

La TSFC



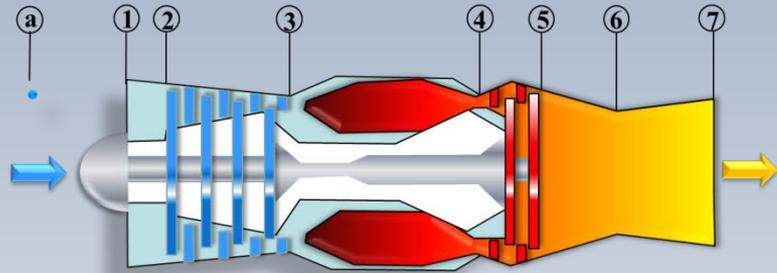
Le prochain calcul regarde le coefficient, $f = \dot{m}_f / \dot{m}_a$

Pour ce faire, nous ferons un bilan d'énergie dans la chambre de combustion. Notamment,

$$\begin{aligned} \dot{m}_a h_{03} + \dot{m}_f h_{3f} + \dot{m}_f L_{hv} \\ = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{04} \end{aligned}$$

où h_{3f} indique le niveau enthalpique du carburant

Coefficient f



$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
 Le rapport f
 Le η thermique
 La TSFC

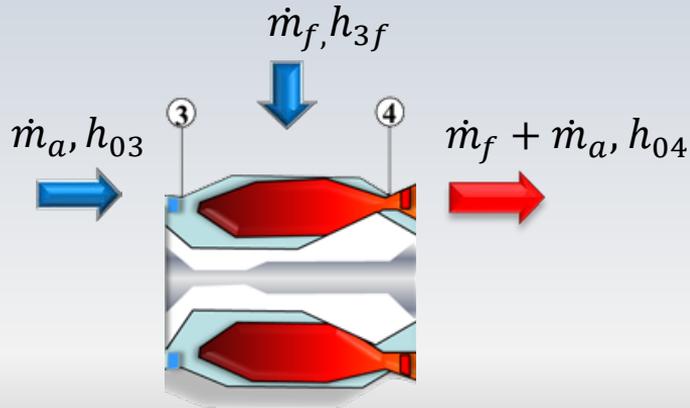
Si l'on divise par \dot{m}_f $c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$

$$\frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} h_{03} + h_{3f} + L_{hv} = \left(1 + \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} \right) h_{04}$$

et avec $\Delta h = c_p \Delta T$ et si l'on néglige h_{3f} , on trouve

$$\alpha = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} = \frac{L_{hv}}{c_p (T_{04} - T_{03})} - \frac{T_{04}}{T_{04} - T_{03}}$$

$$\alpha = 1/f = 71.46$$



Compresseur

$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

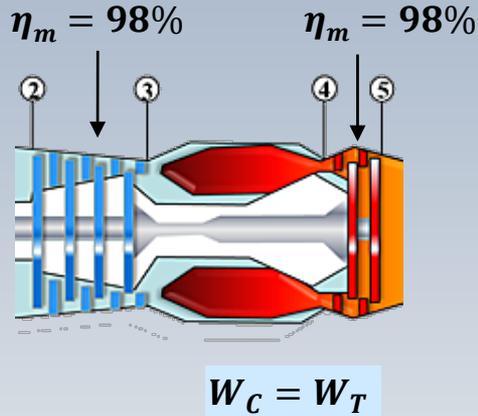
$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)

Le rapport f

Le η thermique

La TSFC



Nous arrivons à la turbine située entre les stations 4 et 5

La turbine produit un travail qui est entièrement consommé par le compresseur. Le rendement mécanique pour chacune de ces machines est $\eta_m = 98\%$

Alors, l'équation de couplage s'écrit:

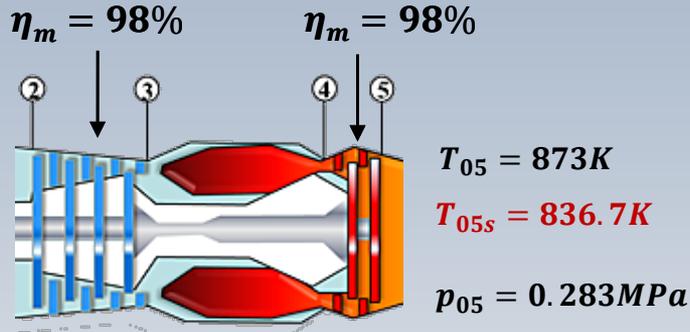
Compresseur

$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
 Le rapport f
 Le η thermique
 La TSFC



$$W_C = W_T$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f}$$

$$\frac{W_C}{\eta_m} = \frac{W_T}{\eta_m}$$

$$\frac{\alpha c_p (T_{03} - T_{02})}{\eta_m} = \eta_m (\alpha + 1) c_p (T_{04} - T_{05})$$

$$T_{05} = 873 \text{ K} \xrightarrow{?} p_{05}$$

$$\eta_T = \frac{T_{04} - T_{05}}{T_{04} - T_{05s}} = 0.9$$

$$T_{05s} = 836.7 \text{ K}$$

$$\frac{T_{04}}{T_{05s}} = \left(\frac{p_{04}}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$p_{05} = 0.283 \text{ MPa}$$

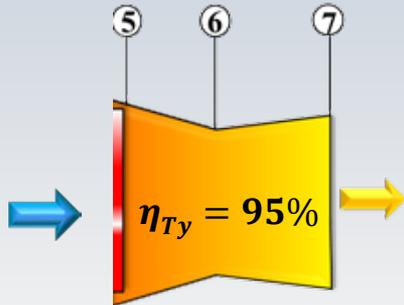
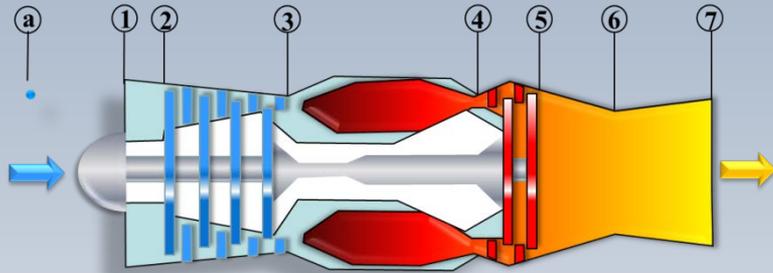
Compresseur

$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
 Le rapport f
 Le η thermique
 La TSFC



$$T_{06} = T_{05} \quad \text{Sans postcombustion}$$

$$\frac{T_{05}}{T_{7s}} = \left(\frac{p_{05}}{p_7} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

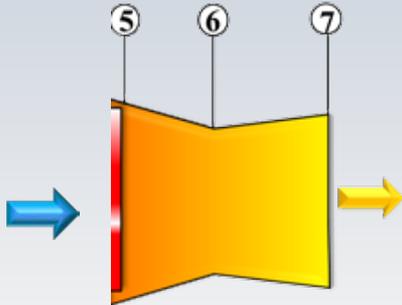
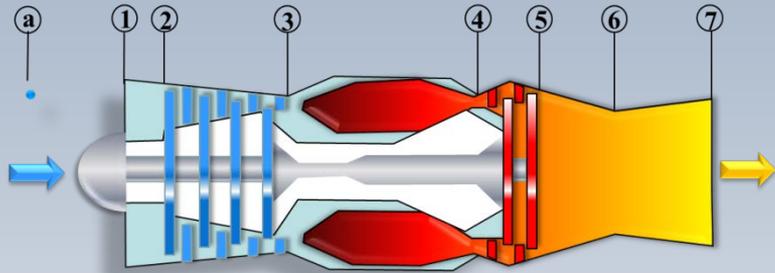
$$p_7 = p_a = 0.1 \text{ MPa}$$

$$T_{7s} = 648.3 \text{ K}$$

Rendement de la tuyère

$$\eta_{Ty} = \frac{T_{05} - T_7}{T_{05} - T_{7s}} = 0.95$$

Compresseur



$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
 Le rapport f
 Le η thermique
 La TSFC

$$T_7 = 652.8 \text{ K}$$

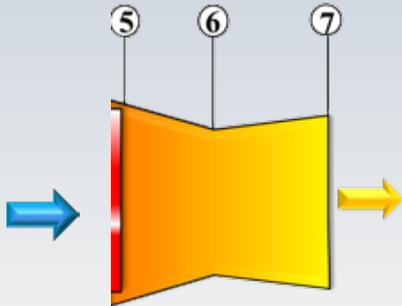
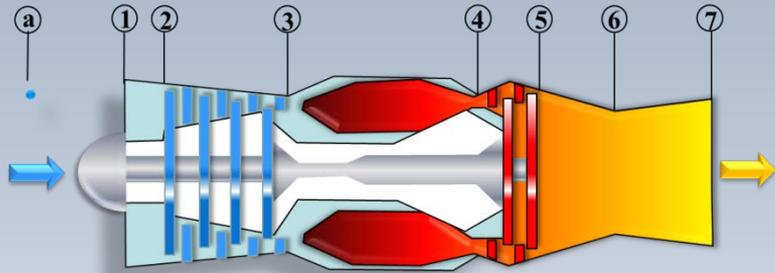
$$T_{07} = T_7 + \frac{u_7^2}{2c_p} \quad (T_{07} = T_{05})$$

$$u_7 = 665 \text{ m/s}$$

$$\eta_{th} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \frac{u_7^2}{2} - \dot{m}_a \frac{u_a^2}{2}}{\dot{q}}$$

$\dot{q} \leftarrow \dot{m}_f LHV$

Compresseur



$$p_{02} = 0.1 \text{ Mpa} \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad c_p = \text{cnste}$$

$$T_{04} = 1200 \text{ K}, \quad \eta_c = 85\%, \quad \eta_T = 85\%$$

$$u_a = 0, \quad LHV = 44000 \text{ kJ/kg}, \quad r_p = 10$$

Les sommets (p,T)
 Le rapport f
 Le η thermique
 La TSFC

$$\eta_{th} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \frac{u_7^2}{2}}{\dot{m}_f LHV}$$

$$\alpha = \dot{m}_a / \dot{m}_f = 1/f$$

$$\eta_{th} = \frac{(\alpha + 1) \frac{u_7^2}{2}}{LHV} = 0.36$$

$$TSFC = \frac{f}{(1 + f)u_7 - u_a}$$

$$TSFC = \frac{3600}{(\alpha + 1)u_7} = 0.0747 \left(\frac{\text{kg}_{cb}/\text{h}}{\text{N}} \right)$$

Problème ($c_p = \text{constante}$)

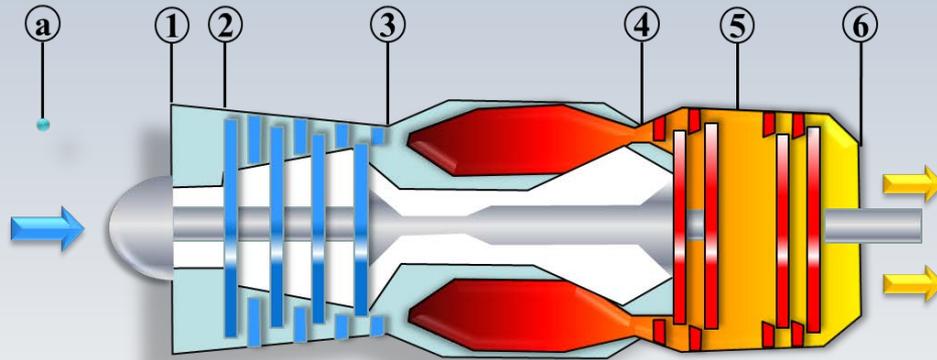
Un turboréacteur au repos ($u_a = 0$) avec deux turbines opère avec de l'air à capacité calorifique constante. Les données sont:

- La température et la pression à l'entrée du compresseur $T_{02} = 288\text{K}$, $p_{02} = 101.3\text{kPa}$
- Le rendement du compresseur est $\eta_c = 87\%$, et les rendements de la turbine de génération, ou liée, $\eta_{TG} = 89\%$, et celui de la turbine de puissance, $\eta_{TP} = 89\%$,
- Le rapport de compression $r_p = p_{03}/p_{02} = 12$ et la température maximale $T_{\max} = 1400\text{K}$
- Le pouvoir calorifique du carburant $\text{LHV} = 44\,000\text{kJ/kg}$

Remarque: le rendement $\eta_{TP} = 89\%$, peut être considéré comme étant total-à-statique

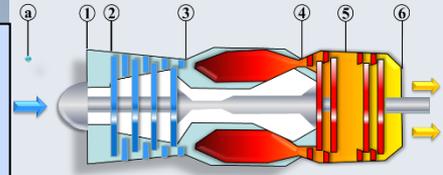
On demande de...

Calculer les coordonnées thermodynamiques, du cycle (p, T) et par la suite le rendement thermique.

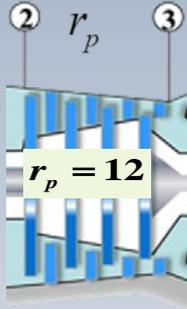


Développement

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}, \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad T_{04} = 1400 \text{ K}$$
$$r_p = 12, \quad \eta_c = 87\%, \quad \eta_T = 89\%$$
$$\gamma = 1.4, \quad c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$$



$$T_{02} = 288 \text{ K}$$



$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

Sortie du compresseur ③

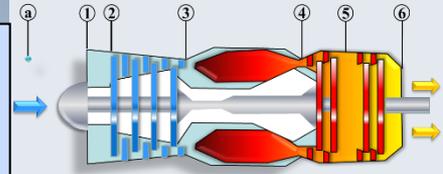
$$p_{03} = r_p \times p_{02} = 12 \times 101.3$$
$$= 1215.6 \text{ kPa}$$

$$\frac{T_{03s}}{T_{02}} = \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$
$$= (r_p)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (12)^{0.2857}$$
$$= 2.0339$$

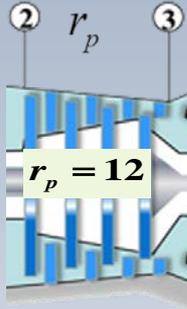
$$T_{03s} = 585.75 \text{ K}$$

Travail 2-3

$$\begin{aligned} p_{02} &= 101.3 \text{ kPa}, & T_{02} &= 288 \text{ K}, & T_{04} &= 1400 \text{ K} \\ r_p &= 12, & \eta_c &= 87\%, & \eta_T &= 89\% \\ \gamma &= 1.4, & c_p &= 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K} \end{aligned}$$



$$T_{02} = 288 \text{ K}$$



$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$T_{03s} = 585.75 \text{ K}$$

Travail spécifique du compresseur

Travail idéal (isentropique)

$$w_{CS} = c_p (T_{03s} - T_{02})$$

$$w_{CS} = 1.0045 (585.75 - 288)$$

$$w_{CS} = \mathbf{299.08 \text{ kJ/kg}}$$

Travail réel

$$w_{cr} = \frac{w_{CS}}{\eta_c} = \frac{299.08}{0.87}$$

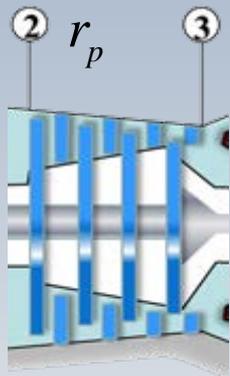
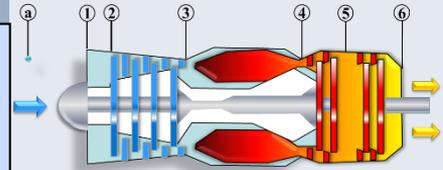
$$w_{cr} = \mathbf{343.78 \text{ kJ/kg}}$$

États 3 et 4

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}, \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad T_{04} = 1400 \text{ K}$$

$$r_p = 12, \quad \eta_c = 87\%, \quad \eta_T = 89\%$$

$$\gamma = 1.4, \quad c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$$



$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$T_{03} = 630.24 \text{ K}$$

$$w_{cr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$$

$$T_{03} = T_{02} + w_{cr}/c_p = 630.24 \text{ K}$$

$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

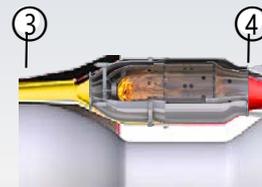
$$p_{04} = p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$T_{04} = 1400 \text{ K}$$

Valeur connue

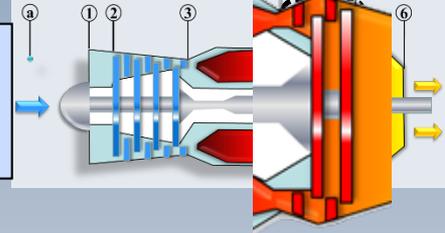
$$T_{04} = 1400 \text{ K}$$

$$p_{04} = p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$



État 5

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}, \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad T_{04} = 1400 \text{ K}$$
$$r_p = 12, \quad \eta_c = 87\%, \quad \eta_T = 89\%$$
$$\gamma = 1.4, \quad c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$$



$$T_{05} = 1057.8 \text{ K}$$

Conditions à la sortie 5

$$w_{tr} = w_{cr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$$

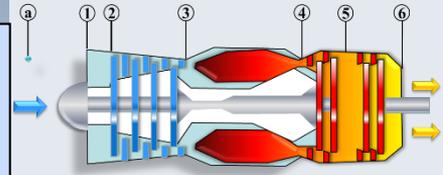
$$T_{05} = T_{04} - w_{tr}/c_p$$
$$= (1400 - 343.78/1.0045)$$

$$T_{05} = 1057.8 \text{ K}$$

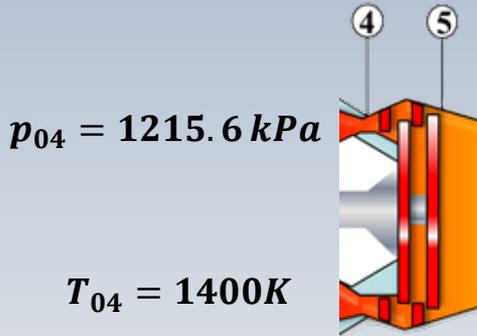
Afin de trouver la pression à la station 5, on considère un processus isentropique 4 - 5

État 5

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}, \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad T_{04} = 1400 \text{ K}$$
$$r_p = 12, \quad \eta_c = 87\%, \quad \eta_T = 89\%$$
$$\gamma = 1.4, \quad c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$$



$$w_{tr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$$



$$T_{05s} = 1015.5 \text{ K}$$

$$w_{ts} = \frac{w_{tr}}{\eta_T} = \frac{343.78}{0.89}$$

$$= 386.26 \text{ kJ/kg}$$

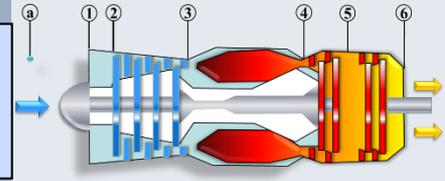
$$T_{05s} = T_{04} - w_{ts}/c_p$$

$$= 1400 - 386.26/1.0045$$

$$T_{05s} = 1015.5 \text{ K}$$

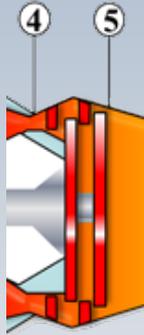
État 5

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}, \quad T_{02} = 288 \text{ K}, \quad T_{04} = 1400 \text{ K}$$
$$r_p = 12, \quad \eta_c = 87\%, \quad \eta_T = 89\%$$
$$\gamma = 1.4, \quad c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$$



$$p_{04} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$T_{04} = 1400 \text{ K}$$



$$p_{05} = 395.1 \text{ kPa}$$

$$T_{05s} = 1015.5 \text{ K}$$

Processus isentropique

$$\frac{p_{05}}{p_{04}} = \left(\frac{T_{05s}}{T_{04}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

$$p_{05} = 395.1 \text{ kPa}$$

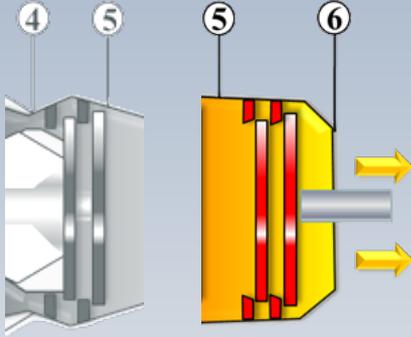
Le travail produit par la turbine entre les stations 5 et 6, sera trouvé en fonction de la variation d'enthalpie (température) totale

Sortie

6

$$T_{05} = 1057.8K$$

$$p_{05} = 395.1kPa, \quad p_6 = 101.3kPa$$



$$T_{6s} = T_{05} \left(\frac{p_6}{p_{05}} \right)^{\gamma-1/\gamma}$$

$$= 1057.8 \left(\frac{101.3}{395.1} \right)^{0.2857}$$

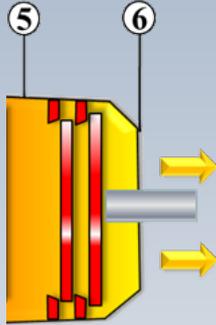
$$T_{6s} = 717.21K$$



Température idéale

$$T_{05} = 1057.8\text{K}$$

$$T_6 = 754.67\text{K}, \quad \eta_{TP} = 0.89$$



Température réelle T_6

$$\begin{aligned} w_{TP} &= c_p (T_{05} - T_{6s}) \eta_{TP} \\ &= 1.0045(1057.8 - 717.21) \times 0.89 \end{aligned}$$

$$w_{TP} = 304.49 \quad \text{kJ/kg}$$

$$\begin{aligned} T_6 &= T_{05} - w_{TP}/c_p \\ &= 1057.8 - 304.49/1.0045 \end{aligned}$$

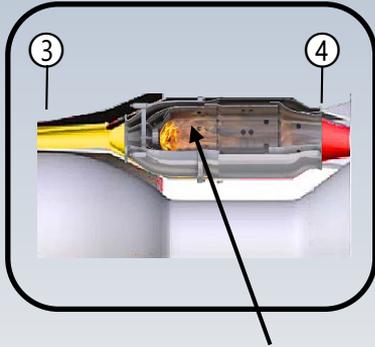
$$T_6 = 754.67\text{K}$$

Rendement

$$T_{03} = 630.24 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1400 \text{ K}$$

$$w_{TP} = 304.49 \text{ kJ/kg}$$



$q_{ch.c}$

Finalement, le rendement global est

$$\eta_g = \frac{w_{TP}}{q_{ch.c}}$$

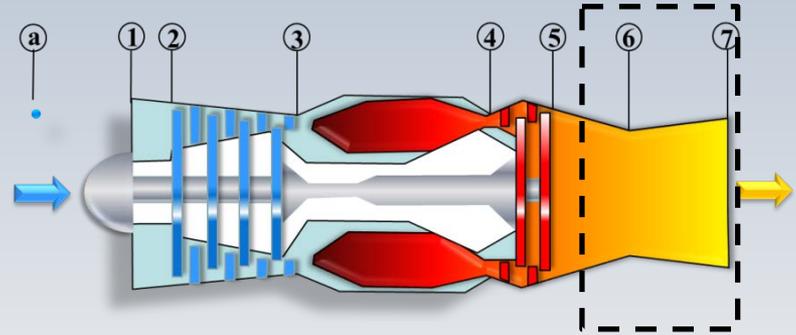
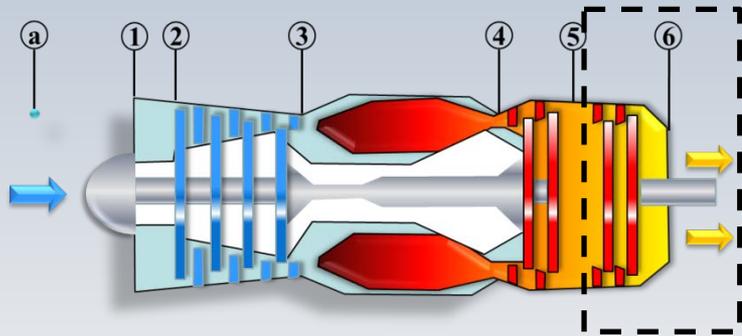
avec

$$\begin{aligned} q_{ch.c} &= c_p(T_{04} - T_{03}) \\ &= 1.0045(1400 - 630.24) \\ &= 773.22 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

$$\eta_g = \frac{304.49}{773.22} = 0.394$$

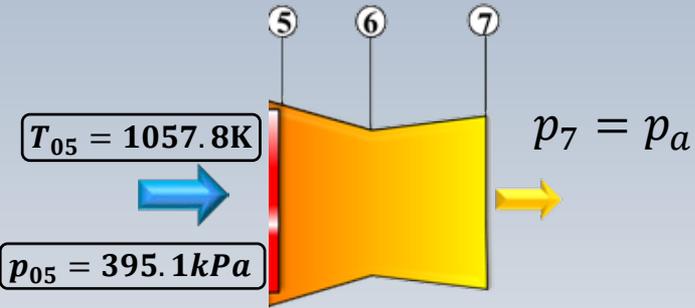
Modification ($c_p = \text{constante}$)

La turbine de puissance est remplacée par une tuyère convergente-divergente (idéale, $\eta = 100\%$) et les gaz atteignent les conditions atmosphériques à la sortie. Calculez:



- La poussée et le rendement si la vitesse à l'entrée est nulle ($u_a = 0$) et que $q = 773.22 \text{ kJ/kg}$
- La $TSFC$ si $f = 0.0215$

États ⑥ et ⑦



$$T_{06} = T_{05} = 1057.8\text{K}$$

$$p_{06} = p_{05} = 395.1\text{kPa}$$

$$p_7 = 101.3\text{kPa}$$

$$\frac{p_7}{p_{06}} = \left(\frac{T_{7s}}{T_{06}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

$$T_{7s} = 716.98\text{K}$$

Vitesse de sortie

$$T_{06} = T_{05} = 1057.8\text{K}$$

$$T_{7s} = 716.98\text{K}$$

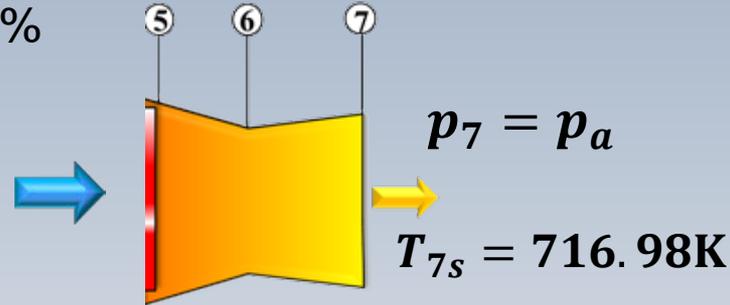
Le rendement de la tuyère est de 100%

$$T_{07} = T_{06} = 1057.8\text{K}$$

$$T_{07} = T_{7s} + \frac{u_{7s}^2}{2c_p}$$

$$\frac{u_{7s}^2}{2} = c_p(T_{07} - T_{7s}) = 1.0045(1057.8 - 716.98) = 342.36 \text{ kJ/kg}$$

$$u_{7s} = \sqrt{2c_p(T_{07} - T_{7s})} = \sqrt{2 \times 1000 \times 342.36} = 827.47 \text{ m/s}$$



η_{th} et TSFC

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{\dot{m}_f/\dot{m}_a}{T/\dot{m}_a} = \frac{f}{T_s}$$

$$T_s = T/\dot{m}_a = [(1 + f)u_j - \cancel{u_a}]$$

$$T_s = 1.0215 \times 827.47 = 845.26 [N/(kg/s)]$$

$$TSFC = \frac{f}{T_s} = \frac{0.0215(kg_c/kg_a) \times 3600}{845.26 (N/[kg_a/s])}$$

$$f = 0.0215$$

$$q_{ch.c} = 733.22 \text{ kJ/kg}$$

$$u_{7s} = 827.47 \text{ m/s}$$

$$u_a = 0$$

η_{th} et TSFC

$$TSFC = 0.0916 \frac{kg_c/heure}{N}$$

$$\eta_{th} = \frac{1}{2} \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_j^2 - \dot{m}_a u_a^2]}{\dot{m}_f LHV}$$

$$\eta_{th} = \frac{1}{2} \frac{u_{7s}^2 (1 + f)}{q_{ch.c}} = 0.452$$

$/\dot{m}_a \rightarrow$

$$f = 0.0215$$

$$q_{ch.c} = 733.22 \text{ kJ/kg}$$

$$u_{7s} = 827.47 \text{ m/s}$$

$$u_a = 0$$

Problème ($c_p = \text{cnste}$)

On modifie le turboréacteur utilisé précédemment pour obtenir une turbosoufflante. Les conditions d'opération dans le cœur seront les mêmes. L'appareil demeure au repos ($u_a = 0$).

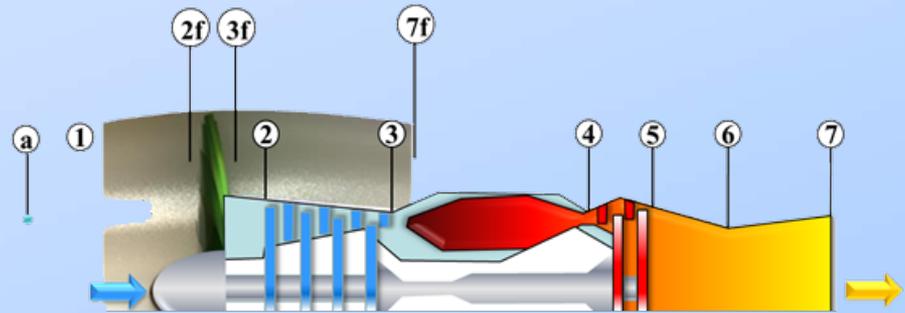
Calculez *la poussée, la TSFC et le rendement thermodynamique* si $BPR = 2$ (taux de dilution), le rendement de la soufflante $\eta_f = 0.85$ et le rapport de pression de la soufflante $r_{pf} = 1.35$.

Considérez que la température et la pression aux entrées de la soufflante $2f$ et du compresseur 2 sont $T_{02} = 288\text{K}$, $p_{02} = 101.3\text{kPa}$

Problème

Du problème précédent

- $W_{cr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$
- $f = 0.0215$
- $p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$
- $u_{7c} = 827.47 \text{ m/s}$
- $T_{02} = 288 \text{ K}$



Soufflante

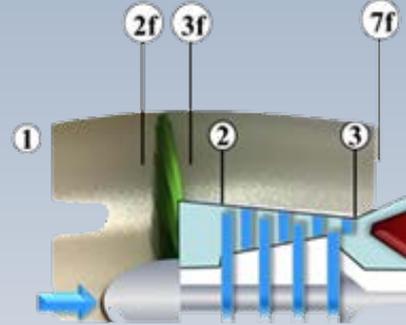
$$T_{02f} = 288K \text{ (entrée de la soufflante)}$$

$$\frac{T_{03fs}}{T_{02f}} = \left(\frac{p_{03f}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (r_{pf})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (1.35)^{0.285} = 1.089$$

$$T_{03fs} = 313.78K \quad \text{Température idéale}$$

Travail réel consommé par la soufflante

$$w_{fr} = \frac{w_{fs}}{\eta_f} = \frac{c_p(T_{03fs} - T_{02})}{\eta_f}$$



- $W_c = 343.78 \text{ kJ/kg}$
- $f = 0.0215$
- $p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$
- $p_{02} = 101.3 \text{ kPa}$
- $u_{7=} = 827 \text{ m/s}$
- $T_{02} = 288K$,
- $r_{pf} = 1.35$
- $\eta_f = 0.85$
- $c_p = 1004.5 \text{ kJ/kgK}$
- $\gamma = 1.4$

Soufflante

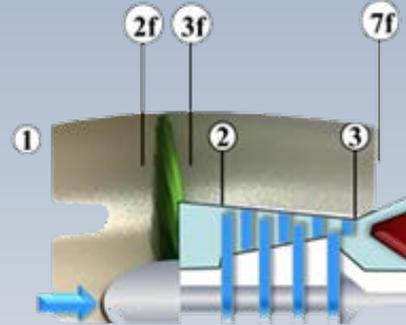
$$w_{fr} = \frac{1004.5(313.78 - 288)}{0.85}$$

$$w_{fr} = 30.46 \text{ kJ/kg} \quad \text{Travail réel}$$

$$T_{03f} = T_{02f} + W_{fr}/c_p = 317.4 \text{ K} \quad \text{Température réelle}$$

pression après la soufflante

$$p_{03f} = r_{pf} p_{02} = 1.35 \times 101.3 = 136.76 \text{ kPa}$$



- $W_c = 343.78 \text{ kJ/kg}$
- $f = 0.0215$
- $p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$
- $p_{02} = 101.3 \text{ kPa}$
- $u_{7=} = 827 \text{ m/s}$
- $T_{02} = 288 \text{ K}$,
- $r_{pf} = 1.35$
- $\eta_f = 0.85$
- $c_p = 1004.5 \text{ kJ/kgK}$
- $\gamma = 1.4$

$$r_{pf} = 1.35$$

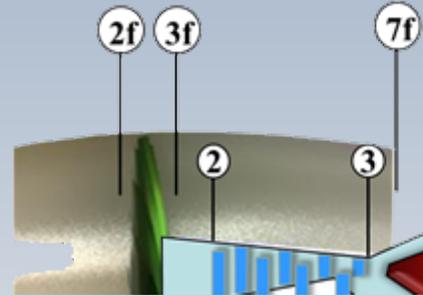
$$T_{03f} = 317.4K$$

Jet vers l'environnement

$$\frac{T_{03f}}{T_{7f}} = \left(\frac{p_{03f}}{p_{7f}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{317.4}{T_{7f}} = \left(\frac{1}{1.35} \right)^{0.2857}$$

$$T_{7f} = 291.3K$$



Vitesse du jet

$$f = 0.0215 \quad u_{7c} = 827.4 \text{ m/s}$$
$$T_{03f} = 317.4 \text{ K} \quad T_{7f} = 291.3 \text{ K}$$

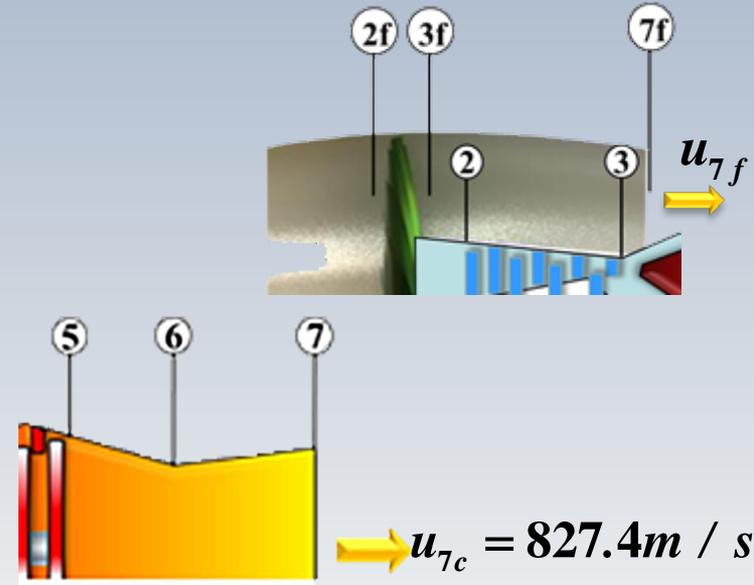
$$BPR = 2$$

L'écoulement dans la soufflante est supposé adiabatique, alors

$$T_{03f} = T_{07f} = T_{7f} + \frac{u_{7f}^2}{2c_p}$$

$$u_{7f} = \sqrt{2c_p(T_{03f} - T_{7f})}$$
$$= \sqrt{2 \times 1.0045(317.4 - 291.3)}$$

$$u_{7f} = 228.98 \text{ m/s}$$



Poussée spécifique

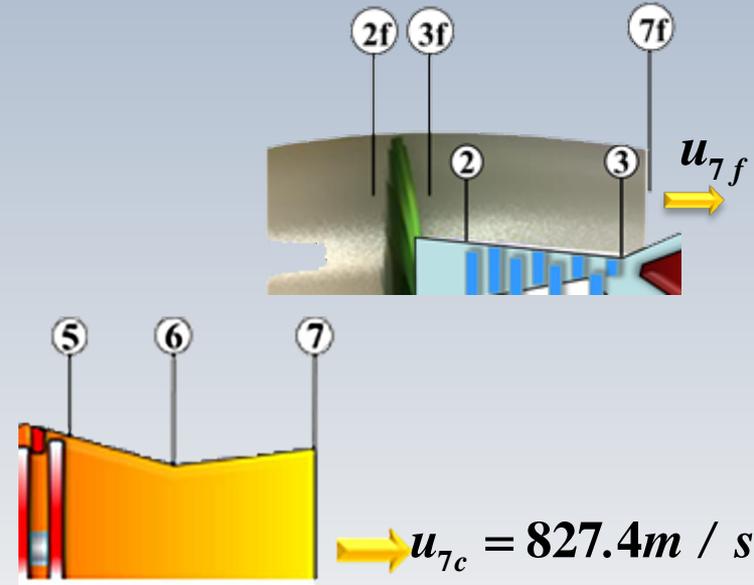
$$f = 0.0215 \quad u_{7c} = 827.4 \text{ m/s}$$
$$T_{03f} = 317.4 \text{ K} \quad T_{7f} = 291.3 \text{ K}$$

$$BPR = 2$$

$$u_{7f} = 228.98 \text{ m/s}$$

$$T_s = BPR \times u_{7f} + (1 + f) \times u_{7c}$$
$$= 2 \times 228.98 + 1.0215 \times 827.47$$

$$T_s = 1303.2 \text{ N/(kg/s)}$$



$$u_{7f} = 228.98 \text{ m/s}$$

$$u_{7c} = 827.4 \text{ m/s}$$

$$f = 0.0215$$

$$q_{ch.c.} = 773.22 \text{ kJ/kg}$$

Consommation spécifique

$$TSFC = \frac{f}{T_s} = \frac{0.0215 \times kg_c/kg_a \times 3600}{1303.2 \text{ N}/(kg_a/s)}$$

$$TSFC = 0.0594 \frac{kg_c/heure}{N}$$

($TSFC = 0.0916(kg_c / heure) / N$) Turbojet

Rendement

$$u_{7f} = 228.98 \text{ m/s}$$

$$u_{7c} = 827.4 \text{ m/s}$$

$$f = 0.0215$$

$$q_{ch.c.} = 773.22 \text{ kJ/kg}$$

$$\eta_{th} = \frac{BPR \times u_{7f}^2/2 + (1 + f) \times u_{7c}^2/2}{q_{ch.c.}}$$

$$= \frac{2 \times (228.98)^2/2 + (1.0215) \times 827.4^2/2}{1000 \times 773.22}$$

$$\eta_{th} = \mathbf{0.522}$$

$$(\eta_{th} = 0.452)$$

Turbojet

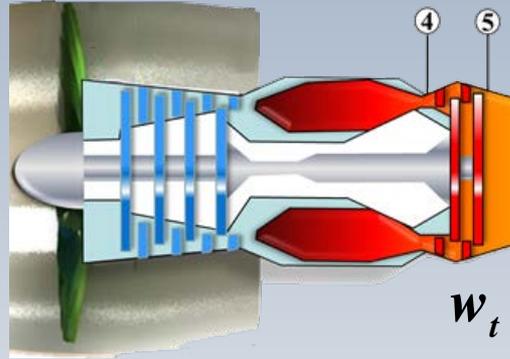
Travail

$$BPR = 2$$

$$f = 0.0215$$

$$w_{cr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$$

$$w_{fr} = 30.46 \text{ kJ/kg}$$



Travail effectué par la turbine

La turbine entraine le compresseur et la soufflante

$$w_t = \frac{w_{cr} + BPR \times w_{fr}}{1 + f} = 396.18 \text{ kJ/kg}$$

Calcul avec C_p variable



Fondement

La méthode traditionnelle pour effectuer des calculs avec une capacité calorifique variable, utilise l'équation pour la variation d'entropie d'un gaz parfait

$$s_2 - s_1 = \underbrace{\int_{T_1}^{T_2} C_p(T) \frac{dT}{T}}_{s^0} - R \ln \frac{p_2}{p_1}$$

Dans cette expression, le premier terme est identifié avec le symbole s^0

Fondement

Nous pouvons écrire alors

$$s_2 - s_1 = s_2^0 - s_1^0 - R \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) [kJ/kg.K]$$

Pour un processus **isentropique** ($s_2 = s_1$)

$$s^0(T_2) - s^0(T_1) = R \ln \frac{p_2}{p_1}$$

d'où

Fondement

$$\frac{p_2}{p_1} = \exp \left[\frac{s^o(T_2) - s^o(T_1)}{R} \right] = \frac{\exp[s^o(T_2)/R]}{\exp[s^o(T_1)/R]}$$

Pour simplifier, la définition suivante est utilisée

$$p_r(T) = \exp [s^o(T)^0/R]$$

Il s'agit d'un terme adimensionnel, qu'il **ne faut pas confondre avec la pression**

Alors,

Relation fondamentale

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{s=cte.} = \frac{p_{r2}}{p_{r1}}$$

Cette expression est valable pour un **processus isentropique** avec c_p étant une **fonction de la température**

Rappel: pour un processus isentropique lorsque $c_p = cnste$, l'expression est

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

Les tables

Dans la période précédente au développement de l'ordinateur, la variable p_r a été calculée et mise sous la forme de tables, accompagnée de propriétés thermodynamiques comme l'enthalpie et la température

Table

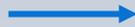
AIR

T (K), h and u (kJ/kg), s° (kJ/kg · K)

$$p_r(T) = \exp [s^\circ(T)^0/R]$$

T	h	p_r	u	v_r	s°
750	767.29	37.35	551.99	57.63	2.64737
760	778.18	39.27	560.01	55.54	2.66176
770	789.11	41.31	568.07	53.39	2.67595
780	800.03	43.35	576.12	51.64	2.69013
790	810.99	45.55	584.21	49.86	2.70400
800	821.95	47.75	592.30	48.08	2.71787
820	843.98	52.59	608.59	44.84	2.74504
840	866.08	57.60			
860	888.27	63.09			
880	910.56	68.98			
900	932.93	75.29	674.58	34.31	2.84856
920	955.38	82.05	691.28	32.18	2.87324
940	977.92	89.28	708.08	30.22	2.89748
960	1000.55	97.00	725.02	28.40	2.92128
980	1023.25	105.2	741.98	26.73	2.94468
1000	1046.04	114.0	758.94	25.17	2.96770

1



$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{s=cnste.} = \frac{p_{r2}}{p_{r1}}$$

2



Problème ($c_p = \text{Variable}$)

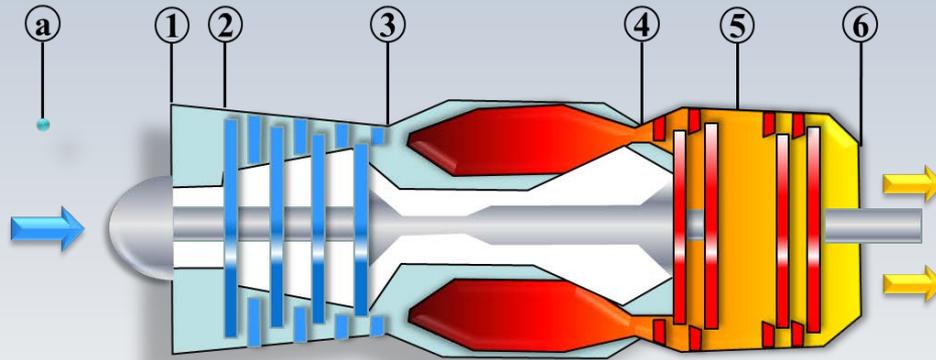
Un turboréacteur au repos ($u_a = 0$) avec deux turbines opère avec de l'air standard (capacité calorifique variable). Les données sont:

- La température et la pression à l'entrée du compresseur $T_{02} = 288\text{K}$ (519 R), $p_{02} = 101.3\text{ kPa}$ (14.7 psia)
- Le rendement du compresseur $\eta_c = 87\%$, les rendements des turbines de génération (liée) et de puissance, respectivement, $\eta_{Tg} = 89\%$, et $\eta_{TP} = 89\%$,
- Le rapport de compression $r_p = p_{03}/p_{02} = 12$ et la température maximale $T_{\max} = 1400\text{K}$ (2520R)
- Le pouvoir calorifique du combustible $\text{LHV} = 44\,000\text{ kJ/kg}$. Au besoin, utiliser $\dot{m} = 1\text{ kg/s}$ ou $\dot{m} = 1\text{ lb/s}$

Remarque: le rendement $\eta_{TP} = 89\%$, peut être considéré comme étant total-à-statique

On demande de...

Calculer les coordonnées thermodynamiques, du cycle (p, T, h) et par la suite le rendement thermique

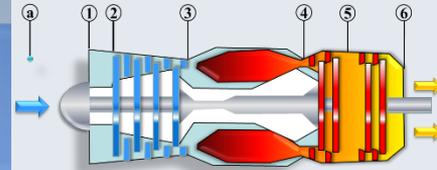


Développement

Les variables principales de travail sont l'enthalpie et la pression (h, p)

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
200	199.97	0.3363	142.56	1707.0	1.29559
210	209.97	0.3987	149.69	1512.0	1.34444
220	219.97	0.4690	156.82	1346.0	1.39105
230	230.02	0.5477	164.00	1205.0	1.43557
240	240.02	0.6355	171.13	1084.0	1.47824
250	250.05	0.7329	178.28	979.0	1.51917
260	260.09	0.8405	185.45	887.8	1.55848
270	270.11	0.9590	192.60	808.0	1.59634
280	280.13	1.0889	199.75	738.0	1.63279
285	285.14	1.1584	203.33	706.1	1.65055
290	290.16	1.2311	206.91	676.1	1.66802

$T = 288K$ →

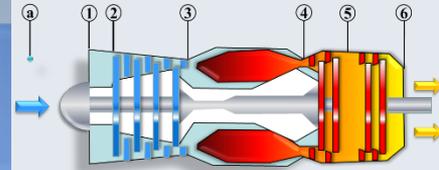


$$\begin{aligned} p_{02} &= 101.3 \text{ kPa} \\ T_{02} &= 288 \text{ K} \\ r_p &= 12 \\ \eta_C &= 87\% \\ \eta_T &= 89\% \\ T_{04} &= 1400 \text{ K} \end{aligned}$$

Remarque: Indépendamment des unités dans les tables, la valeur du paramètre p_r (adimensionnel) demeure la même.

Remarque: Les coordonnées h, T, P , etc., sont des quantités totales (d'arrêt), mais l'indice "0" a été éliminé de p_r afin d'alléger la notation

Développement



Entrée du compresseur:

À partir de la table, on trouve pour $T = 288K$

$$h_{02} = 288 \text{ kJ/kg}$$

$$p_{r2} = 1.2095$$

← Par interpolation

$$T = 288K \rightarrow$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
200	199.97	0.3363	142.56	1707.0	1.29559
210	209.97	0.3987	149.69	1512.0	1.34444
220	219.97	0.4690	156.82	1346.0	1.39105
230	230.02	0.5477	164.00	1205.0	1.43557
240	240.02	0.6355	171.13	1084.0	1.47824
250	250.05	0.7329	178.28	979.0	1.51917
260	260.09	0.8405	185.45	887.8	1.55848
270	270.11	0.9590	192.60	808.0	1.59634
280	280.13	1.0889	199.75	738.0	1.63279
285	285.14	1.1584	203.33	706.1	1.65055
290	290.16	1.2311	206.91	676.1	1.66802

$$p_{02} = 101.3 \text{ kPa}$$

$$T_{02} = 288 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1400 \text{ K}$$

$$r_p = 12$$

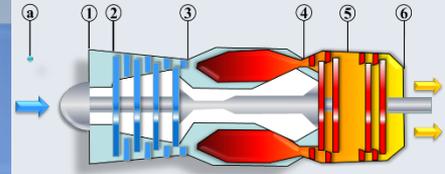
$$\eta_C = 87\%$$

$$\eta_T = 89\%$$

Remarque: Indépendamment des unités dans les tables, la valeur du paramètre p_r (adimensionnel) demeure la même.

Remarque: Les coordonnées h , T , P , etc., sont des quantités totales (d'arrêt), mais l'indice "0" a été éliminé de p_r afin d'alléger la notation

Le compresseur 2-3



→ $p_{r2} = 1.2095$

Processus isentropique

$$r_p = 12 = \frac{p_{03}}{p_{02}} = \frac{p_{r3}}{p_{r2}}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
570	575.59	13.50	411.97	121.2	2.35531
580	586.04	14.38	419.55	115.7	2.37348
590	596.52	15.31	427.15	110.6	2.39140

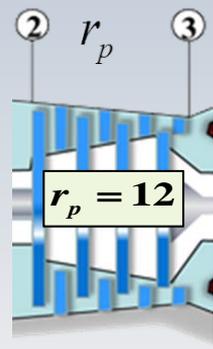
$p_{r3} = 14.51$



$h_{03s} = 586.4 \text{ kJ/kg}$
 $T_{03s} = 581.1 \text{ K}$

Par interpolation

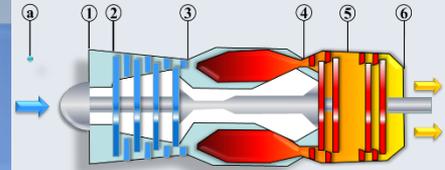
$p_{03} = r_p \times p_{02} = 1215.6 \text{ kPa}$



$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$

- $p_{02} = 101.3 \text{ kPa}$
- $T_{02} = 288 \text{ K}$
- $h_{02} = 288 \text{ kJ/kg}$
- $T_{04} = 1400 \text{ K}$
- $r_p = 12$
- $\eta_C = 87\%$
- $\eta_T = 89\%$

Le compresseur 2-3



$$h_{03s} = 586.4 \text{ kJ/kg}$$

$$T_{03s} = 581.1 \text{ K}$$

$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$h_{02} = 288 \text{ kJ/kg}$$

Travail spécifique du compresseur

Idéal

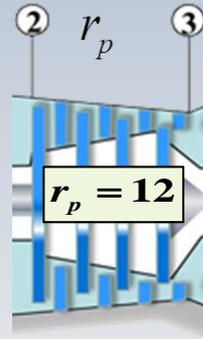
$$w_{cs} = h_{03s} - h_{02} = 298.4 \text{ kJ/kg}$$

Réel

$$w_{cr} = \frac{w_{cs}}{\eta_c} = \frac{298.4}{0.87} = 342.99 \text{ kJ/kg}$$

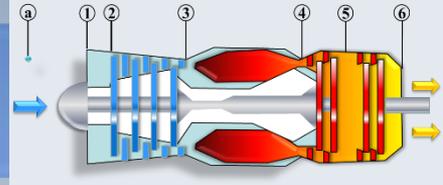
$$h_{03} = h_{02} + w_{cr} = 630.99 \text{ kJ/kg} \rightarrow$$

$$\begin{aligned} p_{02} &= 101.3 \text{ kPa} \\ T_{02} &= 288 \text{ K} \\ h_{02} &= 288 \text{ kJ/kg} \\ T_{04} &= 1400 \text{ K} \\ r_p &= 12 \\ \eta_c &= 87\% \\ \eta_T &= 89\% \end{aligned}$$



$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

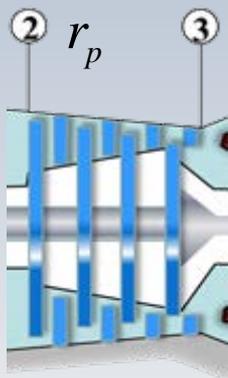
États ③ et ④



$$h_{03} = 630.99 \text{ kJ/kg} \rightarrow$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg*K)
620	628.07	18.36	450.09	96.92	2.44356
630	638.63	19.84	457.78	92.84	2.46048

$$T_{03} = 623.3 \text{ K}$$



$$p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$T_{03} = 623.3 \text{ K}$$

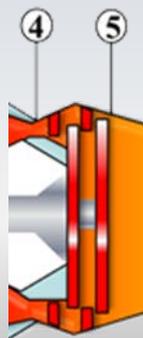
Valeur réelle connue

$$T_{04} = 1400 \text{ K} \rightarrow$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg*K)
1380	1491.44	424.2	1095.26	9.337	3.34474
1400	1515.42	450.5	1113.52	8.919	3.36200
1420	1539.44	478.0	1131.77	8.526	3.37901

$$p_{04} = p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$$

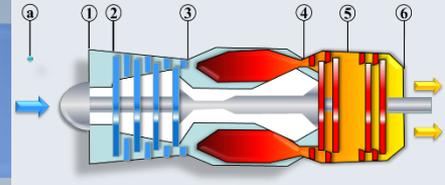
$$h_{04} = 1515.42 \text{ kJ/kg}$$



$$\rightarrow h_{04} = 1515.42 \text{ kJ/kg}$$

$$p_{r4} = 450.5$$

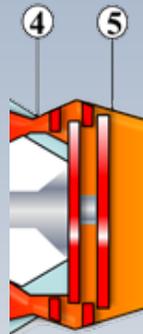
État 5



Conditions à la sortie 5

$$h_{04} = 1515.42 \text{ kJ/kg}$$

$$w_{tr} = w_{cr} = 342.99 \text{ kJ/kg}$$



$$h_{05} = h_{04} - w_{tr} = (1515.42 - 342.99) = 1172.49 \text{ kJ/kg}$$

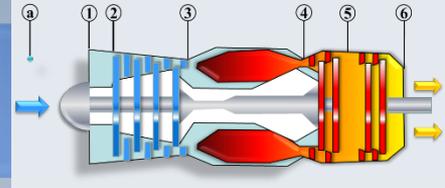
$$p_{r5(r)} = 173.3$$

$$T_{05} = 1113.2 \text{ K}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
1100	1161.07	167.1	845.33	18.896	3.07732
1120	1184.28	179.7	862.79	17.886	3.09825

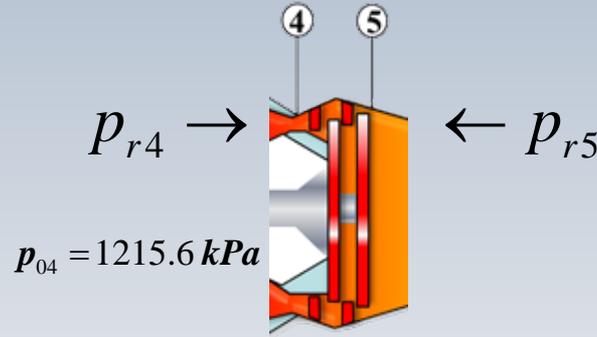
Remarque: la valeur de $p_{r5(r)}$ correspond à un **niveau réel** d'enthalpie. Elle a été obtenue d'après une lecture (h_{05}). Aucun processus isentropique n'a été impliqué.

$$p_{r4} = 450.5$$



Afin de trouver la **pression** à la station 5, il faut considérer un processus **isentropique entre 4 et 5**. Notamment au moyen de la relation

$$\frac{p_{05}}{p_{04}} = \frac{p_{r5}}{p_{r4}}$$



Puisque p_{r4} et $p_{04} = p_{03}$ sont connues, on doit d'abord trouver le niveau de p_{r5} correspondant au processus isentropique cherché. Ceci est fait avec l'enthalpie h_{05s} . Pour ce faire, nous commençons par le travail idéal

$$w_{ts} = \frac{w_{tr}}{\eta} = \frac{342.99}{0.89} = 385.38 \text{ kJ/kg}$$

État 5

$$h_{04} = 1515.42 \text{ kJ/kg} \quad w_{ts} = 385.38 \text{ kJ/kg}$$

$$p_{r4} = 450.5 \quad p_{04} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$h_{05s} = h_{04} - w_{ts} = (1515.42 - 385.28) \text{ kJ/kg} \\ = 1129.62 \text{ kJ/kg}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
1060	1114.86	143.9	810.62	21.14	3.03449
1080	1137.89	155.2	827.88	19.98	3.05608

$$p_{r5} = 151.3$$

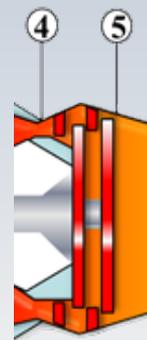
Processus isentropique

$$\frac{p_{05}}{p_{04}} = \left(\frac{p_{r5}}{p_{r4}} \right) \rightarrow p_{05} = p_{04} \left(\frac{p_{r5}}{p_{r4}} \right) = 1215.6 \left(\frac{151.3}{450.5} \right)$$

$$p_{05} = 408.26 \text{ kPa}$$

$$p_{04} = 1215.6 \text{ kPa}$$

$$p_{r4} = 450.5$$



Pour trouver le travail produit par la turbine de puissance entre les stations 5 et 6, on cherchera la variation d'enthalpie totale

Sortie 6

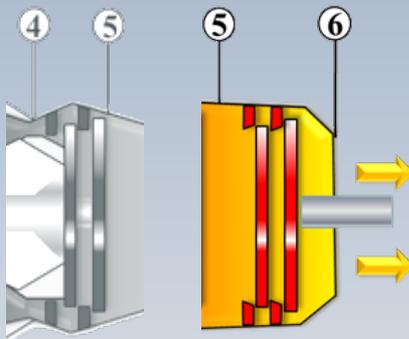
$$p_{05} = 408.26 \text{ kPa}$$

$$p_6 = 101.3 \text{ kPa}$$

$$p_{r5(r)} = 173.3$$

$$\frac{p_6}{p_{05}} = \frac{p_{r6}}{p_{r5(r)}}$$

$$p_{r6} = p_{r5(r)} \left(\frac{p_6}{p_{05}} \right) = 173.3 \left(\frac{101.3}{408.26} \right) = 43.0$$



$$h_{6s} = 800 \text{ kJ/kg}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
760	778.18	39.27	560.01	55.54	2.66176
780	800.03	43.35	576.12	51.64	2.69013

$$h_{05} = 1172.49 \text{ kJ/kg}$$

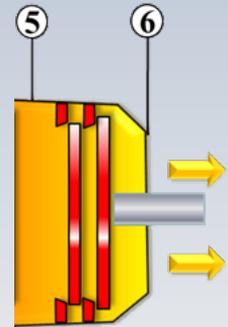
$$h_{6s} = 800 \text{ kJ/kg}, \quad \eta_{TP} = 0.89$$

La pression atmosphérique est une quantité statique, de sorte que l'enthalpie en ce point est aussi statique

Travail net et niveau réel d'enthalpie à la sortie 6

$$\begin{aligned} w_{TP} &= (h_{05} - h_{6s})\eta_{TP} = 0.89(1172.43 - 800) \\ &= 331.46 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} h_6 &= (h_{05} - w_{TP}) = 1172.43 - 331.46 \\ &= 840.97 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$



$$T_6 = 817.8 \text{ K}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
800	821.95	47.75	592.30	48.08	2.71787
820	843.98	52.59	608.59	44.84	2.74504

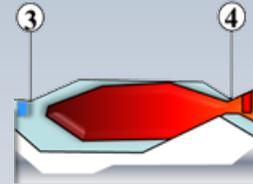
Rendement thermique

$$h_{03} = 630.99 \text{ kJ/kg}$$

$$h_{04} = 1515.42 \text{ kJ/kg}$$

$$w_{TP} = 331.46 \text{ kJ/kg}$$

$$q_{ch.c} = (h_{04} - h_{03}) = 1515.42 - 630.99 = 884.43 \text{ kJ/kg}$$



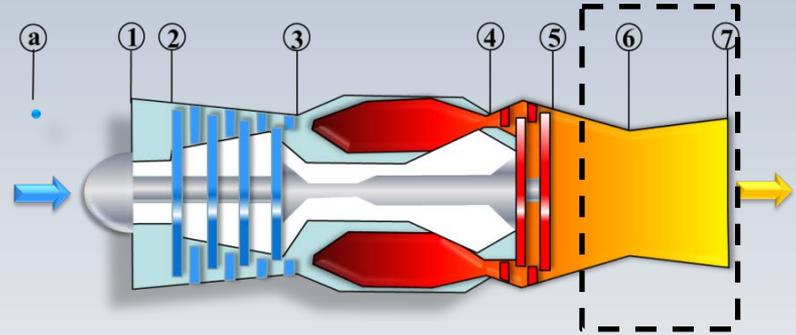
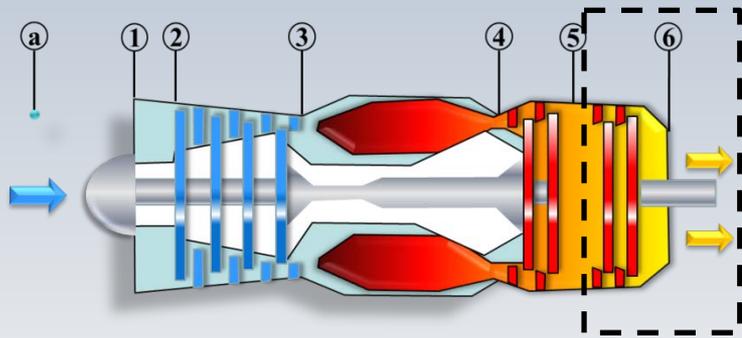
Finalement, le rendement global est

$$\eta_g = \frac{w_{TP}}{q_{ch.c.}} = \frac{331.46}{884.43} = 0.374$$

$$\eta_g = 0.394$$

Modification ($c_p = \text{variable}$)

La turbine de puissance est remplacée par une tuyère convergente-divergente et les gaz atteignent les conditions atmosphériques à la sortie. Calculez:



- La poussée et le rendement si la vitesse à l'entrée est nulle ($u_a = 0$) et que $q = 11005 \text{ Btu/lbmol}$, $q = 884.43 \text{ kJ/kg}$
- La TSFC si $f = 0.0215$ (au besoin $m_a = 1 \text{ lb/s}$ (ou 1 kg/s))

États 6 et 7

$$h_{06} = h_{05} = 1172.49 \text{ kJ/kg}$$

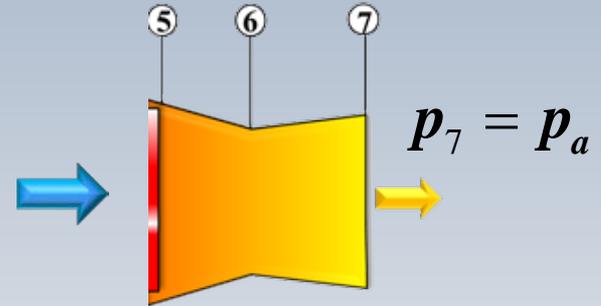
$$p_{06} = p_{05} = 408.26 \text{ kPa}$$

$$p_7 = 101.3 \text{ kPa}$$

$$p_{r6(r)} = p_{r5(r)} = 173.3$$

$$\frac{p_7}{p_{06}} = \frac{p_{r7}}{p_{r6(r)}}$$

$$p_{r7} = p_{r6(r)} \left(\frac{p_7}{p_{06}} \right) = 173.3 \left(\frac{101.3}{408.26} \right) = 43.0$$



T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
760	778.18	39.27	560.01	55.54	2.66176
780	800.03	43.35	576.12	51.64	2.69013

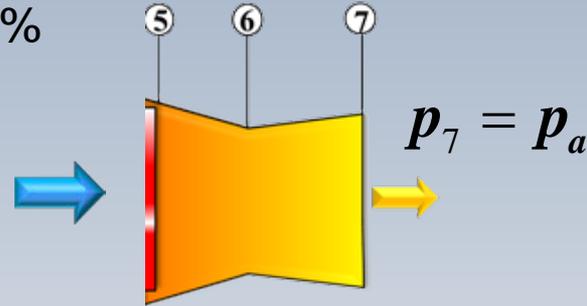
$$h_{7s} = 800 \text{ kJ/kg}$$

Vitesse de sortie

$$h_{06} = h_{05} = 1172.49 \text{ kJ / kg}$$

$$h_{7s} = 800 \text{ kJ / kg}$$

Le rendement de la tuyère est de 100%



$$\frac{u_{7s}^2}{2} = (h_{06} - h_{7s}) = (1172.49 - 800) = 372.49 \text{ kJ / kg}$$

$$u_{7s} = \sqrt{2(h_{06} - h_{7s})} = \sqrt{2 \times 1000 \times 372.49} = 863 \text{ m/s}$$

η et TSFC

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_a}{T / \dot{m}_a} = \frac{f}{T_s}$$

$$T_s = T / \dot{m}_a = [(1 + f)u_j - \cancel{u_a}]$$

$$T_s = 1.0215 \times 863 = 881.6 [N / (kg/s)]$$

$$\eta_{th} = \frac{1}{2} \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_j^2 - \dot{m}_a u_a^2]}{\dot{m}_f LHV}$$

$$f = 0.0215$$

$$q = 884.43 \text{ kJ/kg}$$

$$u_{7s} = 863 \text{ m/s}$$

$$u_a = 0$$

η_{th} et TSFC

$$\eta_{th} = \frac{1}{2} \frac{u_{7s}^2 (1 + f)}{q_{ch.c}} = \mathbf{0.432}$$

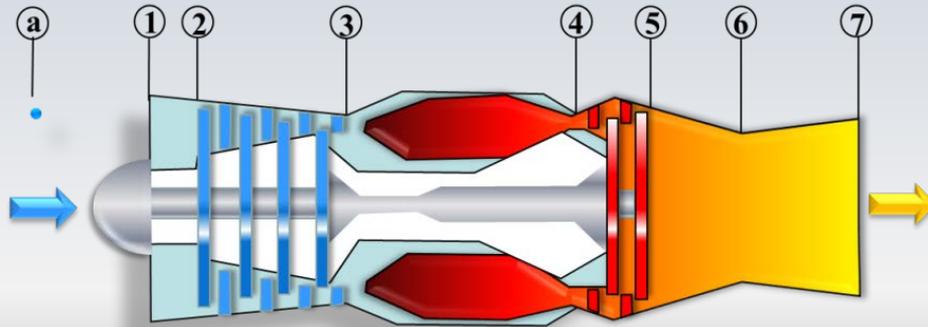
$$TSFC = \frac{f}{T_s} = \frac{0.0215 (kg_c / kg_a) \times 3600}{881.6 (N / [kg_a / s])}$$

$$TSFC = \mathbf{0.08779} \frac{kg_c / heure}{N}$$

$$TSFC = 0.0916 \frac{kg_c / heure}{N}$$

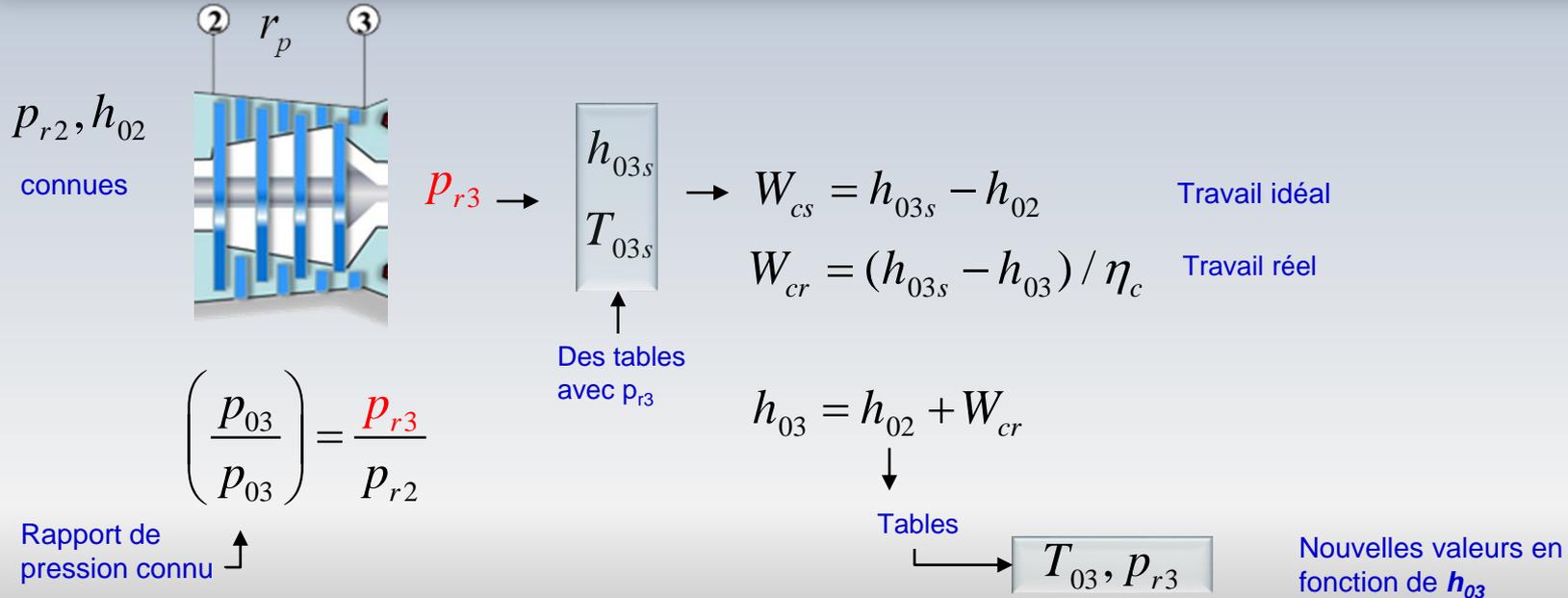
Synthèse: c_p variable

Le terme p_r est une quantité adimensionnelle qui correspond à un niveau d'énergie. Dans un turboréacteur, la variation de p_r entre l'entrée et la sortie d'une composante, peut être interprété comme "la hauteur d'une marche dans un escalier énergétique, lors d'un processus **isentropique**, avec c_p variable



Le compresseur

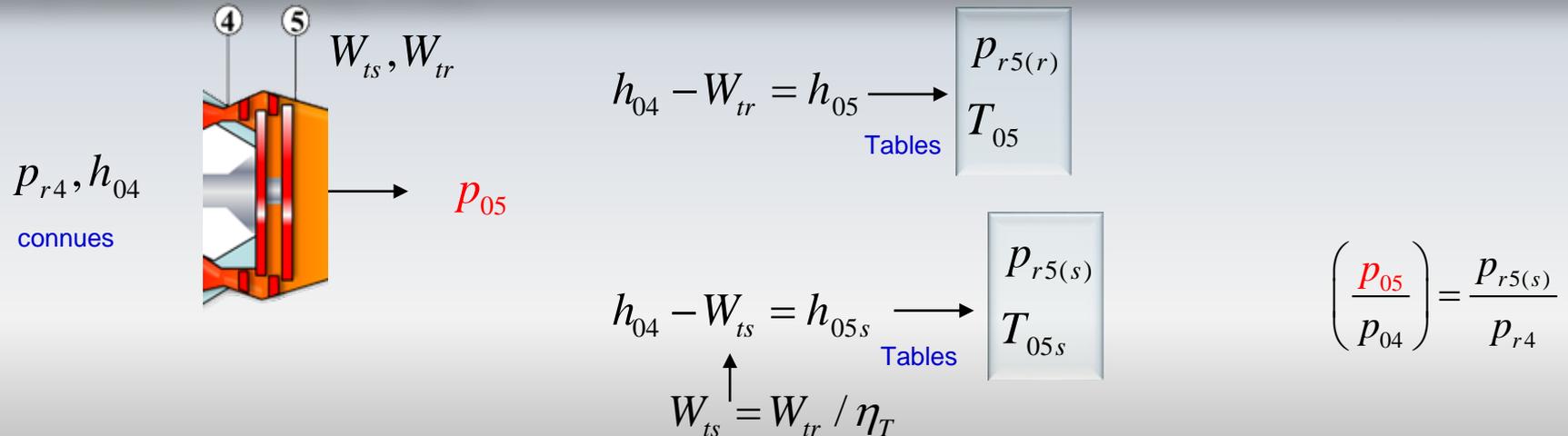
À l'entrée **2** du compresseur on connaît *la température et la pression totale*. La température T_{02} permet de trouver l'enthalpie h_{02} et p_{r2} . à partir de la table. On note que pour fins de simplification on n'inclut pas l'indice « zéro » dans p_r .



La turbine

À l'entrée **4**, on connaît la température et la pression totale. La température T_{04} est issue de la combustion, tandis que pression correspond à celle trouvée à la sortie du compresseur, si l'on suppose que les pertes de pression sont nulles dans la chambre de combustion. La température T_{04} permet de trouver, à partir des tables, l'enthalpie h_{04} et p_{r4}

On considère que le travail réel fait par la turbine correspond à celui consommé par le compresseur, soit: $W_{tr} = W_{cr}$



La tuyère

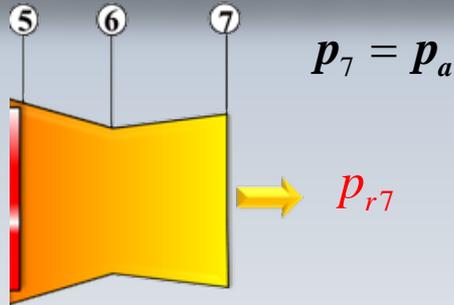
Remarque: Le niveau $p_{r5(s)}$ n'est utilisé que pour calculer la « bonne » pression p_{05} considérant une détente isentropique 4-5. Cependant, le niveau énergétique réel est donné par $p_{r5(r)}$ (correspondant à h_{05}) et c'est celui-ci qu'on doit employer par la suite pour le calcul dans la tuyère

$$p_{r6(r)} = p_{r5(r)}$$

$$T_{06} = T_{05}$$

$$h_{06} = h_{05}$$

$$p_{06} = p_{05}$$



$$\left(\frac{p_7}{p_{06}} \right) = \frac{p_{r7}}{p_{r6(r)}}$$

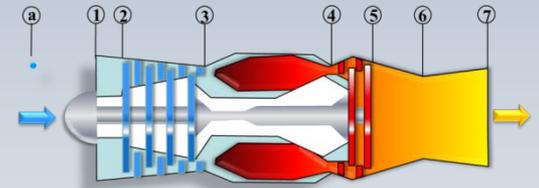
Tables

h_7

Il s'agit d'une
quantité statique

$$\frac{u_6^2}{2} = (h_{06} - h_7)$$

u_6



Problème ($c_p = \text{variable}$)

On modifie le turboréacteur utilisé précédemment pour obtenir une turbosoufflante. Les conditions d'opération dans le cœur seront les mêmes. L'appareil demeure au repos ($u_a = 0$).

Calculez *la poussée, la TSFC et le rendement thermodynamique* si $BPR=2$ (taux de dilution), le rendement de la soufflante $\eta_f = 0.85$ et le rapport de pression de la soufflante $r_{pf} = 1.35$.

Considérez que la température et la pression aux entrées de la soufflante $2f$ et du compresseur 2 sont $T_{02} = 288 \text{ K} (519 \text{ R})$, $p_{02} = 101.3 \text{ kPa} (14.7 \text{ psia})$

Problème

Du problème précédent

- $W_c = 342.99 \text{ kJ/kg}$

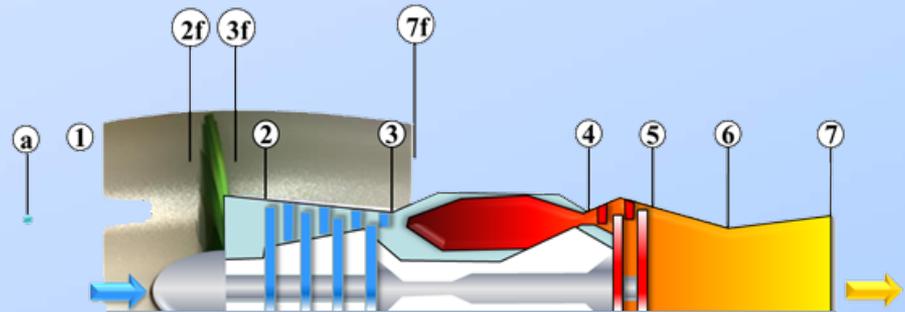
- $f = 0.0215$

- $\dot{m}_a = 1 \text{ lb/s} (1 \text{ kg/s})$, *au besoin*

- $p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$

- $u_{7c} = 863 \text{ m/s}$

- $h_{02} = 288 \text{ kJ/kg}$, $p_{r2} = 1.2095$ $T_{02} = 288 \text{ K}$



Soufflante

Entrée de la soufflante: À partir de la table, on trouve pour $T = 288 \text{ K}$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg*K)
285	285.14	1.1584	203.33	706.1	1.65055
290	290.16	1.2311	206.91	676.1	1.66802

$$h_{02} = 288 \text{ kJ / kg} \quad p_{r2} = 1.2095$$

$$p_{r3} = r_{pf} \times p_{r2} = 1.35 \times 1.209 = 1.6328$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg*K)
310	310.24	1.5546	221.25	572.3	1.73498
315	315.27	1.6442	224.85	549.8	1.75106

$$h_{03fs} = 314.36 \text{ kJ/kg}$$

enthalpie idéale

- $WC = 342.99 \text{ kJ/kg}$
- $f = 0.0215$
- $m_a = 1 \text{ lb/s} (1 \text{ kg/s})$
- $p_{03} = 1215.6 \text{ kPa}$
- $u_{c7} = 863 \text{ m/s}$
- $h_{02} = 288 \text{ kJ/kg}$,
- $p_{r2} = 1.2095$
- $r_{pf} = 1.35$

$$c_p = 1.0045 \text{ kJ/kg K}$$

$$\gamma = 1.4$$

Soufflante

Enthalpie réelle après la soufflante h_{03f}

$$w_{fr} = \frac{w_{fs}}{\eta_f} = \frac{h_{03fs} - h_{02}}{\eta_f} = \frac{314.36 - 288}{0.85} = 31.01 \text{ kJ/kg}$$

$$h_{03f} = h_{02} + w_{fr}$$

$$h_{03f} = 319.01 \text{ kJ/kg}$$

$$\begin{aligned} p_{03f} &= r_{pf} \times p_{02} \\ &= 1.35 \times 101.3 = 136.75 \text{ kPa} \end{aligned}$$

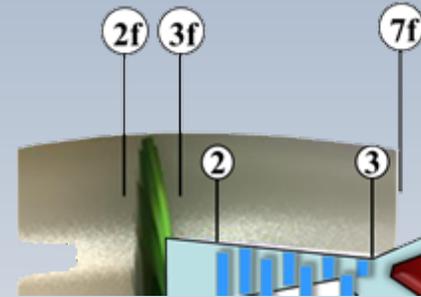
T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg*K)
315	315.27	1.6442	224.85	549.8	1.75106
320	320.29	1.7375	228.42	528.6	1.76690

$$p_{r3f(r)} = 1.7170$$

$$p_{r3f(r)} = 1.717 \quad r_{pf} = 1.35$$

Jet vers l'environnement

$$\frac{p_{r7f}}{p_{r3f(r)}} = \frac{p_7}{p_{03f}}$$



$$p_{r7f} = p_{r3f(r)} / r_{pf} = 1.717 / 1.35 = 1.2719$$

$$h_{7f} = 292.40 \text{ kJ/kg}$$

T (K)	h (kJ/kg)	p_r	u (kJ/kg)	v_r	s^o (kJ/kg·K)
290	290.16	1.2311	206.91	676.1	1.66802
295	295.17	1.3068	210.49	647.9	1.68515

Quantité statique ↗

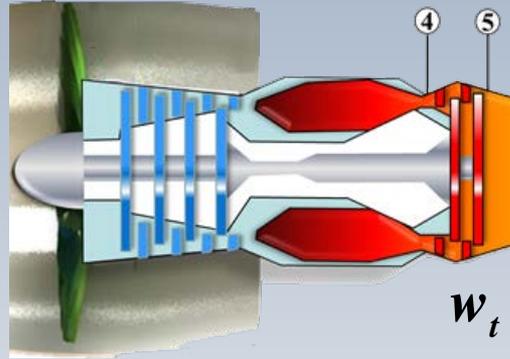
Travail

$$BPR = 2$$

$$f = 0.0215$$

$$w_{cr} = 343.78 \text{ kJ/kg}$$

$$w_{fr} = 30.46 \text{ kJ/kg}$$



Travail effectué par la turbine

La turbine entraine le compresseur et la soufflante

$$w_t = \frac{w_{cr} + BPR \times w_{fr}}{1 + f} = 396.18 \text{ kJ/kg}$$

Poussée spécifique

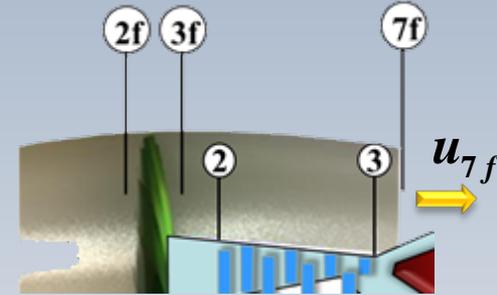
$$h_{7f} = 292.40 \text{ kJ/kg}$$

$$h_{03f} = 319.01 \text{ kJ/kg}$$

Vitesse du jet de la soufflante

$$u_{7f} = \sqrt{2(h_{03f} - h_{7f})} = \sqrt{2(319.01 - 292.40)}$$

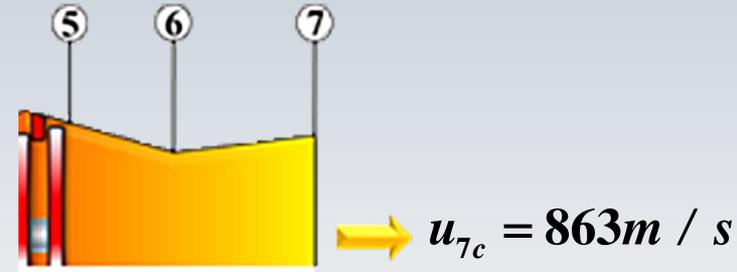
$$u_{7f} = 231.2 \text{ m/s}$$



Poussée spécifique

$$T_s = BPR \times u_{7f} + (1 + f) \times u_{7c}$$

$$T_s = 2 \times 231.2 + 1.0215 \times 863 = 1356.4 \text{ N/(kg/s)}$$



Rendement

$$u_{7f} = 231.2 \text{ m/s}$$
$$u_{7c} = 863 \text{ m/s}$$

$$f = 0.0215$$

$$q_{ch.c.} = 884.4 \text{ kJ/kg}$$

Consommation spécifique

$$TFSC = \frac{f}{T_s} = \frac{0.0215 \times kg_c / kg_a \times 3600}{1356.4 N / (kg_a / s)}$$

$$TFSC = 0.057 \frac{kg_c/heure}{N}$$

$$TSFC = 0.0594 \frac{kg_c/heure}{N}$$

Rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{BPR \times u_{7f}^2 / 2 + (1 + f) \times u_{7c}^2 / 2}{q_{ch.}} = \frac{2 \times (231.2)^2 / 2 + (1.0215) \times 863^2 / 2}{1000 \times 884.4}$$

$$\eta_{th} = 0.495 \quad (\eta_{th} = 0.522)$$

À venir



À venir:
*Normalisation, essais,
mariage de composantes...*