

ÉTUDE DE QUELQUES MODÈLES DE TURBORÉACTEURS

Le turboréacteur est un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche à air) et la sortie (tuyère), par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine qui sert à faire tourner le compresseur au niveau de l'entrée d'air.

Il s'agit, dans ce problème, de comparer quelques caractéristiques théoriques des moteurs qui équipent les avions de chasse et les avions de transport.

Hypothèses de travail (☞ valables pour tous les machines étudiées dans ce problème)

- L'air est considéré comme un gaz parfait de constante énergétique $\gamma = c_p/c_v$, sa capacité thermique massique à pression constante est $c_p = 1,00 \text{ kJ kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$.
- L'écoulement est supposé unidimensionnel et le régime est permanent.
- Les variations d'énergie potentielle sont négligées.
- Les variations d'énergie cinétique sont, de la même façon, négligées, sauf, bien entendu, lors de la traversée des tuyères.
- Les seules parties mécaniques mobiles sont les compresseurs et les turbines (turbomachines). La présence d'un alternateur (générateur électrique) n'est pas prise en compte dans ce problème.
- Compresseur(s) et turbine sont liés par un arbre commun. Les pertes mécaniques par frottements, dans la turbine, dans le(s) compresseur(s) et au niveau des paliers de l'arbre qui les relie, sont négligées : la puissance mécanique cédée à la turbine est intégralement transmise au(x) compresseur(s).
- Les évolutions dans le(s) compresseur(s), la turbine et la tuyère sont supposées **isentropiques**.
- Les pertes de charge dans les chambres de combustion **isobares** sont négligées.
- Les particularités de l'air, notamment sa composition, son débit massique D_m et ses caractéristiques énergétiques c_p et γ , ne sont pas perturbées par la combustion : le mélange gazeux, au cours de l'écoulement (avant et après combustion), est assimilé à l'air.
- Le pouvoir thermique (calorifique) massique du carburant utilisé (kérosène) dans la (les) chambre(s) de combustion est $p_k = 50,0 \times 10^6 \text{ J kg}^{-1}$.

I. GÉNÉRALITÉS

(10 % du barème)

Le système défini par le fluide contenu dans la surface fermée Σ , dite surface de contrôle (par exemple, le volume intérieur d'une machine à travers laquelle transite un fluide), est un système ouvert (figure f.1).

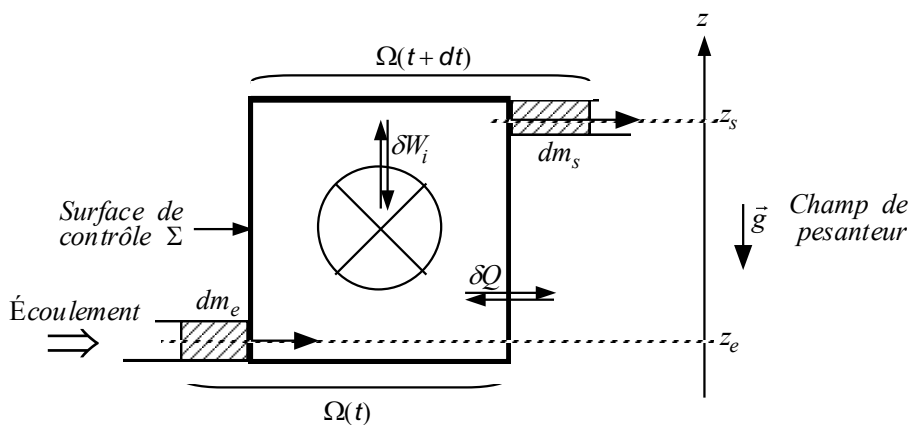


Figure f.1

1. Soit le système fermé $\Omega(t)$ qui, à l'instant t , est constitué du fluide contenu dans Σ et de l'élément de fluide dm_e qui va rentrer dans Σ pendant la durée dt . Ce même système fermé $\Omega(t+dt)$, à l'instant $t+dt$, est constitué du fluide contenu dans Σ et de l'élément de fluide dm_s , qui est sorti de Σ pendant la même durée dt .

En appliquant le premier principe généralisé au système Ω , redémontrer le premier principe, dit industriel, qui relie les grandeurs massiques enthalpie h , énergie cinétique e_c , énergie potentielle e_p , travail indiqué w_i et transfert thermique q , d'un fluide en régime permanent (ou stationnaire) d'écoulement.

☞ **IMPORTANT** : dans toute la suite du problème et à chaque application du premier principe des systèmes ouverts en régime permanent, toute simplification de la formule devra être dûment justifiée.

2. La première application du premier principe des systèmes ouverts en régime permanent concerne le fonctionnement de la tuyère, conduite calorifugée de section variable, qui ne contient pas de paroi mobile (figure f.2).

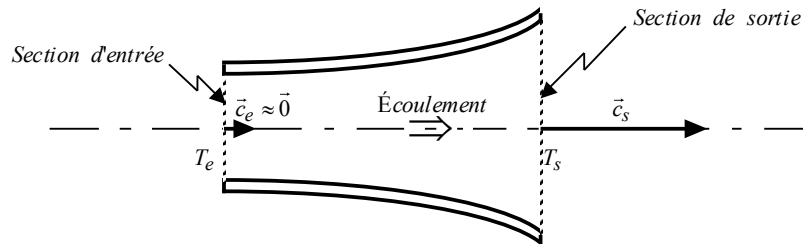


Figure f.2

Les températures, au niveau des sections d'entrée et de sortie, sont respectivement T_e et T_s . Établir l'expression de la vitesse c_s de l'écoulement à la sortie de la tuyère (la vitesse d'entrée est négligée : $c_e \approx 0 \text{ m s}^{-1}$).

II. TURBORÉACTEUR D'AVION DE CHASSE

A. Turboréacteur sans post-combustion

(40 % du barème)

Il s'agit d'étudier le modèle d'un premier réacteur, noté (A) (figure f.3), qui équipe les avions de chasse. Les caractéristiques de l'écoulement sont précisées ci-dessous.

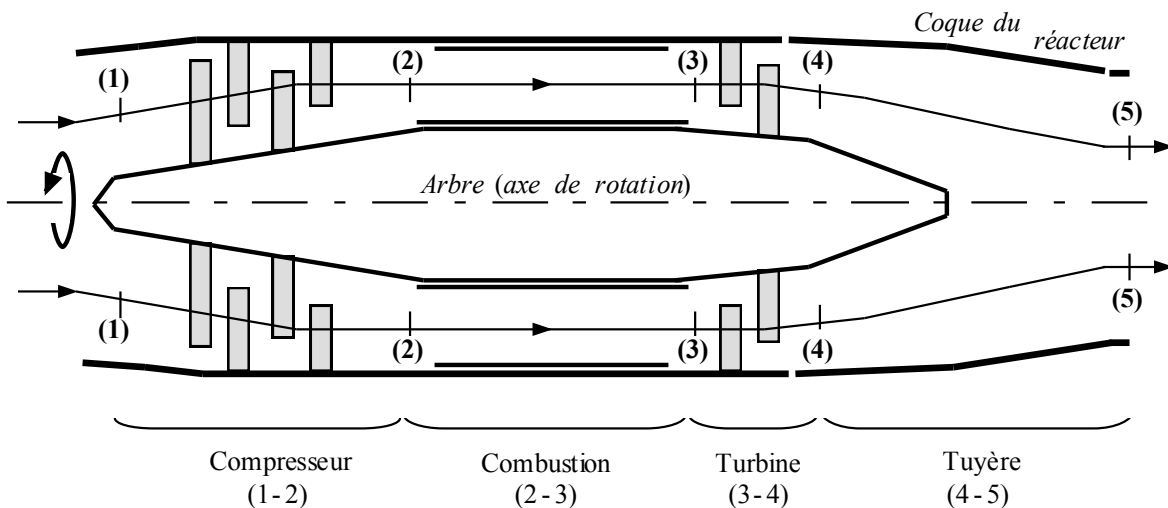


Figure f.3

Étape (1) → (2) : l'air ambiant ($T_1 = 300 \text{ K}$, $P_1 = 1,00 \text{ bar}$) est aspiré et comprimé par le compresseur, de taux de compression $\tau_{1-2} = P_2/P_1 = 10,0$; puis cet air pénètre à la température T_2 et sous la pression P_2 , dans la chambre de combustion où le carburant est injecté.

Étape (2) → (3) : grâce à la combustion du kérosène, l'air subit un réchauffement isobare ($P_3 = P_2$) jusqu'à la température $T_3 = 1200$ K.

Étape (3) → (4) : le mélange gazeux se détend partiellement dans la turbine.

Étape (4) → (5) : les gaz sont admis dans la tuyère, conduite de section variable, où leur détente se poursuit jusqu'à la pression ambiante $P_5 = P_1 = 1,00$ bar.

Le débit massique de l'air aspiré (et aussi de l'air refoulé) par le turboréacteur vaut $D_m = 50,0$ kg s⁻¹.

3. Établir les expressions littérales :
 - 3.1. de la température T_2 à la sortie du compresseur (donc à l'entrée de la chambre de combustion) ;
 - 3.2. du travail indiqué massique $w_{i,1-2}$ mis en jeu dans le compresseur (1-2).
4. Le travail indiqué massique, au niveau du compresseur, vaut $w_{i,1-2} = 279$ kJ kg⁻¹. En exploitant cette dernière donnée :
 - 4.1. déterminer la valeur numérique de la température T_2 ;
 - 4.2. même question pour la température T_4 , à la sortie de la turbine (3-4).
5. Les paramètres de température et de pression sont étudiés au niveau de la tuyère (4-5). Établir les expressions littérales :
 - 5.1. de la pression P_4 à la sortie de la turbine qui entraîne le compresseur (la valeur numérique de cette pression est $P_4 = 3,96$ bar) ;
 - 5.2. de la température T_5 à la sortie de la tuyère.
6. Les puissances cinétiques et thermiques du turboréacteur (A) sont évaluées.
 - 6.1. Rappeler la relation simple qui existe entre la puissance cinétique P_{cin} (W) de l'air en écoulement, son débit massique D_m (kg s⁻¹) et son énergie cinétique massique e_c (J kg⁻¹).
 - 6.2. La température en (5) vaut $T_5 = 621$ K. Déterminer littéralement, puis numériquement :
 - 6.2.1. la puissance cinétique $P_{cin,A}$ de l'écoulement à la sortie de la tuyère ;
 - 6.2.2. la puissance thermique $P_{th,A}$ reçue par l'air dans la chambre de combustion (2-3) ;
 - 6.2.3. le débit massique $D_{k,A}$ de kérosène consommé dans le turboréacteur (A) en fonctionnement.
7. Il s'agit maintenant d'établir la principale caractéristique du fonctionnement du turboréacteur (A). Calculer la valeur numérique du rendement thermique $\eta_{th,A}$, défini par le rapport $\eta_{th,A} = P_{cin,A}/P_{th,A}$.
8. L'évolution théorique d'une masse d'air unité (1 kg), entre l'entrée (1) et la sortie (5) du turboréacteur, peut se représenter dans le diagramme de Clapeyron $P(v)$ et dans le diagramme entropique $T(s)$ (v et s étant respectivement les volume et entropie massiques). Compléter les deux diagrammes (figures f.9 et f.10) de la feuille annexe (☞ à rendre avec la copie), en dessinant l'allure du chemin suivi réversiblement par l'unité massique de fluide [y ajouter les points représentatifs des états (1), (2), (3), (4) et (5)].
9. Une évolution irréversible (hypothèse réaliste, exceptionnellement valable pour cette question § 9), dans le compresseur (1-2) et la turbine (3-4), modifie les paramètres de température, sans modifier, en première approximation, les paramètres de pression. La transformation est supposée réversible dans les autres éléments du turboréacteur.
 - 9.1. Montrer, par un raisonnement graphique dans le diagramme $T(s)$, que pour la compression (1-2), la température $T_2^{irrév}$ atteinte avec irréversibilité est différente de la température $T_2^{rév}$ calculée plus haut (§ 3 & 4). La température $T_2^{irrév}$ est-elle inférieure ou supérieure à $T_2^{rév}$?
 - 9.2. Compléter le troisième diagramme (figure f.11) de la feuille annexe (☞ à rendre avec la copie) en dessinant cette fois l'allure (traits pointillés en cas d'irréversibilité et traits pleins en cas de réversibilité) du chemin suivi, de (1) à (5), par l'unité de masse du fluide.

B. Activation de la post-combustion

(20 % du barème)

La disposition du second turboréacteur, noté **(B)** (figure f.4), est identique à celle du moteur **(A)** étudié précédemment (§ II.A).

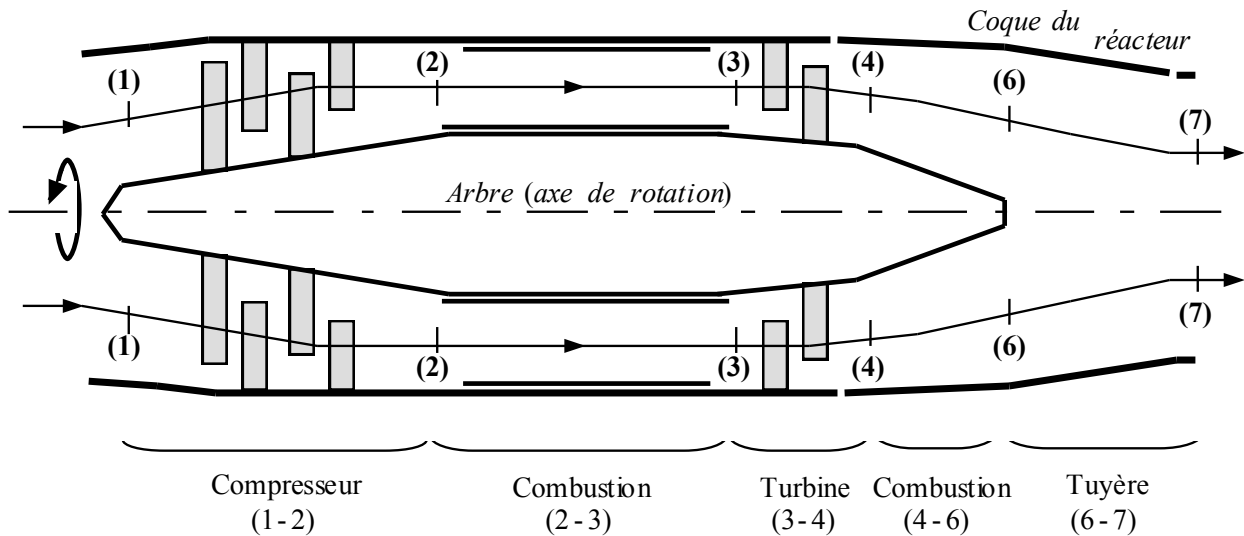


Figure f.4

Les températures T_1 , T_2 , T_3 et T_4 , ainsi que les pressions P_1 , P_2 , P_3 et P_4 sont identiques pour les deux turboréacteurs **(A)** et **(B)**. Mais, dans le réacteur **(B)**, une seconde combustion (post-combustion 4-6) est instaurée entre turbine et tuyère.

Étape (4) → (6) : avant d'entrer dans la tuyère, l'air est maintenant chauffé de manière isobare ($P_6 = P_4$), grâce à la post-combustion, de la température T_4 précédente (question § 4.2) à la température $T_6 = 2000$ K.

Étape (6) → (7) : dans la tuyère, l'air subit une détente jusqu'à la température T_7 et la pression ambiante $P_7 = P_1 = 1,00$ bar.

Le débit massique de l'air en écoulement vaut toujours $D_m = 50,0$ kg s⁻¹.

10. Établir l'expression littérale de la température T_7 à la sortie de la tuyère (sa valeur numérique est $T_7 = 1350$ K).
11. Les puissances cinétique et thermique du turboréacteur **(B)** sont évaluées à leur tour. Déterminer littéralement, puis numériquement :
 - 11.1. le transfert thermique massique q_{4-6} reçu par l'air lors de la post-combustion (4-6) ;
 - 11.2. la puissance cinétique $P_{cin,B}$ (définie à la question § 6.1) des gaz à la sortie de la tuyère ;
 - 11.3. la puissance thermique $P_{th,B}$ totale reçue par l'air au cours de la traversée du turboréacteur **(B)** ;
 - 11.4. le débit massique total $D_{k,B}$ de kérosène consommé dans l'ensemble des chambres de combustion de **(B)**.
12. Il s'agit maintenant d'étudier le paramètre caractéristique du fonctionnement du turboréacteur à post-combustion.
 - 12.1. Quelle est la valeur numérique du rendement thermique $\eta_{th,B}$ du réacteur, toujours défini comme le rapport $\eta_{th,B} = P_{cin,B}/P_{th,B}$.
 - 12.2. Comparer les valeurs numériques $\eta_{th,A}$ (question § 7) et $\eta_{th,B}$. Conclure.
 - 12.3. Dans quelles situations ou circonstances (décollage, vol de croisière à vitesse constante, combat aérien, etc.), le pilote d'avion de chasse « active-t-il » la post-combustion ?
 - 12.4. En général, la post-combustion ne doit pas être maintenue plus d'une dizaine de minutes. Quelles sont les deux principales raisons ?

III. TURBORÉACTEUR D'AVION DE TRANSPORT

(25 % du barème)

Le troisième turboréacteur, noté **(C)**, est constitué, cette fois, de deux conduites coaxiales **(I)** et **(II)**. L'air ambiant ($T_1 = 300 \text{ K}$, $P_1 = 1,00 \text{ bar}$) aspiré est comprimé par un compresseur **(1-2)** basse pression (soufflante), de taux de compression $\tau_{1-2} = P_2/P_1 = 2,00$. Puis l'écoulement se scinde en deux parties **(I)** et **(II)** (figure f.5 et figures en fin d'énoncé f.6, f.7 & f.8).

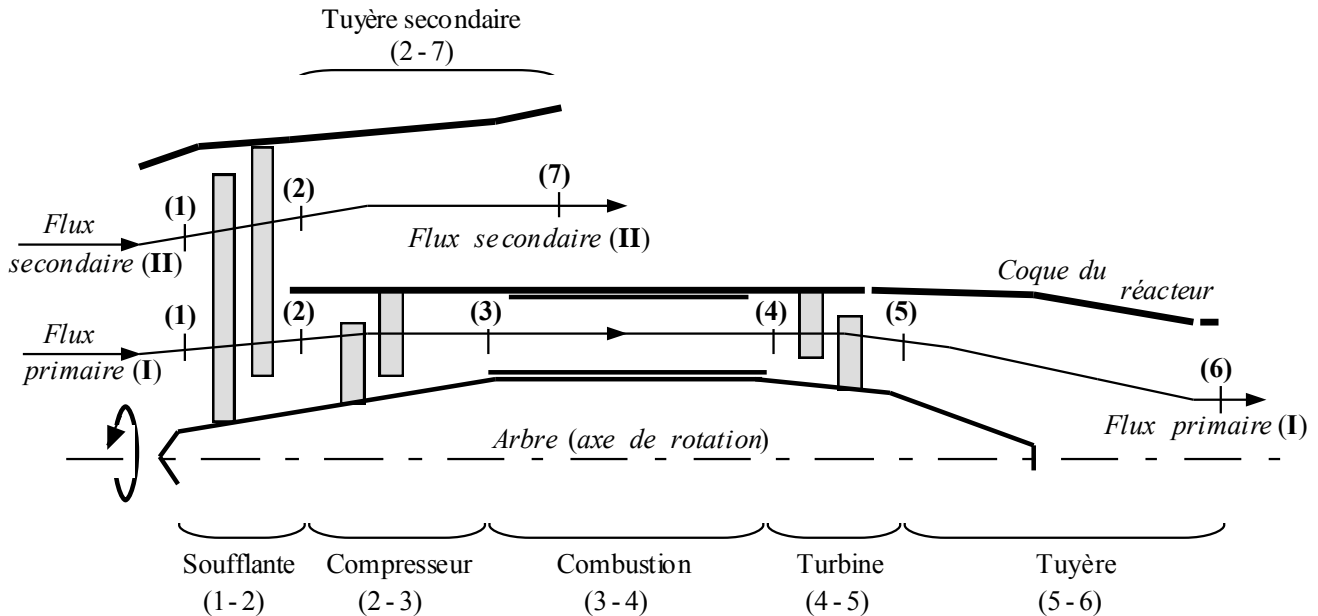


Figure f.5

L'écoulement primaire **(I)**, de débit massique d'air $D_{m,I} = 50,0 \text{ kg s}^{-1}$, subit l'action du compresseur **(2-3)** haute pression avec un taux de compression $\tau_{2-3} = P_3/P_2 = 10,0$. L'écoulement se poursuit dans la chambre de combustion **(3-4)** isobare ($P_4 = P_3$) où le fluide s'échauffe jusqu'à la température $T_4 = 1325 \text{ K}$, avant d'échanger de l'énergie mécanique avec la turbine **(4-5)** et de terminer sa détente dans la tuyère **(5-6)**, jusqu'à la pression ambiante $P_6 = P_1 = 1,00 \text{ bar}$.

L'écoulement secondaire (ou périphérique) **(II)**, de débit massique d'air $D_{m,II} = 4 D_{m,I}$ (le coefficient 4 est appelé taux de dilution) subit une détente dans la tuyère secondaire **(2-7)** jusqu'à la pression $P_7 = P_1 = 1,00 \text{ bar}$.

La turbine fournit intégralement la puissance mécanique que lui procure l'écoulement à l'ensemble {soufflante + compresseur}.

13. Les températures à la sortie de la soufflante **(1-2)** et à la sortie du compresseur **(2-3)** valent respectivement $T_2 = 366 \text{ K}$ et $T_3 = 706 \text{ K}$. Déterminer littéralement, puis numériquement :

13.1. le travail indiqué massique $w_{i,1-2}$ mis en jeu dans la soufflante **(1-2)**, ainsi que le travail indiqué massique $w_{i,2-3}$ mis en jeu dans le compresseur **(2-3)** ;

13.2. la température T_5 à la sortie de la turbine (qui entraîne le compresseur et la soufflante).

14. Les températures à la sortie de tuyère primaire et à la sortie de la tuyère secondaire valent respectivement $T_6 = 563 \text{ K}$ et $T_7 = 300 \text{ K}$. Déterminer littéralement, puis numériquement :

14.1. la puissance cinétique $P_{cin,I}$ de l'écoulement d'air à la sortie de la tuyère primaire **(I)** ;

14.2. même question pour la puissance cinétique $P_{cin,II}$ à la sortie de la tuyère secondaire **(II)**.

15. Afin d'établir la principale caractéristique du fonctionnement de ce troisième turboréacteur **(C)**, calculer la valeur numérique du rendement thermique $\eta_{th,C}$ (défini à la question § 7, ainsi qu'à la question § 12.1) du réacteur **(C)**.

IV. COMPARAISON DES CARACTÉRISTIQUES DES MOTEURS DE TYPES (A) ET (C)

(5 % du barème)

16. Les caractéristiques (débits massiques de kérosène D_k , puissances cinétiques P_{cin} et rendements thermiques η) de deux turboréacteurs, respectivement de types (A) (§ II.A.) et (C) (§ III), sont rassemblées dans le tableau ci-dessous.

Turboréacteur	Type (A) (avion de chasse)	Type (C) (avion de transport)
D_k (kg s ⁻¹)	0,62	0,62
P_{cin} (W)	15×10^6	18×10^6
η_{th}	0,48	0,58

Commenter ce tableau de valeurs.

17. La vitesse du son c_{son} , qui dépend notamment de la température, peut être évaluée (calcul non demandé) en sortie de chacune des tuyères, dans le mélange gazeux éjecté à la vitesse c (vitesses envisagées au tout début du décollage, instant où l'avion possède encore une faible vitesse : $c_{avion} \approx 0$ m s⁻¹). Pour les réacteurs de types (A) et (B) (avion de chasse), le rapport est élevé ($c/c_{son} > 1,50$). Pour les réacteurs de type (C) (avion de transport), le rapport est plus faible ($c/c_{son} < 1,00$). Pour quelle raison supplémentaire préfère-t-on équiper les avions de transport avec un turboréacteur de type (C) ?

18. Pourquoi les réacteurs de type (C) n'équipent-ils pas les avions de chasse ?



Figure f.6 : vue « avant » du turboréacteur (C)

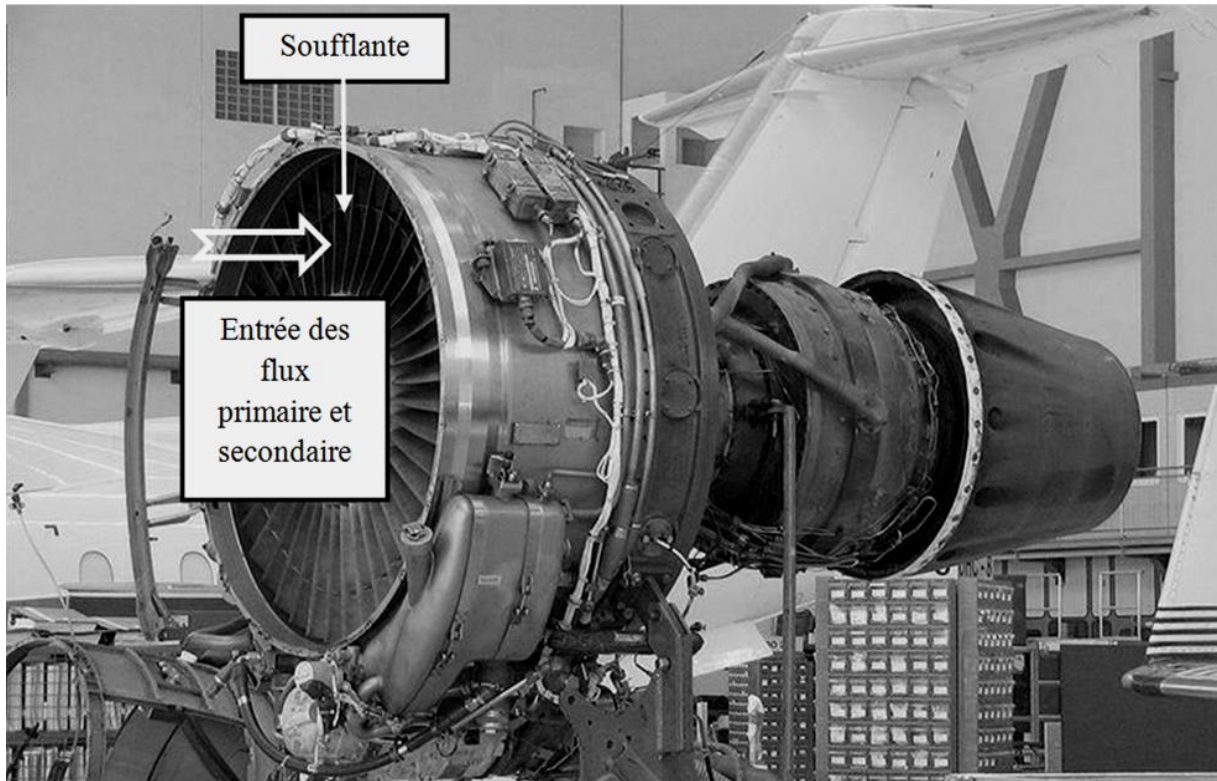


Figure f.7 : entrée d'air dans le turboréacteur (C)

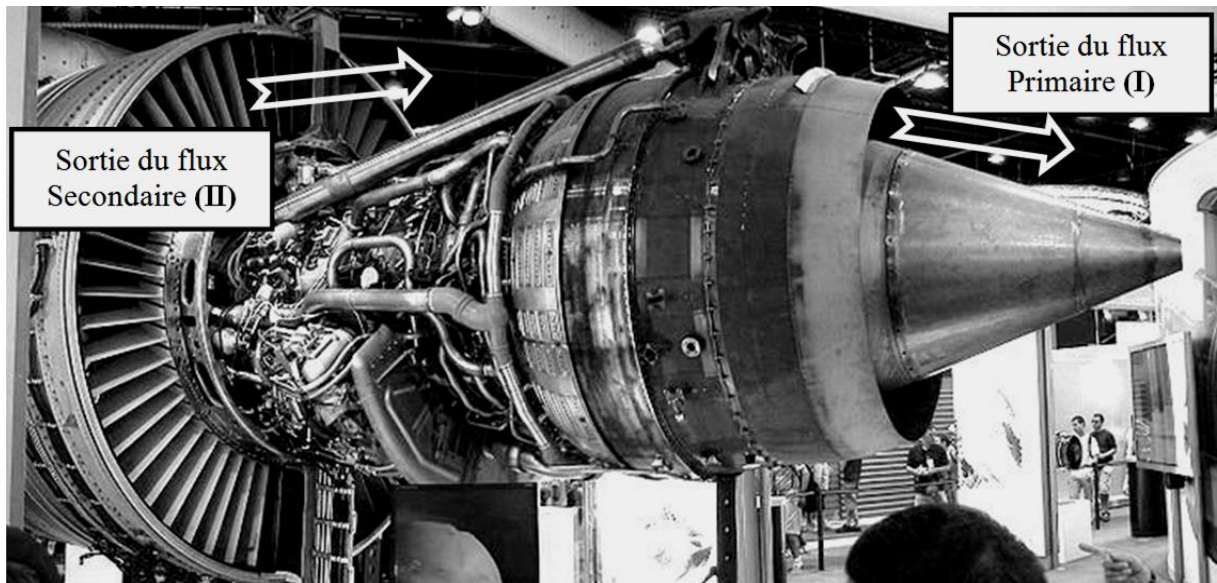


Figure f.8 : « tuyères » du turboréacteur (C)

Fin de l'énoncé

FEUILLE ANNEXE (à rendre avec la copie)
(remplace celle du sujet d'origine)

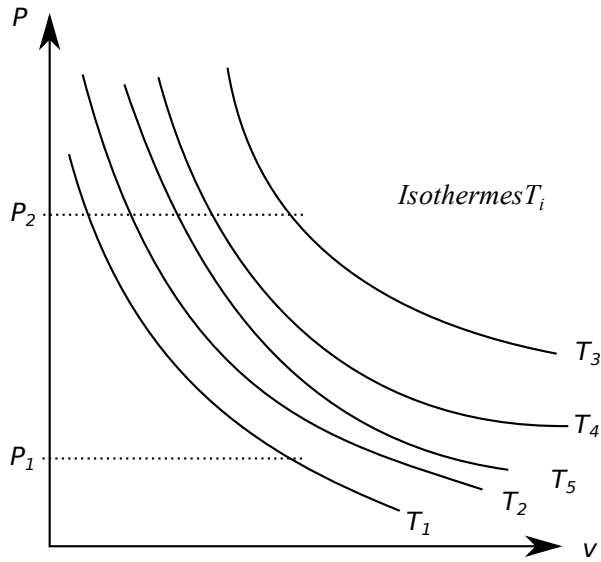


figure f.9

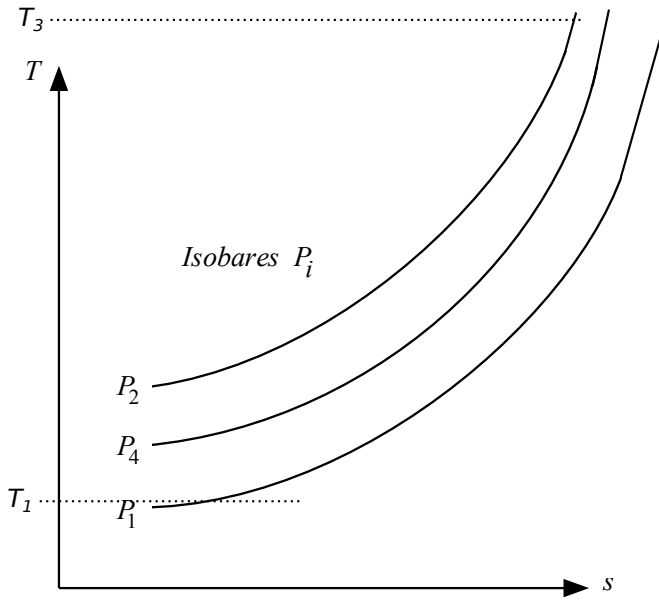


figure f.10

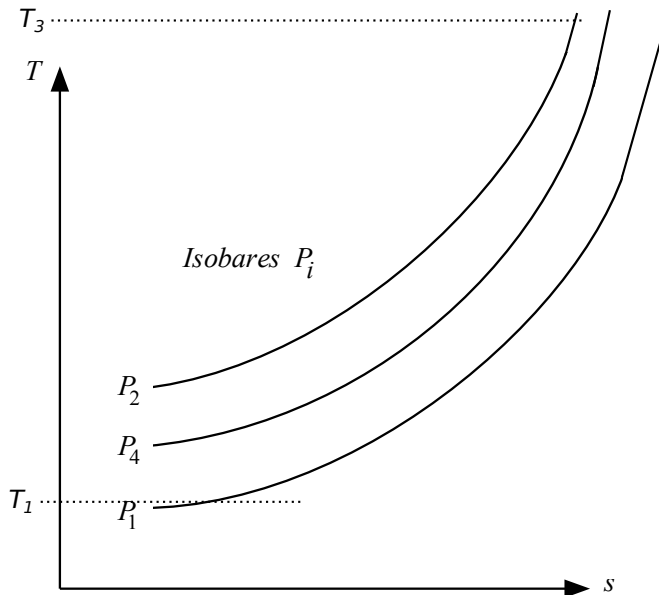


figure f.11