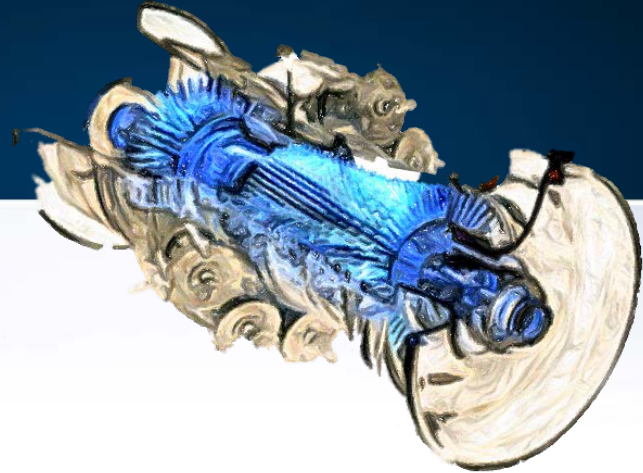
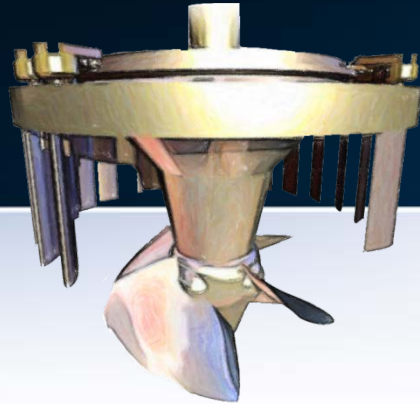
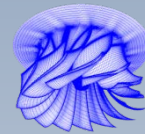


Turbomachines



NRJ EN ROTATION





Normalisation, essais et mariage de composantes



OBJECTIFS

- Présenter le concept de normalisation utilisé dans les TG
- Regarder des éléments de mariage de composantes dans une TG

Normalisation

Pour la caractérisation des turbines et des compresseurs opérant dans les avions, on **normalise la température et la pression** par rapport à des **conditions standards**

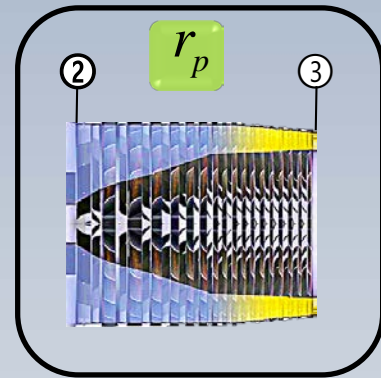
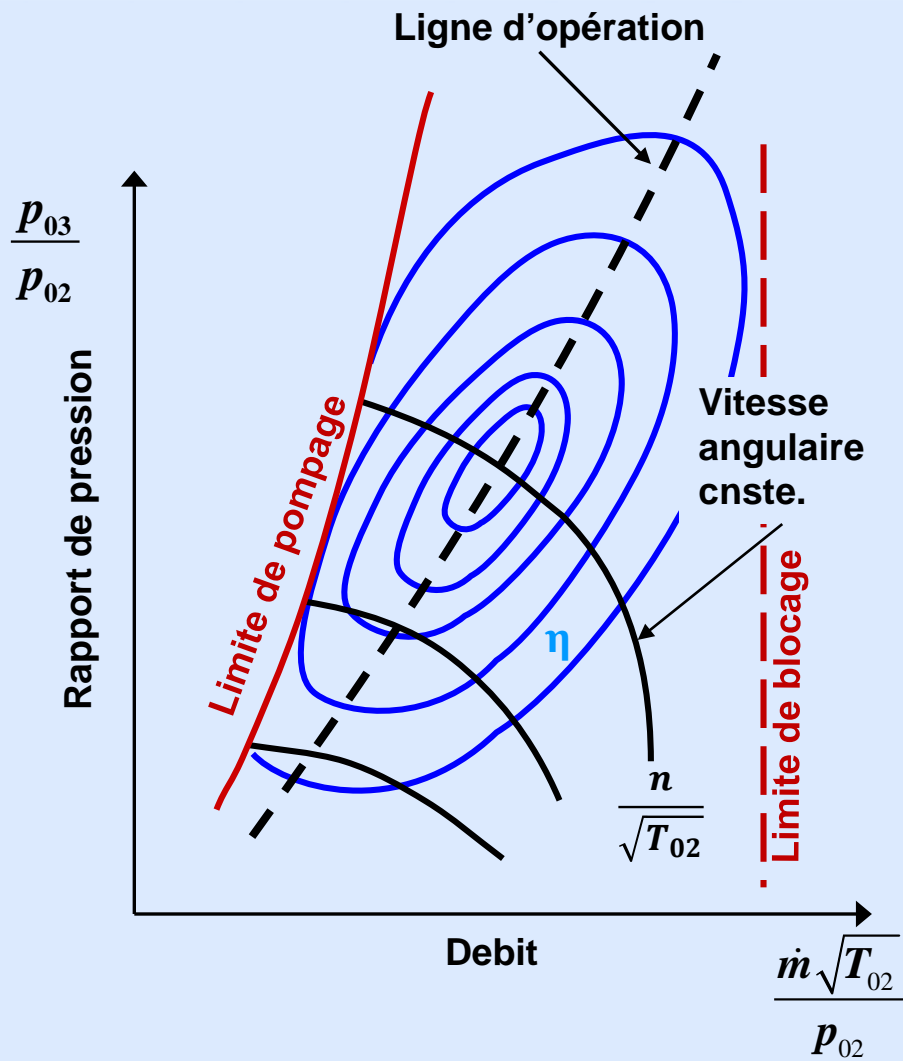
Cette pratique permet l'obtention de variables dites **réduites ou corrigées** (débit et vitesse de rotation) ce qui mène à des **cartes indépendantes des conditions d'alimentation (entrée)**: température de l'air pour le compresseur et température du gaz à la sortie de la chambre de combustion

Normalisation

Rappelons que la carte du compresseur représente, pour chaque vitesse de rotation, l'évolution du rapport de pression en fonction du débit.

Pour chaque vitesse de rotation, la courbe du rapport de compression au débit est bornée par un débit minimal dit de pompage et par un débit maximal dit de blocage

Des courbes d'isorendement sont normalement tracées sur le même diagramme

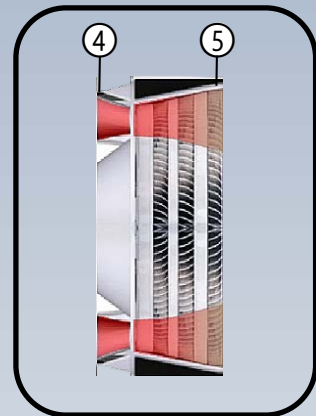
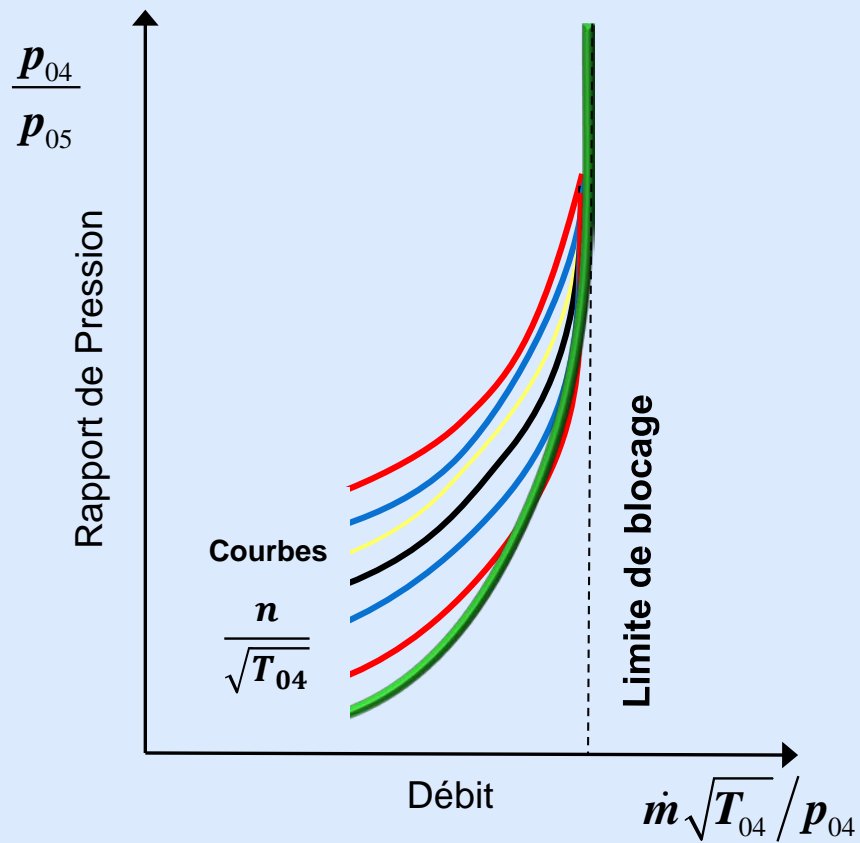


Normalisation

Comme pour les compresseurs, les caractéristiques des turbines ne sont fonction que du débit et du taux de détente pour chaque vitesse

L'inspection d'une carte type d'une turbine (figure suivante) révèle qu'à partir d'un certain rapport de détente le débit devient constant

L'écoulement est alors bloqué (écoulement sonique), ce qu'en général arrive dans le premier étage de la turbine



Normalisation

Les quantités standard $p_{0s} = 1\text{bar}$, $T_{0s} = 288.15\text{K}$ sont utilisées pour normaliser la pression et la température.

On définit alors deux quantités adimensionnelles

$$\theta = \frac{T_0}{T_{0s}}$$

$$\delta = \frac{p_0}{p_{0s}}$$

Elles sont employées par la suite pour définir les variables réduites ou corrigées.

Quantités corrigées

Les **quantités corrigées** permettent de comparer deux points d'opération ayant lieu à des **conditions ambiantes différentes** tout en gardant les dimensions physiques

Vitesse corrigée n_c

$$M_s = \frac{U_{ref}}{\sqrt{\gamma RT_s}} = \frac{\pi D n_{ref} / 60}{\sqrt{\gamma RT_s}}$$

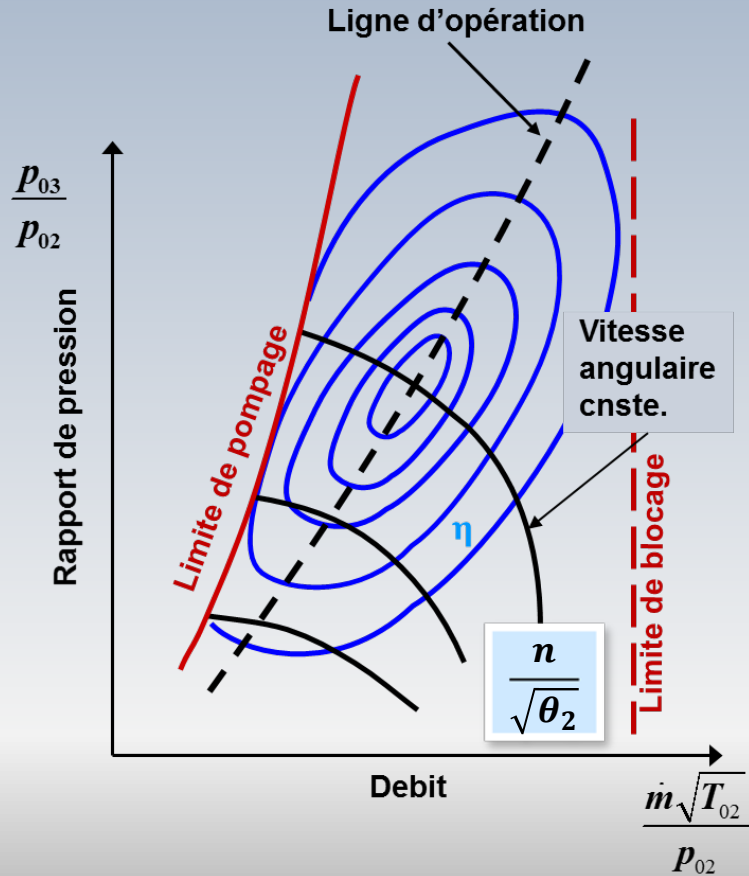
Nombre de Mach calculé à la température standard

$$M_1 = \frac{U_1}{\sqrt{\gamma RT_1}} = \frac{\pi D n_1 / 60}{\sqrt{\gamma RT_1}}$$

M_1 : nombre de Mach calculé à une autre température T_1 et à une vitesse n_1 (rpm)

Vitesse corrigée

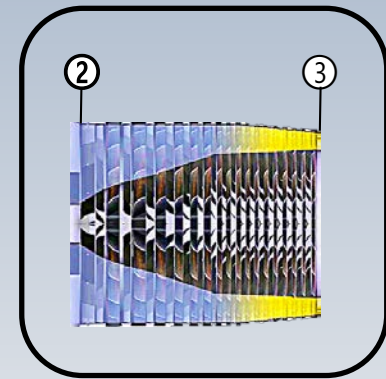
Compresseur



$$M_{s2} = M_2$$



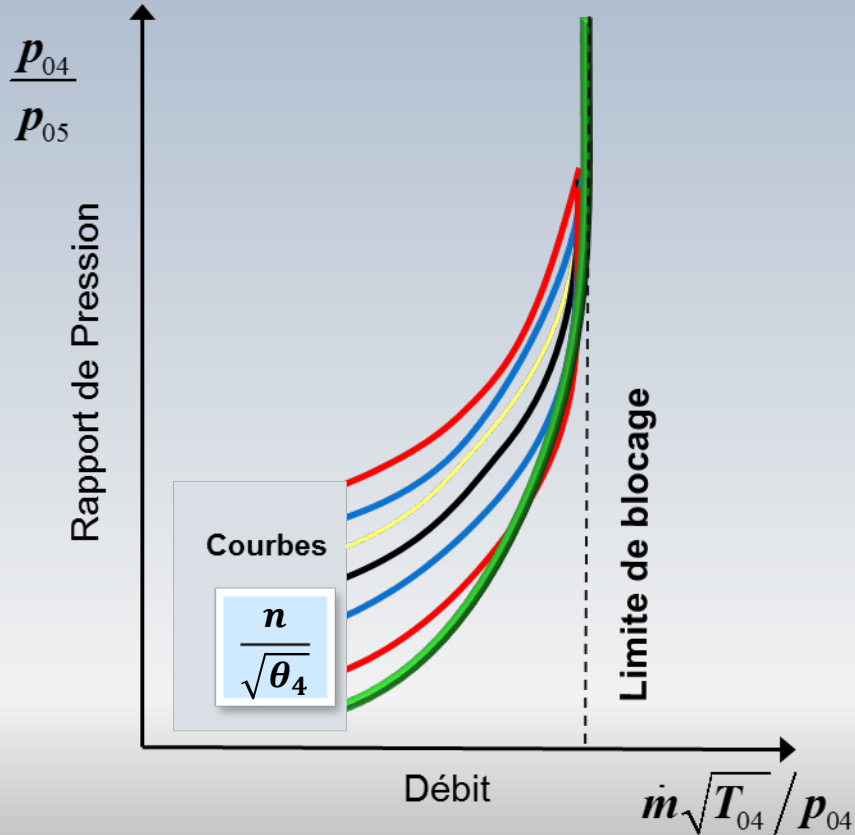
$$\frac{n_{ref}}{\sqrt{T_s}} = \frac{n}{\sqrt{T_2}}$$



$$n_{ref} = \frac{n \sqrt{T_s}}{\sqrt{T_2}} = \frac{n}{\sqrt{\theta_2}} = n_c \text{ rpm}$$

Vitesse corrigée

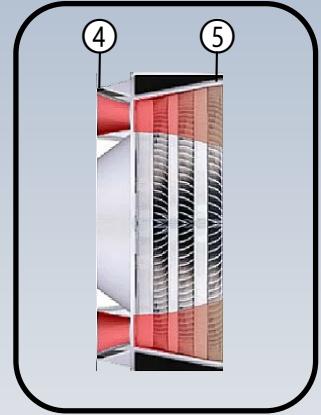
Turbine



$$M_{s4} = M_4$$



$$\frac{n_{ref}}{\sqrt{T_s}} = \frac{n}{\sqrt{T_4}}$$



$$n_{ref} = \frac{n \sqrt{T_s}}{\sqrt{T_4}} =$$

$$\frac{n}{\sqrt{\theta_4}} = n_c \text{ rpm}$$

Débit corrigé

Dans le cadre des compresseurs et des turbines, le coefficient adimensionnel de débit est sous la forme $\Phi = \dot{m}\sqrt{T_0}/D^2 p_0$. Pour une même machine on peut s'affranchir du diamètre D et il devient $\dot{m}\sqrt{T_0}/p_0$

Bien que cette nouvelle expression soit dimensionnelle, elle demeure un paramètre caractéristique. Pour le rendre plus pratique, on réfère la température ainsi que la pression à des quantités standards. On trouve alors:

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}\sqrt{\theta}}{\delta} \text{ (kg/s)}$$

Normalisation

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}\sqrt{\theta}}{\delta}$$

Débit corrigé

$$n_c = \frac{n}{\sqrt{\theta}}$$

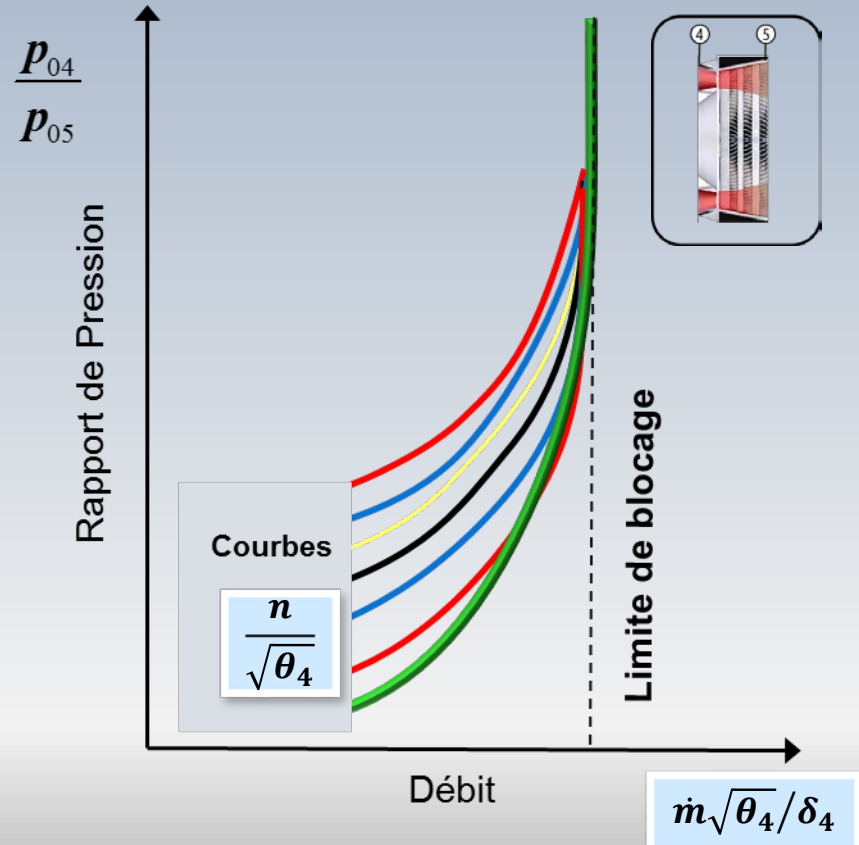
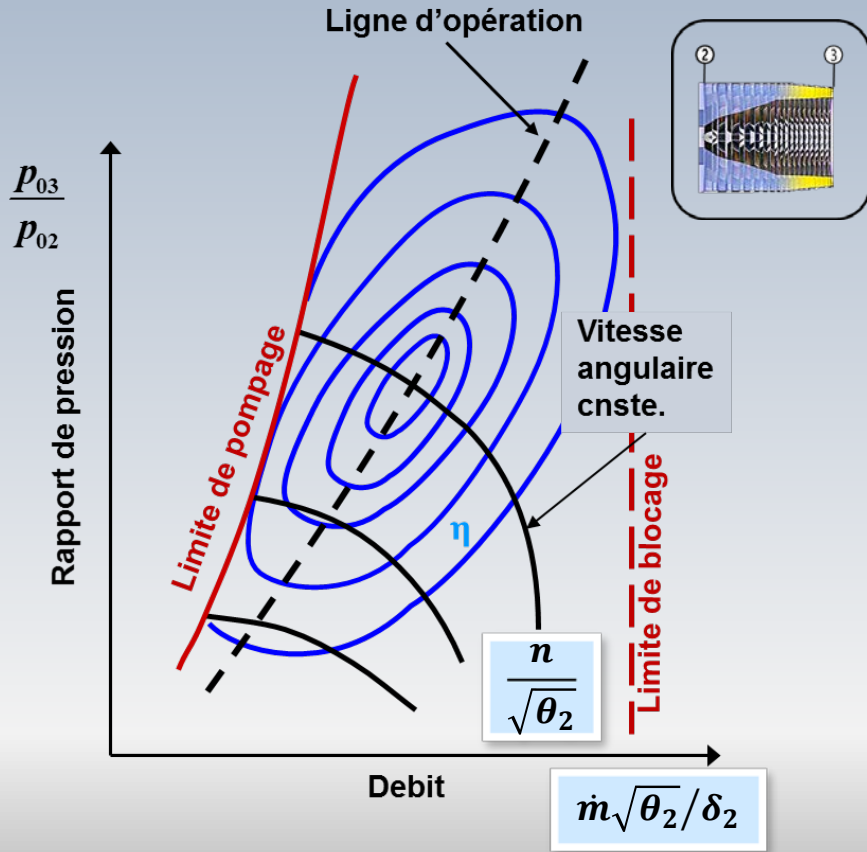
Vitesse corrigée

Maintenant la paramétrisation (indices pour un compresseur) devient

$$\eta, \frac{p_{03}}{p_{02}} = f\left(\frac{\dot{m}\sqrt{T_{02}}}{p_{02}}, \frac{n}{\sqrt{T_{02}}}\right) \Rightarrow \eta, r_p = f\left(\frac{\dot{m}\sqrt{\theta_2}}{\delta_2}, \frac{n}{\sqrt{\theta_2}}\right)$$

Cartes normalisées

Compresseur-Tu



Remarques

- Souvent l'indice "0", pour les variables d'arrêt, n'est pas utilisé dans les quantités corrigées
- Le concept de variable corrigée s'applique aux turbines ainsi qu'aux compresseurs
- La vitesse corrigée n_c et le débit massique corrigé \dot{m}_c sont mesurés en *rpm* et en *kg/s*, respectivement
- Les symboles \dot{m} et n dénotent des "quantités physiques "

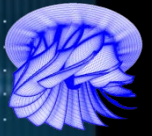
Débit corrigé

Vitesse corrigée

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta}$$

$$n_c = \frac{n}{\sqrt{\theta}}$$

Problèmes



Essai d'une turbine

Continuité

On connaît les conditions au point de design (D) et on veut calculer le **débit massique** et la **puissance** requise sur un banc d'essais (be) à des conditions de pression et température connues.

$$n_D = 58000 \text{ rpm}$$

$$\dot{m}_D = 3.8 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$p_{04D} = 12 \text{ bars}$$

$$p_{05D} = 5.4 \text{ bars}$$

$$T_{04D} = 1420 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.86 (\text{étage})$$

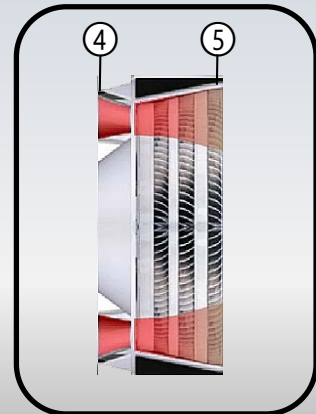
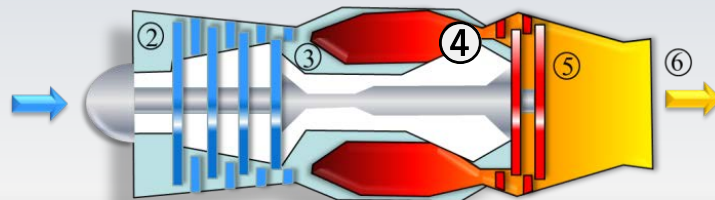
$$p_{04be} = 2.6 \text{ bars}$$

$$T_{04be} = 388 \text{ K}$$

$$\gamma = 1.4$$

$$\dot{m}_{be} = ?$$

$$\dot{W}_{be} = ?$$



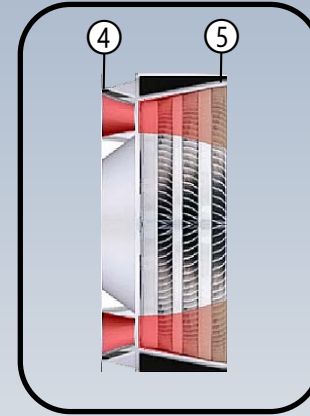
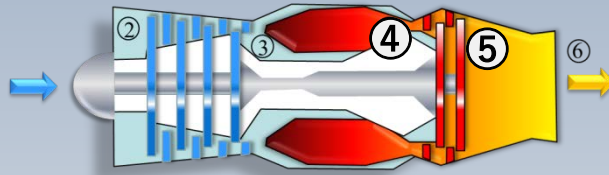
Température

$$\dot{m}_{be} = ?$$

$$\dot{W}_{be} = ?$$



$$\dot{m}_{be} = ?$$



$$\left(\frac{p_{04}}{p_{05}}\right)_D = 2.22 = \left(\frac{p_{04}}{p_{05}}\right)_{be}$$

Le rendement η_{tt} est aussi le même

$$\eta_{be} = \eta_D = \frac{1 - \frac{T_{05}}{T_{04}}}{1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 0.86$$

$$\rightarrow T_{05be} = 319.93 \text{ K} \rightarrow$$

$$n_D = 58000 \text{ rpm}$$

$$\dot{m}_D = 3.8 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$p_{04D} = 12 \text{ bars}$$

$$p_{05D} = 5.4 \text{ bars}$$

$$T_{04D} = 1420 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.86 (\text{étage})$$

$$p_{04be} = 2.6 \text{ bars}$$

$$T_{04be} = 388 \text{ K}$$

Puissance

$$\dot{m}_{be} = ?$$

$$\dot{W}_{be} = ?$$



$$p_{04be} = 2.6 \text{ bars}$$

$$T_{04be} = 388 \text{ K}$$

$$\left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} \right)_{be} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} \right)_D$$

$$\dot{m}_D = 3.8 \text{ kg/s}$$

$$p_{04D} = 12 \text{ bars}$$

$$T_{04D} = 1420 \text{ K}$$

$$n_D = 58000 \text{ rpm}$$

$$\dot{m}_D = 3.8 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$p_{04D} = 12 \text{ bars}$$

$$p_{05D} = 5.4 \text{ bars}$$

$$T_{04D} = 1420 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.86 (\text{étage})$$

$$p_{04be} = 2.6 \text{ bars}$$

$$T_{04be} = 388 \text{ K}$$

$$p_{0s} = 1 \text{ bar}$$

$$T_{0s} = 288 \text{ K}$$

$$\theta_{4be} = 388/288 = 1.347$$

$$\delta_{4be} = 2.6/1 = 2.6$$



$$T_{05be} = 319.9 \text{ K}$$

$$\dot{m}_{be} = 1.5750 \text{ (kg/s)} \quad \checkmark$$

$$\theta_{4D} = 1420/288 = 4.93$$

$$\delta_{4D} = 12/1 = 12$$

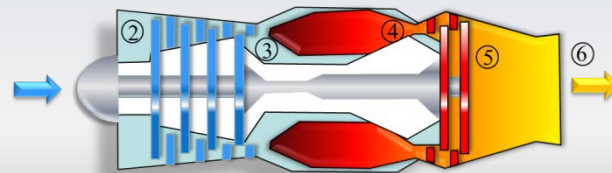
$$\dot{W}_{be} = \dot{m}_{be} c_p (T_{04} - T_{05})_{be}$$



$$\dot{W}_{be} = 107.25 \text{ kW} \quad \checkmark$$

$$\dot{m}_{be} = ?$$

$$\dot{W}_{be} = ?$$



Essai d'un compresseur

On connaît les conditions d'opération d'un **compresseur** en régime de croisière (cr) et on veut calculer **la vitesse de rotation et le couple** sur un banc d'essais (be) à des conditions de pression et de température connues. On dispose également de la carte du compresseur.

$$\dot{W}_{cr} = 836.0 \text{ kW}$$

$$\dot{m}_{cr} = 3.8 \text{ kg / s}$$

$$p_{02cr} = 0.235 \text{ bars}$$

$$T_{02cr} = 216 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.80$$

$$p_{02be} = 1 \text{ bar}$$

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

$$\eta_{tt} = 0.80$$

$$\gamma = 1.4$$


$$c_p = 1.005 \text{ kJ / kg}$$

$$n_{be} [\text{rpm}]?$$

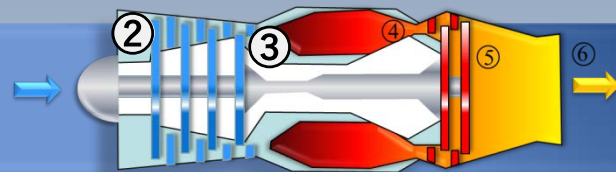


$$\text{Couple}_{be} [\text{N} \cdot \text{m}]?$$

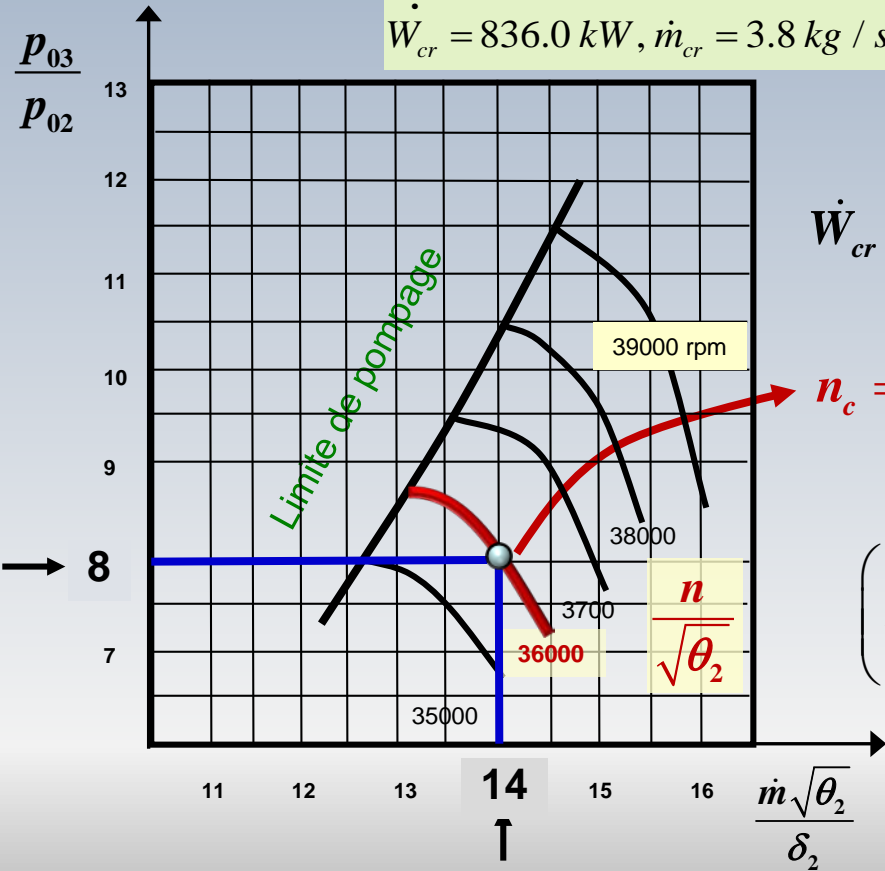
r_p / m_c et n_c

n_{bc} [rpm]? 

Couple $_{bc}$ [N·m]?



$\dot{W}_{cr} = 836.0 \text{ kW}$, $\dot{m}_{cr} = 3.8 \text{ kg/s}$, $p_{02cr} = 0.235 \text{ bars}$, $T_{02cr} = 216 \text{ K}$, $\eta_{tt} = 0.80$, $c_p = 1.005 \text{ kJ/kg}$




$$\dot{W}_{cr} = \frac{\dot{m}_{cr} c_p T_{02cr}}{\eta_{tt}} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \Rightarrow \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right) = 8$$

$$n_c = \frac{n}{\sqrt{\theta_2}} = 36000 \text{ rpm}$$

$$\left(\dot{m}_{cr} = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} \right)_{cr} = 3.8 \times \frac{\sqrt{216/288}}{0.235/1}$$

$$\Rightarrow \dot{m}_c = 14.0 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$n[\text{rpm}], m_{be}$

$n_{be}[\text{rpm}]?$ 

Couple $_{be} [N - m]?$

$$p_s = 1 \text{ bar}, T_s = 288 \text{ K}$$

$$p_{02be} = 1 \text{ bar}, T_{02cr} = 288 \text{ K}, \eta_{tt} = 0.80$$

$$n_c = \frac{n}{\sqrt{\theta_2}} = 36000 \text{ rpm}$$

$$\left(\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} \right)_{be} = \left(\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} \right)_{cr} = 14.0 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\left(\frac{n}{\sqrt{\theta_2}} \right)_{be} = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_2}} \right)_{cr}$$

$n = 36000 \text{ rpm}$

$$(\delta_2)_{be} = \left(\frac{p_{02}}{p_s} \right) = 1$$




$$\theta_{2be} = \left(\frac{T_{02}}{T_s} \right) = 1$$

$$\theta_{2be} = \left(\frac{T_{02}}{T_s} \right) = \frac{288}{288} = 1$$

$\dot{m}_{be} = 14.0 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

$$M = \dot{W} / \omega$$

n_{be} [rpm]? 
Couple $_{be}$ [N - m]?

$$\dot{W}_{be} = \frac{\dot{m}_{be} c_p T_{02be}}{\eta_{tt}} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$
$$= \frac{14 \times 1005 \times 288}{0.8} \left[(8)^{0.2857} - 1 \right] = 4.1101e + 006$$

$$\omega = \frac{2\pi n}{60} = 3.7699e + 003$$

$$M = \frac{\dot{W}}{\omega} = 1090.2 \text{ N - m} \quad \checkmark$$

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

$$\eta_{tt} = 0.80$$

$$\gamma = 1.4$$

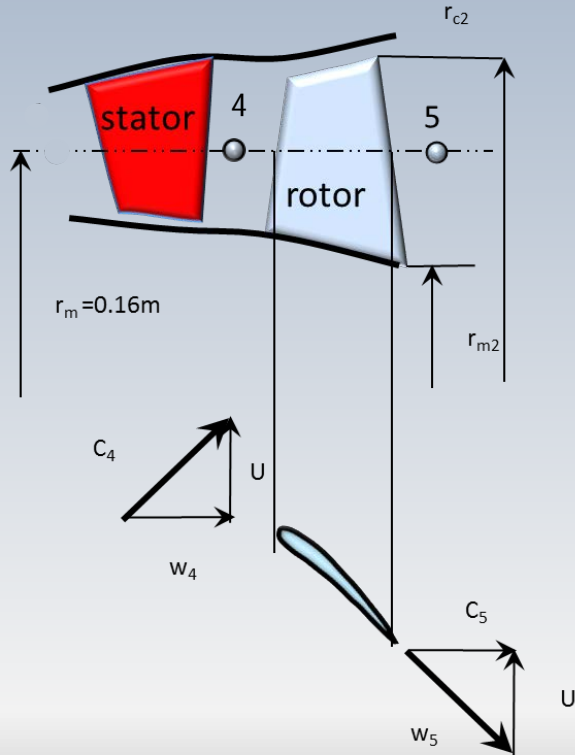
$$c_p = 1.005 \text{ kJ / kg}$$

$$n_{be} = 36000 \text{ rpm}$$

$$\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right) = 8$$

$$\dot{m}_{be} = 14.0 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Problème:turbine



On connaît les conditions d'opération d'une **turbine** en régime de croisière (*cr*) et la pression et la température à l'entrée dans un banc d'essais (*be*). On veut calculer, **la vitesse de rotation réduite, le travail spécifique, le débit massique et la puissance** en régime de croisière. On dispose de la carte de la turbine

$$p_{04cr} = 8.5 \text{ bars}$$

$$T_{04cr} = 1020 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.81 (\text{étage})$$

$$W_e = 200 \text{ kJ / kg}$$

$$c_{4u} = U (\beta_4 = 0^0)$$

$$c_{5u} = 0 (\alpha_5 = 0^0)$$

$$\gamma = 1.365$$

$$d_m = 0.32 \text{ m}$$

$$p_{04be} = 4.8 \text{ bars}$$

$$T_{04be} = 625 \text{ K}$$

$$\dot{m}_{cr} = ?$$

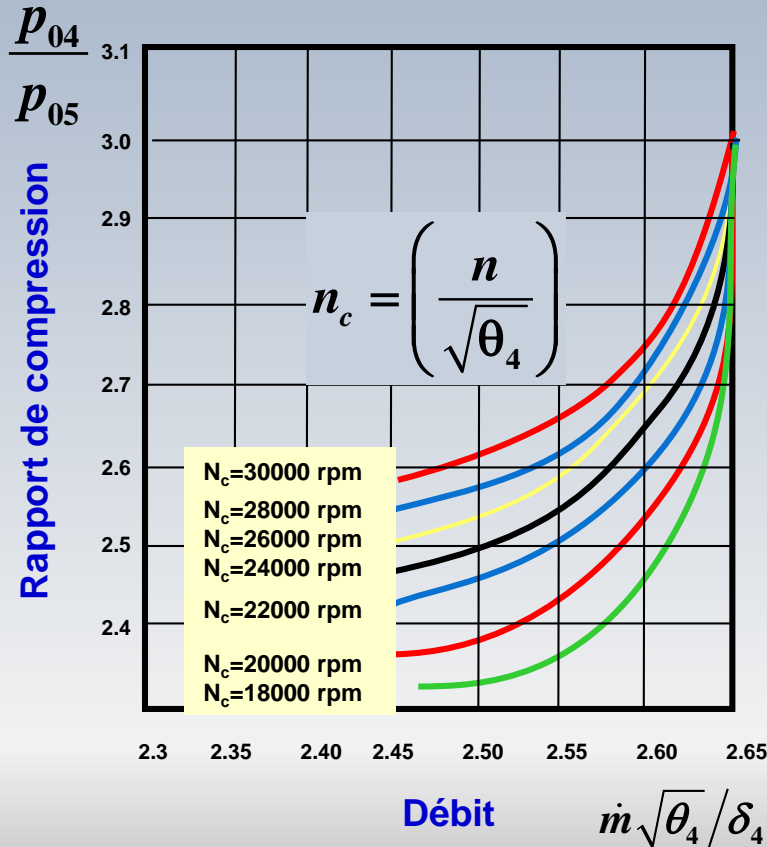
$$\dot{W}_{cr} = ?$$



Problème:turbine

$$\dot{m}_{cr} = ? \quad \dot{W}_{cr} = ?$$

?



$p_{4cr} = 8.5 \text{ bars}$
 $T_{04cr} = 1020 \text{ K}$
 $\eta_{tt} = 0.81$ (étage)
 $W_e = 200 \text{ kJ / kg}$
 $\beta_4 = 0^\circ$ ($c_{4u} = U$)
 $\alpha_5 = 0^\circ$ ($c_{5u} = 0$)
 $\gamma = 1.365$
 $d_m = 0.32 \text{ m}$

Avec p_{04}/p_{05} et $n/\sqrt{\theta_4}$ on peut trouver $\dot{m}\sqrt{\theta_4}/\delta_4$

Détente

$$\dot{m}_{cr} = ? \quad \dot{W}_{cr} = ?$$

?

Pour obtenir $n/\sqrt{\theta_4}$ on commence par le calcul de n qui est fonction de la vitesse U

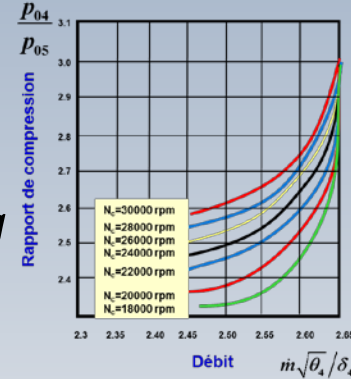
$$W_e = U(c_{4u} - c_{5u}) \Rightarrow U c_{4u} = U^2 = 200 \text{ kJ/kg}$$

$$(c_{5u} = 0, c_{4u} = U)$$

$$U = 447.21 \text{ m/s}$$

$$n = \frac{60U}{\pi d_m} = 33893 \text{ rpm}$$

$$\theta_4 = \left(\frac{1020}{288} \right) = 3.5417 \Rightarrow \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_4}} \right) = 18010 \text{ rpm}$$



$$N_0 = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta}} \right)$$

$$p_{4cr} = 8.5 \text{ bars}$$

$$T_{04cr} = 1020 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.81 (\text{étage})$$

$$W_e = 200 \text{ kJ/kg}$$

$$\beta_4 = 0^\circ (c_{4u} = U)$$

$$\alpha_5 = 0^\circ (c_{5u} = 0)$$

$$\gamma = 1.365$$

$$d_m = 0.32 \text{ m}$$

$$c_p = (\gamma R / \gamma - 1) = 1073.3 \text{ (J / kg K)}$$

Détente

$$\dot{m}_{cr} = ? \quad \dot{W}_{cr} = ?$$

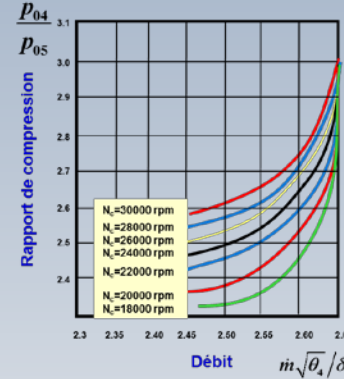


On cherche le rapport p_{04}/p_{05}

$$W_e = \eta_{tt} c_p T_{04} \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]$$

$$\Rightarrow \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right) = 0.3845 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{p_{04}}{p_{05}} \right) = 2.6$$

Avec $n/\sqrt{\theta_4}$ et p_{04}/p_{05} on pourra trouver $\dot{m}\sqrt{\theta_4}/\delta_4$



$$N_0 = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta}} \right)$$

$$\begin{aligned} p_{4cr} &= 8.5 \text{ bars} \\ T_{04cr} &= 1020 \text{ K} \\ \eta_{tt} &= 0.81 (\text{étage}) \\ W_e &= 200 \text{ kJ / kg} \\ \beta_4 &= 0^\circ (c_{4u} = U) \\ \alpha_5 &= 0^\circ (c_{5u} = 0) \\ \gamma &= 1.365 \\ d_m &= 0.32 \text{ m} \end{aligned}$$

$$c_p = 1073.3 \text{ (J/k g K)}$$

$$\begin{aligned} p_{0s} &= 1 \text{ bar} \\ T_{0s} &= 288 \text{ K} \end{aligned}$$

Débit corrigé

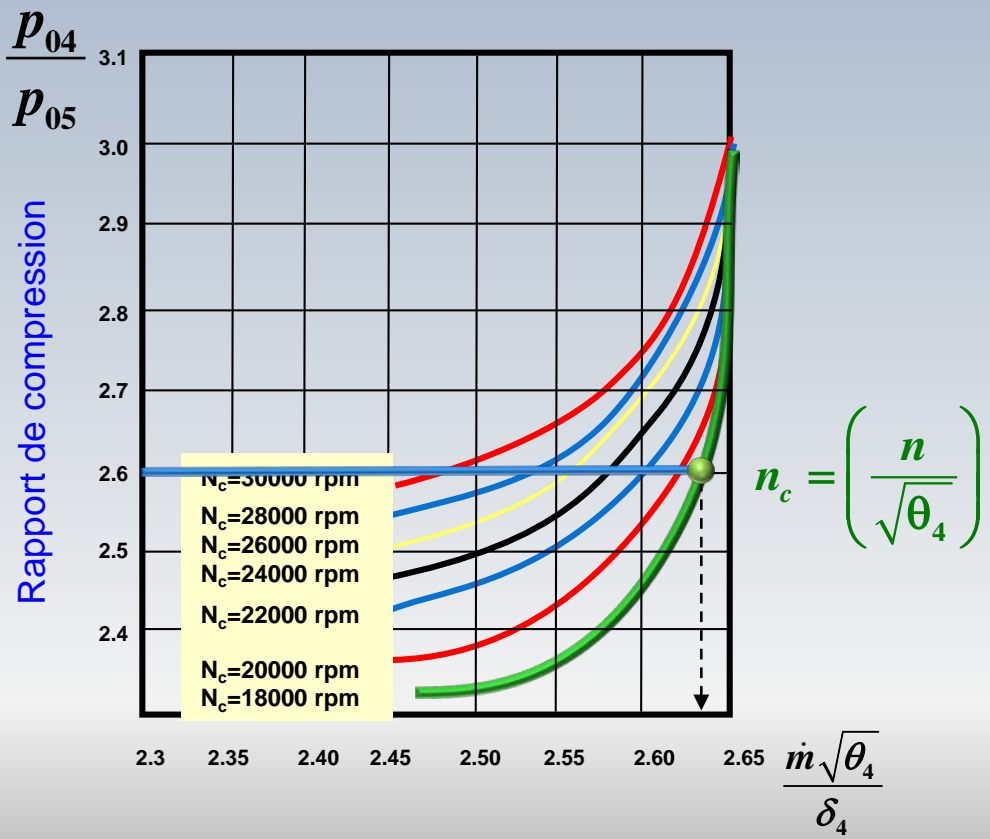
$\dot{m}_{cr} = ?$ $\dot{W}_{cr} = ?$
?

$$\left(\frac{p_{04}}{p_{05}} \right) = 2.600$$

$$\left(\frac{n}{\sqrt{\theta_4}} \right) = 18010$$



$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} = 2.63$$



- $p_{4cr} = 8.5 \text{ bars}$
- $T_{04cr} = 1020 \text{ K}$
- $\eta_{tt} = 0.81 (\text{étage})$
- $W_e = 200 \text{ kJ/kg}$
- $\beta_4 = 0^\circ$
- $\alpha_5 = 0^\circ$
- $\gamma = 1.365$
- $d_m = 0.32 \text{ m}$

Puissance

$$\dot{m}_{cr} = ? \quad \dot{W}_{cr} = ?$$



$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} = 2.63 \text{ kg / s} \Rightarrow \dot{m} = \mathbf{11.88 \text{ kg / s}} \quad \checkmark$$



$$\sqrt{\theta_4} = \sqrt{T_{04cr} / T_s} = 1.882$$

$$\delta_4 = p_{04cr} / p_s = 8.5$$

$$\dot{W} = \dot{m} W_e = \mathbf{2376 \text{ kW}} \quad \checkmark$$

$$p_{4cr} = 8.5 \text{ bars}$$

$$T_{04cr} = 1020 \text{ K}$$

$$\eta_{tt} = 0.81 (\text{étage})$$

$$W_e = 200 \text{ kJ / kg}$$

$$\beta_4 = 0^\circ$$

$$\alpha_5 = 0^\circ$$

$$\gamma = 1.365$$

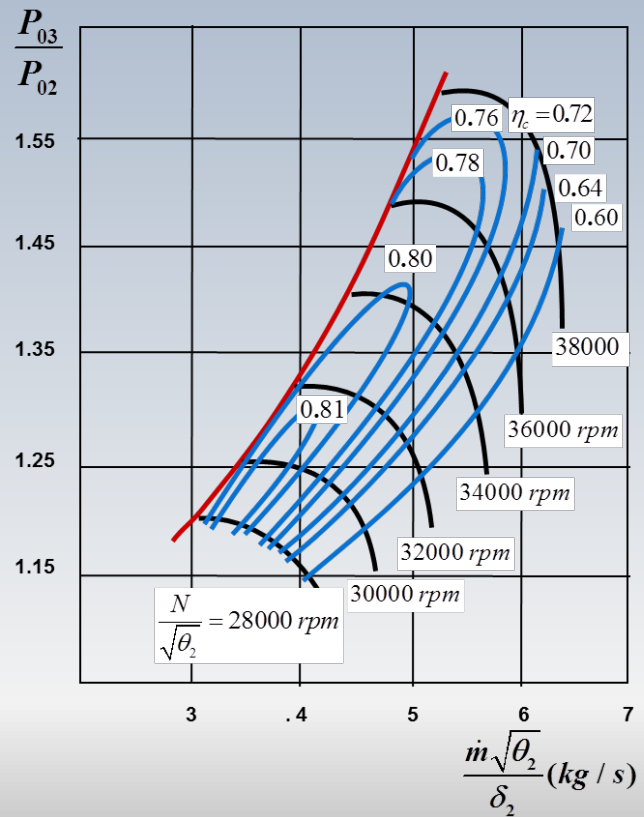
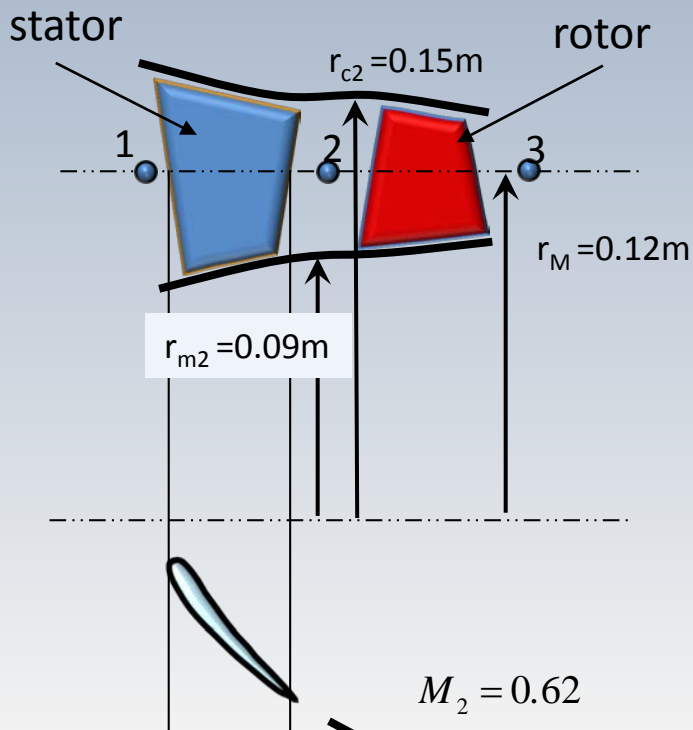
$$d_m = 0.32 \text{ m}$$

$$p_{0s} = 1 \text{ bar}$$

$$T_{0s} = 288 \text{ K}$$

Problème: compresseur

$p_{02} = 0.25 \text{ bar}$
 $T_{02} = 200 \text{ K}$
 $M_2 = 0.62$
 $p_{03} = 0.35 \text{ bar}$
 $\dot{m} = 1.5 \text{ kg / s}$
 $c_{2x} = c_{3x} = \text{cte}$
 $\gamma_c = 1.4$
 $\gamma_t = 1.33$



On a la carte du **compresseur**

On doit calculer:

$$n = [rpm]$$

$$\alpha_2 = 0$$



$$c_{2u}, c_{2x} = [m/s]$$

$$U, W_{2u}, W_2 = [m/s]$$

$$T_{03} = [K]$$

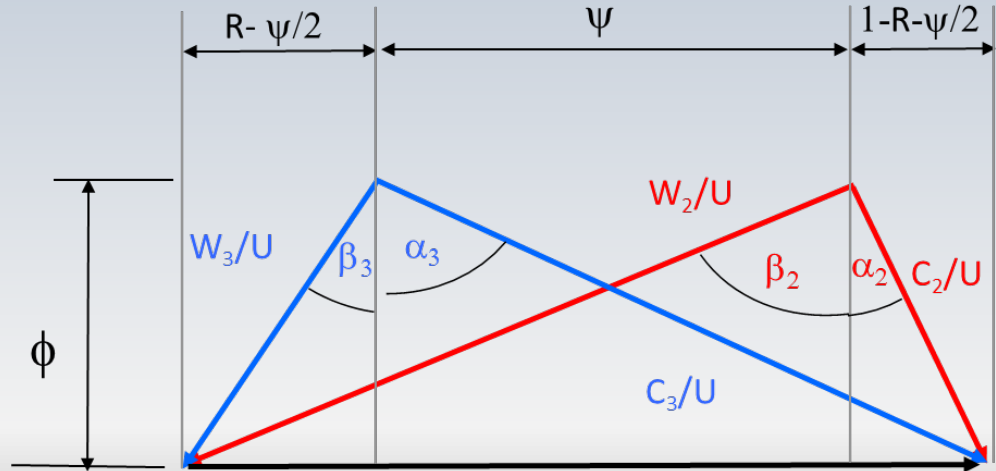
$$c_{3u} = [m/s], c_3 = [m/s]$$

$$p_3 = [bar]$$

Calculer



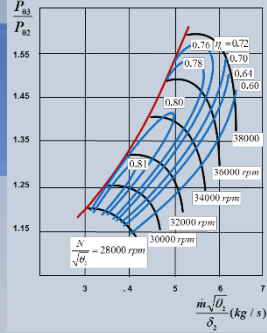
Considérez $p_{02} = p_{01}$, $T_{02} = T_{01}$



Vitesse et rendement

$$p_{02} = 0.25 \text{ bar} \quad M_2 = 0.62 \quad \dot{m} = 1.5 \text{ kg / s} \quad \gamma_c = 1.4 \quad r_{c2} = 0.15 \text{ m}$$

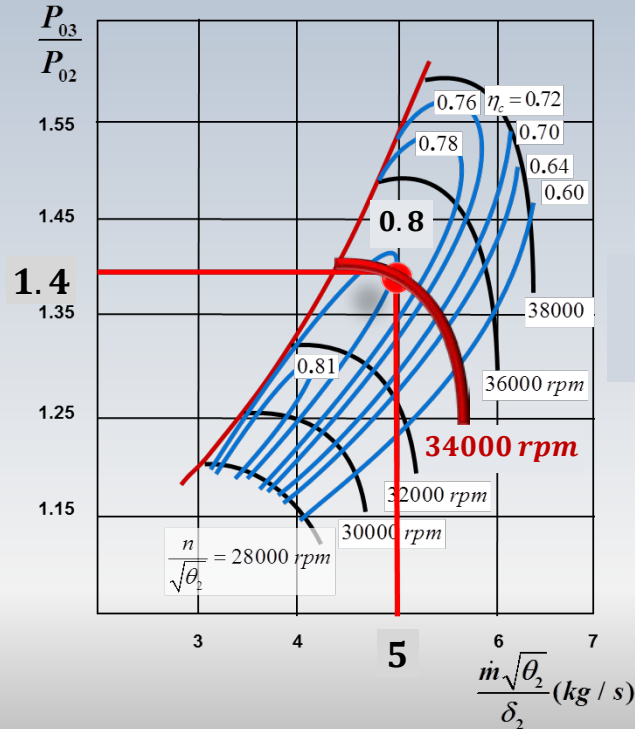
$$T_{02} = 200 \text{ K} \quad p_{03} = 0.35 \text{ bar} \quad c_{2x} = c_{3x} = \text{cte} \quad \gamma_t = 1.33 \quad r_{m2} = 0.09 \text{ m}$$



$$\dot{m}_{c2} = \left(\frac{\dot{m}\sqrt{\theta_{02}}}{\delta_{02}} \right) = \left(\frac{1.5(\text{kg / s})\sqrt{200 / 288}}{0.25 / 1} \right) = 5(\text{kg / s})$$



$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = \frac{0.35}{0.25} = 1.4 \longrightarrow \text{carte} \longrightarrow$$



$$n = [\text{rpm}], \alpha_2 = 0, c_{2u}, c_{2x} = [\text{m/s}], U, W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}],$$

$$T_{03} = [\text{K}], c_{3u} = [\text{m/s}], c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}]$$



Vitesse et rendement

$$\dot{m}_{c2} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{02}}}{\delta_{02}} \right) = \left(\frac{1.5(\text{kg/s}) \sqrt{200/288}}{0.25/1} \right) = 5(\text{kg/s})$$

$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = \frac{0.35}{0.25} = 1.4 \longrightarrow \text{carte}$$

$$n_{c2} = 34000 \text{ rpm}, \eta_c = 80\%$$

$$n_{c2} = \left(\frac{n}{\sqrt{T_{02}/T_{st}}} \right) \longrightarrow n = n_{c2} \sqrt{\theta_{02}}$$

$$n = 34000 \sqrt{200/288}$$

$$n = 28333 \text{ rpm}$$

$$p_{02} = 0.25 \text{ bar}$$

$$p_{03} = 0.35 \text{ bar}$$

$$T_{02} = 200 \text{ K}$$

$$\dot{m} = 1.5 \text{ kg/s}$$

$$\eta_c = 80\%$$



$$n = [\text{rpm}], \alpha_2 = 0,$$

$$c_{2u}, c_{2x}, U,$$

$$W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}],$$

$$T_{03} = [\text{K}], c_{3u},$$

$$c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}]$$

Angle α_2

$$p_{02} = 0.25 \text{ bar} \quad M_2 = 0.62 \quad \dot{m} = 1.5 \text{ kg / s} \quad \gamma_c = 1.4 \quad r_{c2} = 0.15 \text{ m}$$

$$T_{02} = 200 \text{ K} \quad p_{03} = 0.35 \text{ bar} \quad c_{2x} = c_{3x} = \text{cte} \quad \gamma_t = 1.33 \quad r_{m2} = 0.09 \text{ m}$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{RT_{02}}}{p_{02} A} = M_2 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right)^{-\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{RT_{02}}}{p_{02} \times \pi (r_{c2}^2 - r_{m2}^2) \cos(\alpha_2)} = M_2 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right)^{-\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$

$$\cos(\alpha_2) = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_{02}}}{p_{02} \times \pi (r_{c2}^2 - r_{m2}^2) \times M_2 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right)^{-\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}}$$

$$n = [\text{rpm}], \alpha_2 = 0,$$

$$c_{2u}, c_{2x}, U,$$

$$W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}],$$

$$T_{03} = [\text{K}], c_{3u},$$

$$c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}]$$



$$\alpha_2 = 64.96^\circ$$

Vitesse

c_{2u}, c_{2x}, U

Expression utile sans passer par le calcul de T_2 (statique)

$$c_2 = M_2 \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right) \gamma R T_{02}} = 160.43 \text{ m/s}$$

$n = 28333 \text{ rpm}$ $r_M = 0.12 \text{ m}$ $\alpha_2 = 64.96^\circ$



$$U_M = \left(\frac{2\pi n}{60}\right) \times r_M = \left(\frac{2\pi \times 28333}{60}\right) \times 0.12$$

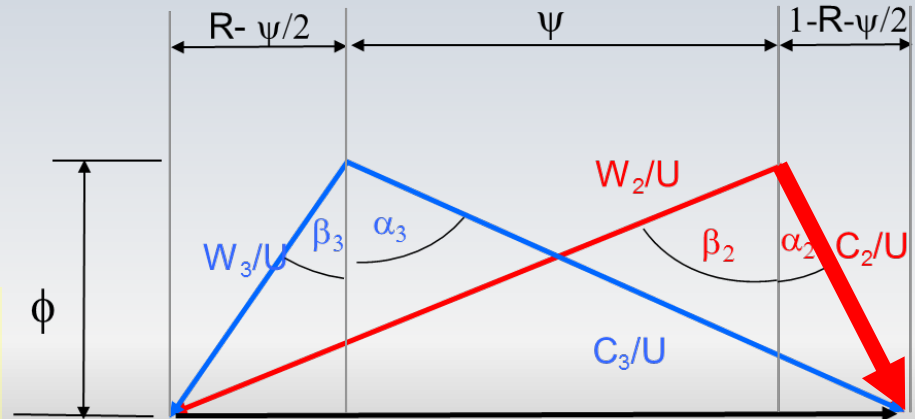
$U_M = 356 \text{ m/s}$

$c_{2x} = c_2 \cos(\alpha_2) = 67.90 \text{ m/s}$

$c_{2u} = c_2 \sin(\alpha_2) = 145.35 \text{ m/s}$

$n = [\text{rpm}], \alpha_2 = 0, c_{2u}, c_{2x}, U, W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}],$

$T_{03} = [\text{K}], c_{3u}, c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}]$



Vitesse

$W_{2u}, W_2?$

$$c_{2u} = 145.35 \text{ m/s}$$

$$c_{2x} = 67.90 \text{ m/s}$$

$$p_{02} = 0.25 \text{ bar} \quad M_2 = 0.62 \quad \dot{m} = 1.5 \text{ kg/s} \quad \gamma_c = 1.4 \quad r_{c2} = 0.15 \text{ m}$$

$$T_{02} = 200 \text{ K} \quad p_{03} = 0.35 \text{ bar} \quad c_{2x} = c_{3x} = \text{cte} \quad \gamma_t = 1.33 \quad r_{m2} = 0.09 \text{ m}$$

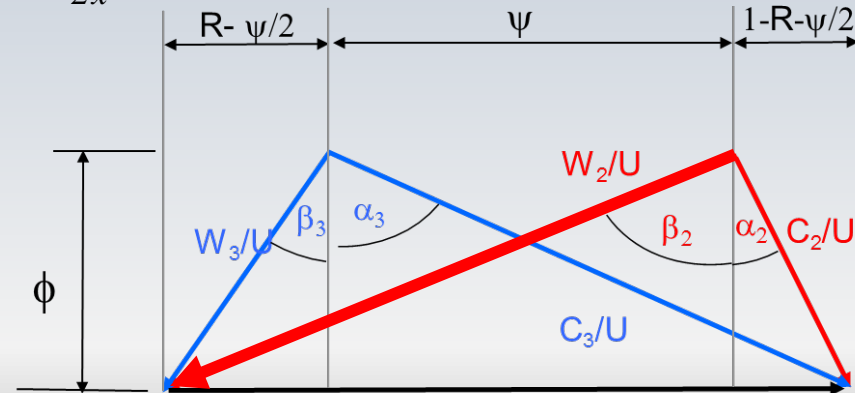
$$U_M = 356 \text{ m/s}$$

$$W_{2u} = U_M - c_{2u} = 356 - 67.90 = 210.75 \text{ m/s}$$

$$W_2 = \sqrt{W_{2u}^2 + C_{2x}^2} = 221.41 \text{ m/s} \quad (W_{2x} = C_{2x})$$

$$n = [\text{rpm}], \alpha_2 = 0, c_{2u}, c_{2x}, U, W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}],$$

$$T_{03} = [\text{K}], c_{3u}, c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}]$$



Vitesse

$T_{03}, c_{3u}, c_3?$

$$c_{2u} = 145.35 \text{ m/s}$$

$$U_M = 356 \text{ m/s}$$

$$\eta_c = \frac{T_{03s} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} + \frac{T_{03s}}{T_{02}} = \left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\gamma-1/\gamma} \rightarrow T_{03} = T_{02} \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right] \right\}$$

$$\begin{aligned} p_{02} &= 0.25 \text{ bar} \\ p_{03} &= 0.35 \text{ bar} \\ T_{02} &= 200 \text{ K} \\ \eta_c &= 80\% \end{aligned}$$

$$T_{03} = T_{02} \left\{ 1 + \frac{1}{0.8} \left[\left(\frac{0.35}{0.25}\right)^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right] \right\} = 225.2 \text{ K}$$

$$U_m(c_{3u} - c_{2u}) = c_p(T_{03} - T_{02})$$

$$\begin{aligned} c_{3u} &= c_{2u} + \frac{c_p(T_{03} - T_{02})}{U_m} \\ &= 145.35 + \frac{1005(225.2 - 200)}{356} = 216.49 \text{ m/s} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} n &= [\text{rpm}], \alpha_2 = 0, c_{2u}, c_{2x}, U, W_{2u}, W_2 = [\text{m/s}], \\ T_{03} &= [\text{K}], c_{3u}, c_3 = [\text{m/s}], p_3 = [\text{bar}] \end{aligned}$$

$$c_{3u} = 216.49 \text{ m/s}$$

Température et pression

$p_3?$

$c_{3u} = 216.49 \text{ m/s}$

$T_{03} = 225.2 \text{ K}$

$p_{03} = 0.35 \text{ bar}$

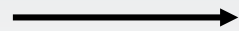
$$c_{2x} = 67.90 \text{ m/s}$$

$$c_{3x} = c_{2x} = 67.9 \text{ m/s} \quad c_3 = \sqrt{c_{3x}^2 + c_{3u}^2} = \sqrt{67.9^2 + 216.49^2} = 226.89 \text{ m/s}$$

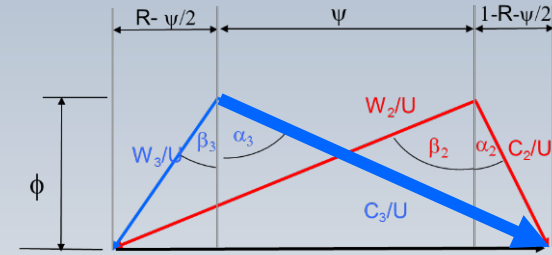
$$T_3 = T_{03} - \left(\frac{c_3^2}{2c_p} \right) = 225.2 - \frac{226.89^2}{2 \times 1005} = 199.58 \text{ K}$$

$$\left(\frac{p_{03}}{p_3} \right) = \left(\frac{T_{03}}{T_3} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\left(\frac{0.35}{p_3} \right) = \left(\frac{225.2}{199.58} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

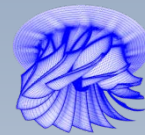


$$p_3 = 0.229 \text{ bar}$$



$n = [rpm], \alpha_2 = 0, c_{2u}, c_{2x}, U, W_{2u}, W_2 = [m/s],$
 $T_{03} = [K], c_{3u}, c_3 = [m/s], p_3 = [bar]$





Turbine

Compresseur



**Mariage de
composantes**



Individuel/équipe

Les compresseurs et les turbines sont conçus sur la base d'analyses et des tests individuels effectués sur chaque machine

Lorsque ces composantes sont intégrées dans une turbine à gaz leur plage d'opération se voit affectée

La question c'est alors de trouver des points de fonctionnement correspondants dans chacune des cartes lorsque le turboréacteur est à l'équilibre

En effet, les composantes sont conçues pour fonctionner ensemble au point de rendement maximal, mais elles doivent aussi pouvoir opérer en dehors de ce point de design

Individuel/équipe

Dans un compresseur, différents points d'équilibre déterminent la ligne d'opération. Idéalement, cette ligne devrait passer proche des points du plus grand rendement

Les conditions à imposer pour trouver les points de correspondance entre la turbine et le compresseur dépendent de la configuration de la machine (un arbre, deux arbres)

Dans la suite nous ne regarderons des **éléments de calcul pour le cas d'un seul un arbre**

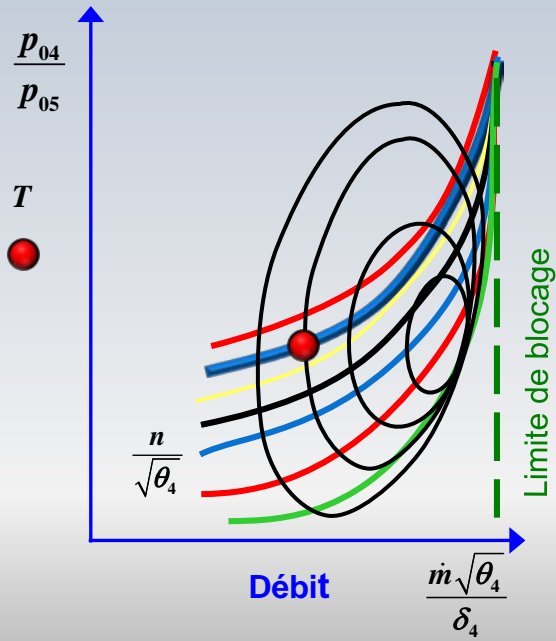
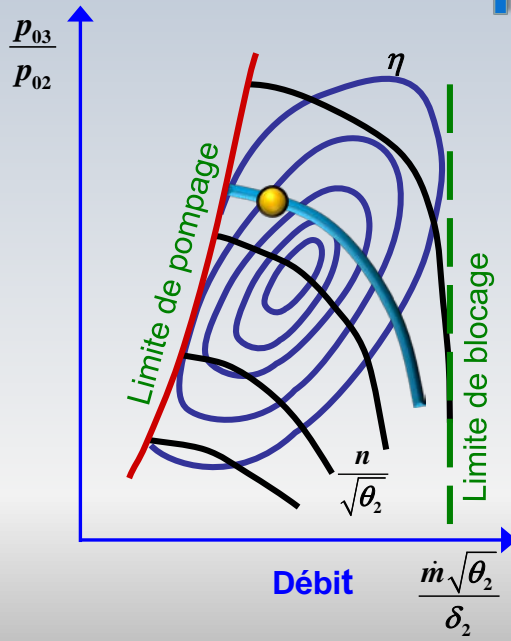
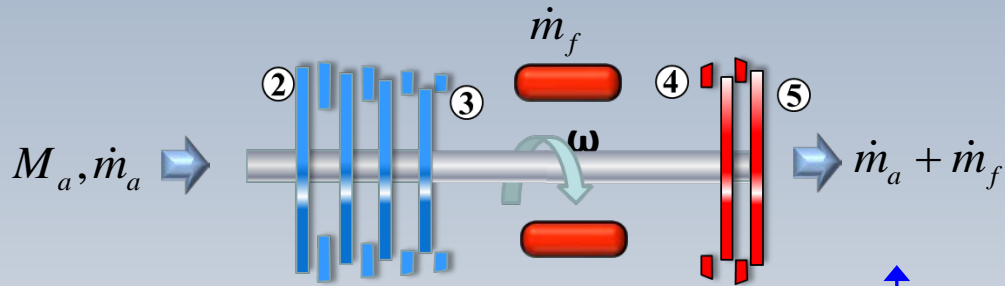
On note qu'une méthodologie complète du mariage de composantes est en dehors du cadre de ce cours

Le mariage: un arbre

Pour cet agencement on satisfait les conditions suivantes:

- Vitesse de rotation du compresseur = Vitesse de rotation de la turbine liée
- Débit massique passant par la turbine = Débit massique circulant par le compresseur + débit massique de carburant – prélèvement d'air (bleeding)
- Puissance du compresseur < Puissance de la turbine

Mariage de composants



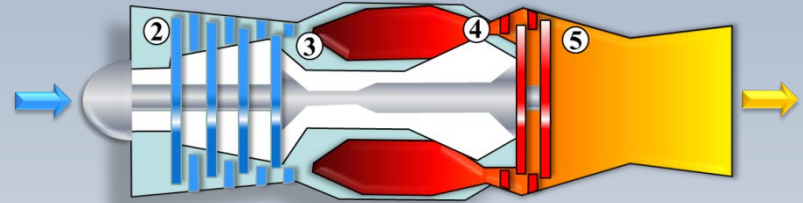
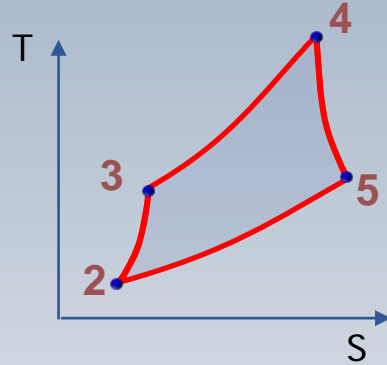
Mariage de composants

$$n_t = n_c$$

$$\dot{m}_t = (1 + f)\dot{m}_c$$

$$W_{e|c} = \eta_m (1 + f) W_{e|t}$$

η_m : rendement mécanique de la transmission



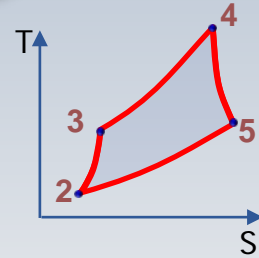
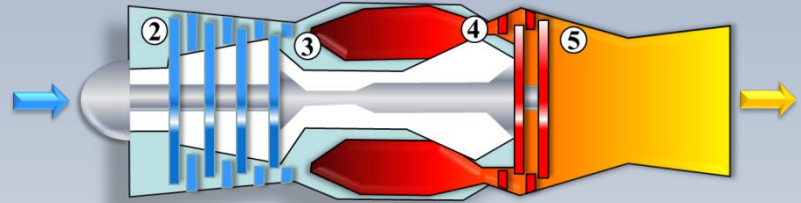
$$W_{e|c} = \frac{1}{\eta_c} c_{p|c} T_{02} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma_c - 1 / \gamma_c} - 1 \right] \text{ Compresseur}$$

$$\Rightarrow \eta_m (1 + f) \eta_t c_{p|t} T_{04} \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma_t - 1 / \gamma_t} \right] = \frac{1}{\eta_c} c_{p|c} T_{02} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma_c - 1 / \gamma_c} - 1 \right]$$

$$W_{e|t} = \eta_t c_{p|t} T_{04} \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma_t - 1 / \gamma_t} \right] \text{ Turbine}$$

Mariage de composants

$$\eta_m \eta_t (1+f) c_{p|t} T_{04} \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma_t - 1 / \gamma_t} \right] = \frac{1}{\eta_c} c_{p|c} T_{02} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma_c - 1 / \gamma_c} - 1 \right]$$

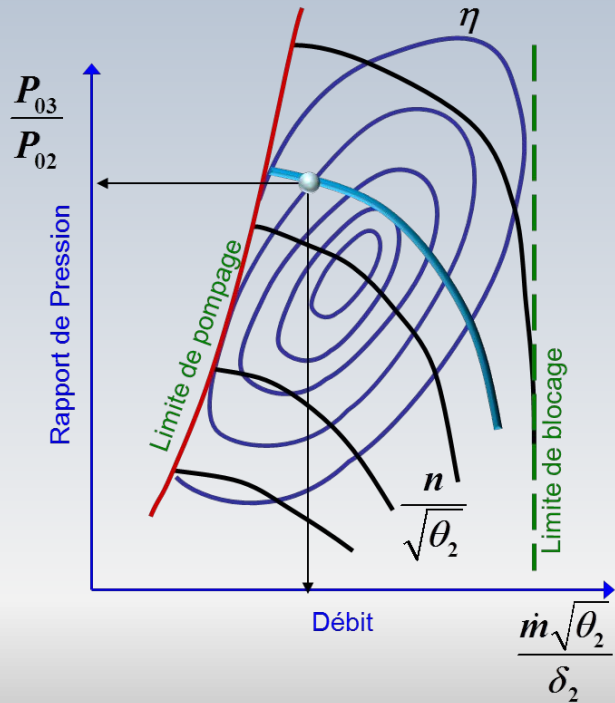


$$\frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{1}{\eta_m (1+f) c_{p|t} T_{04}} \left[\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right) - 1 \right]$$

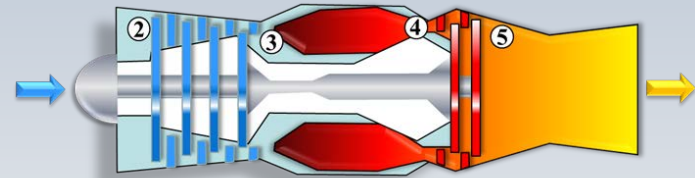
$$\eta_c = \frac{T_{03s} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} \quad T_{03s} = \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma - 1 / \gamma} \quad \eta_t = \frac{T_{05} - T_{05s}}{T_{05s} - T_{04}} \quad \frac{T_{05s}}{T_{04}} = \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma - 1 / \gamma}$$

Problématique

Connaissant le point d'opération du **compresseur**: quel est le point d'opération de la **turbine**?

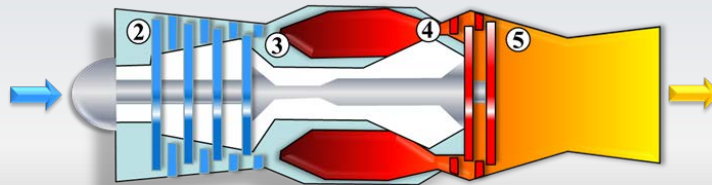


$$\frac{\dot{m}\sqrt{\theta_2}}{\delta_2}$$
$$\frac{n}{\sqrt{\theta_2}}$$
$$\frac{P_{03}}{P_{02}}$$
$$\eta$$



Données

- Les conditions ambiantes p_a, T_a
- Le nombre de Mach M_a
- Le débit massique \dot{m}
- Le rapport de compression $r_p = p_{03}/p_{02}$
- Le rapport entre le débit de carburant et le débit d'air f
- La température à l'entrée de la turbine T_{04}

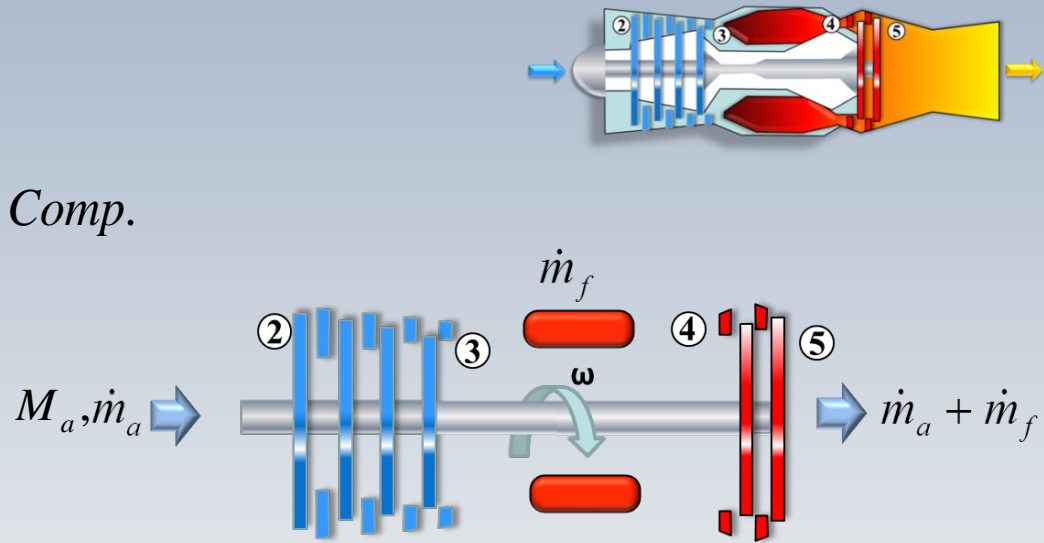


Équations

$$\left. \begin{aligned} T_{02} &= T_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right] \\ p_{02} &= p_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right]^{\gamma-1/\gamma} \end{aligned} \right\} \text{Entrée du Comp.}$$

$$\left. \frac{T_{03}}{T_{02}} = 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right] \right\} \text{Comp.}$$

$$\left. \frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{1}{\eta_m (1+f)} \frac{c_{p/c}}{c_{p/t}} \frac{T_{02}}{T_{04}} \left[\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right) - 1 \right] \right\} \text{Mariage}$$



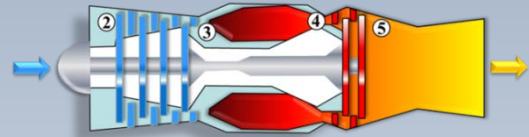
a) Cas lorsque $p_{03}-p_{04}$ est connue

$$n_{c4} = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_{04}}} \right)_{c4}$$

$$n_{c2} = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_{02}}} \right)_{c2}$$

$$n_{c4} = n_{c2} \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}}$$

T_{02} et T_{04} sont connues



$p_{03} - p_{04}$ est connue



p_{04}

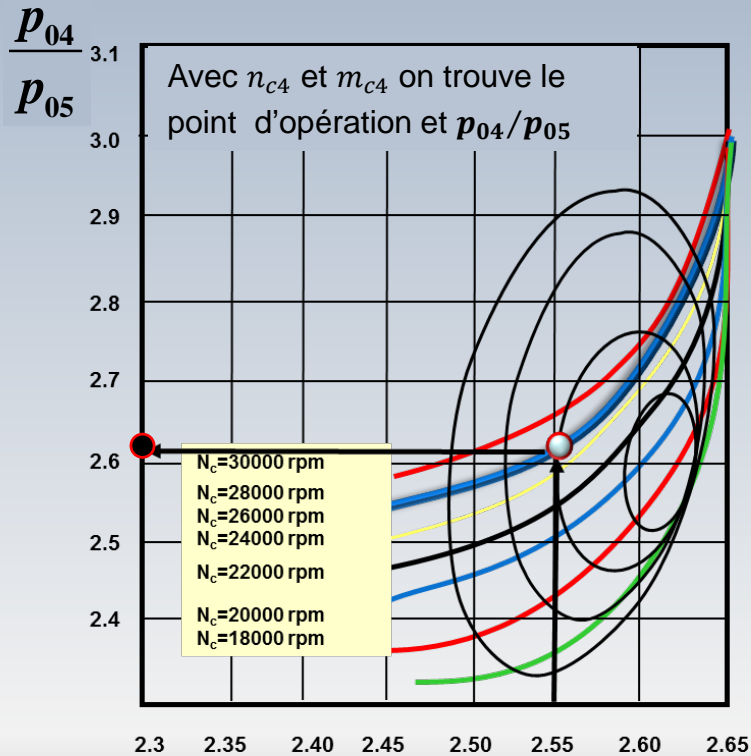
$$\dot{m}_{c2} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{02}}}{\delta_{02}} \right)$$

$$\dot{m}_{c4} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{04}}}{\delta_{04}} \right)$$

($f \rightarrow 0 : \dot{m}_c = \dot{m}_t = \dot{m}$)

$$\dot{m}_{c4} = \dot{m}_{c2} \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \frac{p_{02}}{p_{04}}$$

Turbine



$$n_{c4} = \frac{n_4}{\sqrt{\theta_4}}$$

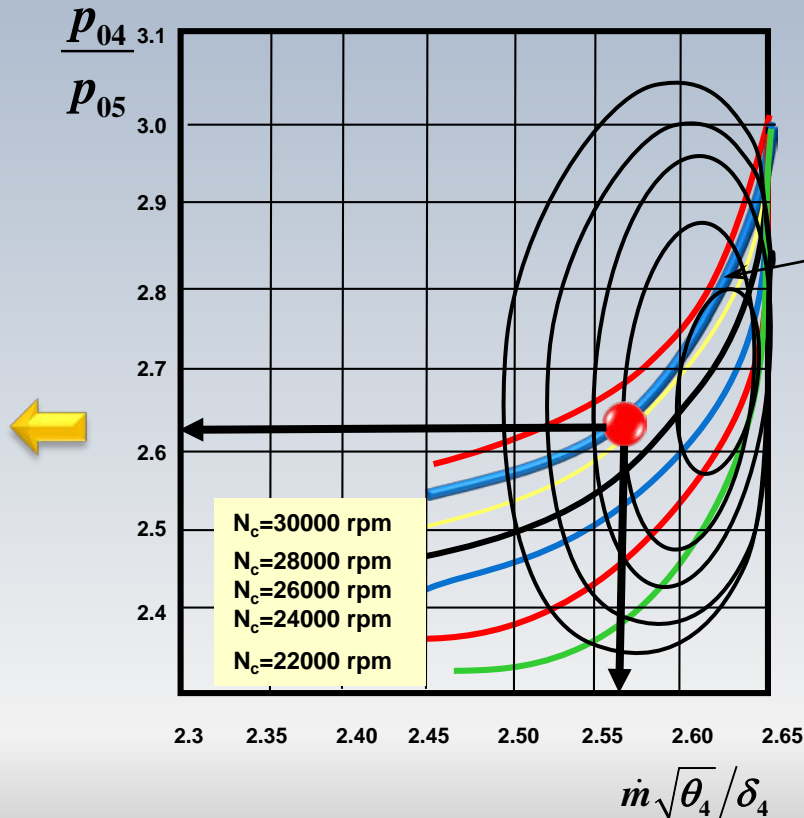
$$m_{c4} = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta_4}}{\delta_4}$$

$$n_{c4} = n_{c2} \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}}$$

$$\dot{m}_{c4} = \dot{m}_{c2} \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \frac{p_{02}}{p_{04}}$$

b) Cas lorsque $p_{03}-p_{04}$ n'est pas connue

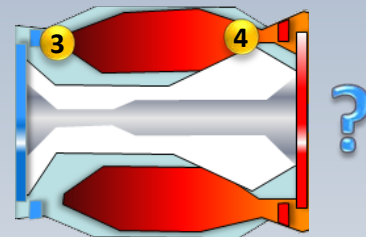
η_t
 $\frac{p_{04}}{p_{05}}$
 \dot{m}_{c4}



n_{c2}, T_{02} et T_{04}
 sont connues

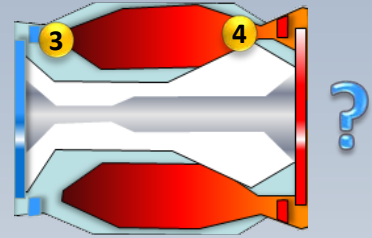
$$n_{c4} = n_{c2} \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}}$$

● Point choisi



b) Cas lorsque $p_{03}-p_{04}$ n'est pas connue

① $\rightarrow \frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \eta_t \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]$ À partir du rendement de la turbine

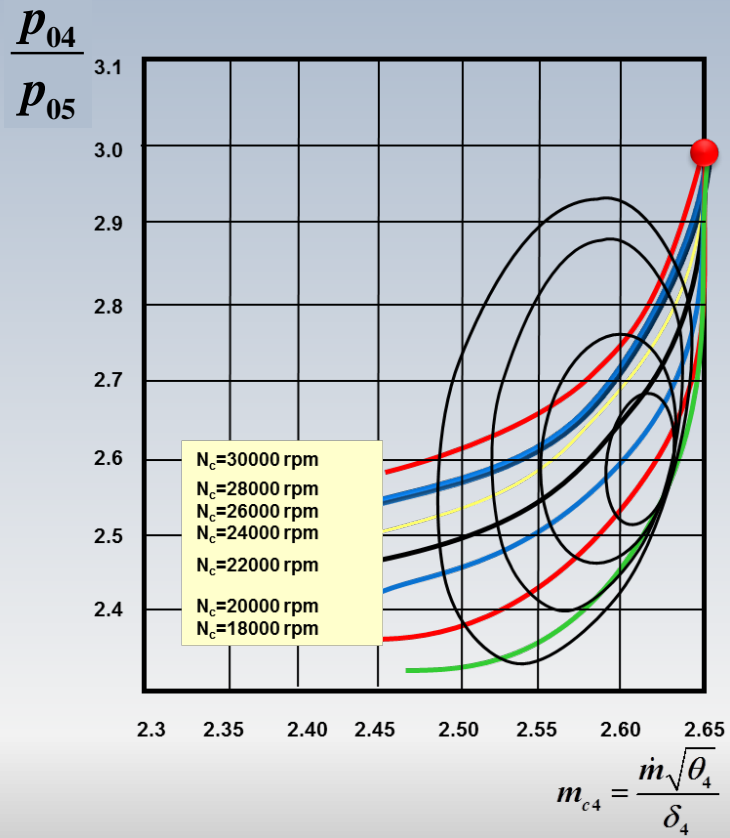


② $\rightarrow \frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{1}{\eta_m (1+f)} \frac{c_{p|c} T_{02}}{c_{p|t} T_{04}} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\gamma-1/\gamma} - 1 \right]$ Mariage

On cherchera un autre point d'opération sur la même ligne n_{c4} tant que les rapports T_{05}/T_{04} donnés par les deux équations ne soient pas suffisamment proches

Remarque: Bien que le rapport T_{05}/T_{04} peut être calculé à partir de l'équation (2), l'équation (1) ne permet pas de trouver p_{05}/p_{04} , puisque le rendement η_t est également une inconnue.

c) Point d'opération sur la limite de blocage



Le mariage entre le compresseur et la turbine requiert d'une attention particulière lorsque cette dernière opère sur la limite de blocage. Sur ce point les lignes de vitesse corrigée sont confondues

Alors...

Vitesse physique ←

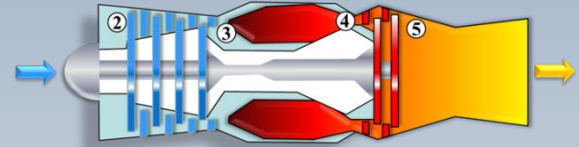
$$1) \quad n_{c2} = \left(\frac{n}{\sqrt{T_{02}/T_{st}}} \right)$$



Un ligne sur la carte du compresseur

$$\dot{m}_{c2} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{02}}}{\delta_{02}} \right), \quad \dot{m}_{c4} = \left(\frac{\dot{m}(1+f)\sqrt{\theta_{04}}}{\delta_{04}} \right)$$

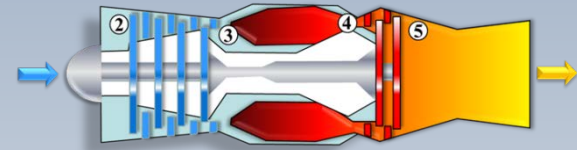
$$\dot{m} = \dot{m}_{c2} \left(\frac{\delta_{02}}{\sqrt{\theta_{02}}} \right) = \dot{m}_{c4} \left(\frac{\delta_{04}}{(1+f)\sqrt{\theta_{04}}} \right) = \dot{m}$$



Alors...

$$\dot{m}_{c2} = \dot{m}_{c4} \frac{1}{(1+f)} \left(\frac{p_{04}}{p_{02}} \right) \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}}$$

$$\left(\frac{p_{04}}{p_{02}} \right) = \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right) \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)$$



$$T_{02} = T_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right]$$

Rapport de compression

$$\dot{m}_{c2} = \left[\dot{m}_{c4} \frac{1}{(1+f)} \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right) \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}} \right] \left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)$$

Blocage

Connue à la sortie de la Ch. de C.

Rapport connu dans la Ch. de C.

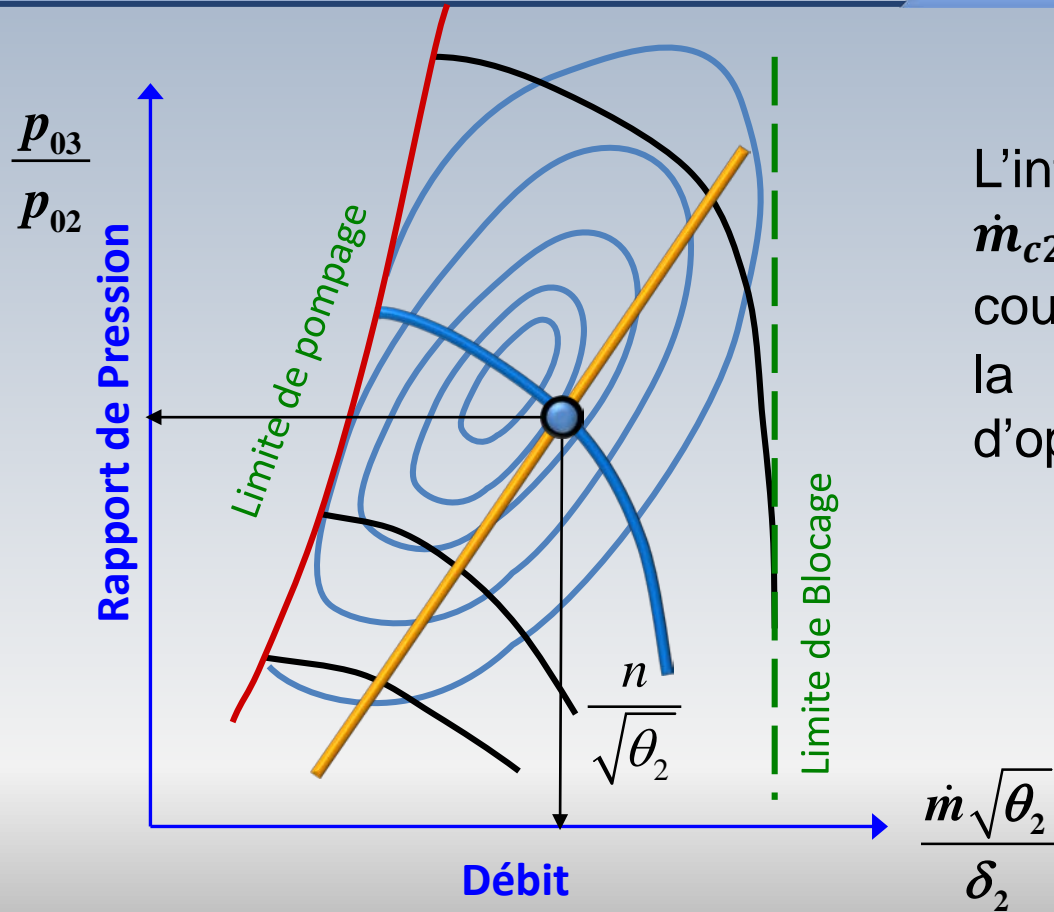
Le lieu géométrique

$$\dot{m}_{c2} = \left[\dot{m}_{c4} \frac{1}{(1+f)} \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right) \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}} \right] \begin{pmatrix} p_{03} \\ p_{02} \end{pmatrix}$$

Les termes entre crochets sont tous des quantités connues, de sorte qu'ils peuvent être représentés par une constante K , alors:

$$\dot{m}_{c2} = K \begin{pmatrix} p_{03} \\ p_{02} \end{pmatrix} \longrightarrow \text{Une droite}$$

Point d'opération



L'intersection entre la droite $\dot{m}_{c2} = K(p_{03}/p_{02})$ et la courbe $n_{c4} = n/\sqrt{\theta_2}$ permet la définition du point d'opération



Problème

H = 11300 m



$$\frac{P_{04}}{P_{05}} ?$$

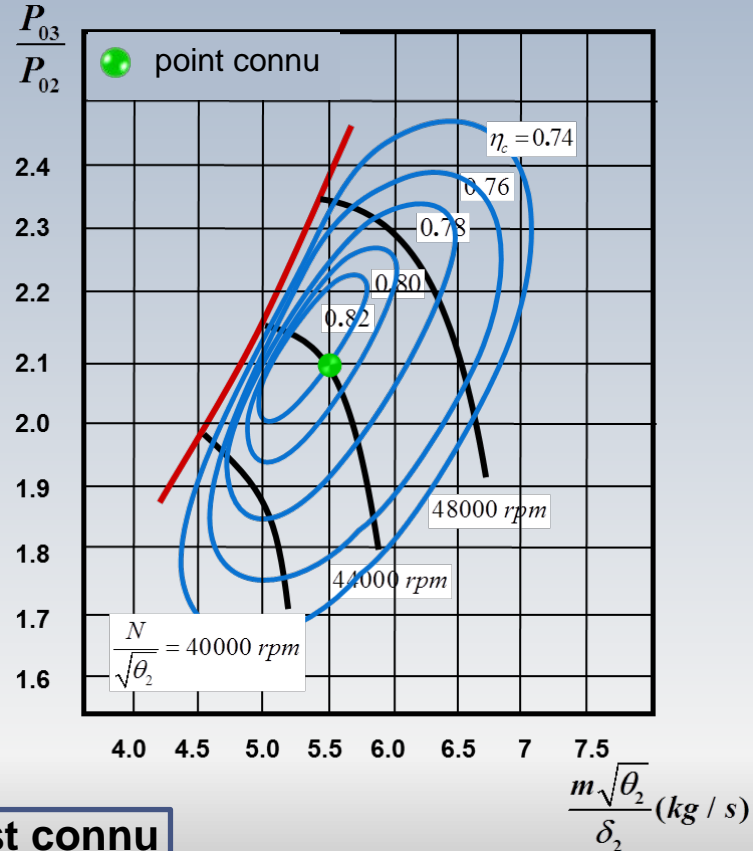
$$p_{env} = 0.21 \text{ bar}, T_{env} = 218 \text{ K}$$

$$M_a = 0.71, T_{04} = 1244 \text{ K}$$

$$\eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4$$

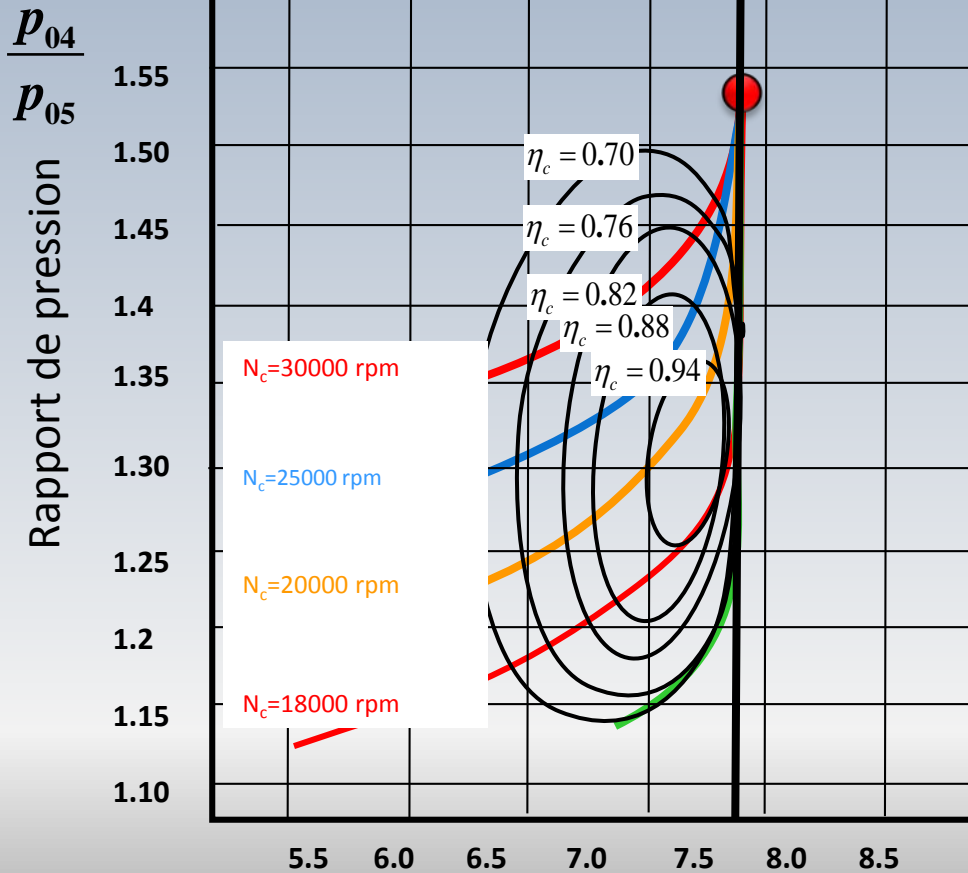
$$\gamma_t = 1.33, \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03}} = 12.5\%$$

$$f = 0.024$$



Le point d'opération ● est connu

Inconnues



$$\frac{T_{05}}{T_{45}} ?$$

n_{c4} (corrigée)?

$$\frac{p_{04}}{p_{05}} ?$$

\dot{m}_{c4} (corrigé)?

On cherche le rapport de détente dans la turbine

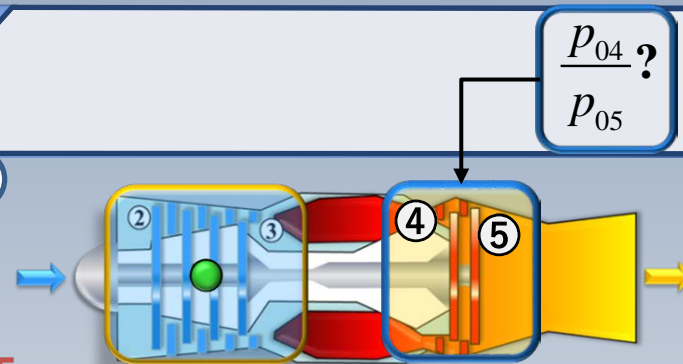
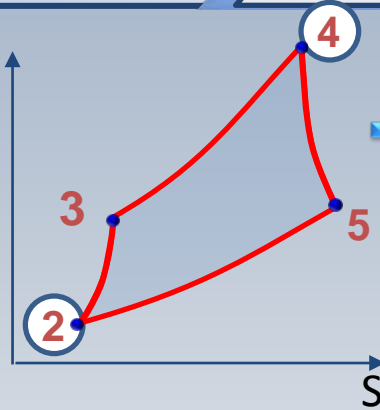


$$\frac{m \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} (\text{kg / s})$$

Mariage

Le rapport T_{05}/T_{04} est issue du bilan d'énergie

$$w_{e/c} = \eta_m (1 + f) w_{e/t}$$



$$\frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{c_{p/c}}{c_{p/t}} \frac{T_{02}}{T_{04}} \left[\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right) - 1 \right]$$

Il faut chercher d'abord T_{02} et T_{03}

$$p_{env} = 0.21 \text{ bar}, T_{env} = 218 \text{ K}$$

$$M_a = 0.71, T_{04} = 1244 \text{ K}$$

$$\eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4$$

$$\gamma_t = 1.33, \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03}} = 12.5\%$$

$$f = 0.024$$

Lecture

$$\frac{P_{04}}{P_{05}} ?$$

Lecture de la carte du compresseur

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = 2.1 \quad \dot{m}_{c_2} = 5.5 \text{ kg/s}$$

$$\eta_c = 0.82 \quad \frac{n}{\sqrt{\theta_2}} = 44000 \text{ rpm}$$

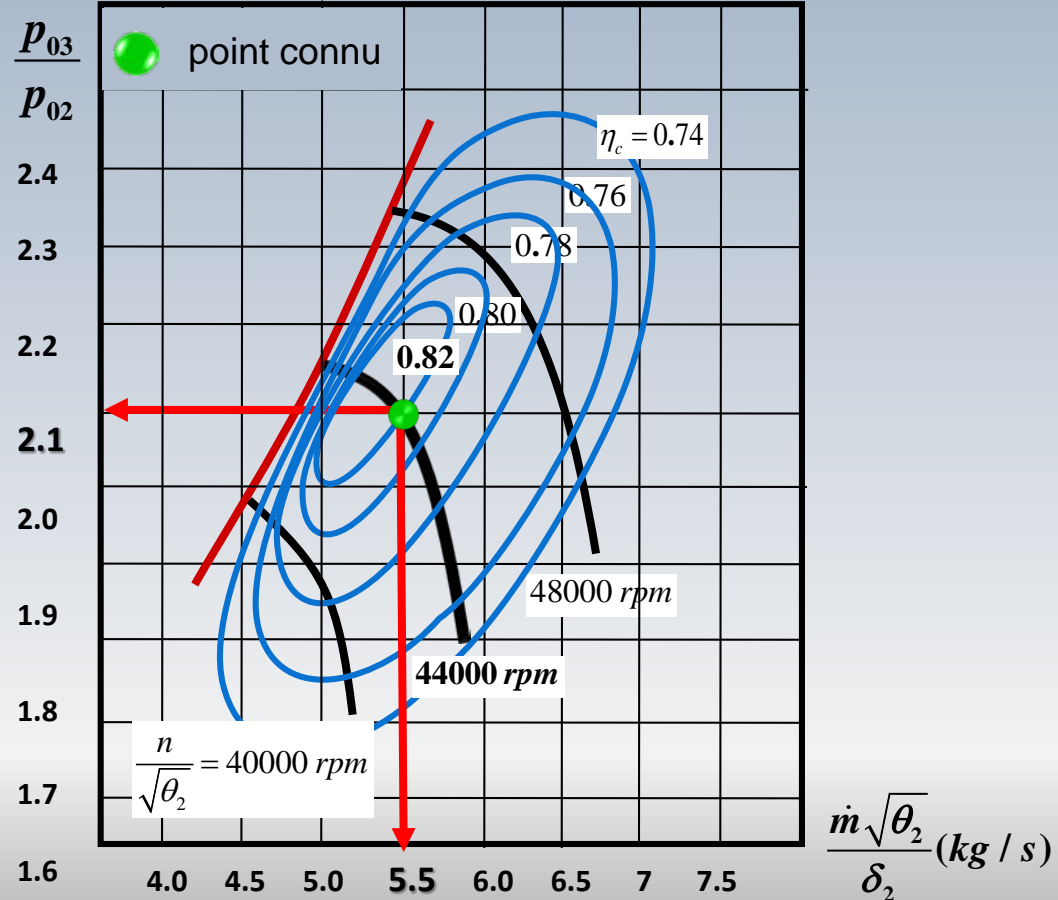
$$p_{env} = 0.21 \text{ bar}, T_{env} = 218 \text{ K}$$

$$M_a = 0.71, T_{04} = 1244 \text{ K}$$

$$\eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4$$

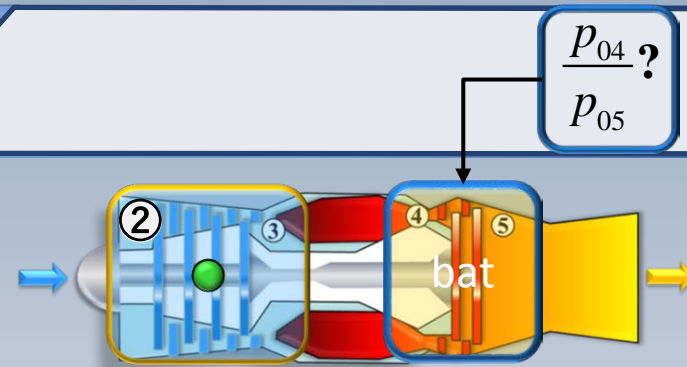
$$\gamma_t = 1.33, \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03}} = 12.5\%$$

$$f = 0.024$$



Compresseur 2-3

On commence par le calcul des conditions d'arrêt à l'entrée ② du compresseur



$$T_{02} = T_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right] = 218 \left[1 + \left(\frac{0.4}{2} \right) \times 0.71^2 \right] = 239.98 \text{ K}$$

$$T_{02} = 239.8 \text{ K}$$

$$p_{02} = p_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0.21 \left[1 + \left(\frac{0.4}{2} \right) \times 0.71^2 \right]^{\frac{1.4}{0.4}} = 0.2939 \text{ bar}$$

$$p_{02} = 0.239 \text{ bar}$$

$$p_{env} = 0.21 \text{ bar}, T_{env} = 218 \text{ K}, M = 0.71, T_{04} = 1244 \text{ K}, \eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4, \gamma_t = 1.33, \\ (p_{03} - p_{04}) / p_{03} = 12.5\%, f = 0.024$$

Compresseur 2-3

On trouve le rapport de température T_{03}/T_{02} à partir du rendement du compresseur

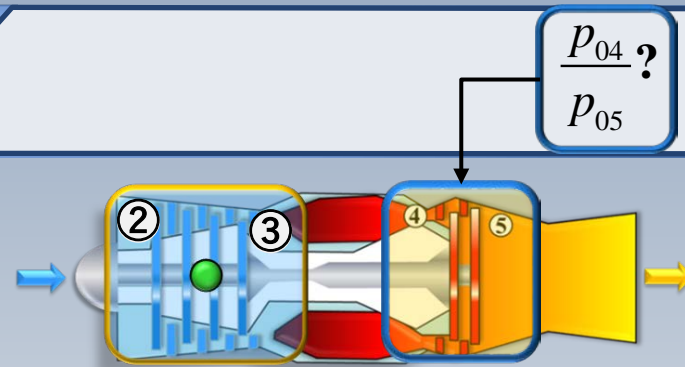
$$\eta_c = \frac{T_{03s} - T_{02}}{T_{03} - T_{02}}$$

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

$$= 1 + \frac{1}{0.82} \left[(2.1)^{0.4/1.4} - 1 \right] = 1.288$$

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = 1.288$$

$\frac{p_{03}}{p_{02}} = 2.1$	$\dot{m}_{c2} = 5.5 \text{ kg/s}$
$\eta_c = 0.82$	$\frac{N}{\sqrt{\theta_2}} = 44000 \text{ rpm}$

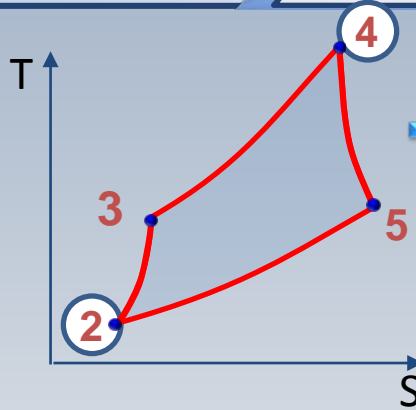


Mariage

$$\frac{T_{05}}{T_{04}} ?$$

On peut maintenant calculer le rapport T_{05}/T_{04} issue du bilan d'énergie

$$w_{e|c} = \eta_m (1 + f) w_{e|t}$$



$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = 1.288$$

$$T_{02} = 239.98K$$

$$p_{02} = 0.2939bar$$

$$\frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{c_{p|c}}{c_{p|t}} \frac{T_{02}}{T_{04}} \left[\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right) - 1 \right] = 0.953$$

$$p_{env} = 0.21 bar, T_{env} = 218 K, M = 0.71, T_{04} = 1244 K, \eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4, \gamma_t = 1.33,$$

$$(p_{03} - p_{04}) / p_{03} = 12.5\%, f = 0.024 \quad c_p = (\gamma R / \gamma - 1)$$

$n[rpm]$

$$T_{02} = 240K$$

$$p_{02} = 0.294bar$$

n_{c4} (corrigée)?

Vitesse corrigée n_{c4}

$$p_{env} = 0.21 bar, T_{env} = 218 K, M = 0.71, T_{04} = 1244 K, \eta_m = 0.94, \gamma_c = 1.4, \gamma_t = 1.33, (p_{03} - p_{04}) / p_{03} = 12.5\%, f = 0.024$$

$$n_{c4} = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_{04}}} \right)_{c4}$$



$$n_{c4} = n_{c2} \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{04}}} = 44000 \sqrt{\frac{240}{1244}}$$

$$n_{c2} = \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_{02}}} \right)_{c2}$$

$$n_{c4} = 19326 rpm$$



$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = 2.1 \quad \dot{m}_{c2} = 5.5 \text{ kg/s}$$
$$\eta_c = 0.82 \quad \frac{N}{\sqrt{\theta_2}} = 44000 \text{ rpm}$$

\dot{m}_{c4} (corrigé)

$$\dot{m}_{corrigé} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_0}}{\delta_0} \right)$$

Pour le point 4, il faut trouver p_{04} . T_{04} est donnée

n[rpm]

$$T_{02} = 240K$$

$$p_{02} = 0.294bar$$

\dot{m}_{c4} (corrigé)?

$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = 2.1$$

$$p_{env} = 0.21 bar, T_{env} = 218 K, M = 0.71, T_{04} = 1244 K, \eta_m = 0.94, \\ \gamma_c = 1.4, \gamma_t = 1.33, (p_{03} - p_{04}) / p_{03} = 12.5\%, f = 0.024$$

$$p_{03} = 2.1 \times p_{02} = 2.1 \times 0.294 = 0.617 bar$$

$$p_{04} = (1 - 0.125) \times p_{03} = 0.875 \times 0.617 = 0.54 bar$$

$$p_{04} = 0.54bar$$

(Carte du compresseur)

$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = 2.1 \quad \dot{m}_{c2} = 5.5 kg/s \\ \eta_c = 0.82 \quad \frac{N}{\sqrt{\theta_2}} = 44000 rpm$$

Débit massique

$$T_{02} = 240 K$$

$$p_{02} = 0.294 \text{ bar}$$

\dot{m}_{c4} (corrigé)?

$$p_{04} = 0.54 \text{ bar}$$

$p_{env} = 0.21 \text{ bar}$, $T_{env} = 218 \text{ K}$, $M = 0.71$, $T_{04} = 1244 \text{ K}$, $\eta_m = 0.94$,
 $\gamma_c = 1.4$, $\gamma_t = 1.33$, $(p_{03} - p_{04}) / p_{03} = 12.5\%$, $f = 0.024$

$$\dot{m}_{c2} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{02}}}{\delta_{02}} \right)$$

$$\dot{m}_{c4} = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{04}}}{\delta_{04}} \right)$$



$$\dot{m}_{c4} = \dot{m}_{c2} \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \frac{p_{02}}{p_{04}}$$

$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = 2.1 \quad \dot{m}_{c2} = 5.5 \text{ kg/s}$$
$$\eta_c = 0.82 \quad \frac{N}{\sqrt{\theta_2}} = 44000 \text{ rpm}$$

$$T_{02} = 240 \text{ K}$$
$$p_{02} = 0.294 \text{ bar}$$
$$p_{04} = 0.54 \text{ bar}$$

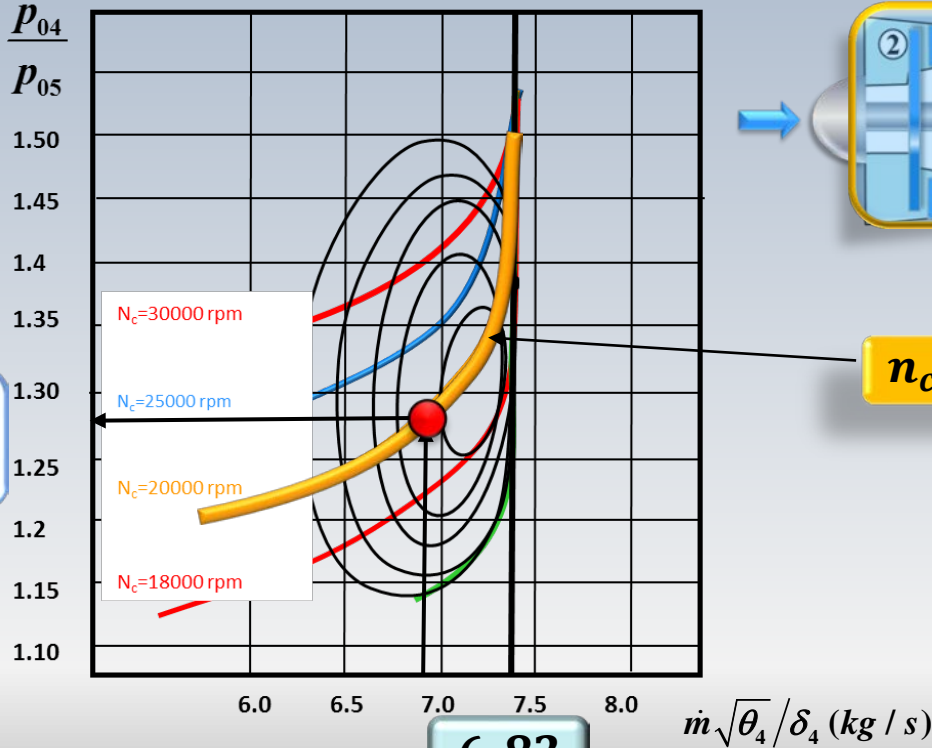
$$\dot{m}_{c4} = 5.5 \sqrt{\frac{1244}{240}} \frac{0.294}{0.54} = \boxed{6.82} \rightarrow$$

Point d'opération

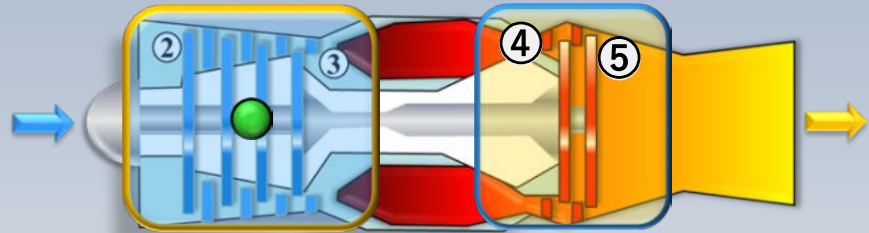
$$\frac{P_{04}}{P_{05}} ?$$



$$\frac{P_{04}}{P_{05}} = 1.28$$



6.82



$$n_{c4} = 19326 \text{ rpm}$$

À venir

À venir:
Génération de puissance



Les turbines à gaz sont aussi utilisées pour...