

## TURBOREACTEUR

### I. Introduction

#### I-1. Les moteurs à réaction utilisés en aéronautique

Un moteur à réaction utilisé pour la propulsion des avions se base sur la 3<sup>ème</sup> loi de Newton connue sous le nom des actions réciproques : toute action s'accompagne par une réaction d'égale intensité et a pour direction le sens opposé de l'action. Le principe du moteur consiste à éjecter un gaz à grande vitesse vers l'arrière (action), créant ainsi une force de réaction en sens inverse de l'éjection des gaz. Cette force, appelée poussée, est d'autant plus élevée que la vitesse et la masse des gaz éjectés sont plus grandes.

Les moteurs à réaction pour l'aéronautique se regroupent 3 catégories :

- Les turboréacteurs, qui font l'objet de l'étude suivante, ont supplanté les moteurs à hélice pour la propulsion de nombreux avions dont la vitesse et l'altitude de croisière sont élevées, notamment dans le cas des avions de ligne long-courrier. C'est par ailleurs le seul moteur qui convient pour les vols supersoniques et il équipe à ce titre la plupart des avions militaires.

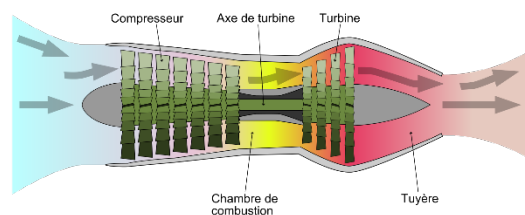


FIG.1 – Schéma de principe du turboréacteur

Le fonctionnement est détaillé dans la suite du document, mais le schéma de principe présenté dans la fig.1 est le suivant : l'air est aspiré et comprimé pour ensuite entrer dans une chambre de combustion d'où les produits de combustion ressortent à température élevée. Ces gaz chauds sont détendus dans une turbine pour fournir le travail de compression. L'énergie utile de propulsion est obtenue en accélérant ensuite les gaz dans une tuyère pour les éjecter à haute vitesse.

- Les statoréacteurs, utilisés pour les véhicules à très grandes vitesses (supérieure à Mach 3 et jusqu'à Mach 6), ainsi que pour la propulsion des missiles longue portée. La compression dynamique à l'entrée du réacteur est telle qu'il n'y a plus besoin de l'ensemble compresseur turbine pour faire fonctionner le moteur (fig.2).

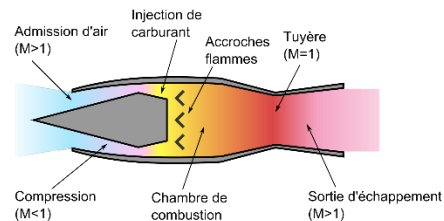


FIG.2 – Schéma de principe du statoréacteur

Le rendement du statoréacteur est élevé mais il ne peut fonctionner de manière autonome au décollage, qui doit alors être assuré par un turboréacteur ou un moteur-fusée.

- Les moteurs fusées ne sont pas des cycles ouverts comme pour les cas précédents puisqu'il s'agit ici de transformer l'énergie chimique d'une matière qui est entièrement stockée dans le corps du véhicule, afin de l'expulser à haute vitesse (fig.3). De nombreuses configurations de moteurs-fusées coexistent : la plus simple, utilisée pour des poussées faibles, repose sur un système d'alimentation par pressurisation des réservoirs d'ergols. Les plus complexes, qui permettent d'obtenir des poussées pouvant aller jusqu'à près d'un millier de tonnes, ont recours à des turbopompes tournant à très grande vitesse, et brûlent des ergols cryotechniques comme l'oxygène ou l'hydrogène liquide.

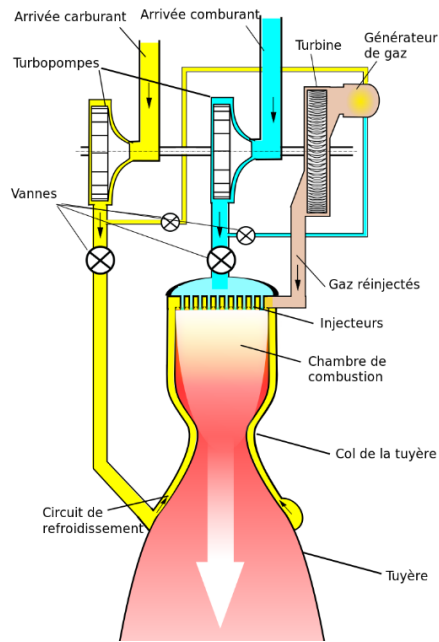


FIG.3 – Schéma de principe d'un moteur-fusée à ergols liquides

Les 3 types de moteur à réaction sont donc classés par leurs domaines de vol, en fonction de la vitesse de l'aéronef et de la durée d'action du moteur exprimée par « l'impulsion spécifique » (fig.4). Homogène à un temps (le plus souvent en secondes), l'impulsion spécifique indique la durée pendant laquelle un kilogramme de propergol produit la poussée nécessaire pour soulever une masse d'un kilogramme dans le champ gravitationnel (soit une force d'environ 9,81 N).

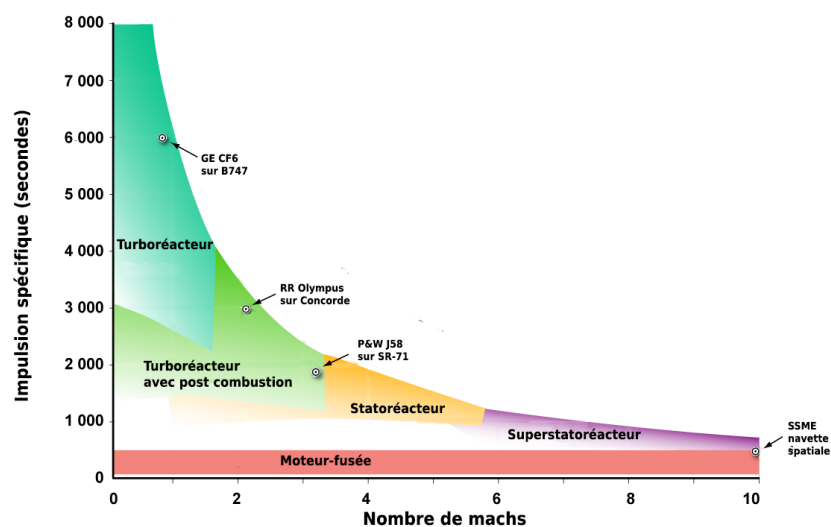


FIG.4 – Domaine de vol et rendement des différents types de moteurs à réaction

## I-2. Origine du turbo réacteur aéronautique

L'idée du turboréacteur moderne est née simultanément en Angleterre et en Allemagne. En 1928, l'ingénieur aéronautique anglais Frank WHITTLE rejoint la Royal Air Force, développe et Brevète en 1930 un avion sans hélice. Le turboréacteur W1 est testé au banc d'essai le 12 avril 1937.

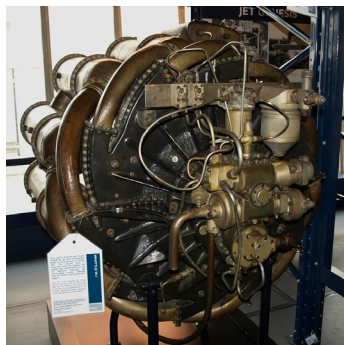


FIG.5 – Moteur W1



FIG.6 – Gloster E28/39 intégrant le moteur W1 et dont le premier vol a eu lieu en décembre 1940

En parallèle, Hans Joachim PABST VON OHAIN, docteur en physique de l'Université de Göttingen, inventait le premier turboréacteur allemand dont le brevet est déposé en 1934 – brevet de moteur à propulsion similaire à celui de WHITTLE sur le dessin, mais différent sur les éléments internes du moteur. Ce premier réacteur le HES 1, a été testé au banc en septembre 1937. Le 27 août 1939, une version améliorée, le HES 3B permettait le décollage du premier avion à turboréacteur du monde : le Heinkel He-178 expérimental.

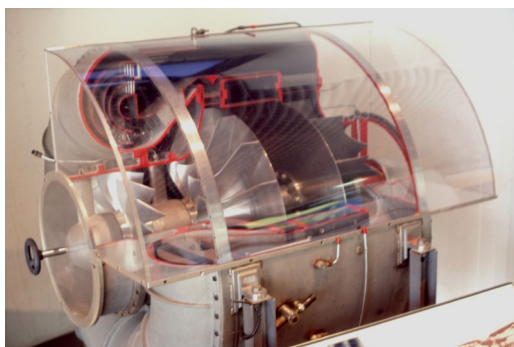


FIG.7 – Moteur HES 3b, évolution du HES 1

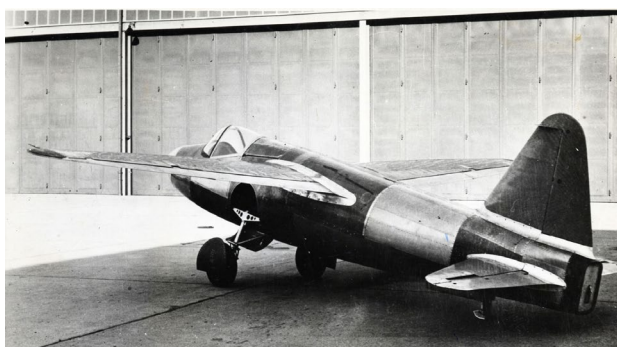


FIG.8 – Heinkel He-178 intégrant le moteur HES 3b et dont le premier vol a eu lieu en août 1939

## II. Etude thermodynamique des cycles des turboréacteurs

### II-1. Conditions de fonctionnement et propriétés du fluide de travail

L'objectif est d'évaluer les performances dans les trois configurations suivantes, en faisant d'une part l'hypothèse que l'air est un gaz parfait et en utilisant le diagramme enthalpie-entropie (propriétés réelles de l'air) d'autre part.

- Turboréacteur simple flux (section II.2).
- Turboréacteur simple flux avec post combustion (section II.3).
- Turboréacteur double flux (section II.5).

**Les performances seront évaluées prioritairement en condition de vol** en altitude, où le réacteur propulse l'avion à une vitesse  $V_0$ . Les conditions de fonctionnement sont données dans le tableau 1 ci-dessous (y compris en conditions de décollage au sol).

Une des particularités des turboréacteurs est donc de fonctionner dans des conditions très variables de pression et de température avec des valeurs très variables du débit d'air. Il s'ensuit des problèmes technologiques d'adaptation de la turbine et de la tuyère. Pour contrôler le débit, les compresseurs à haut rapport de compression peuvent intégrer des mécanismes tels que des aubes de stator réglables.

Les propriétés du fluide de travail (air et produits de combustion) sont données dans le tableau 2 suivant pour le gaz parfait et dans le diagramme  $(h - s)$  pour l'air réel, fourni à la fin de ce document. Un tableur Excel est aussi envisageable pour réaliser les calculs avec les propriétés de l'air, calculées par le logiciel CoolProp (module gratuit à installer dans Excel).

La combustion se faisant avec un important excès d'air, il sera admis qu'il n'y a pas de modification de la nature et du nombre de mole de gaz. En d'autres termes, les propriétés des produits de combustion sont assimilées à celle de l'air.

Enfin, le turboréacteur est considéré fonctionner sur un point fixe et l'effet de la variation de la vitesse des gaz dans les différentes transformations sera négligée, sauf dans la tuyère.

TAB.1 – Conditions de fonctionnement

		Sol (décollage)	Vol
Vitesse de l'avion (km/h)	$V_0$	500	900
Altitude (m)	$H$	10	10 000
Température atmosphérique (°C)	$T_0$	25	-50
Pression atmosphérique (bar)	$p_0$	1	0.01

TAB.2 – Paramètres du gaz parfait

Gaz parfait : rapport des chaleurs massiques à (p, T) constants	$\gamma$	1.4
Gaz parfait : constante massique (J/kg.K)	$r$	287

## II-2. Turboréacteur simple flux

Dans ce type de machine tout le débit d'air passe dans le réacteur, ou plus précisément dans le « générateur de gaz » composé (fig.9) :

- du compresseur,
- de la chambre de combustion et de la turbine.

La poussée produite dépend de la masse d'air pénétrant dans le générateur de gaz et de l'accélération donnée à celle-ci. Le point de fonctionnement de ce type de turboréacteur est essentiellement caractérisé par la vitesse de rotation de l'ensemble compresseur-turbine et de la température entrée turbine.

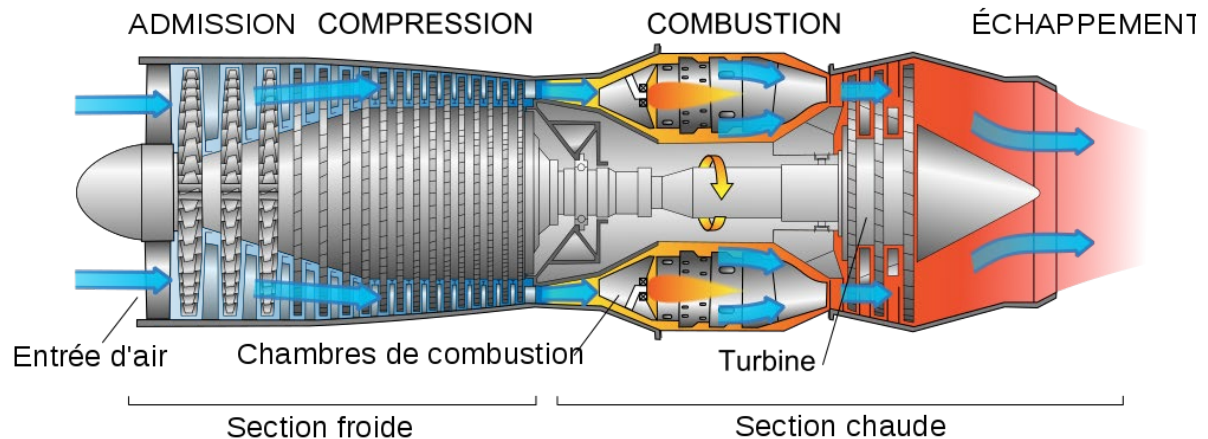


FIG.9 – Turboréacteur simple flux

### II-2.1 Principe de fonctionnement

Le principe de fonctionnement est celui d'une turbine à gaz à cycle ouvert. En entrée du turboréacteur, l'air est comprimé dans le compresseur. L'entrée d'air comporte également un diffuseur qui sert à créer une pré compression statique en entrée du compresseur compte tenu de la vitesse de vol.

Après le compresseur, l'air à haute pression est ensuite chauffé à haute température dans la chambre de combustion, puis détendu dans la turbine. Dans le cas du turboréacteur, la turbine est dimensionnée pour entraîner le compresseur.

En sortie de turbine, l'énergie excédentaire disponible dans les gaz brûlés à haute pression et haute température est convertie en énergie cinétique dans la tuyère. La poussée résulte de la différence de quantité de mouvement entre l'air aspiré et les gaz rejetés.

## II-2.2 Définition du rendement

La performance d'un turboréacteur se caractérise par la force générée (poussée) et par son rendement. **La poussée** correspond à la différence de débit de quantité de mouvement entre la sortie et l'entrée du réacteur. Elle s'exprime par l'équation suivante :

$$F = \dot{m}_s v_s - \dot{m}_e V_0 \quad (1)$$

Où  $\dot{m}_s$  est le débit de gaz sortant de la tuyère et  $v_s$  étant la vitesse d'éjection de ce gaz,  $\dot{m}_e$  étant le débit d'air entrant dans le réacteur et  $V_0$  la vitesse de vol.

**La puissance de propulsion** s'exprime alors :

$$\dot{W}_p = Fv = V_0(\dot{m}_s v_s - \dot{m}_e V_0) \quad (2)$$

Cette puissance de propulsion peut se comparer à **la puissance cinétique** qui s'exprime :

$$\dot{W}_c = \dot{m}_s \frac{v_s^2}{2} - \dot{m}_e \frac{V_0^2}{2} \quad (3)$$

Le rapport de ces deux puissances est **le rendement de propulsion** :

$$\eta_p = \frac{\dot{W}_p}{\dot{W}_c} = \frac{2V_0(\dot{m}_e V_0 - \dot{m}_s v_s)}{\dot{m}_e V_0^2 - \dot{m}_s v_s^2} \quad (4)$$

En considérant que le débit entrant est égal au débit sortant, c'est-à-dire en négligeant la masse de combustible devant la masse d'air ou autrement dit, en considérant que le débit masse des gaz brûlés est sensiblement égal à celui de l'air entrant dans le turboréacteur, l'équation (4) devient :

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{v_s}{V_0}} = \frac{1}{1 + \frac{v_s - V_0}{2V_0}} \quad (5)$$

La première forme de cette équation montre que le rendement de propulsion s'améliore lorsque la vitesse  $V_0$  est élevée. La seconde forme de l'équation montre que, pour une vitesse  $v$  donnée, le rendement de propulsion est d'autant plus élevé que la vitesse relative  $(v_s - V_0)$  des gaz d'échappement est faible.

**Le rendement thermique** est défini comme le rapport de la puissance cinétique à la puissance calorifique fournie par la combustion. Cette puissance calorifique dépend du débit de combustible (kérosène) et de son Pouvoir Calorifique Moyen (PCM de l'ordre de 43 000 kJ/kg).

$$\dot{Q} = \dot{m}_k \times \text{PCM} \quad (6)$$

$$\eta_{th} = \frac{\dot{W}_c}{\dot{Q}} \quad (7)$$

Le rendement global du turboréacteur est le produit des rendements de propulsion et thermique ; les deux ayant une évolution opposée en fonction du taux de compression du compresseur.

$$\eta = \eta_p \times \eta_{th} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}} \quad (8)$$

## II-2.3 Domaine d'utilisation du réacteur simple flux

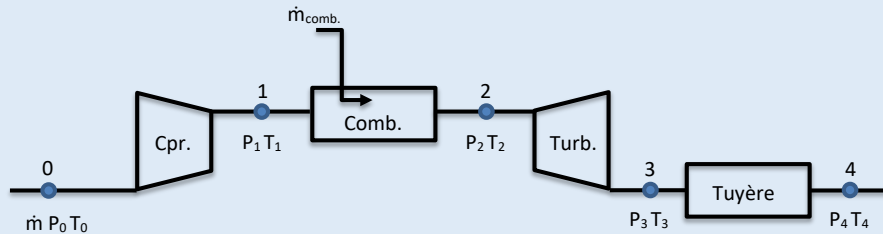
Les turboréacteurs à simple flux sont bruyants, polluants et ont une consommation spécifique élevée. Ils n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de Mach 1. En raison de son rendement et de sa consommation, le turboréacteur Simple Flux est surtout utilisé pour les grandes vitesses de vol et dans le domaine militaire. Ces moteurs peuvent être équipés de post-combustion pour une grande augmentation de poussée sur de courtes périodes (voir section II.2 suivante).

## II-2.4 Etude thermodynamique

Les caractéristiques techniques du réacteur simple flux sont données dans le tableau 3 ci-après.

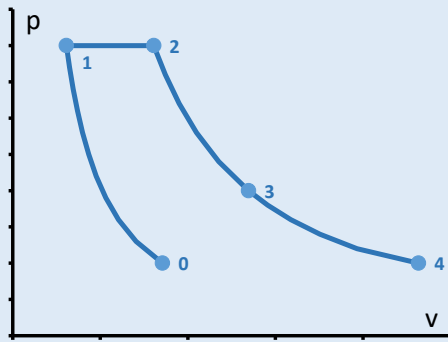
**Q-1** Représenter schématiquement l'évolution des gaz dans un diagramme pression-volume et dans un diagramme température entropie.

**Solution :** le cycle du réacteur simple flux se schématise de la manière suivante. Une compression adiabatique de  $(p_0, T_0)$  à  $(p_1, T_1)$ , suivi d'un réchauffage isobare dans la chambre de combustion jusqu'à  $(p_2 = p_1, T_2)$ , suivi d'une détente adiabatique dans la turbine de  $(p_2, T_2)$  à  $(p_3, T_3)$  et enfin une détente isentropique dans la tuyère de  $(p_3, T_3)$  à  $(p_4, T_4)$ .

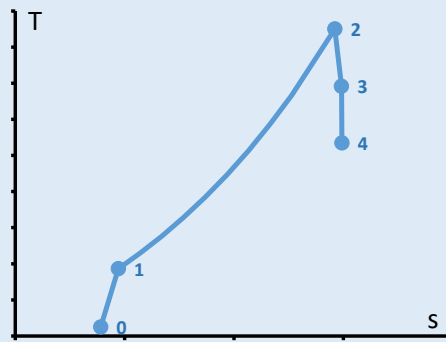


Dans les diagrammes de Clapeyron et entropique, la transformation schématique est la suivante :

Evolution dans un diagramme  $(p, v)$



Evolution dans un diagramme  $(T, s)$



**Q-2** En raison de la vitesse de vol élevée, une compression dynamique à l'entrée du générateur sera considérée dans le diffuseur canalisant le flux d'air en amont du compresseur. Cette compression sera considérée isentropique. Déterminer la pression et la température d'arrêt  $(p_0', T_0')$  en amont du compresseur.

**Solution :** la compression dynamique en amont du compresseur, dans le cas des conditions de vol est isentropique. Le premier principe dans le diffuseur s'écrit, en considérant une vitesse négligeable à l'entrée du compresseur et en notant 0' les conditions d'entrée du compresseur :

$$\dot{m} \Delta h^* = 0$$

$$h_{0'} = h_0 + \frac{1}{2} V_0^2$$

Pour un gaz parfait,  $h = c_p T + Cte$ , l'équation ci-dessus devient :

$$\frac{T_{0'}}{T_0} = 1 + \frac{V_0^2}{2c_p T_0}$$

La compression étant isentropique, pour un gaz parfait, cela donne l'équation suivante, qui combinée avec l'équation précédente, permet de calculer la pression d'arrêt en entrée de compresseur.

$$\frac{T_{0'}}{T_0} = \left(\frac{p_{0'}}{p_0}\right)^k$$

$$p_{0'} = p_0 \left(1 + \frac{V_0^2}{2c_p T_0}\right)^{1/k}$$

L'application numérique pour le gaz parfait est la suivante :

$$k = \frac{\gamma - 1}{\gamma} = 0,286$$

$$c_p = \frac{r}{k} = 1\,004,5 \text{ J/kg.K}$$

Ce qui donne, avec la vitesse de 900 km/h (250 m/s) et les conditions ( $p_0 = 0,01 \text{ bar}$ ,  $T_0 = -50^\circ\text{C}$ ),

$$p_{0'} = p_0 \left(1 + \frac{V_0^2}{2c_p T_0}\right)^{1/k} = 0,016 \text{ bar} ; \quad T_{0'} = T_0 + \frac{V_0^2}{2c_p} = -18,9^\circ\text{C}$$

#### Pour l'air réel (calculé avec CoolProp ou à partir du diagramme de l'air) :

L'enthalpie de l'air en amont vaut  $h_0 = 349,4 \text{ kJ/kg}$  et son entropie  $s_0 = 4,9161 \text{ kJ/kg.K}$ .

Sachant que  $h_{0'} = h_0 + \frac{1}{2}V_0^2$ , cela donne une enthalpie de sortie du diffuseur (entrée compresseur) de  $h_{0'} = 380,7 \text{ kJ/kg.K}$ .

Sur le diagramme de l'air, il s'agit de tracer l'isentrope qui passe par le point 0 et qui coupe l'isenthalpe de valeur  $h_{0'}$ . A ce point d'intersection 0', il s'agit de lire la pression  $p_{0'}$ .

Avec Excel et CoolProp, la pression et la température obtenues pour une enthalpie  $h_{0'}$  et une entropie  $s_0$  sont :

$$p_{0'}(h_{0'} = 380,7 ; s_0 = 4,9161) = 0,016 \text{ bar}$$

$$T_{0'}(h_{0'} = 380,7 ; s_0 = 4,9161) = -18,8^\circ\text{C}$$

**Q-3** Calculer la température  $T_1$  à la sortie du compresseur, ainsi que la puissance  $P_{comp}$  absorbée par le compresseur (en vol, avec le gaz parfait et l'air réel). Déterminer le débit d'air connaissant la vitesse de l'avion. Dans la section d'admission de l'air, la surface occupée par l'arbre du turbocompresseur sera négligée.

TAB.3 – Caractéristiques du réacteur simple flux

		Sol (décollage)	Vol
Taux de compression du compresseur	$\tau$	4	4
Rendement isentropique du compresseur	$\eta_{cpr}$	0.80	0.80
Température en sortie de chambre de combustion ( $^\circ\text{C}$ )	$T_{comb}$	850	1 300
Rendement isentropique de la turbine	$\eta_{turb}$	0.85	0.85
Diamètre de la section d'entrée d'air dans le compresseur (m)	D	0.7	0.7

**Solution :** En considérant un gaz parfait, la température  $T_1$  à la sortie du compresseur se détermine par compression isentropique, puis en appliquant le rendement isentropique.

$$p_{0'} = 0,016 \text{ bar} ; p_1 = \tau \times p_{0'} = 0,063 \text{ bar}$$



$$T_{1,is} = T_{0'} \left( \frac{p_1}{p_{0'}} \right)^k = 104,7 \text{ °C}$$

$$\eta_{is} = 0,8 = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h_{réel}} = \frac{T_{1,is} - T_{0'}}{T_1 - T_{0'}}$$

$$T_1 = T_{0'} + \frac{1}{\eta_{is}} (T_{1,is} - T_{0'}) = 135,6 \text{ °C}$$

Pour le gaz réel, à partir du diagramme, l'enthalpie du point 1-isentropique s'obtient en suivant l'isentrope qui passe par le point 0' ( $s_{0'} = 4,9161 \text{ kJ/kg.K}$ ) et à l'intersection de l'isobare 0,063 bar. La valeur d'enthalpie est à lire sur le graphique. Par utilisation du modèle CoolProp, l'enthalpie du point 1 isentropique est :

$$h_{1,is} = 504,8 \text{ kJ/kg}$$

L'application du rendement isentropique donne :

$$h_1 = h_{0'} + \frac{1}{\eta_{is}} (h_{1,is} - h_{0'}) = 535,9 \text{ kJ/kg}$$

La température qui correspond à cette enthalpie, pour le gaz réel est  $T_1 = 135,2 \text{ °C}$

La puissance absorbée par le compresseur nécessite de connaître le débit d'air.

La section d'entrée d'air est  $S = \pi \frac{D^2}{4} = 0,385 \text{ m}^2$

Masse volumique de l'air en entrée de compresseur, à partir de l'équation d'état du gaz parfait :

$$\rho = \frac{p_0}{r T_0} = 0,0156 \text{ kg/m}^3$$

La vitesse de vol est  $V_0 = 900 \text{ km/h} = 250 \text{ m/s}$ , ce qui donne un débit masse d'air :

$$\dot{m} = \rho S V_0 = 1,502 \text{ kg/s}$$

Pour le gaz réel, les propriétés calculées par CoolProp donnent les mêmes valeurs de masse volumique et de débit masse.

Puissance compresseur :

$$\dot{W}_{cpr} = \dot{m} \Delta h = \dot{m} c_p (T_1 - T_{0'}) = 233,1 \text{ kW}$$

**Q-4** La température maximale admissible à l'entrée de la turbine est  $T_{comb}$ , donnée dans le tableau 3, en fonction des conditions de fonctionnement. Calculer le débit de carburant injecté par seconde, sachant que le pouvoir calorifique moyen (PCM) du kérosène est  $P = 43\,000 \text{ kJ/kg}$ .

Pour information, la masse de carburant embarquée dans un avion de chasse est de l'ordre de 5 000 kg à 6 000 kg (et jusqu'à 10 500 kg avec des réservoirs externes), ce qui permet de calculer son autonomie. Sachant que les avions de chasse volent à des altitudes plus basse et donc avec de l'air plus dense, ce qui entraîne des consommations bien plus élevées (de l'ordre du kg/s).

**Solution :** La transformation dans la chambre de combustion s'écrit directement, en considérant que le débit sortant de la chambre de combustion est le même que celui entrant,

$$\dot{m} \Delta h \cong \dot{Q} = \dot{m}_{comb} \times PCM$$

Ce qui donne pour le gaz parfait :



$$\dot{m} \Delta h = \dot{m} c_p (T_2 - T_1)$$

Les données numériques pour le kérosène et la température maximale en entrée de turbine en vol étant :

$$T_2 = 1300 \text{ °C}$$

$$PCM = 43000 \text{ kJ/kg}$$

Cela donne directement le débit de kérosène nécessaire :

$$\dot{m}_{comb} = \dot{m} \frac{c_p(T_2 - T_1)}{PCM} = 0,041 \text{ kg/s}$$

Avec les propriétés de l'air réel,

$$\dot{m}_{comb} = \dot{m} \frac{h_2 - h_1}{PCM} = 0,046 \text{ kg/s}$$

L'enthalpie du point 2 s'obtient en suivant l'isobare  $p_1 = p_2 = 0,063 \text{ bar}$  et en cherchant l'intersection avec l'isotherme 1300 °C. L'enthalpie à cette intersection est  $h_2 = 1851,1 \text{ kJ/kg}$ . Ce qui donne un débit de combustible de 0,046 kg/s.

**Q-5** La turbine fournissant juste la puissance nécessaire au fonctionnement du compresseur, calculer la pression  $P_3$  et la température et  $T_3$  à la sortie de la turbine.

**Solution :** Puissance de la turbine qui compense la puissance du compresseur,

$$\dot{W}_{turb} = (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) \Delta h = (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) c_p (T_3 - T_2) = -\dot{W}_{cpr}$$

$$T_3 = T_2 - \frac{\dot{W}_{cpr}}{(\dot{m} + \dot{m}_{comb}) c_p} = 1149,6 \text{ °C}$$

Pour calculer la pression en sortie de turbine, il faut passer par la température  $T_{3,is}$  de la transformation parfaite, en utilisant le rendement isentropique de la turbine :

$$\eta_{is} = 0,85 = \frac{\Delta h_{réel}}{\Delta h_{is}} = \frac{T_3 - T_2}{T_{3,is} - T_2}$$

$$T_{3,is} = T_2 + \frac{1}{\eta_{is}} (T_3 - T_2) = 1123,1 \text{ °C}$$

La pression en sortie de la turbine se calcule alors à partir de la détente isentropique :

$$p_3 = p_2 \left( \frac{T_{3,is}}{T_2} \right)^{\frac{1}{k}} = 0,042 \text{ bar}$$

Pour le gaz réel, l'enthalpie du point 3 en sortie de turbine, qui permet de juste compenser le travail du compresseur est :

$$h_3 = h_2 - \frac{\dot{W}_{cpr}}{(\dot{m} + \dot{m}_{comb})} = 1700,5 \text{ kJ/kg}$$

Après application du rendement isentropique pour remonter à l'enthalpie de la transformation parfaite :

$$h_{3,is} = h_2 + \frac{1}{\eta_{is}} (h_3 - h_2) = 1674,0 \text{ kJ/kg}$$

A cette enthalpie  $h_{3,is}$  correspondent une pression qui s'obtient au point d'intersection entre l'isenthalpe  $h_{3,is}$  et l'isentrope passant par le point 2 (puisque  $s_{3,is} = s_2$ ). Avec CoolProp cela donne :

$$s_2 = s_{3,is} = 6,4852 \text{ kJ/kg.K}$$

$$p_3 = 0,042 \text{ bar}$$

La température  $T_3$  est déterminée par le point 3 :  $h_3 = 1700,5 \text{ kJ/kg}$  et  $p_3 = 0,042 \text{ bar}$ .

$$T_3 = 1175,7 \text{ °C}$$

**Q-6** Calculer la température  $T_4$  à la sortie de la tuyère et en déduire la vitesse d'éjection des gaz. Calculer ensuite la poussée du réacteur, selon l'équation (2) de la section II-2.2, ainsi que les rendements de propulsion, thermique et global.

**Solution :** la température de sortie de la tuyère est donnée par la détente isentropique,

$$p_4 = p_0 = 0,01 \text{ bar}$$

$$T_4 = T_3 \left( \frac{p_0}{p_3} \right)^k = 673,6 \text{ °C}$$

Pour le gaz réel, en suivant l'isentropie passant par le point 3 et en cherchant l'intersection avec l'isobare à 0,01 bar, cela donne :

$$T_4 = 748,6 \text{ °C}$$

$$h_4 = 1197,4 \text{ kJ/kg}$$

Pour le calcul de la vitesse en sortie de tuyère, le 1<sup>er</sup> principe donne :

$$\dot{m} \Delta h^* = 0$$

$$h_4 + \frac{1}{2} v_4^2 = h_3$$

Pour le gaz parfait, la vitesse des gaz brûlés en sortie est donc :

$$v_4 = \sqrt{2 c_p (T_3 - T_4)} = 977,9 \text{ m/s}$$

Et pour le gaz réel :

$$v_4 = \sqrt{2 (h_3 - h_4)} = 1003,2 \text{ m/s}$$

La poussée du turboréacteur se calcule de la manière suivante :  $F = (\dot{m} + \dot{m}_{comb})v_4 - \dot{m}V_0$

Avec les calculs du gaz parfait,  $F = 1,1335 \text{ kN}$

Avec les calculs du gaz réel,  $F = 1,1774 \text{ kN}$

Ce qui donne la puissance de propulsion :  $\dot{W}_p = F V_0$

Avec les calculs du gaz parfait,  $\dot{W}_p = 283,4 \text{ kW}$

Avec les calculs du gaz réel,  $\dot{W}_p = 294,3 \text{ kW}$

A comparer avec la puissance cinétique pour obtenir le rendement de propulsion :

$$\dot{W}_c = (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) \frac{v_4^2}{2} - \dot{m} \frac{V_0^2}{2} ; \quad \eta_p = \frac{\dot{W}_p}{\dot{W}_c}$$

Avec les calculs du gaz parfait,  $\dot{W}_c = 690,9 \text{ kW}$  et  $\eta_p = 41,0 \%$

Avec les calculs du gaz réel,  $\dot{W}_c = 731,9 \text{ kW}$  et  $\eta_p = 40,2 \%$

Le rendement thermique se détermine comme le rapport entre la puissance cinétique et la puissance calorifique fournie par le kérosène  $\dot{Q} = \dot{m}_{comb} \times PCM$ .

Avec les calculs du gaz parfait,  $\dot{Q} = 1757,2 \text{ kW}$  et  $\eta_{th} = 39,3 \%$

Avec les calculs du gaz réel,  $\dot{Q} = 1975,6 \text{ kW}$  et  $\eta_{th} = 37,0 \%$

Le rendement global, produit des rendements propulsif et thermique, ou plus directement puissance utile (puissance de propulsion) ramenée à la puissance thermique fournie par le kérosène :

Avec les calculs du gaz parfait,  $\eta_{global} = 16,1 \%$

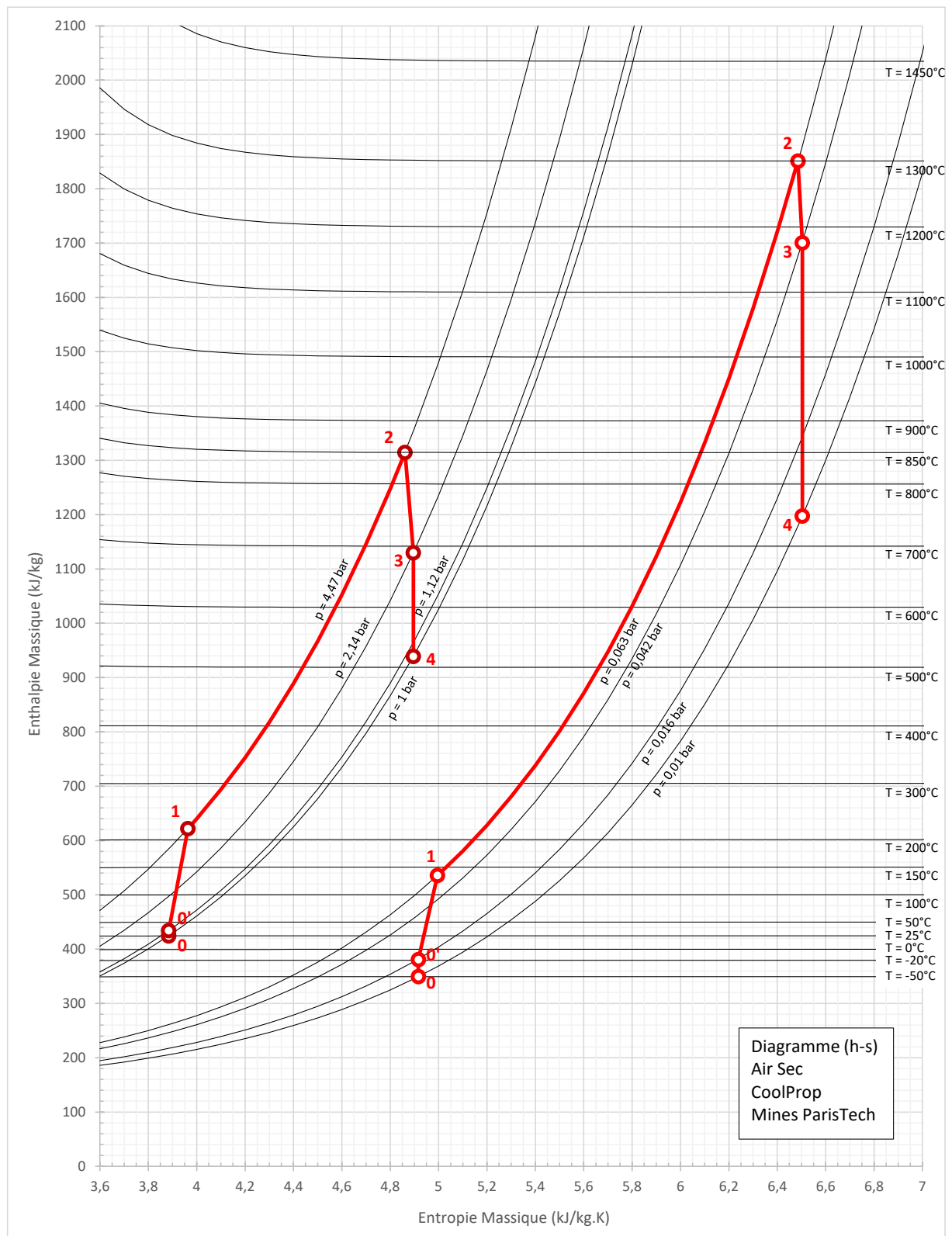
Avec les calculs du gaz réel,  $\eta_{global} = 14,9 \%$

**Q-7** Reprendre toutes les valeurs numériques en considérant un avion au décollage au sol, avec les conditions données dans les tableaux 1 et 3.

**Solution :** dans les conditions de décollage du tableau 1, les conditions atmosphériques au sol conduisent à un air beaucoup plus dense ( $1,16 \text{ kg/m}^3$ ) et un débit masse d'air bien plus important dans le réacteur (de l'ordre de  $62 \text{ kg/s}$ ). Dans le tableau 3, la température maximale en entrée de turbine est abaissée à  $850 \text{ }^\circ\text{C}$  (contre  $1300 \text{ }^\circ\text{C}$  en vol).

La consommation de kérosène est de l'ordre de  $1,0 \text{ kg/s}$ . La poussée au décollage est de l'ordre de  $30 \text{ kN}$ . Le rendement de propulsion est de l'ordre de  $37 \%$  et le rendement thermique est de l'ordre de  $26,5 \%$ . Le rendement global du turboréacteur est d'environ  $9,8 \%$ .

Page suivante : diagramme h-s du réacteur simple flux en vol et au décollage



### II-3. Turboréacteur simple flux avec Post-Combustion (afterburner)

A la sortie de la turbine, il est possible de faire brûler une nouvelle quantité de carburant ; en l'absence de parties mobiles, il est possible de tolérer une élévation de température plus importante. Des gicleurs envoient du carburant qui se mélange aux produits de combustion et s'enflamme spontanément à cause de leur température (voir figure 10). Le fait de réchauffer l'air en sortie de réacteur permet d'augmenter la vitesse de sortie des gaz, et donc la poussée du réacteur.

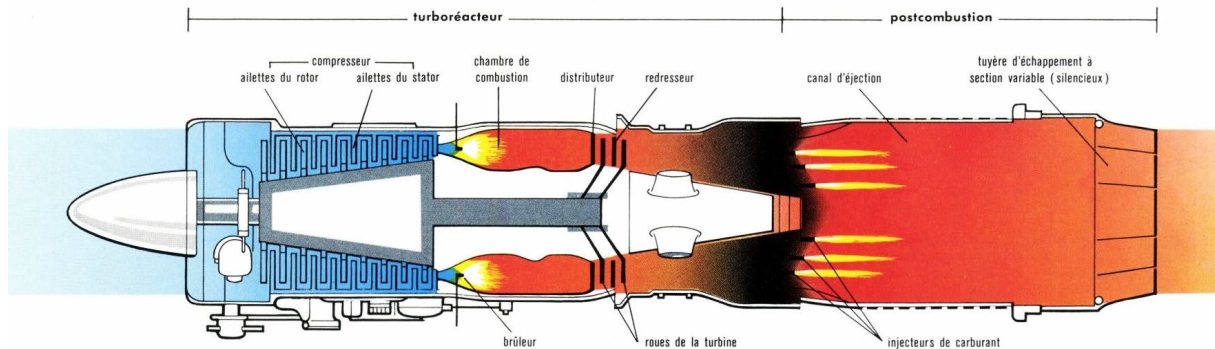


FIG.10 – Turboréacteur simple flux avec post-combustion



FIG.11 – F/A-18 au catapultage d'un porte-avion avec post-combustion

Les turboréacteurs possèdent des tuyères convergentes qui permettent d'accélérer les produits de combustion à des vitesses subsoniques. Si la pression est suffisante, la vitesse peut atteindre au maximum Mach 1 à la sortie de la tuyère ; voir l'équation de Hugoniot ci-dessous pour un écoulement monodimensionnel.

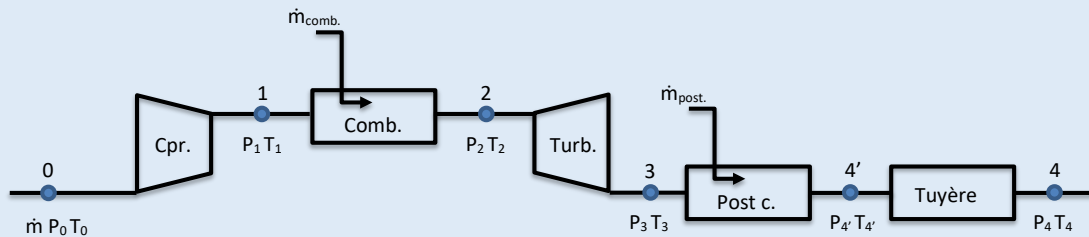
$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V} \quad (9)$$

Dans cette équation (9),  $A$  désigne la section de la tuyère,  $M$  le nombre de Mach (rapport entre la vitesse et la célérité du son) et  $V$  la vitesse d'écoulement. Ainsi, en subsonique, lorsque le nombre de Mach est inférieur à 1, une diminution de la section entraîne bien une augmentation de la vitesse d'écoulement. Réchauffer l'air par post-combustion a pour effet d'augmenter la célérité du son, les gaz peuvent donc être éjectés avec une vitesse plus élevée, tout en restant dans le domaine subsonique.

Cette puissance supplémentaire est obtenue au prix d'une augmentation importante de la consommation en carburant, et ne peut donc pas être utilisée longtemps durant un vol. De plus, cela génère un bruit très important et de la signature infrarouge (figure 11). La post-combustion est très utilisée pour les avions de chasse, au décollage et pour les passages en vol supersonique, mais pas pour l'aviation civile actuelle.

**Q-8** Calculer le débit masse de carburant requis pour atteindre la température  $T_4 = 1450\text{ °C}$  lors de la post-combustion (la combustion s'effectue à pression constante). Déterminer la nouvelle poussée du réacteur, ainsi que son rendement, dans les conditions de vol. Que cela donnerait-il également aux conditions de décollage.

**Solution :** avec la postcombustion, le schéma thermodynamique de l'installation évolue de la façon suivante,



La postcombustion a lieu en sortie de turbine, juste à l'entrée de la tuyère. La température obtenue avec la postcombustion est de  $T_{4'} = 1450 \text{ }^{\circ}\text{C}$ . Le 1<sup>er</sup> principe appliqué sur la chambre de combustion donne l'équation suivante, pour un gaz parfait et avec l'application numérique dans les conditions de vol :

$$\dot{Q}_{post} = (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) c_p (T_{4'} - T_3) = 465,6 \text{ kW}$$

Le débit de carburant utilisé pour fournir cette puissance calorifique est calculé à partir du pouvoir calorifique moyen du combustible ( $PCM = 43\,000 \text{ kJ/kg}$ ).

$$\dot{m}_{post} = \frac{\dot{Q}_{post}}{PCM} = 0,011 \text{ kg/s}$$

Pour le gaz réel, la puissance  $\dot{Q}_{post} = (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) (h_{4'} - h_3) = 517,5 \text{ kW}$ , ce qui donne un débit de kérosène pour la post-combustion de  $\dot{m}_{post} = 0,012 \text{ kg/s}$

La nouvelle température en sortie de tuyère se calcule comme dans le cas précédent, avec la nouvelle valeur de température  $T_{4'}$  en entrée. Sachant que  $p_{4'} = p_3$ , on a :

$$T_4 = T_{4'} \left( \frac{p_0}{p_3} \right)^k = 873,5 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

Pour le gaz réel, la détente isentropique donne  $T_4 = 952,4 \text{ }^{\circ}\text{C}$

La vitesse d'éjection devient :

$$v_4 = \sqrt{2 c_p (T_{4'} - T_4)} = 1076,2 \text{ m/s}$$

Pour le gaz réel, la détente isentropique donne  $v_4 = \sqrt{2 (h_{4'} - h_4)} = 1096,0 \text{ m/s}$

La nouvelle poussée se calcule de la manière suivante :

$$F = (\dot{m} + \dot{m}_{comb} + \dot{m}_{post}) v_4 - \dot{m} V_0 = 1,297 \text{ kN}$$

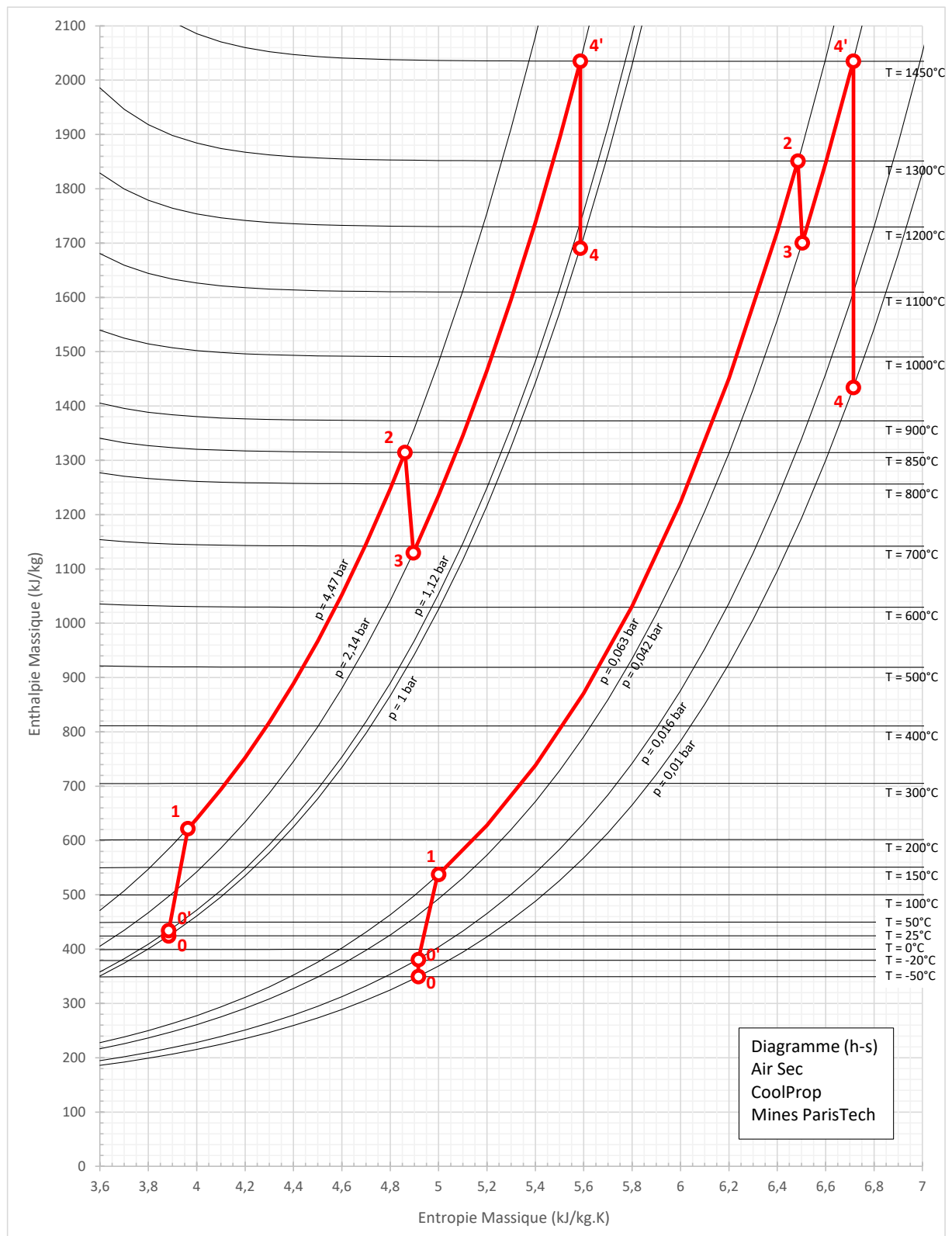
Pour le gaz réel, la poussée vaut  $F = 1,334 \text{ kN}$ , soit une augmentation de +13% par rapport au cas sans post-combustion.

Calcul du rendement du turboréacteur avec post-combustion :

$$\eta_{global} = \frac{F V_0}{(\dot{m}_{comb} + \dot{m}_{post}) PCM} = 14,6 \%$$

Et avec les propriétés du gaz réel  $\eta_{global} = 13,4 \%$

Dans les conditions de décollage au sol, le débit de kérosène nécessaire à la combustion augmente considérablement et est de  $1,34 \text{ kg/s}$ . La poussée est également augmentée et atteint  $45 \text{ kN}$ , soit une augmentation de 48% par rapport au simple-flux sans post-combustion. Cette consommation importante de kérosène abaisse le rendement global du réacteur à  $6,2 \%$ .





## II-4. Turboréacteurs simple corps / multi corps

Les réacteurs étudiés dans les sections précédentes sont des « simple-corps ». Dans ce type de machine, le générateur de gaz comprend un seul ensemble tournant appelé corps et qui comprend un compresseur et une turbine accouplés sur un même arbre et tournant donc à la même vitesse.

La solution double-corps peut s'appliquer au turboréacteur simple-flux et surtout au turboréacteur double-flux (étudié section suivante). C'est une technologie complexe qui permet de gagner du poids et de la longueur et qui en outre permet des démarrages nécessitant une plus faible puissance. Dans ce type de machine, le générateur de gaz comporte deux ensembles tournants mécaniquement indépendants :

- un corps compresseur-turbine dit BP ;
- un corps compresseur-turbine dit HP.

La turbine liée au compresseur BP est appelée turbine BP et celle liée au compresseur HP est appelée turbine HP. Chacun des couples compresseur-turbine tourne à sa vitesse propre et on parle alors de turboréacteurs double corps ou double attelage. La vitesse de rotation des deux corps étant différente, ces moteurs nécessitent deux arbres concentriques plus longs et plus lourds. En contrepartie, le rendement est nettement amélioré. Les deux arbres tournent généralement dans le même sens, afin de ne pas imposer aux roulements (ou paliers) les reliant, des vitesses de rotation trop importantes. Dans certains cas toutefois, ils tournent dans des sens différents, ce qui a pour avantage de ne pas cumuler les couples gyroscopiques, et de permettre un meilleur rendement aérodynamique. Par contre, l'excitation dynamique qui résulte de deux corps contra rotatifs est fonction de la somme des régimes de rotation des deux corps — au lieu d'être fonction de la différence des régimes, dans le cas co rotatif — donc très élevée, ce qui pose des problèmes de tenue aux vibrations.

Tous les moteurs de nouvelle génération sont à double corps, voire à triple corps pour ceux à très fort taux de dilution. Cette dernière configuration est une spécificité de la famille de moteurs Rolls-Royce "Trent" pour l'aviation civile, présentée en figure 12. Elle se caractérise par la présence d'un ensemble compresseur-turbine supplémentaire dit PI (pour Pression intermédiaire).

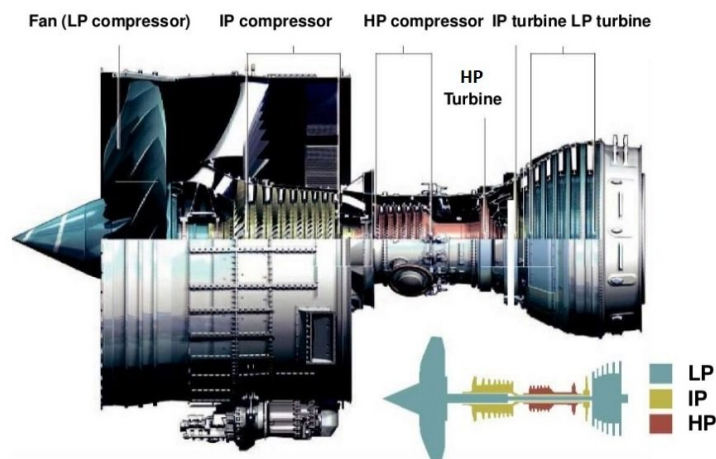


FIG.12 – Moteur Rolls-Royce Trent 1000 à double-flux et à 3 corps

## II-5. Turboréacteur double flux (turbofan)

### II-5.1 Principe

Le premier turboréacteur double flux à tourner à titre expérimental fut le RATEAU SRA-1 français en 1946 et c'est le motoriste ROLLS ROYCE qui, dans les années 50, devient le premier à produire des réacteurs de ce genre en série.

Le défaut du turboréacteur à simple flux est avant tout que son rendement devient raisonnable à des vitesses importantes (voir équation (5)). La consommation de kérosène élevée qui en découle limite le rayon d'action des avions à vitesse modérée, en particulier pour l'application du transport civil. Il y a aussi un intérêt à pouvoir également améliorer la poussée, pour augmenter la charge utile. Enfin,

l'objectif de réduction du bruit est également traité par le réacteur double flux. Deux principes guident la conception des turboréacteurs à double flux :

- pour augmenter la poussée, il faut augmenter le volume d'air aspiré par le réacteur,
- pour améliorer le rendement et réduire la consommation de carburant, le principe est de maximiser l'énergie récupérée par la turbine.

La figure 13 présente un schéma de principe d'un réacteur double flux. Une soufflante de grande dimension permet d'absorber un débit masse important, qui ne passe qu'en partie dans le compresseur du générateur de gaz.

L'air pré-comprimé par la soufflante qui ne passe pas dans le compresseur basse pression (BP), contourne la partie chaude jusqu'à la tuyère où il est éjecté, mélangé ou non avec les gaz chauds. Ce débit secondaire (appelé aussi flux froid), en s'écoulant en dérivation autour du générateur de gaz, a également pour effet de réduire son bruit.

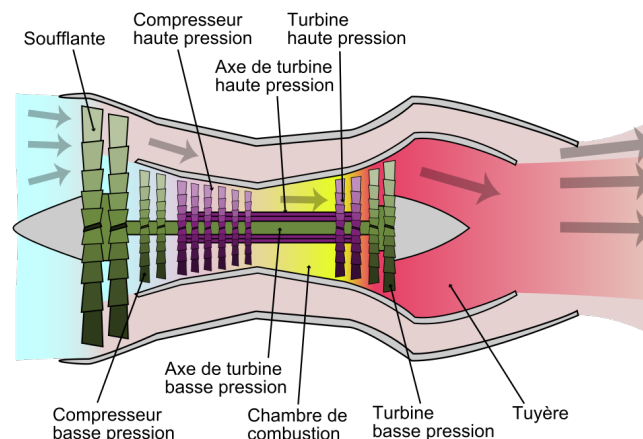


FIG.13 – Turboréacteur double flux

Le rapport du débit masse secondaire (ou flux froid) au débit masse primaire (ou flux chaud) est variable selon les moteurs. Ce rapport est appelé taux de dilution. Les moteurs militaires optimisés pour le vol supersonique ont des taux de dilution inférieurs à 1, alors que les moteurs civils ou militaires optimisés pour des croisières autour de Mach 0,8, ont des taux de dilution entre 5 et 10. Les moteurs à double flux et fort taux de dilution tirent l'essentiel de leur poussée du flux froid, jusqu'à 80 %, le flux chaud représentant en complément 20 % de la poussée.

Le double flux réalise un compromis entre le turboréacteur simple flux dont le rendement n'est intéressant qu'à vitesse élevée et le turbopropulseur à hélice, limité en vitesse de vol.

La postcombustion peut néanmoins être intégrée à l'ensemble, avec un rendement plus élevé que dans le cas du turboréacteur à simple flux. Beaucoup d'avions de chasse modernes possèdent d'ailleurs des turbofans dotés de postcombustion (Rafale, Soukhoï Su-27, F-22 Raptor...).

## II-5.2 Etude thermodynamique

Le tableau 4 ci-dessous donne les caractéristiques du réacteur double flux. La partie compresseur et générateur de gaz chauds est inchangée, avec un taux de compression de 4, au sol et en vol.

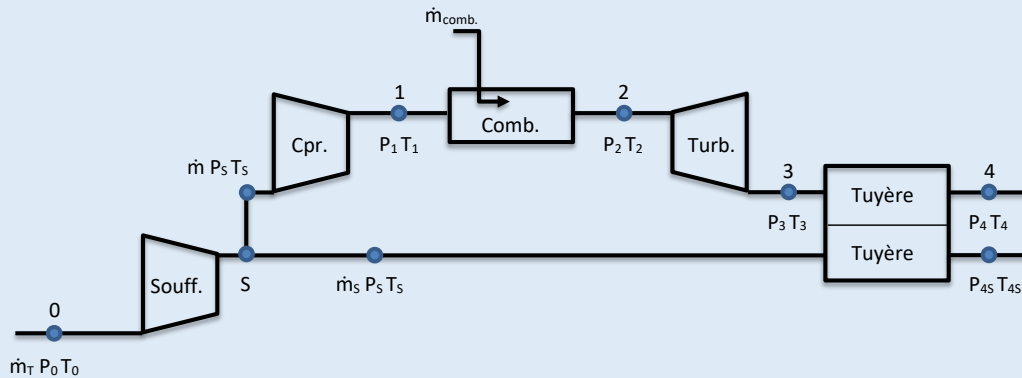
TAB.4 – Caractéristiques du réacteur double flux

		Sol (décollage)	Vol
Taux de compression du compresseur	$\tau$	4	4
Rendement isentropique du compresseur	$\eta_{cpr}$	0.80	0.80
Taux de compression de la soufflante	$\tau_s$	2	2
Rendement isentropique de la soufflante	$\eta_s$	1	1
Température en sortie de chambre de combustion (°C)	$T_{comb}$	850	1 300
Rendement isentropique de la turbine	$\eta_{turb}$	0.85	0.85

Diamètre de la section d'entrée d'air dans le compresseur (m)	D	0.7	0.7
Diamètre de la section d'entrée d'air dans la soufflante (m)	D <sub>S</sub>	1.2	1.2

**Q-9** Calculer la pression et la température de l'air en sortie de soufflante ( $p_s, T_s$ ) et en sortie de compresseur ( $p_1, T_1$ ). Calculer également les puissances de la soufflante et du compresseur.

**Solution :** le turboréacteur double-flux a le schéma thermodynamique suivant,



La soufflante, qui comprime l'air atmosphérique avec taux de compression de 2, est placée en amont du compresseur. Elle se compose de 2 zones. La zone centrale alimente, avec un débit  $\dot{m}$ , le compresseur déjà étudié dans la partie II-2 (générateur de gaz chauds). La partie périphérique de la soufflante génère un second flux (flux froid), avec un débit  $\dot{m}_s$ , qui circule autour du générateur de gaz.

Pour connaître le débit masse  $\dot{m}_s$  de ce second flux, il faut retrancher la surface de la partie compresseur qui se trouve au centre. Le diamètre de la soufflante est  $D_s = 1,2$  m, le diamètre de la partie compresseur est  $D = 0,7$  m.

La section de passage du flux chaud qui passe dans le générateur de gaz est toujours :

$$S = \pi \frac{D^2}{4} = 0,385 \text{ m}^2$$

La section de passage du flux secondaire (flux froid) uniquement est :

$$S_s = \frac{\pi}{4} (D_s^2 - D^2) = 0,746 \text{ m}^2$$

La section de passage de soufflante, qui voit tout le débit passant dans le turboréacteur est donc :

$$S_T = S + S_s = 1,131 \text{ m}^2$$

Masse volumique de l'air en entrée de soufflante, à partir de l'équation d'état du gaz parfait :

$$\rho = \frac{p_0}{r T_0} = 0,0156 \text{ kg/m}^3$$

La vitesse de vol est  $V_0 = 900 \text{ km/h} = 250 \text{ m/s}$ , ce qui donne les débits de masse d'air :

Pour le générateur de gaz, comme dans le cas du simple-flux :  $\dot{m} = \rho S V_0 = 1,502 \text{ kg/s}$

Pour le flux secondaire (flux froid) uniquement :  $\dot{m}_s = \rho S_s V_0 = 2,912 \text{ kg/s}$

Pour le flux total de la soufflante :  $\dot{m}_T = \rho S_T V_0 = 4,414 \text{ kg/s}$

Pour le gaz réel, les propriétés calculées par CoolProp donnent les mêmes valeurs de masse volumique et de débits masses.

En amont de la soufflante, le diffuseur crée une compression dynamique, comme dans le cas du réacteur simple-flux (en amont du compresseur). Ce qui donne pour le gaz parfait, avec la vitesse de 900 km/h (250 m/s) et les conditions ( $p_0 = 0,01$  bar,  $T_0 = -50^\circ\text{C}$ ),

$$p_{0'} = p_0 \left(1 + \frac{V_0^2}{2c_p T_0}\right)^{1/k} = 0,016 \text{ bar} \quad ; \quad T_{0'} = T_0 + \frac{V_0^2}{2c_p} = -18,9^\circ\text{C}$$

Pour le gaz réel, les valeurs étaient :

$$p_{0'}(h_{0'} = 380,7 ; s_0 = 4,9161) = 0,016 \text{ bar}$$

$$T_{0'}(h_{0'} = 380,7 ; s_0 = 4,9161) = -18,8^\circ\text{C}$$

La soufflante est alimentée par la turbine du réacteur et est caractérisée par un taux de compression de 2 et un rendement isentropique unitaire (soufflante parfaite). La puissance de la soufflante se calcule donc en considérant une compression isentropique de la pression  $p_{0'} = 0,016$  bar à la pression  $p_S = 0,032$  bar.

$$\dot{W}_S = \dot{m}_T c_p (T_S - T_{0'})$$

$$T_S = T_{0'} \left(\frac{p_S}{p_{0'}}\right)^k = 36,8^\circ\text{C}$$

$$\dot{W}_S = 247,0 \text{ kW}$$

Le compresseur du réacteur, qui voit maintenant en entrée les conditions ( $p_S, T_S$ ), avec un débit  $\dot{m}$ , a un taux de compression de 4. Cela correspond donc à une pression de sortie :

$$p_1 = 4 p_S = 0,126 \text{ bar}$$

Pour la compression isentropique, la température de sortie est :

$$T_{1,is} = T_S \left(\frac{p_1}{p_S}\right)^k = 187,4^\circ\text{C}$$

En appliquant le rendement isentropique du compresseur, on obtient la température réelle de sortie :

$$T_1 = T_S + \frac{1}{\eta_{is}} (T_{1,is} - T_S) = 225,1^\circ\text{C}$$

La puissance du compresseur est alors :

$$\dot{W}_{cpr} = \dot{m} \Delta h = \dot{m} c_p (T_1 - T_S) = 284,1 \text{ kW}$$

Avec les propriétés du fluide réel, la température  $T_S$  s'obtient en suivant l'isentrope qui passe par le point 0' et qui croise l'isobare 0,032 bar. On obtient la température  $T_S = 36,9^\circ\text{C}$ .

L'enthalpie à ce point est  $h_S = 436,6$  kJ/kg et comme  $h_{0'} = 380,7$  kJ/kg, la puissance de la soufflante est  $\dot{W}_S = \dot{m}_T (h_S - h_{0'}) = 247,0$  kW, identique à la valeur calculée avec l'hypothèse de GP.

La compression isentropique dans le compresseur parfait se calcule en suivant l'isentrope qui passe par le point S, qui est également l'isentrope qui passe par le point 0', puisque la soufflante est elle aussi parfaite. A l'intersection de cette isentrope et de l'isobare 0,126 bar se trouve le point 1-isentropique avec les propriétés suivantes :

$$T_{1,is} = 186,3^\circ\text{C}$$

$$h_{1,is} = 587,9 \text{ kJ/kg}$$

Par application du rendement isentropique, on trouve :

$$h_1 = h_S + \frac{1}{\eta_{is}} (h_{1,is} - h_S) = 625,7 \text{ kJ/kg}$$

Ce qui correspond à une température  $T_1 = 223,2 \text{ °C}$

La puissance du compresseur est  $\dot{W}_{cpr} = \dot{m} \Delta h = 284,0 \text{ kW}$

**Q-10** Calculer le débit de carburant sachant que la température maximale admise à l'entrée de la turbine est toujours  $T_{comb}$  de  $1300 \text{ °C}$  en vol ( $850 \text{ °C}$  au sol dans les conditions de décollage).

**Solution :** La puissance calorifique fournie par la combustion est la suivante,

$$\dot{m} \Delta h = \dot{Q} = \dot{m}_{comb} \times PCM$$

$$\dot{m} \Delta h = \dot{m} c_p (T_2 - T_1)$$

$$T_2 = 1300 \text{ °C} ; T_1 = 225,1 \text{ °C} \text{ avec les calculs gaz parfait}$$

$$PCM = 43\,000 \text{ kJ/kg}$$

$$\dot{m}_{comb} = \dot{m} \frac{c_p (T_2 - T_1)}{PCM} = 0,038 \text{ kg/s}$$

Avec les propriétés du gaz réels, on obtient :

$$\dot{m}_{comb} = \dot{m} \frac{(h_2 - h_1)}{PCM} = 0,043 \text{ kg/s}$$

**Q-11** Calculer la poussée du réacteur ainsi que son rendement.

**Solution :** Pour terminer le cycle réacteur pour accéder au rendement, il faut donc calculer les conditions de sortie de la turbine puis celles de la tuyère. La turbine doit compenser les travaux de la soufflante et du compresseur :

$$\dot{W}_{turb} = -\dot{W}_{cpr} - \dot{W}_S = -531,1 \text{ kW}$$

La température en sortie de turbine doit donc être :

$$T_3 = T_2 + \frac{\dot{W}_{turb}}{(\dot{m} + \dot{m}_{comb}) c_p} = 956,7 \text{ °C}$$

On applique le rendement isentropique de la turbine (0,85), pour avoir la température isentropique et calculer la pression de sortie (détente isentropique) :

$$T_{3,is} = T_2 + \frac{1}{\eta_{is}} (T_3 - T_2) = 896,1 \text{ °C}$$

La pression de sortie de la turbine est alors :

$$p_3 = p_2 \left( \frac{T_{3,is}}{T_2} \right)^{\frac{1}{k}} = 0,045 \text{ bar}$$

Avec les propriétés réelles de l'air, l'enthalpie  $h_3$  est de  $1507,4 \text{ kJ/kg}$  ; en appliquant le rendement isentropique, l'enthalpie  $h_{3,is}$  est de  $1446,8 \text{ kJ/kg}$ . En suivant l'isentropie qui passe par le point 2 et qui croise l'isenthalpe de  $1446,8 \text{ kJ/kg}$ , nous obtenons la pression de sortie de la turbine :  $0,046 \text{ bar}$ .

En ce qui concerne la tuyère, la température de sortie est donnée par la détente isentropique :

$$p_4 = p_0 = 0,01 \text{ bar}$$

$$T_4 = T_3 \left( \frac{p_0}{p_3} \right)^k = 528,5 \text{ °C}$$

La vitesse en sortie de tuyère, pour le flux réacteur, est :

$$v_4 = \sqrt{2 c_p (T_3 - T_4)} = 927,4 \text{ m/s}$$

Avec les propriétés calculées par CoolProp, l'enthalpie  $h_4 = 1036,6 \text{ kJ/kg}$  et la vitesse  $v_4 = 970,4 \text{ m/s}$ .

Pour le flux secondaire qui entre dans la tuyère aux conditions  $(p_s, T_s)$ , la température et la vitesse en sortie de tuyère se calculent comme suit (détente isentropique, exactement inverse à la compression isentropique de la soufflante, ce qui donne exactement les mêmes valeurs avec les propriétés réelles) :

$$T_{4s} = T_s \left( \frac{p_0}{p_s} \right)^k = T_0 = -50,0 \text{ °C}$$

$$v_s = \sqrt{2 c_p (T_s - T_{4s})} = 417,6 \text{ m/s}$$

La poussée du turboréacteur double-flux :

Avec l'hypothèse de gaz parfait :  $F = \dot{m}_s v_s + (\dot{m} + \dot{m}_{comb}) v_4 - \dot{m}_T V_0 = 1,541 \text{ kN}$

Avec les propriétés de l'air :  $F = 1,612 \text{ kN}$  (+38% par rapport au réacteur simple flux).

Le rendement global du réacteur est de 23,7 % (gaz parfait) et 21,9 % (air réel).

Cela correspond à des rendements de propulsion et thermique de 48 % et 46 %, respectivement.

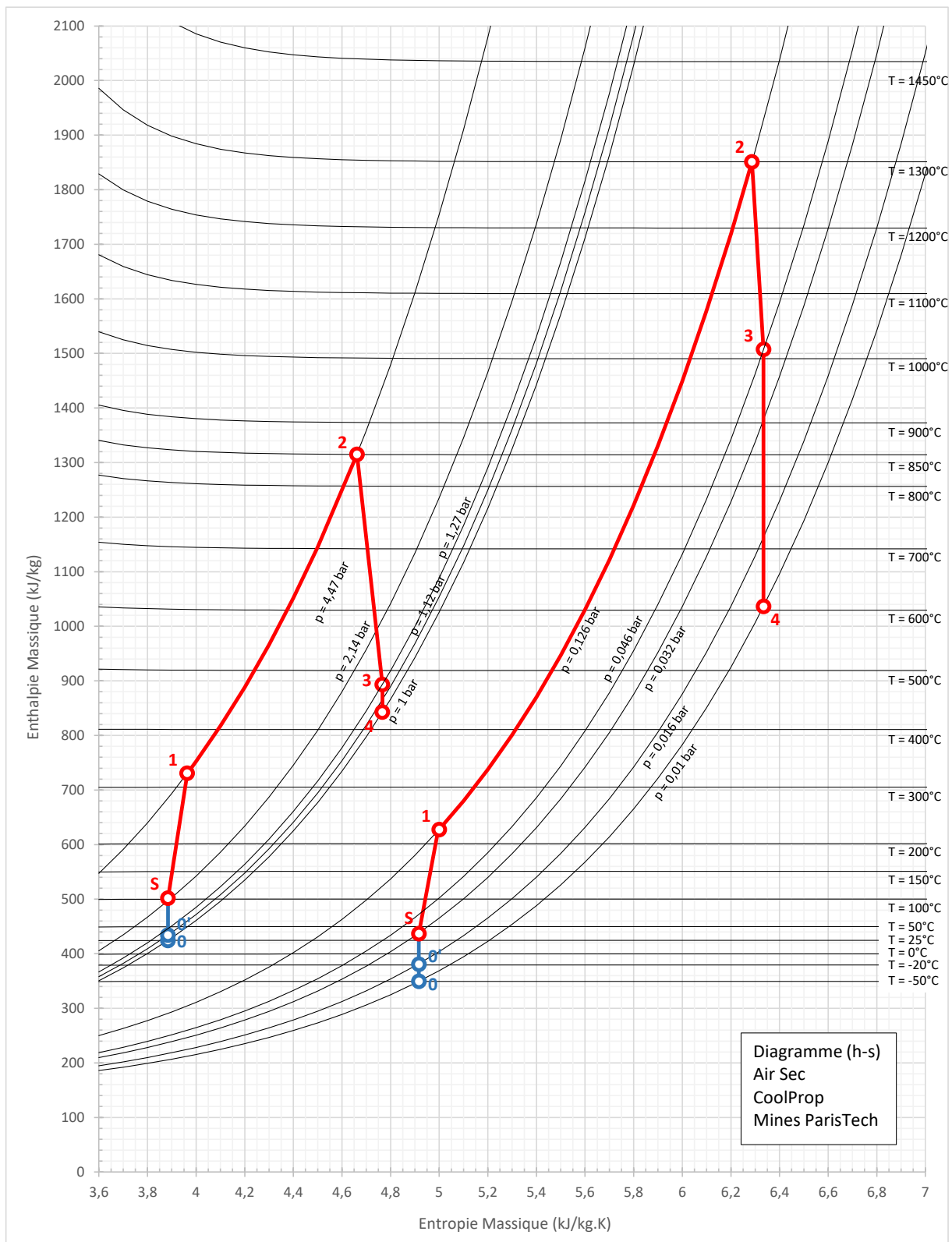
**Q-12** Donner les valeurs numériques des résultats pour les conditions de décollage.

**Solution :** en conditions de décollage au sol, la poussée recalculée avec les propriétés réelles de l'air est de l'ordre de 42 kN, soit +38% par rapport au réacteur simple flux.

Le débit de carburant est réduit de 16% par rapport au réacteur simple flux.

Enfin le rendement global s'élève à 16,1%

Diagrammes du réacteur double-flux en page suivante



\*\*\*\*\*