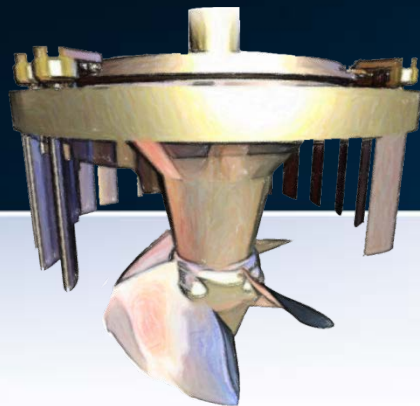


Turbomachines



NRJ EN ROTATION

À venir

- Analyse thermodynamique du cycle d'un turboréacteur
- Consommation spécifique
- Turbosoufflante

L'analyse du cycle

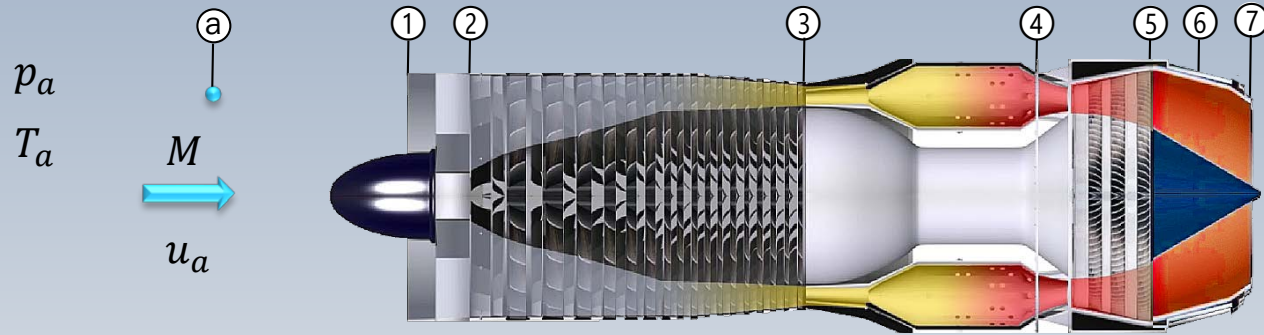
L'analyse du cycle thermodynamique qui gouverne une turbine à gaz comprend la performance des composantes avec des paramètres de conception préétablis

Souvent, ces paramètres sont fixés par des limitations technologiques, thermiques et mécaniques. **Le rapport de compression du compresseur et la température d'entrée de la turbine** sont les exemples le plus pertinents

Dans la suite, nous regarderons les différentes étapes du cycle d'un turboréacteur

Analyse en subsonique

Entrée 2 du compresseur

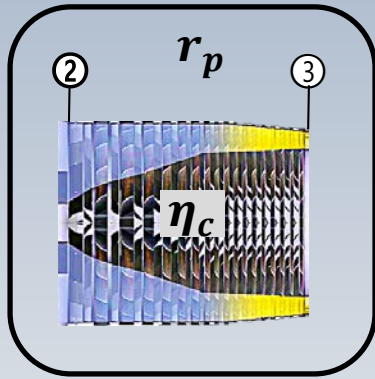


$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad T_{02} = T_a + \frac{u_a^2}{2c_p} \quad p_{02} = p_a \left(\frac{T_{02}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

On considère que l'écoulement de l'air ambiant s'arrête de manière isentropique entre le point **a** et l'entrée **2** du compresseur

Sortie ③ du compresseur

$$c_p = \text{cnste}$$



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

Connaissant le rapport de compression, r_p , et le rendement total-à-total η_c , nous trouvons

$$p_{03} = p_{02} r_p$$

Avec

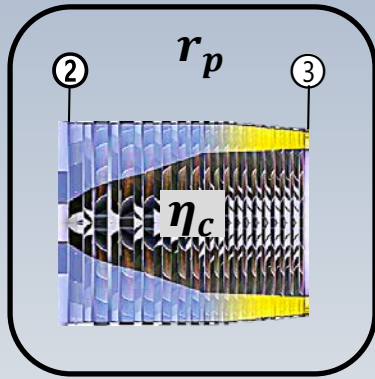
$$\eta_c = \frac{h_{03s} - h_{02}}{h_{03} - h_{02}}$$

et l'hypothèse de $c_p = \text{cnste} \rightarrow$

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

Sortie ③ du compresseur

$$c_p = \text{cnste}$$



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

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

$$\eta_c = \frac{T_{02}(T_{03s}/T_{02} - 1)}{T_{03} - T_{02}}$$

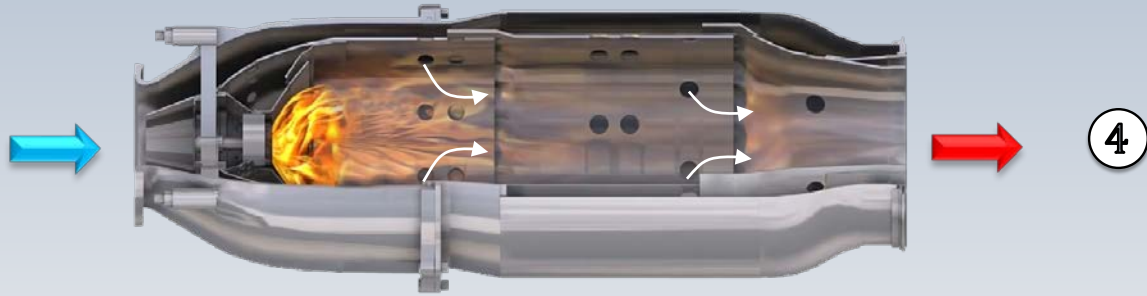
$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(r_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

$$W_c = c_p(T_{03} - T_{02})$$

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

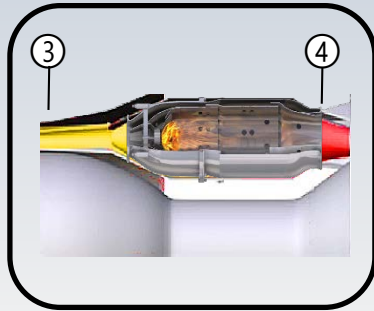
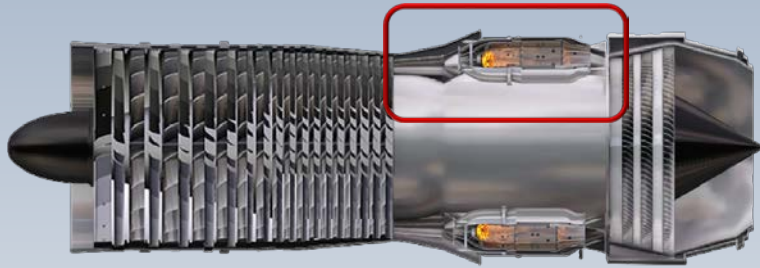
Pression à l'entrée ④ de la turbine

Dans une turbine à gaz la combustion est un processus continu et la chambre est un dispositif ouvert



Le processus est alors **approximativement à pression constante**. En réalité il y a une légère perte de pression, mais dans un premier temps nous pouvons effectuer une analyse raisonnable sans considérer cette perte

Pression à l'entrée ④ de la turbine



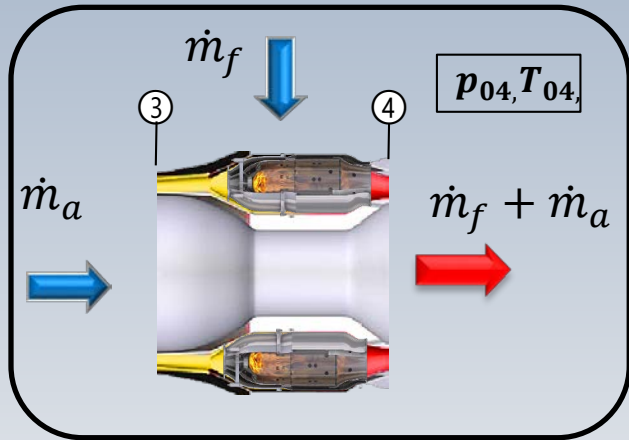
$$p_{04} \approx p_{03}$$

La pression à la station 4, qui dénote la sortie de la chambre de combustion, ou l'entrée de la turbine, est alors connue grâce à l'hypothèse précédente,

$$p_{04} \approx p_{03}$$

Rapport de mélange

$$c_p = \text{cnste}$$



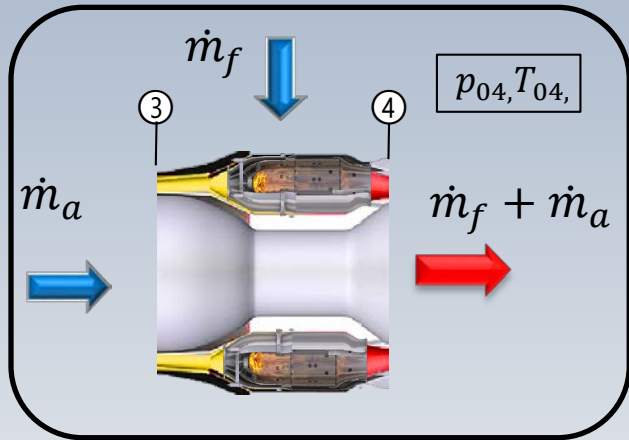
La température T_{04} , à la sortie de la chambre de combustion, est aussi connue d'après un calcul de combustion

Nous pouvons alors, faire un bilan enthalpique qui permettra de calculer le **rapport de mélange**

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

Rapport de mélange

$$c_p = \text{cnste}$$



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

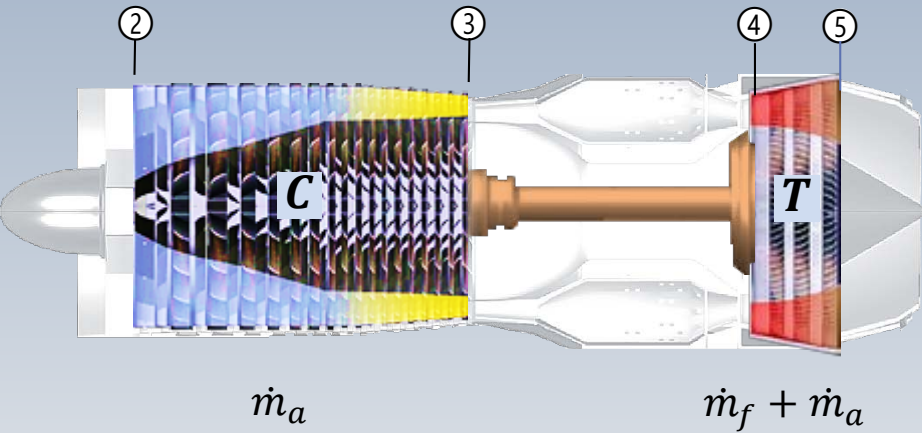
$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)h_{04} = \dot{m}_a h_{03} + \dot{m}_f \times LHV$$

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

$$(1 + f)h_{04} = h_{03} + f \times LHV$$

$$f = \frac{T_{04}/T_{03} - 1}{LHV/c_p T_{03} - T_{04}/T_{03}}$$

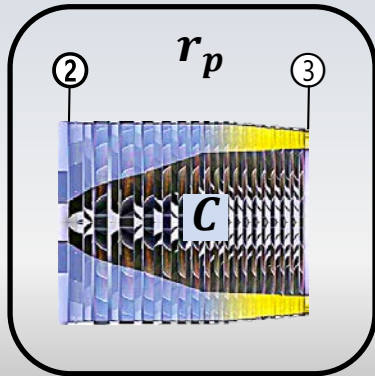
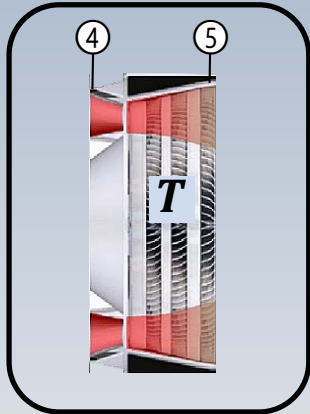
Couplage



Lorsque les pertes mécaniques sont négligées, le couplage réalisé par l'arbre 3-4, implique que le travail produit par la turbine, est entièrement consommé par le compresseur. Ceci est exprimé par le bilan d'enthalpie

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h_{04} - h_{05}) = \dot{m}_a(h_{03} - h_{02})$$

Sortie 5 de la Tb de puissance



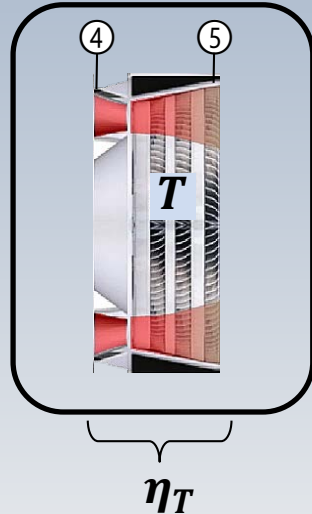
Si nous estimons que $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \ll 1$,
et que $c_p = \text{cnste}$, l'équation
précédente conduit à

$$T_{05} = T_{04} - (T_{03} - T_{02})$$

par la suite, sachant que

$$W_T = W_C = c_p(T_{03} - T_{02})$$

Sortie 5 de la Tb de puissance



Alors,

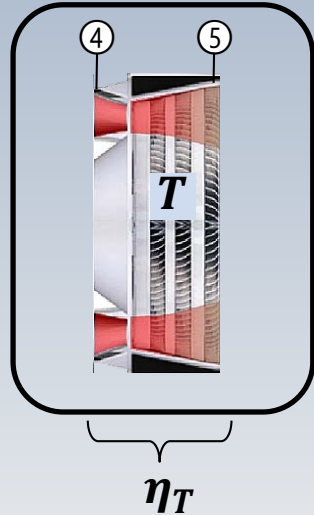
$$T_{05} = T_{04} - \frac{W_T}{c_p}$$

Pour obtenir la pression p_{05} , nous utiliserons un chemin isentropique entre les états 4 et 5

Pour ce faire, nous calculons d'abord la température T_{05s} avec un rendement η_T connu

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

Sortie 5 de la Tb de puissance

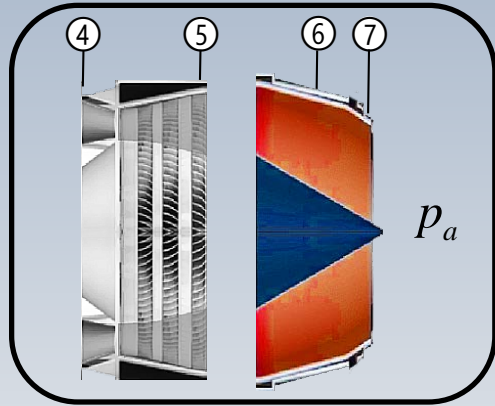


Connaissant T_{04} et T_{05s} , la pression p_{05} est déterminé avec

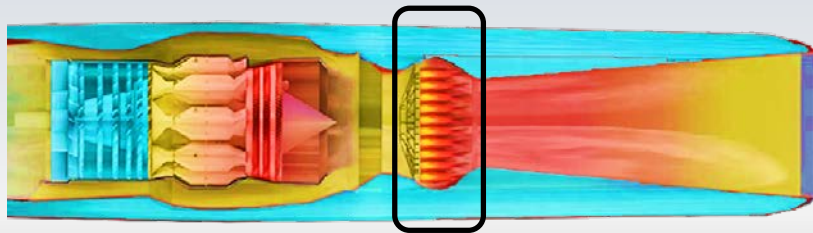
$$\left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right) = \left(\frac{T_{05s}}{T_{04}}\right)^{\gamma/\gamma-1}$$

Le point

6



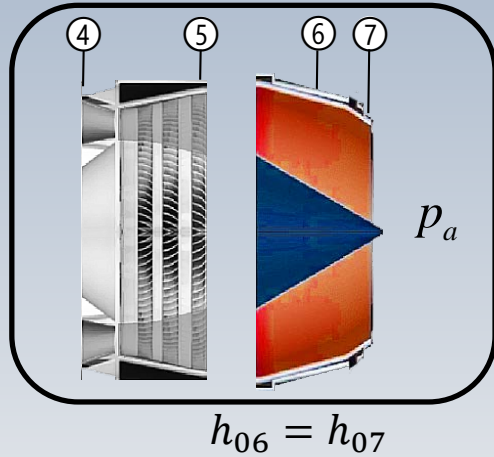
Après la turbine, l'écoulement est accéléré vers la sortie 7. Le point 6 est utilisé pour indiquer si un postcombusteur, employé dans les avions militaires, serait placé dans la conduite de sortie



postcombusteur

Ce dispositif ne fait pas partie des présents calculs. Le point 6 coïncide alors avec le point 5

Sortie 7 de la tuyère



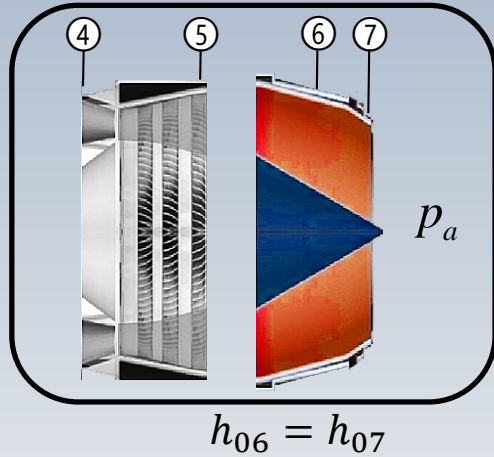
Les quantités thermodynamiques au point 6 sont celles du point 5

Le gaz est accéléré entre les points 6 et 7

Nous supposons qu'il n'y a pas des pertes et que l'enthalpie totale est conservée, alors

$$h_{06} = h_{07}$$

Sortie 7 de la tuyère



Puisque l'enthalpie totale est l'addition de l'enthalpie et l'énergie cinétique, notamment

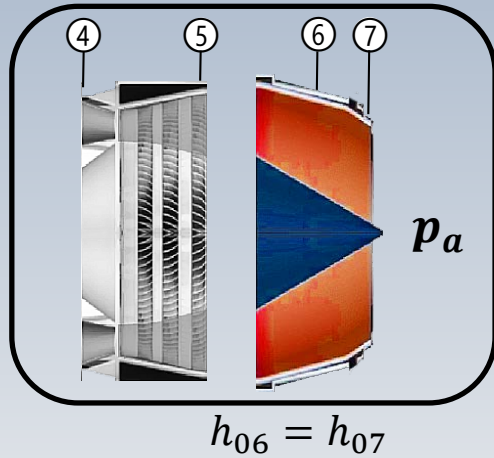
$$h_{06} = h_{07} = h_7 + \frac{u_7^2}{2}$$

d'où pour $c_p = \text{cnste}$

$$T_{06} = T_{07} = T_7 + \frac{u_7^2}{2c_p}$$

$$\frac{u_7^2}{2} = c_p(T_{06} - T_7)$$

Sortie 7 de la tuyère

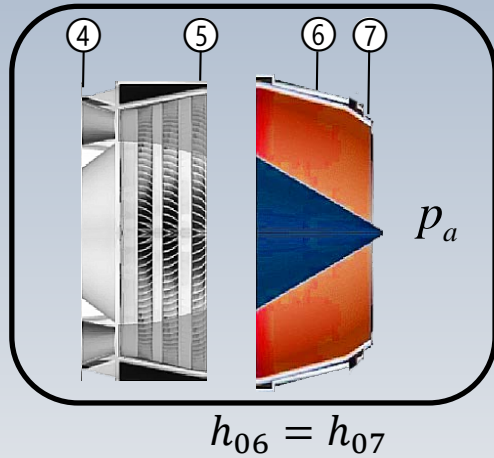


Cependant T_7 est inconnue. Par contre, p_7 est disponible puisqu'elle correspond à la pression ambiante p_a

Si nous supposons que le processus 6-7 est isentropique (tuyère adiabatique et sans aucune perte), alors

$$T_7 \rightarrow T_{7s}$$

Sortie 7 de la tuyère

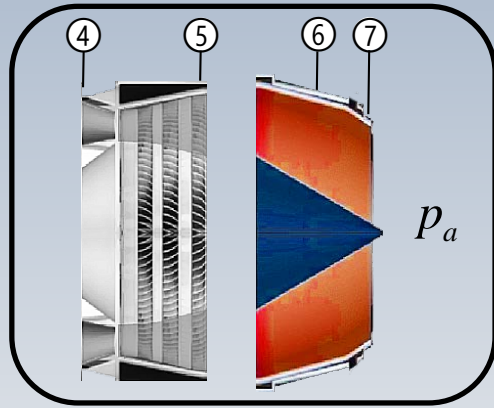


Nous écrivons ainsi

$$\frac{u_7^2}{2} = c_p(T_{06} - T_{7s})$$

$$\frac{u_7^2}{2} = c_p T_{06} \left(1 - \frac{T_{7s}}{T_{06}} \right)$$

Sortie 7 de la tuyère



$$h_{06} = h_{07}$$

Étant donné que

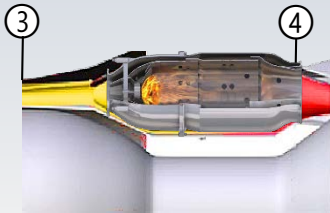
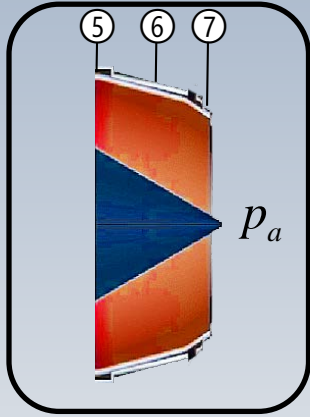
$$\frac{T_{7s}}{T_{06}} = \left(\frac{p_7}{p_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

nous trouvons finalement

$$u_7 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{06} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}$$

$$c_p = \gamma R / \gamma - 1, \quad p_a = p_7$$

Rendement thermique



L'énergie fournie est

$$q = c_p(T_{04} - T_{03})$$

de sorte que **le rendement thermique** s'écrit

$$\eta_{th} = \frac{\frac{u_7^2}{2} - \frac{u_a^2}{2}}{c_p(T_{04} - T_{03})}$$

Caractérisation de la performance : SFC

Afin de quantifier l'**efficacité économique** d'un turbomoteur par rapport à la poussée produite, ou la puissance développée, le concept de **consommation spécifique de carburant**, est utilisé

Spécifiquement, c'est **le rapport entre le débit de carburant et la puissance ou poussée produite**

Consommation spécifique de carburant

La consommation spécifique de carburant est souvent noté par *SFC* (Specific Fuel Consumption)

$$SFC = \frac{\text{Débit de Carburant}}{\text{Puissance}} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{W}}$$

Dans le système *SI*, les unités sont ***kg/kWh***, si l'objectif c'est la production de puissance et ***kg/(kN · s)***, lorsque le but c'est la génération de poussée

Puissance spécifique

Associée à la *SFC* nous trouvons la puissance spécifique, définie comme le rapport entre la puissance et le débit massique d'air

$$W_s = \frac{\dot{W}}{\dot{m}_a} \left[\frac{kW}{kg/s} \right]$$

Plus W_s est élevée, plus la machine est compacte (légère) en raison d'un plus petit débit massique d'air

Remarques

- La puissance spécifique $W_s = \dot{W} / \dot{m}_a$ permet d'écrire la **SFC** en fonction du rapport f : le débit massique de carburant au débit massique d'air

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

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

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

Rendement et SFC

- Le rendement thermique peut s'écrire en fonction de $SFC = \frac{\dot{m}_f}{\dot{W}}$

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



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

$$LHV = 42798 \text{ kJ/kg}$$

Valeur représentative pour le kérosène

Caractérisation de la performance: TSFC

Lorsque la turbine à gaz est utilisée pour propulser un aéronef, la consommation de carburant est rapportée à **la poussée** générée (en *kNewtons* dans le système *SI*) et pas à la puissance produite

Ce paramètre, la masse de carburant nécessaire pour fournir une poussée pour une période donnée, est noté par *TSFC*

En ingénierie, les unités pratiques sont (*kg/hre · kN*)

Cons. spécifique basée sur la poussée



À partir de la formule précédemment développée pour la poussée,

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

une équation peut être trouvée pour la ***TSFC***

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

Cons. spécifique basée sur la poussée

Dont la forme finale est



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

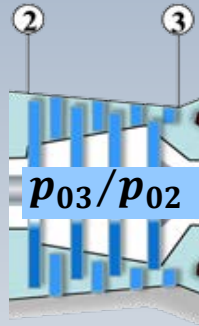
Résumé

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

$$TSFC = \frac{\text{Débit de Carburant}}{\text{Poussée}} = \frac{f}{(1 + f)u_j - u_a} \quad \frac{(kg/h)}{N}$$

Contrôle du cycle

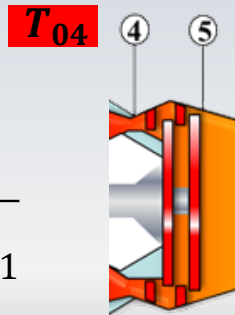
$$\eta_c = \frac{\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{03}}{T_{02}} - 1}$$



Afin de contrôler une turbine à gaz, au niveau de la puissance produite, et du rendement obtenu, nous pouvons agir sur deux éléments :

le rapport de compression
 p_{03}/p_{02}

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



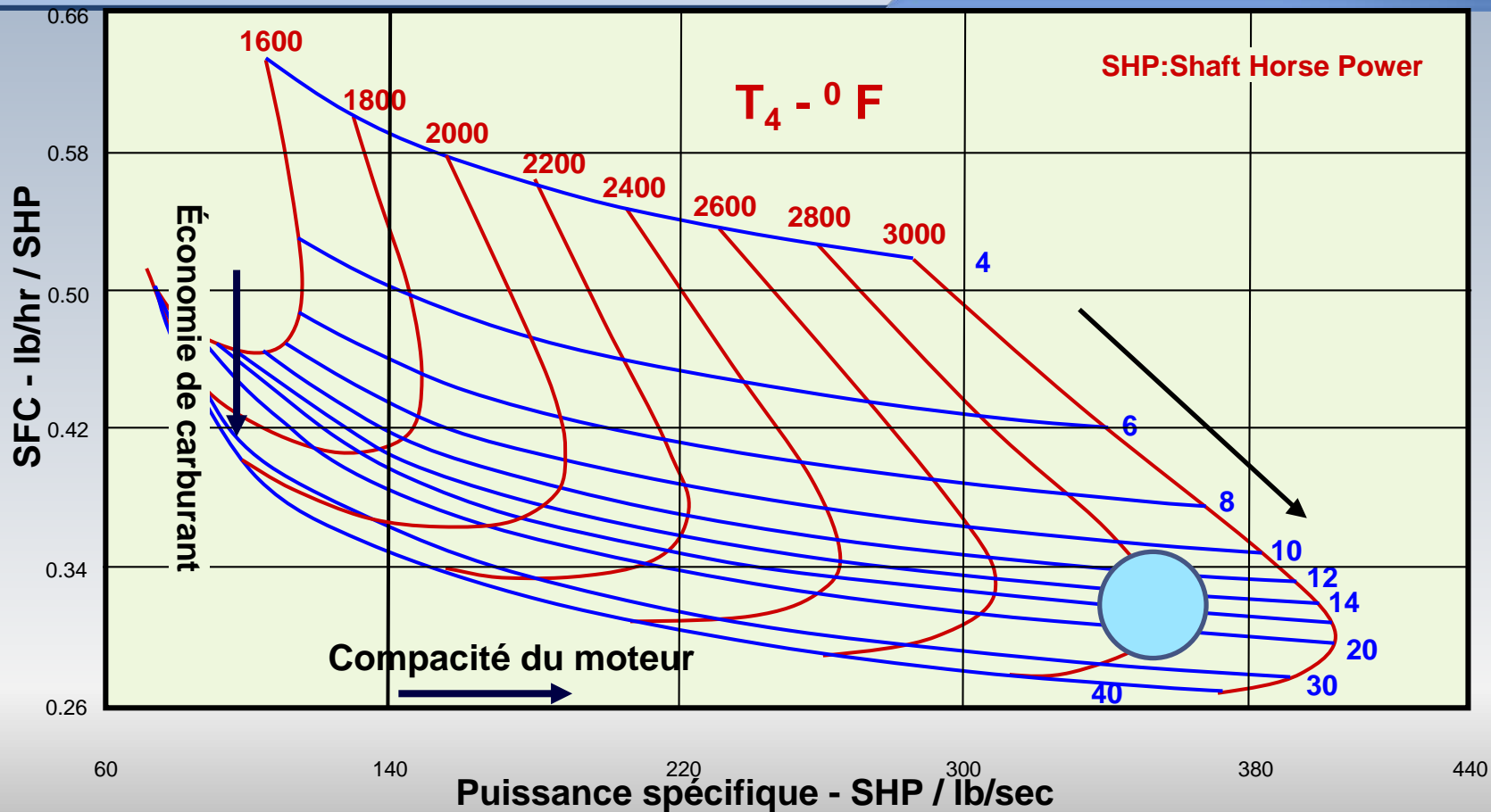
la température à l'entrée de la turbine T_{04}

Étude paramétrique

En pratique industrielle, plusieurs niveaux (paramètres) du rapport de pression p_{03}/p_{02} et de température à l'entrée de la turbine T_{04} sont tracés pour construire **une carte basée sur la puissance spécifique versus la consommation spécifique**

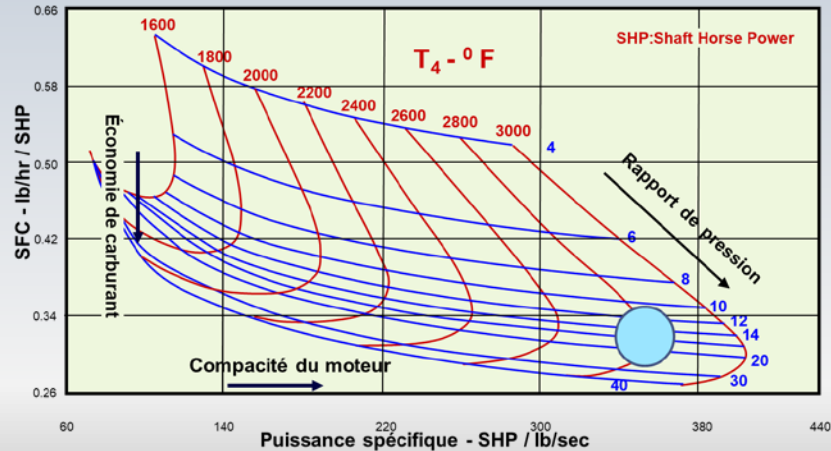
Voici un exemple de ce type de représentation en unités anglaises

Étude paramétrique du cycle



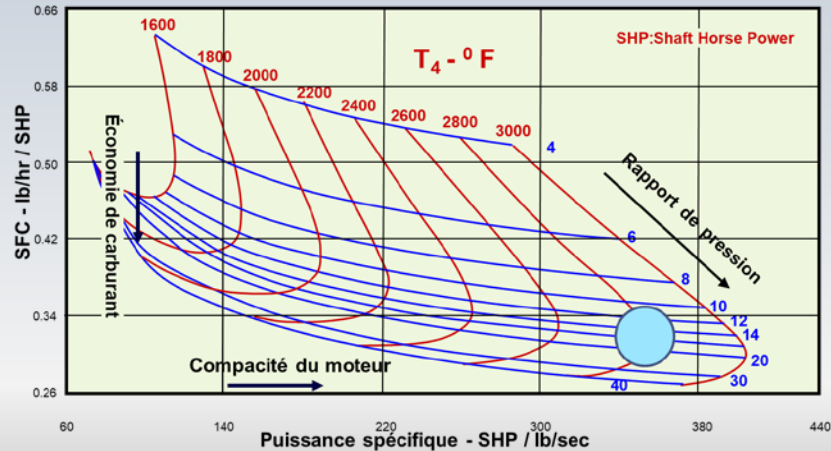
Étude paramétrique

Nous pouvons constater qu'à rapport de pression donné (ligne bleue), une augmentation de la température à l'entrée de la turbine emmène une **augmentation de la puissance spécifique**, accompagnée d'une **diminution de la consommation spécifique**



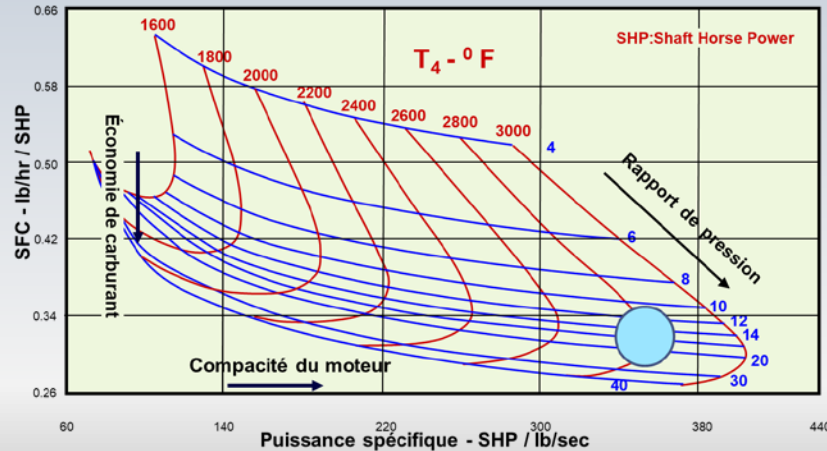
Étude paramétrique

D'autre part, à température d'entrée de la turbine donnée (ligne rouge) on trouve, dépendent du rapport de pression, **d'abord un maximum de la puissance spécifique**, et par après un **minimum de la consommation spécifique**



Cons. spécifique basée sur la poussée

La carte paramétrique aide au choix d'un moteur. Par exemple, si l'on veut **un moteur compact, avec une puissance spécifique élevée**, il faut se limiter à une **consommation spécifique petite** (cercle à droite)



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

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