

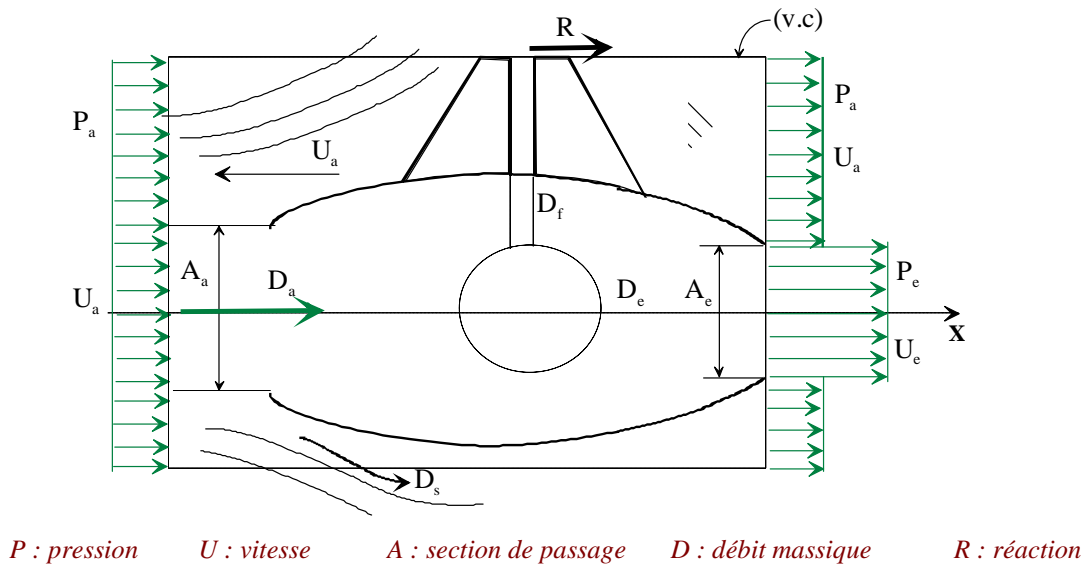
*CHAPITRE II*

*ETUDE THERMODYNAMIQUE GLOBALE  
D'UN TURBORÉACTEUR*

Un turboréacteur est caractérisé principalement par sa poussée et son rendement:

### II.1- POUSSÉE D'UN TURBORÉACTEUR

L'éjection vers l'arrière des gaz accélérés à travers la tuyère produit une force (poussée) qui propulse le système en amont. L'équation de cette poussée peut être obtenue par application du théorème de quantité de mouvement à un volume de contrôle (v.c), de section A, choisis convenablement autour du système propulsif (fig.II.1).



**Figure II.1- Schéma d'un turboréacteur en vol.**

Appliquons les équations de continuité et de quantité de mouvement au système en considérant l'écoulement stationnaire.

\* Equation de continuité:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho(\vec{q} \cdot \vec{n}) dS = 0$$

où:

*S* : surface de contrôle  
*ρ* : masse volumique

*V* : volume de contrôle  
*q* : vitesse.

En projetant cette équation suivant l'axe X nous aurons:

$$-\rho_a U_a A + \rho_e U_e A_e + \rho_a (A - A_e) U_a + D_s - D_f = 0$$

$$\Rightarrow D_e + D_s - D_f - \rho_a U_a A_e = 0 \quad (*)$$

d'autre part nous avons, toujours d'après l'équation de continuité:

$$D_e = D_a + D_f \quad (2.1)$$

\* Equation de quantité de mouvement:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \vec{q} dV + \int_S \rho \vec{q} (\vec{q} \cdot \vec{n}) dS = \sum \vec{F}_{ext} = \int_V \rho \vec{f}_v dV + \int_S \vec{P} dS + \vec{R}$$

où:

$F_{ext}$  : forces extérieures  
 $P$  : forces de pression.

$f_v$  : forces volumiques ou de gravité  
 $R$  : force de réaction.

En la projetant suivant l'axe X nous aurons:

$$\sum F_{ext} = P_a A - P_e A_e - P_a (A - A_e) + R = R + A_e (P_a - P_e) \quad (**)$$

et

$$\sum F_{ext} = -\rho_a U_a^2 A + \rho_e U_e^2 A_e + \rho_a U_a^2 (A - A_e) + U_a D_s$$

En combinant (\*), (\*\*) et (2.1) nous aurons:

$$R = A_e (P_e - P_a) + U_e D_e - U_a D_a \quad (2.2)$$

d'où la poussée du turboréacteur :

$$|F| = A_e (P_e - P_a) + D_a [(1 + f) U_e - U_a] \quad (2.3)$$

avec

$$f = \frac{D_f}{D_a} \quad (2.4)$$

$f$  étant le rapport de mélange ou richesse (débit de fuel / débit d'air aspiré).

### Remarques:

**1-** L'équation (2.3) est établie en fonction du schéma du turboréacteur (fig.II.1) et dépend du volume de contrôle (v.c) choisi.

En effet, si on choisit un (v.c) confondu avec la surface intérieure du turboréacteur c'est à dire qui ne tient pas compte du débit sortant  $D_s$  alors l'équation de la poussée sera:

$$|F| = P_e A_e - P_a A_a + D_a [(1 + f) U_e - U_a] \quad (2.3b)$$

La poussée due à la différence de pression est généralement négligeable devant celle due à la différence des vitesses.

**2-** L'équation (2.3) donne l'expression de la poussée d'un turboréacteur en vol avec une vitesse uniforme  $U_a$ . Au point fixe ou au décollage  $U_a$  est presque nulle, dans ce cas la poussée est dite *poussée brute*, elle est donnée par:

$$|F| = A_e (P_e - P_a) + D_a (1 + f) U_e \quad (2.5)$$

La poussée brute est donc supérieure à la poussée du turboréacteur en vol. Ceci est dû à la variation de l'efficacité entre le pavillon du banc et la manche au point fixe et le fait que  $M_a=0$  rend la poussée dépendante uniquement de la vitesse d'éjection. D'autre part, l'altitude influe négativement sur la poussée du fait que le turboréacteur en vol brasse une quantité d'air moins importante.

**3-** Lorsque  $P_e = P_a$ , on dit que la tuyère d'éjection est "adaptée". Dans ce cas le turboréacteur ne bénéficie plus de la poussée de pression, mais la détente étant presque isentropique, son taux utilisable est maximal.

**4-** L'équation (2.3) nous indique que la poussée augmente autant que  $P_e$  croît et  $U_a$  décroît. Mais l'augmentation de  $P_e$  signifie que la détente n'est pas maximale car la croissance de  $P_e$  entraîne la diminution de  $U_e$ . Donc l'augmentation de  $P_e$  en dépens de  $U_e$ . Aussi la diminution de  $U_a$  implique l'augmentation de la section d'entrée afin d'aspirer la quantité d'air nécessaire à la combustion.

**5-** Dans l'établissement de l'équation de la poussée on n'a pas tenu compte de la résistance aérodynamique (traînée). La théorie de quantité de mouvement n'est pas capable d'être utilisée pour étudier approfondément les facteurs qui affectent la poussée.

## **II.2- RENDEMENTS D'UN TURBORÉACTEUR**

On peut généralement définir le rendement d'un dispositif propulsif comme le rapport entre ce qu'on gagne et ce qu'on dépense. Dans la mécanique de propulsion on définit plusieurs types de rendements. Dans ce paragraphe on va présenter les expressions des rendements applicables au turboréacteur et au statoréacteur.

\* Dans les expressions des différents rendements nous négligeons le terme de poussée due à la différence de pression  $A_e (P_e - P_a)$  devant les autres termes dans l'équation (2.3). Autrement dit: la tuyère d'éjection est adaptée.

### II.2.1- RENDEMENT THERMIQUE

Il est défini comme le taux de l'énergie cinétique fournie au turboréacteur (puissance cinétique ou propulsive) rapporté au taux de l'énergie consommée par la combustion (puissance thermique dépensée).

$$\eta_{th} = \frac{D_a [(1 + f) U_e^2 - U_a^2]}{2 D_f Q_R} \quad (2.6)$$

$Q_R$  étant la chaleur de réaction ou pouvoir calorifique inférieur (**PCI**) du combustible (pour le Kérosène  $Q_R = 46.10^3$  KJ/Kg).

$$\eta_{th} = \frac{(1 + f) U_e^2 - U_a^2}{2 f Q_R} \quad (2.7)$$

\*  $\eta_{th}$  englobe lui même le gain en température des gaz ainsi que le rendement des composants (compresseurs, turbine,...). Il généralement compris entre 25% et 40%.

### II.2.2- RENDEMENT PROPULSIF

Il est défini comme le taux de l'énergie convertie en énergie propulsive (puissance utile) rapporté au taux de l'énergie cinétique fournie au turboréacteur (puissance propulsive).

$$\eta_p = \frac{2 F \cdot U_a}{D_a [(1 + f) U_e^2 - U_a^2]} \quad (2.8)$$

### II.2.3- RENDEMENT THERMOPROPULSIF OU GLOBAL

Il est défini comme la puissance utile rapportée à la puissance thermique dépensée.

$$\eta_{thp} = \eta_g = \eta_{th} \cdot \eta_p = \frac{F \cdot U_a}{D_f Q_R} \quad (2.9)$$

Le rendement global est généralement compris entre 20% et 35%.

\* Dans le cas où  $f \ll 1$ , nous pouvons alors utiliser les formules approchées suivantes:

$$\eta_{th} \approx \frac{U_e^2 - U_a^2}{2 f Q_R} \quad (2.10)$$

$$\eta_p \approx \frac{2U_a (U_e - U_a)}{U_e^2 - U_a^2} = \frac{2}{1 + \frac{U_e}{U_a}} \quad (2.11)$$

$$\eta_g \approx \frac{U_a (U_e - U_a)}{f Q_R} \quad (2.12)$$

ou encore

$$\eta_g \approx 2 \eta_{th} \frac{\frac{U_a}{U_e}}{1 + \frac{U_a}{U_e}} \quad (2.13)$$

**Remarques:**

**1-** La relation (2.13) nous indique que  $\eta_g$  dépend fortement du rapport des vitesses  $U_a/U_e$ .

**2-** Si  $U_a = U_e$  alors  $\eta_{th} = 0$  et  $\eta_p = 1$ . Or  $F = 0$  donc il n'y a pas de poussée sur ce véhicule qui est en mouvement avec la vitesse  $U_a$ , et de ce fait aucune résistance de l'air ce qui implique que le milieu est vide. Nous concluons donc qu'il est impossible d'avoir  $\eta_p = 1$  dans l'atmosphère.

En combinant les équations ci-dessus nous obtenons la relation suivante:

$$\eta_p \approx \frac{2}{2 + \frac{F}{D_a U_a}} \quad (2.14)$$

Si  $F$  est imposée alors nous avons intérêt, à augmenter le produit  $D_a U_a$  pour avoir un  $\eta_p$  élevé. D'où un grand débit d'air aspiré et par conséquent un plus grand diamètre de la soufflante. C'est-à-dire que le taux de dilution (rapport d'air froid / air chaud) augmente. Mais on ne peut pas augmenter indéfiniment le diamètre de la soufflante (encombrement, poids, oiseaux). Cependant on peut augmenter  $U_a$  (généralement  $U_a > 700$  Km/h).

### **II.3- CYCLE THERMODYNAMIQUE**

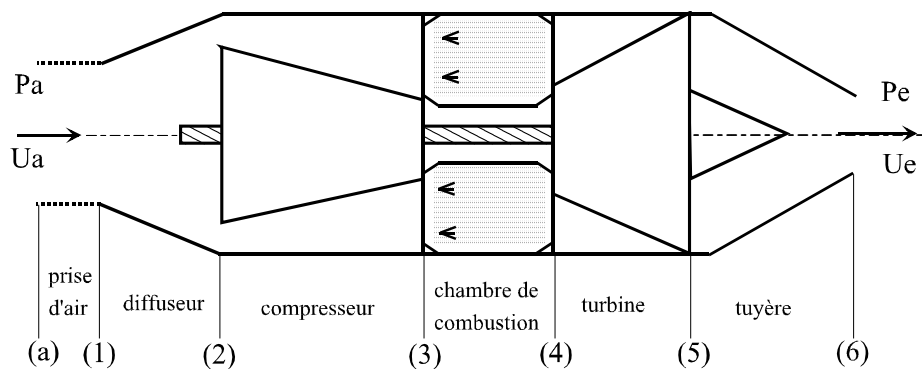
Dans ce paragraphe nous considérons le cycle thermodynamique d'un turboréacteur à simple flux afin de déterminer l'aspect thermodynamique de ce système propulsif.

#### **II.3.1- DÉFINITION D'UN CYCLE THERMODYNAMIQUE**

C'est tout processus énergétique qui met en oeuvre, à températures variées, plusieurs formes d'énergies (thermique, mécanique, ...) et les convertis les unes vers les autres tout en échangeant une partie avec l'environnement.

#### **II.3.2- ETUDE DU CYCLE THÉORIQUE D'UN TURBORÉACTEUR EN VOL**

Dans tous ce qui suit, nous utiliserons la numérotation indiquée sur la figure II.2 ci-dessous.



**Figure II.2- Représentation schématique des éléments d'un turboréacteur.**

Durant l'écoulement du fluide à travers le turboréacteur, l'air subit les processus suivants:

- de (a) à (1) : l'air qui a la vitesse de vol au point (a) atteint l'entrée du diffuseur après une certaine accélération ou décélération (Ch.III, §III.1.1);
- de (1) à (2) : la vitesse de l'air diminue dans le diffuseur et dans le système de canalisation jusqu'à l'entrée du compresseur;
- de (2) à (3) : l'air est comprimé dans le compresseur;
- de (3) à (4) : l'air est chauffé par la combustion du combustible ou fuel (généralement du kérosène) dans la chambre de combustion;
- de (4) à (5) : l'air est détendu dans la turbine pour produire la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur.
- de (5) à (6) : la vitesse de l'air augmente dans la tuyère (une autre détente) jusqu'à la section d'éjection.





Aussi, si la chaleur spécifique  $C_p$  est constante nous aurons l'égalité suivante:

$$T_3 - T_2 = T_4 - T_5.$$

Enfin, la diminution de l'enthalpie de (5) à (6) est proportionnelle au carré de la vitesse d'échappement:

$$\Delta h_{56} \sim q_e^2$$

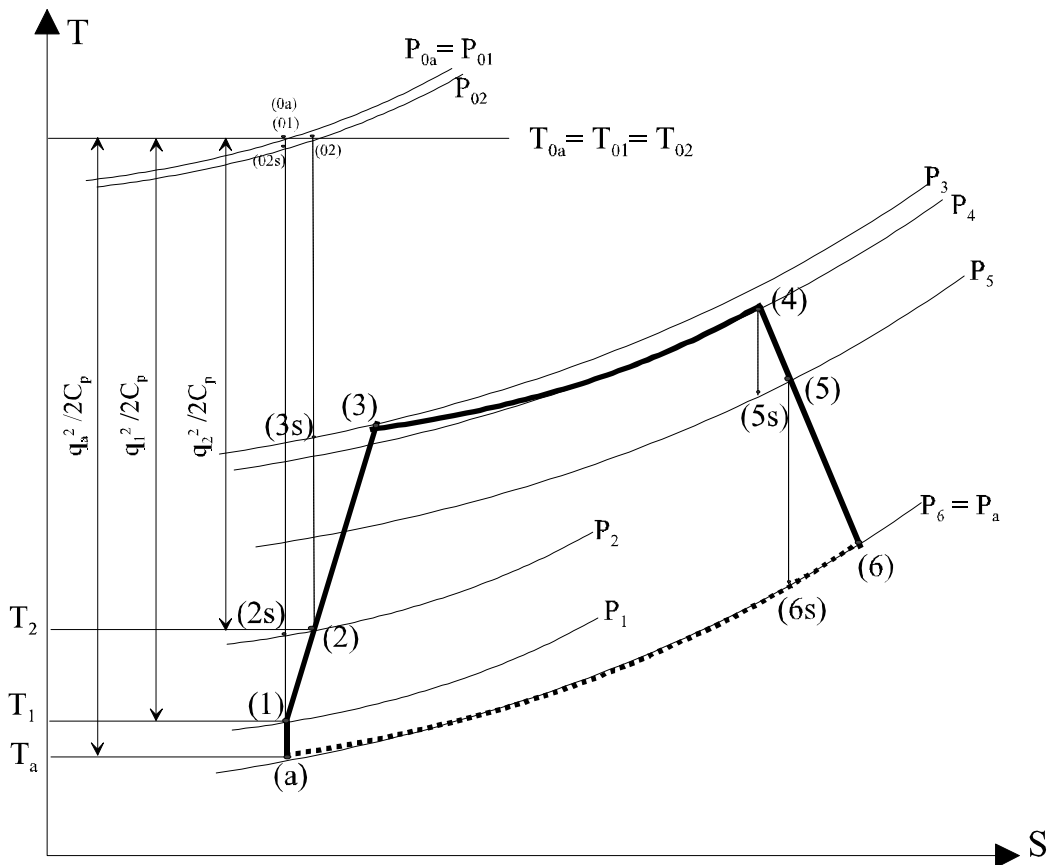
### II.3.3- ETUDE DU CYCLE RÉEL D'UN TURBORÉACTEUR EN VOL

Les différences entre le cycle réel et le cycle théorique sont:

- Aucun élément du turboréacteur n'est réellement réversible, mais il est raisonnable de les supposer adiabatiques.
- La chambre de combustion n'est pas un simple réchaud et la composition du fluide varie au cours de la combustion.
- Les vitesses du fluide ne sont pas négligeables dans les différentes parties du turboréacteur.
- Les débits du compresseur et de la turbine peuvent être différents car le combustible est ajouté d'une part, et l'air peut être aspiré d'autre part entre les deux éléments (par exemple pour refroidir la turbine).

Nous représentons ainsi (fig.II.4) le diagramme T-S du cycle réel du turboréacteur.

Le processus commence avec l'air atmosphérique à la pression  $P_a$  et avec une enthalpie  $h_a$ . Puisque l'air est en mouvement relatif par rapport à la machine (en vol), l'enthalpie d'arrêt pour l'air  $h_{0a}$  doit être supérieure à l'enthalpie statique  $h_a$ . En plus, puisqu'il n'y a pas d'échange de travail et de chaleur entre les états (a) et (2), l'enthalpie d'arrêt doit être la même pour les états (a), (1) et (2). Il est souvent acceptable de considérer que la décélération extérieure de l'air en amont du turboréacteur est isentropique (sauf si une onde de choc est formée quelques part dans le parcours précédent), d'où la représentation des états (a) et (1) sur la même isentrope d'où l'égalité de  $P_{0a}$  et  $P_{01}$ . Ensuite, l'air subit encore une autre décélération de (1) à (2) mais avec frottements. D'où l'augmentation de l'entropie et la diminution de la pression d'arrêt  $P_{02}$  par rapport à  $P_{01}$ .



**Figure II.4- Diagramme T-S du cycle réel d'un turboréacteur.**

De l'état (2) à (3), l'air est comprimé avec une augmentation d'entropie qui est due à l'irréversibilité du processus de compression.

L'état (3s) est défini comme un état qu'on obtient si l'air est comprimé isentropiquement jusqu'à la pression  $P_3$  qui existe à la sortie du compresseur. Le rotor de ce dernier fournit au fluide un travail  $W_{23}$  positif car  $h_{03} > h_{02}$ .

Entre les états (3) et (4), l'air se mélange avec le combustible et la combustion a lieu. Puisque l'apport du combustible injecté dans l'air ne change pas considérablement les caractéristiques essentielles du fluide, l'évolution thermodynamique du mélange précédent est représentée sur le même diagramme. La pression d'arrêt  $P_{04}$  doit être inférieure à  $P_{03}$  à cause de l'écoulement du fluide avec frottement et au dégagement de chaleur dans la chambre de combustion qui entraîne un accroissement d'entropie.

De l'état (4) à (5), le fluide se détend à travers la turbine. Le processus a lieu aussi avec un accroissement d'entropie qui est dû à l'irréversibilité de la détente. Le fluide cède du travail au rotor de la turbine et  $h_{05} < h_{04}$ , donc  $W_{45} < 0$ .

Enfin, le fluide se détend encore de l'état (5) jusqu'à la sortie du turboréacteur à l'état (6). Le processus a lieu aussi avec frottement.

Puisqu'il n'y a pas d'échange de travail ou de chaleur dans la tuyère d'éjection, l'enthalpie d'arrêt est la même pour les états (5) et (6). La pression de sortie  $P_6$  est généralement égale à la

pression atmosphérique  $P_a$ . Si l'écoulement des gaz dans la section d'éjection est supersonique, la pression  $P_6$  peut être différente de  $P_a$ .

En supposant que la compression et la détente sont des processus presque adiabatiques on peut estimer d'une façon raisonnable les performances du turboréacteur. Ainsi, il est utile de définir des rendements adiabatiques pour les éléments du turboréacteur comme suit:

$$\eta_d = \frac{h_{02s} - h_a}{h_{02} - h_a} \quad (2.15) \qquad \eta_c = \frac{h_{03s} - h_{02}}{h_{03} - h_{02}} \quad (2.16)$$

$$\eta_T = \frac{h_{04} - h_{05}}{h_{04} - h_{05s}} \quad (2.17) \qquad \eta_R = \frac{h_{05} - h_6}{h_{05} - h_{6s}} \quad (2.18)$$

En plus de ces 4 rendements adiabatiques, un 5<sup>ème</sup> rendement pour la chambre de combustion noté  $\eta_{Ch}$  est souvent utilisé.

En général, les rendements précédents sont compris dans les intervalles suivants:

0.70	< $\eta_d$	< 0.90	diffuseur d'entrée (dépend fortement de $Ma$ ),
0.85	< $\eta_c$	< 0.90	compresseur,
0.97	< $\eta_{Ch}$	< 0.99	chambre de combustion,
0.90	< $\eta_T$	< 0.95	turbine,
0.95	< $\eta_R$	< 0.98	tuyère.

Nous allons maintenant déterminer deux paramètres importants caractérisant un turboréacteur: la *poussée par unité de débit massique* de l'air traversant le turboréacteur ainsi que la *consommation spécifique* du combustible par unité de poussée.

\* Dans le cas où  $P_e = P_a$ , la poussée par unité de débit massique est donnée par:

$$\frac{F}{D_a} = (1 + f) q_e - q_a \quad (2.19)$$

Cette formule nous fournit une relation entre la poussée et le dimensionnement du turboréacteur.

\* La consommation spécifique du combustible par unité de poussée est donnée par:

$$C_s = \frac{D_f}{F} = \frac{f}{(1 + f) q_e - q_a} \quad (2.20)$$

Pour calculer ces deux paramètres importants il faut, en premier lieu, déterminer  $q_e$  et  $f$ .

En utilisant l'équation de Saint-Venant de la conservation d'énergie dans la tuyère d'éjection, la vitesse des gaz se calcul par:

$$(W + Q)_{56} = h_{06} - h_{05} = h_6 - h_5 + \frac{1}{2}(q_6^2 - q_5^2)$$

En combinant avec la relation (2.18) nous aurons

$$q_e^2 = 2 \eta_R (h_{05} - h_{6s})$$

et si les propriétés du fluide sont constantes, nous obtenons la relation suivante:

$$q_e = \sqrt{2c_p T_{05} \eta_R \left[ 1 - \left( \frac{P_6}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.21)$$

Pour relier le rapport des pressions précédent et la vitesse d'éjection à la vitesse de vol, les conditions d'ambiance  $P_a$  et  $T_a$ , les rendements des éléments du turboréacteur, la température maximale dans la machine  $T_{04}$  et le rapport des pressions pour le compresseur  $P_{03}/P_{02}$ , il est convenable d'utiliser l'identité suivante:

$$\frac{P_{05}}{P_6} = \frac{P_{05}}{P_{04}} \frac{P_{04}}{P_{03}} \frac{P_{03}}{P_{02}} \frac{P_{02}}{P_a} \frac{P_a}{P_6} \quad (2.22)$$

Comme le deuxième et le cinquième rapports sont voisin de l'unité (pertes de charges négligeables dans la chambre de combustion et la tuyère est adaptée), nous allons déterminer le premier et le quatrième rapport dans (2.22). Pour cela:

\* **Diffuseur:** L'équation d'énergie nous donne d'après le cycle de la figure (II.4):

$$(W + Q)_{a1} = h_{01} - h_{0a} \Rightarrow T_{01} = T_{0a}$$

$$(W + Q)_{12} = h_{02} - h_{01} \Rightarrow T_{02} = T_{01}$$

donc

$$T_a + \frac{q_a^2}{2c_p} = T_1 + \frac{q_1^2}{2c_p} = T_2 + \frac{q_2^2}{2c_p}$$

et par suite

$$\frac{T_{01}}{T_a} = \frac{T_{02}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \quad (2.23)$$

En combinant (2.15) et (2.23) nous aurons:

$$\frac{T_{02s}}{T_a} = 1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \quad (2.24)$$

et en utilisant la relation isentropique entre les états (a) et (02s) nous obtenons le rapport des pressions entre ces deux états:

$$\frac{P_{02}}{P_a} = \left[ 1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.25)$$

\* **Compresseur:** Entre l'entrée et la sortie du compresseur l'équation d'énergie donne:

$$W_c = h_{03} - h_{02} \quad (2.26a)$$

En combinant avec la relation (2.16) nous aurons:

$$W_c = \frac{c_p T_{02}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (2.26)$$

\* **Turbine:** De même pour la turbine on a:

$$W_T = h_{04} - h_{05} \quad (2.27a)$$

En combinant avec la relation (2.17) nous aurons:

$$W_T = c_p T_{04} \eta_T \left[ 1 - \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] \quad (2.27)$$

Si les débits massiques passant à travers le compresseur et la turbine sont égaux et si les pertes mécaniques entre ces derniers sont négligeables, nous aurons alors la relation suivante:

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left\{ 1 - \frac{T_a}{\eta_c \eta_T T_{04}} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right) \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.28)$$

Nous pouvons donc calculer, d'après les formules ci-dessus, le rapport  $P_{05}/P_6$ . Il reste alors à calculer  $T_{05}$  dans la relation (2.21) pour enfin déterminer  $q_e$ .

En combinant (2.27a) et (2.27) nous aurons:

$$T_{05} = T_{04} \left\{ 1 - \eta_T \left[ 1 - \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\} \quad (2.29)$$

### \* Chambre de combustion:

Le rapport de mélange  $f$  peut être exprimé en fonction des températures totales et de la chaleur de formation des gaz de la manière suivante: On considère une combustion idéale (adiabatique et à pression constante) avec  $\eta_{Ch} = 1$  et des vitesses d'écoulement négligeables. Si on considère un volume de contrôle confondu avec la chambre de combustion, l'application de la forme intégrale de l'équation d'énergie nous donne en négligeant l'enthalpie du fuel:

$$D_f Q_R = (D_a + D_f) h_{04} - D_a h_{03}$$

où  $h_{04}$  est l'enthalpie des gaz brûlés.

D'où

$$f = \frac{h_{04} - h_{03}}{Q_R - h_{04}} \quad (2.30)$$

Si  $C_p$  est constante alors l'équation (2.30) devient:

$$f = \frac{\frac{T_{04}}{T_{03}} - 1}{\frac{Q_R}{c_p T_{03}} - \frac{T_{04}}{T_{03}}} \quad (2.31)$$

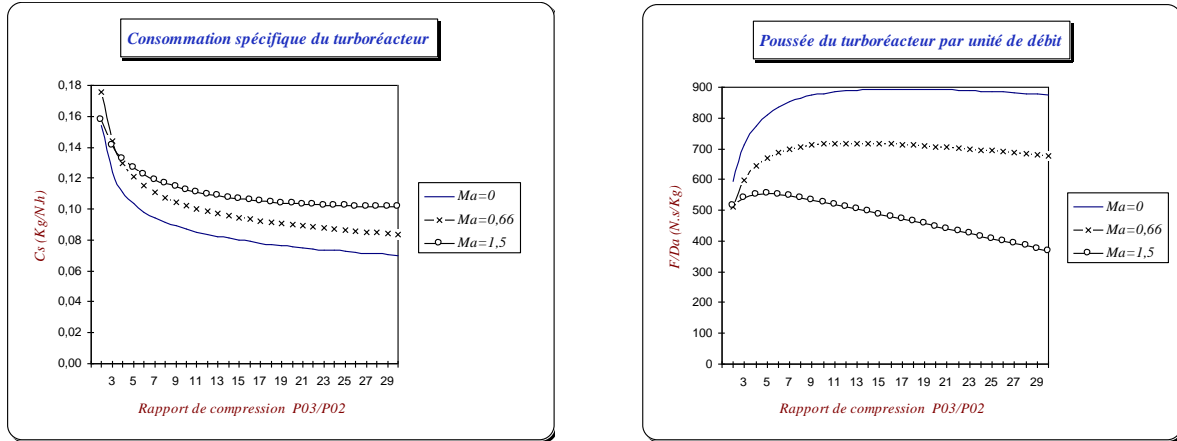
En utilisant les équations (2.26a) et (2.23) nous pouvons exprimer  $T_{03}$  en fonction de  $T_a$ .

Ainsi, les équations (2.21) .. (2.31) nous permettent de calculer la poussée par unité de débit  $F/D_a$  ainsi que la consommation spécifique  $C_s$  (l'air étant considéré comme un gaz parfait et  $C_p$  et  $\gamma$  sont constants à travers tout le turboréacteur).

Nous représentons ci-dessous les performances d'un turboréacteur avec les données suivantes:

$$T_{04} = 1300 \text{ °K} \quad T_a = 218.65 \text{ °K} \quad P_a = 4000 \text{ Pa} \quad \eta_d = 0.879 \quad \eta_c = 0.88$$

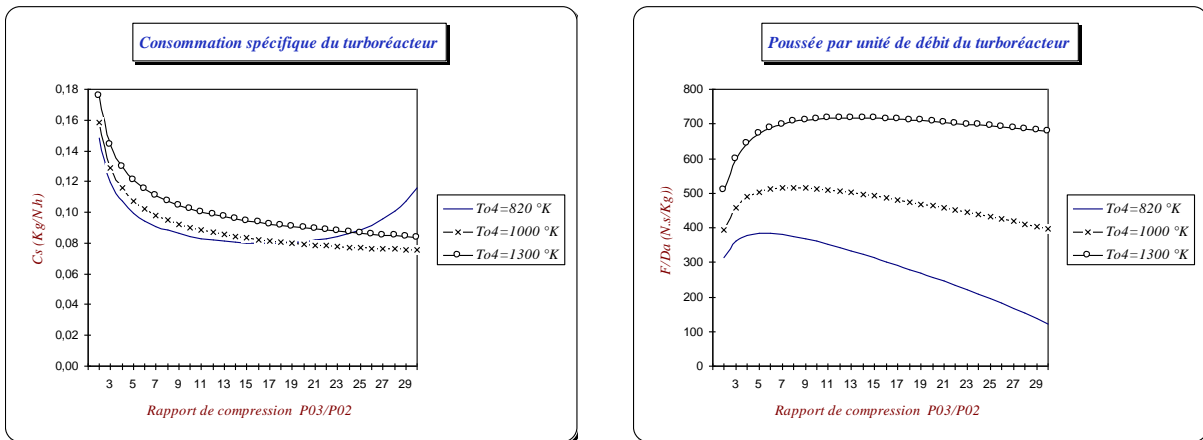
$$\eta_T = 0.90 \quad \eta_{ch} = 0.98 \quad \eta_R = 0.96 \quad Q_R = 443.105 \text{ J/Kg}$$



**Figure II.5- Variation de la consommation et de la poussée spécifiques en fonction du rapport de compression pour différents nombres de Mach [5].**

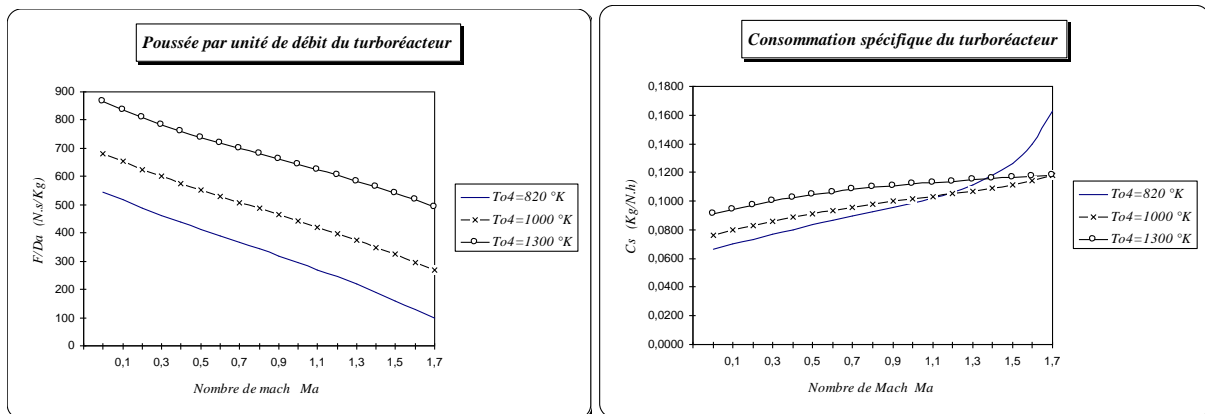
Nous remarquons en premier lieu que pour un nombre de Mach donné, il existe un rapport de compression qui nous donne une consommation spécifique minimale. Ceci dépend des rendements des différents composants du turboréacteur, de la température maximale  $T_{04}$  ainsi que de la vitesse de vol.

Plusieurs facteurs, autre que la consommation spécifique, doivent être considérés dans le choix du rapport de compression. Par exemple, un grand rapport de compression qui semble une bonne solution pour les faibles vitesses de vol nécessite une machine puissante pour produire la poussée correspondante, ainsi la poussée par unité de débit d'air est relativement faible.



**Figure II.6- Variation de la consommation et de la poussée spécifiques en fonction du rapport de compression pour différentes températures entrée turbine (pour  $M_a = 1.5$ ) [5].**

Ces figures montrent l'effet de l'augmentation de la température maximale du cycle  $T_{04}$  sur la consommation spécifique et la poussée spécifique. Pour une consommation minimale de combustible le rapport de compression diminue considérablement avec  $T_{04}$ , et de même pour la poussée spécifique. En plus, on peut remarquer que la réduction de la température à l'entrée de la turbine de 1300 °K à 1000 °K conduit à une faible réduction pour la consommation spécifique minimale. Aussi, la réduction de  $T_{04}$  conduit, cependant, à une augmentation de la consommation spécifique minimale pour des rapports de compression élevés. Il faut souligner que la variation des performances montrée sur les figures dépend considérablement des rendements des différents composants ainsi que du nombre de Mach de vol.



**Figure II.7- Variation de la consommation et de la poussée spécifiques en fonction du nombre de Mach pour différentes températures entrée turbine [5].**

Nous remarquons en premier lieu que pour chaque température  $T_{04}$  donnée, il existe un nombre de Mach maximal pour lequel il n'y aura pas de combustible qui brûle dans l'air. Inversement, les deux figures nous montrent que pour chaque nombre de Mach donné, le fonctionnement du turboréacteur est avantageux pour les faibles températures  $T_{04}$  puisque la consommation spécifique est faible. Cependant, cela entraîne une poussée spécifique relativement faible et par suite un encombrement élevé de la machine. mais plus le turboréacteur est grand, plus le débit et la traînée seront grands.

En conclusion, le fonctionnement d'un turboréacteur aux grandes vitesses est souvent basé sur la température maximale tolérable par les aubes de la turbine. Le fonctionnement en croisière doit donc utiliser une faible température qui entraîne, d'une part, une grande durée de vie de l'engin et, d'autre part, une faible consommation spécifique. Le choix de la meilleur taille de l'engin et de la température pour un fonctionnement économique en croisière demande une grande attention dans l'analyse de la traînée et la pénalisation de la taille des gros engins ainsi que leur faible consommation en fuel.

Aussi, nous remarquons que la poussée du turboréacteur par unité de débit décroît linéairement avec le nombre de Mach jusqu'au moment où sa vitesse atteindrait la même



valeur que celle des gaz éjectés. Ceci étant, bien sûr le cas théorique; mais réellement, il se produit une précompression dans la manche qui fait que la poussée au lieu de continuer à diminuer, augmente progressivement pour ne décroître qu'assez loin après la vitesse du son.

Nous voyons donc que les services que l'on attend d'un moteur sont très divers, pour ne pas dire opposés. Lors de la montée par exemple, ce qui prime c'est la poussée afin que l'appareil atteigne le plus rapidement possible l'altitude où son rendement aérodynamique est optimal. En vol subsonique (période d'attente, cas de déroutement), ce sont, au contraire, la poussée réduite et la consommation spécifique qui prévalent.

Nous remarquons alors que la motorisation d'un supersonique est une affaire fort complexe. Les différentes phases du vol requièrent des modes de propulsion si dissemblables qu'en réalité, ce n'est pas un, mais deux, voire même trois types de réacteurs qu'il faudrait: un simple flux pour la croisière, un double flux pour le décollage et un hybride des deux précédents lors de la montée et de la descente.

Face à ces exigences, les ingénieurs de la Société Nationale d'Etudes et de Construction de Moteur d'Avion (S.N.E.C.M.A) envisagèrent d'abord, d'équiper l'Avion de Transport Supersonique Futur (A.T.S.F) de réacteurs double flux. Celui-ci était relativement avantageux dans la mesure où le double flux offre des performances satisfaisantes au décollage et en montée. De plus, avec un tel moteur, le bruit au décollage devrait, en principe, être sensiblement moins élevé. Cependant, des études en soufflerie, menés en coopération avec l'aérospatial et l'Office National d'Etudes et de Recherches Aéronautique (O.N.E.R.A) montrèrent que la réalisation d'un tel réacteur, pourtant simple de conception, soulevait un insoluble problème en forme de dilemme. En effet, ou il était alors trop gros, ou bien il avait une taille raisonnable, mais il était alors trop bruyant.

Actuellement, des études sont menées qui visent un réacteur qui englobera le rôle d'un simple flux et double flux dans le volume d'un seul et même à remplacer les deux compresseurs (HP et BP) et les deux turbines (HP et BP) par un système compresseur-turbine unique.