

République algérienne démocratique populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université de blida Saad Dahleb
Institut d'aéronautique

061/09
E+7

MÉMOIRE DE FIN D'ÉTUDE

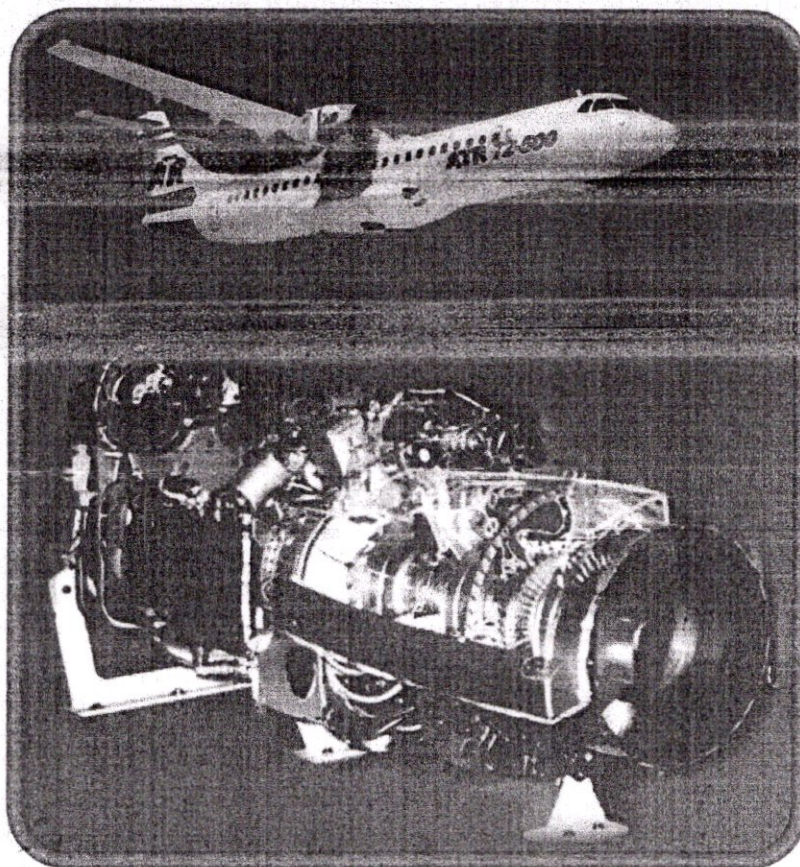
Dans le cadre de l'obtention du diplôme des études universitaires appliquées
Option PROPULSION



Thème :

FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION
DU TURBOPROPULSEUR PW127F
DE L'ATR 72-500

061/10
E+7



Présenté par :
Mr Boudar Mohamed

dirigé par :
Mr Aarbi Farid

2007-2008

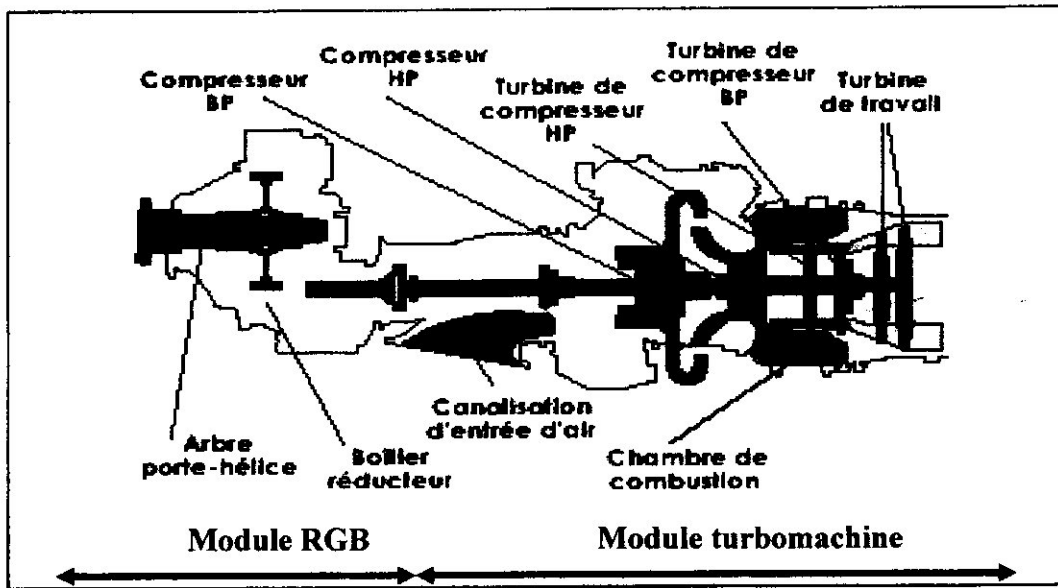


Figure (I, 2) : Différents modules du turbopropulseur PW127F.

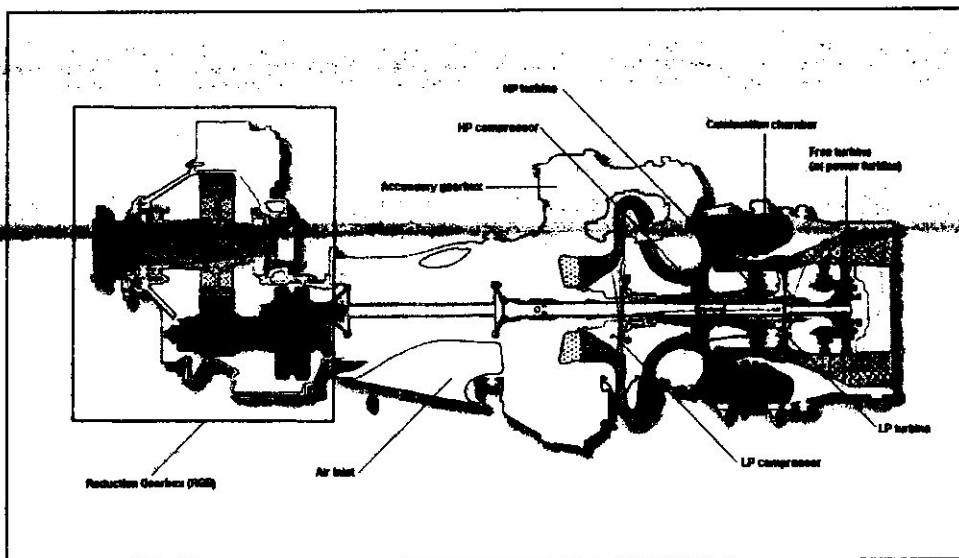


Figure (I, 3) : Description du turbopropulseur PW127F.

I.2.1 - La section entrée d'air :

La section entrée d'air est un conduit destiné à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Sa forme est étudiée de telle sorte que la résistance à l'avancement soit aussi faible que possible et que l'écoulement soit régulier dans tout le domaine de fonctionnement. .

Les caractéristiques de l'entrée d'air ont une influence considérable sur les performances globales du réacteur.

Un moteur ne peut fournir sa poussée maximale que si l'entrée d'air lui amène la quantité d'air requise à la pression maximale.

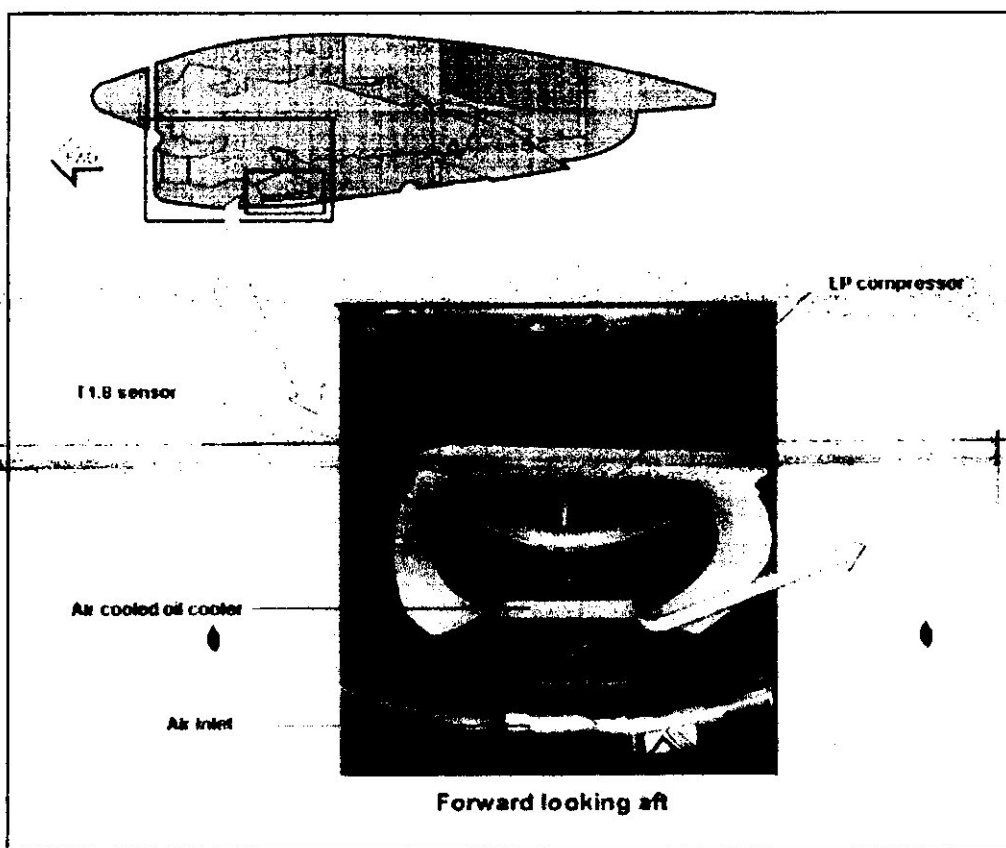


Figure (I, 4) : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F.

I.2.2 - La section compresseur :

La section compresseur se compose de : deux compresseurs centrifuges BP et HP ; un carter inter compresseurs ; une boîte d'accessoires (AGB). (Voir figures pages 9 et 10)

Un compresseur est toujours composé d'une partie fixe (le stator ou diffuseur à aubes fixes) à l'intérieure de laquelle tourne une partie mobile (le rotor ou rouet à aubes mobiles).

Le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur, puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement. Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression, avec une faible élévation de température. Connaissant ce rendement, le motoriste peut déterminer, d'une part, quelle est la puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pression désirée d'un débit d'air donné, et d'autre part, quelles sont les variations de température qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion.

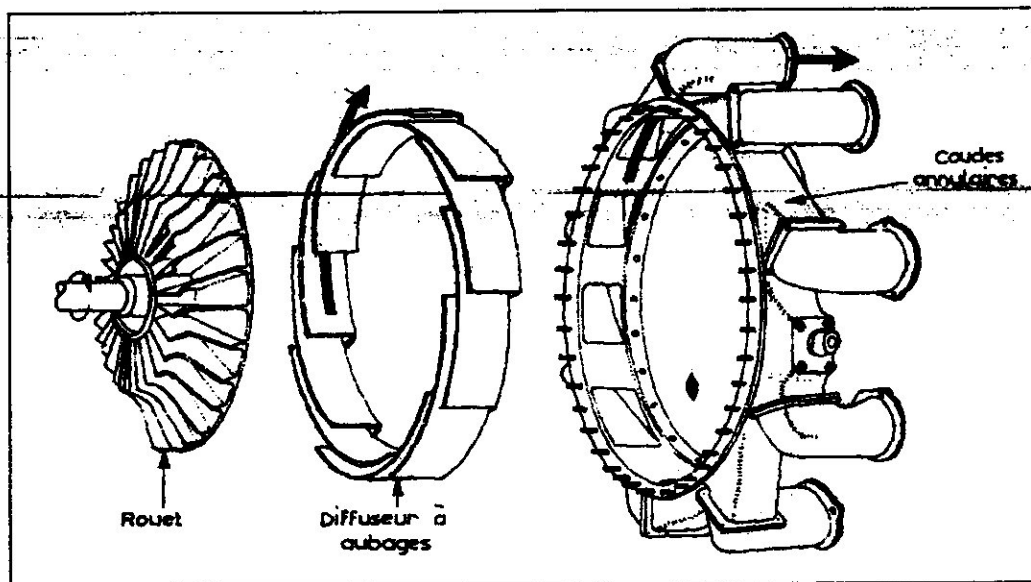


Figure (I, 5) : Description du compresseur centrifuge.

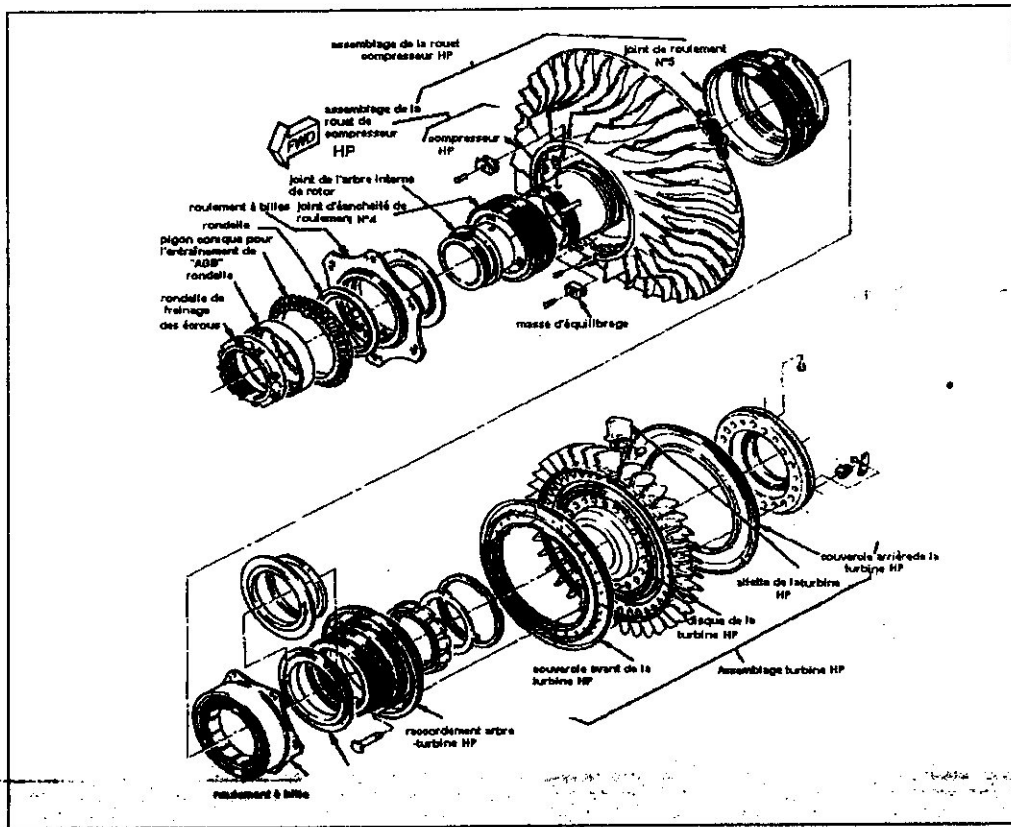


Figure (I, 6) : L'attelage compresseur et turbine haute pression du turbopropulseur PW127F.

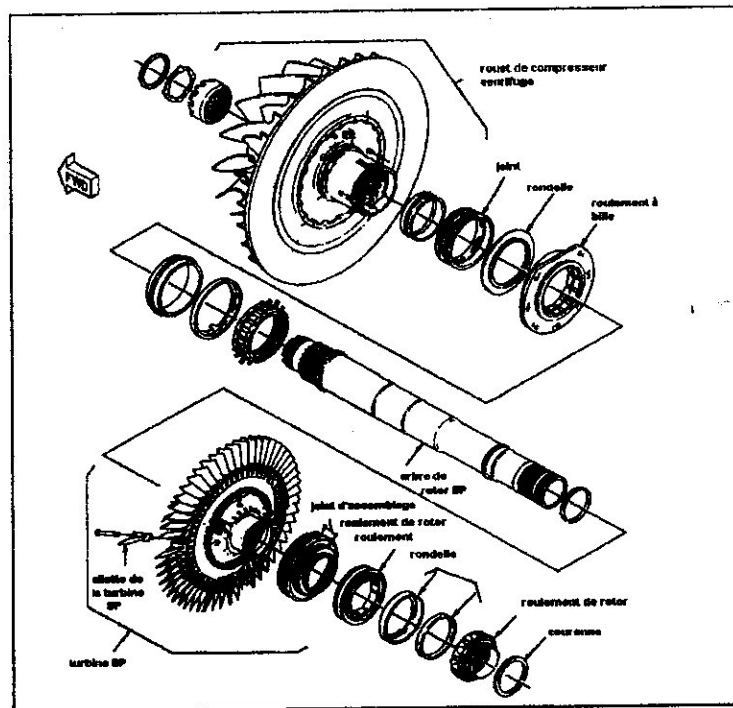


Figure (I, 7) : L'attelage compresseur et turbine basse pression du turbopropulseur PW127F.

I. 2.3 - La Section Chambre De Combustion :

Le turbopropulseur PW127F a une chambre de combustion de type annulaire à flux inversé contenue dans le carter de générateur de gaz .14 injecteurs de carburant sont montés sur toute la périphérie extérieure de la case générateur de gaz, où ils sont émergés dans la chambre de combustion. Deux bougies d'allumage sont montées sur le carter de générateur de gaz.

La chambre de compression annulaire a l'avantage d'être légère, son maître couple est faible et ,ou relève peu de pertes sur frottement. Les carters contribuent à la rigidité de l'ensemble.

La chambre annulaire se caractérise par un important volume et génère une forte puissance, car elle utilise au mieux le volume disponible à la combustion.

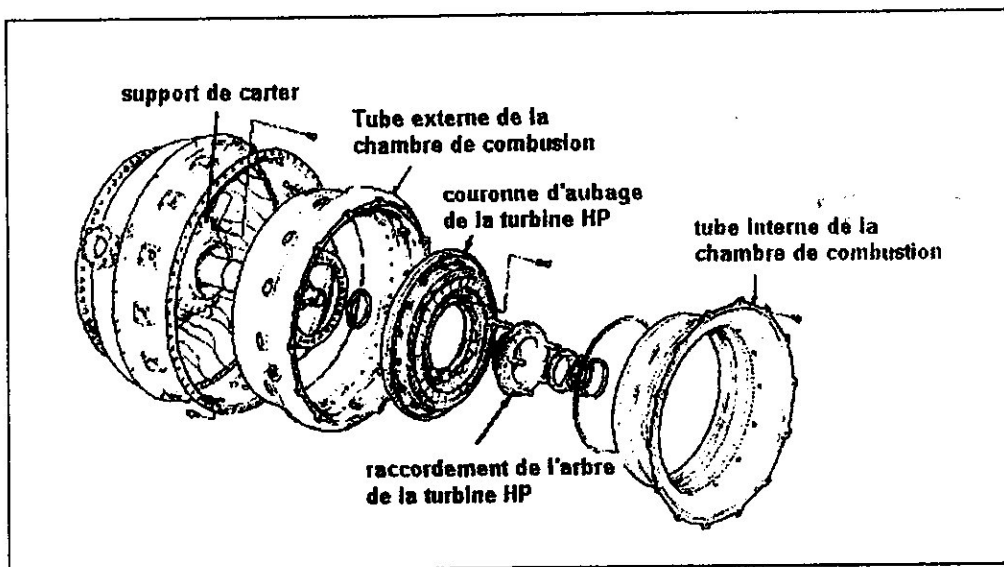


Figure (I, 8) : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

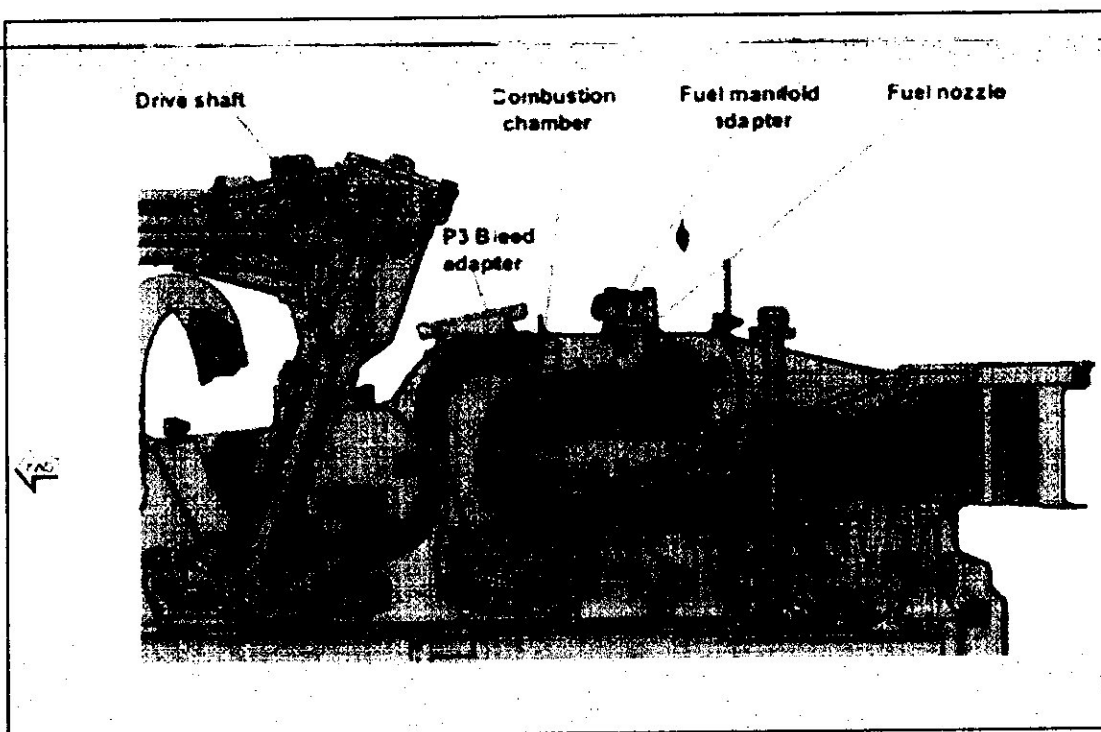


Figure (I, 9) : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

I.2.4 - La section turbine :

En fonction de la liaison entre la turbine générateur et les turbines de travail, on distingue plusieurs types de turbopropulseur : GTP à turbines liées, GTP à turbines libres et GTP à turbines mixtes. Le PW127F est un GTP à turbines libres. (Voir figure page 10)

Le turbopropulseur PW127F est composé de deux turbines axiales d'un seul étage (BP et HP) et d'une turbine libre ou de puissance de deux étages. Les turbines HP et BP, entraînent respectivement les compresseurs HP et BP alors que la turbine libre entraîne l'hélice.

Le turbopropulseur à turbines libres est un moteur dont la turbine de puissance est mécaniquement indépendante du générateur de gaz et n'entraîne que l'hélice, à travers le réducteur. Ce système permet une adaptation optimum du propulseur au régime de vol. (Voir figures page 13).

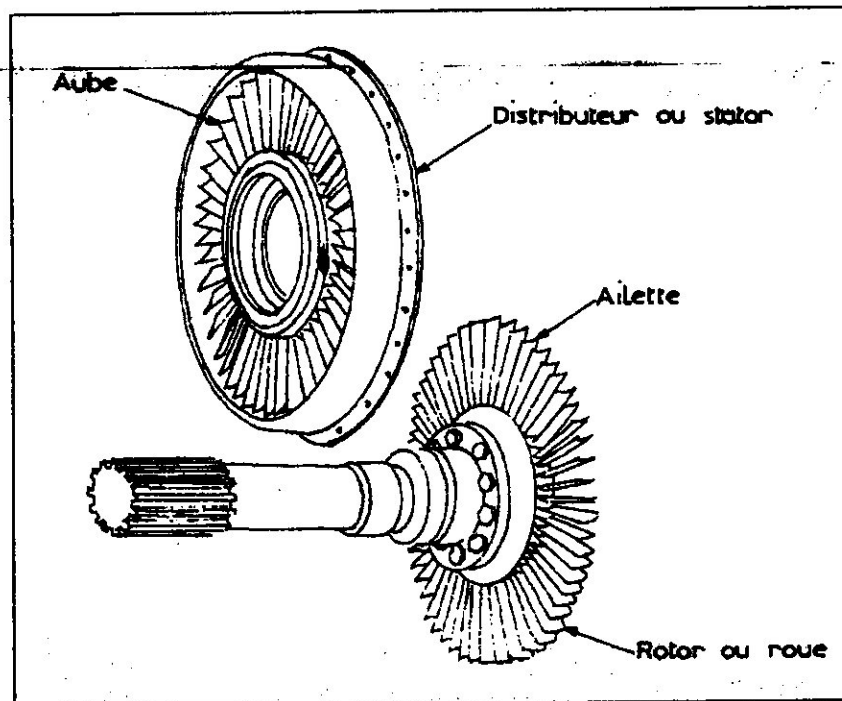


Figure (I, 10) : Description de la turbine axiale

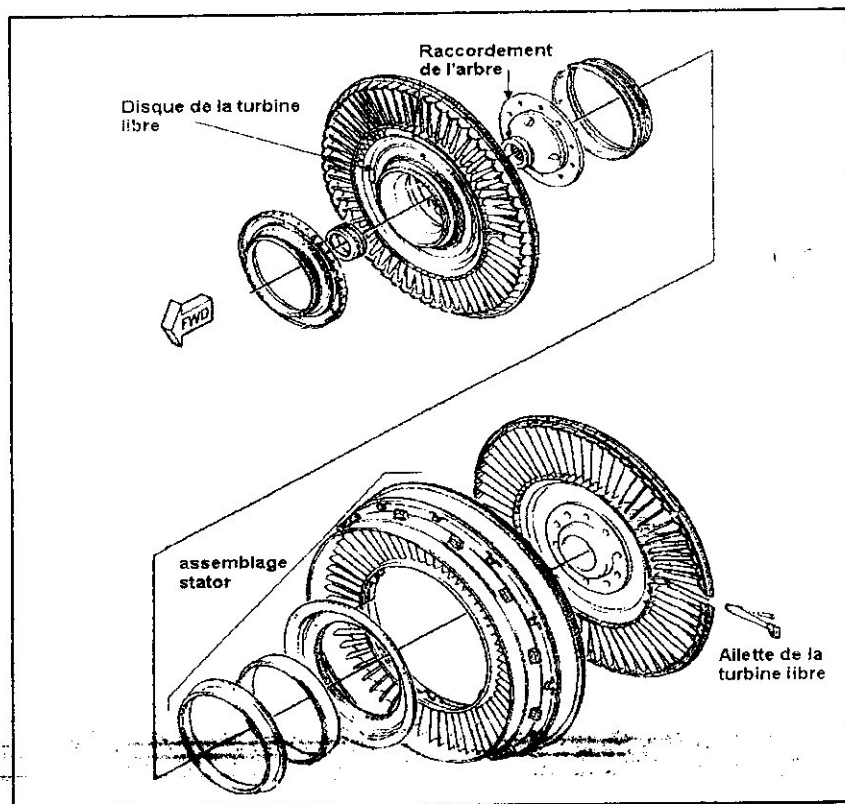


Figure (I, 11) : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance).

I.2.5 - La section échappement :

Le système d'échappement des gaz du turbopropulseur s'effectue dans une Section du moteur dénommée « canal d'éjection ».

Le canal d'éjection se compose :

- du cône d'échappement du réacteur ;
- de la tuyère.

Le cône d'échappement se compose de :

Un carter extérieur permettant la fixation de la tuyère. C'est sur cette enveloppe que peuvent être placées les sondes de température ;

- un cône intérieur dont la base a un diamètre égal au diamètre du disque de turbine. Il évite de remous préjudiciables au bon écoulement derrière la turbine ;
- des bras supports profilés redressant l'écoulement.

La tuyère se compose de deux parties essentielles :

- la rallonge ;
- la buse d'éjection.

I.3 - Le module réducteur de vitesse (RGB)

Un réducteur s'interpose entre la turbine à gaz et l'hélice, afin de réduire la rotation et le couple par voie de conséquence.

Le module réducteur de vitesse est un ensemble de roues dentées s'engrenant manuellement.

Le RGB peut réduire la vitesse jusqu'à la 1200 RPM, pour des raisons aérodynamiques et pour la protection de l'hélice.

Le dimensionnement du réducteur (dimensions, formes, pignons et traitements métallurgiques) définit le niveau de puissance maximum qu'il peut transmettre et au-delà duquel il pourrait subir de graves dommages.

La réduction de vitesse est assurée par deux étages d'engrenage :

- Le premier étage comporte les pignons hélicoïdaux.
- Le deuxième étage comporte les pignons droits

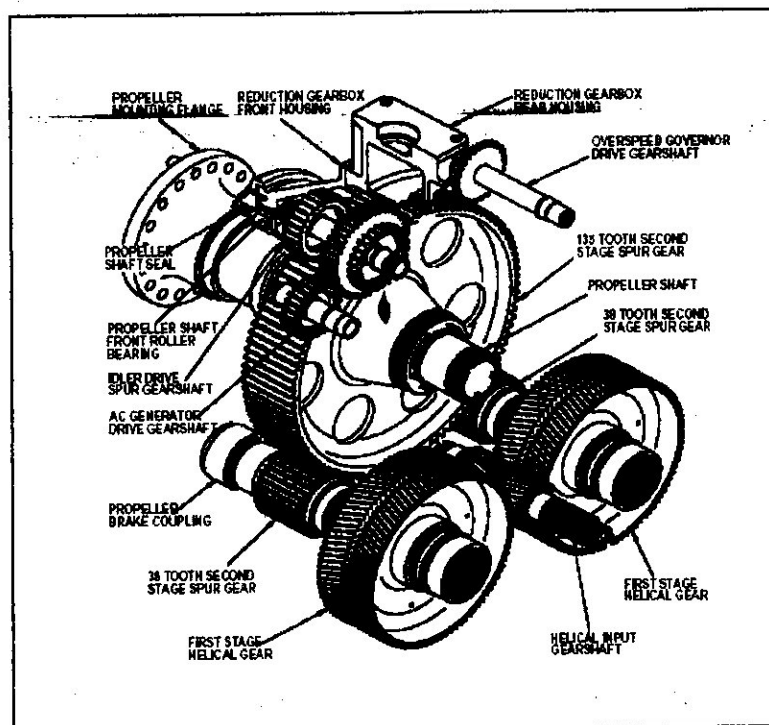


Figure (I, 14) : Le module réducteur de vitesse (RGB).

I.4 - Le module hélice :

L'hélice installée sur l'ATR72-500 est une hélice à six pales type HAMILTON STANDARD 568F. Le modèle 568F s'explique ainsi :

Le chiffre 5 indique le type du modèle (pour le transporteur régional).

Le chiffre 6 indique le nombre de pales.

Le chiffre 8 indique la taille du pied de pale.

La lettre F indique le type du système fixation de l'hélice (montage par flasques).

Les parties principales de l'hélice du moteur PW127F sont

- **Les pales** au nombre de 6 dont chacune contient un réchauffeur en caoutchouc qui offre des possibilités de dégivrage.

Le moyeu chargé de transmettre le couple du moteur aux pales. Il contient 5,28 litres d'huile pour la lubrification du mécanisme de changement de pas.

- **Le vérin** est un mécanisme qui permet le changement de pas.
- **Le cône ou casserole d'hélice** est un carénage en aluminium qui couvre le dôme.
- **La cloison étanche** est une flasque de fixation de la casserole. Elle comporte les collecteurs de dégivrage électrique. Elle supporte le cône et contient les cibles pour la mesure de vitesse d'hélice.
- **Le tube** assure le transfert d'huile.
- **L'attachement d'hélice** consiste dans les pièces de fixation de l'hélice sur le moteur.

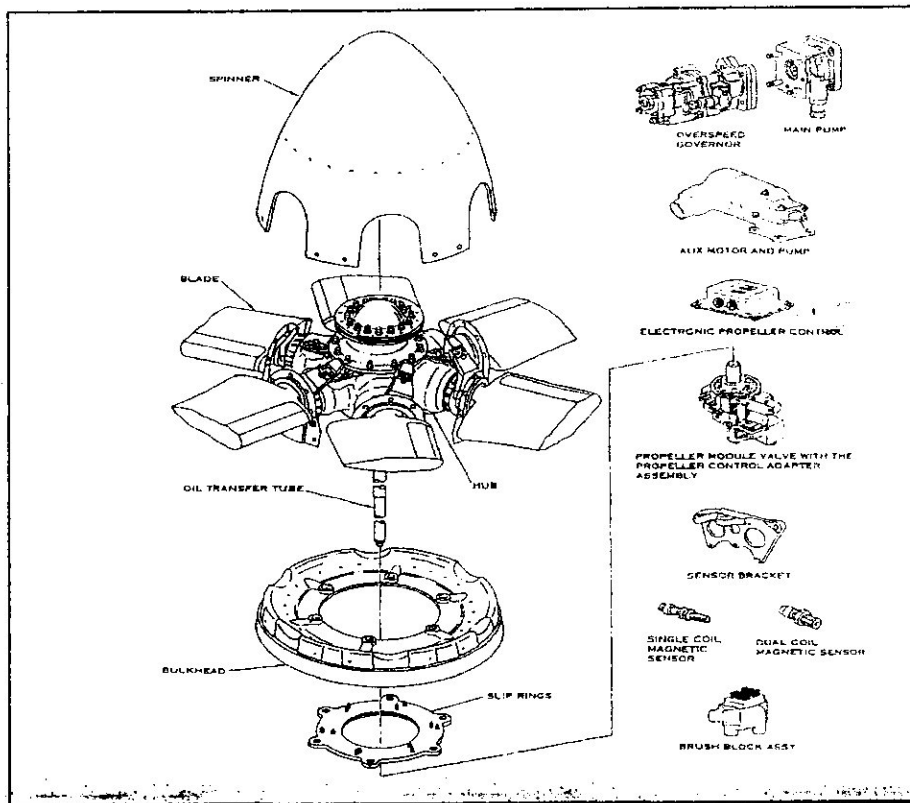


Figure (I, 15) : Le module hélice du turbopropulseur PW127F.

CHAPITRE II :

ETUDE ENERGETIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F :

Le cycle thermodynamique comprend cinq phases qui consistent dans l'admission, la compression, la combustion, la détente et l'éjection.

Dans toute machine thermique les pertes se divisent en deux catégories :

- Les pertes aérodynamiques dues aux frottements entre fluide et corps, d'une part et aux effets de viscosité, d'autre part.
- Les pertes thermodynamiques sont dues au transfert de chaleur entre les différentes parties du moteur et l'environnement. Elles sont dues aussi à une mauvaise combustion.

Dans le présent chapitre, nous étudierons les aspects énergétiques du turbopropulseur PW127F, afin de mesurer le rendement de chaque composant de la turbomachine, à différents cycles de son fonctionnement.

En effet, il s'agit à travers cette étude, de déterminer les écarts qui caractérisent le rendement théorique et réel, lors de chacune des cinq phases de fonctionnement du moteur. Les résultats auxquels nous aboutirons, nous permettront de mesurer les performances de la poussée, de la puissance et de la consommation du moteur.

En dernière analyse, nous établirons le ratio de rendement du moteur PW127F par rapport à la norme du rendement parfait décliné en rendement thermique, propulsif et global.

II.1 - Rappel thermodynamique et aérodynamique :

Il est intéressant de rappeler quelques notions et principes de thermodynamique qui ont un rapport direct avec notre étude.

A cet égard, il s'agit de préciser que :

- Un processus réversible est un processus dont la direction peut être inversée à n'importe quel stade, grâce à une modification infinitésimale des conditions externes.

- LE processus est dit irréversible lorsqu'au cours d'une transformation, les conditions d'équilibres mécanique et thermique ne sont pas réalisées.
- Un système est dit ouvert lorsqu'il y a échange de matière et d'énergie.
- Une transformation est dite adiabatique lorsqu'il n'existe pas d'échange de chaleur avec le milieu extérieur.
- L'entropie est une grandeur thermodynamique qui permet d'évaluer la dégradation de l'énergie et caractérise son degré de désordre.
- L'enthalpie est une grandeur thermodynamique égale à la somme de l'énergie interne et du produit de la pression par le volume qui sert à calculer l'énergie échangée lors d'un changement d'état ou d'une réaction chimique.
- Un fluide compressible est l'aptitude d'un corps, à diminuer de volume sous l'effet d'une augmentation de pression.
- Un fluide incompressible est un fluide, qui ne peut pas être comprimé.
- Une chaleur spécifique ou massique est une quantité de chaleur nécessaire pour élever de 1°C la température d'un corps ayant une masse égale à l'unité.

Nous considérons que les chaleurs spécifiques sont variables au niveau de chaque section.

La chaleur spécifique de l'air en (J/kg. °K) :

$$C_{p_a} = 53,442\theta^4 - 29,355\theta^3 - 89,592\theta^2 + 155,139\theta + 1163,102$$

$$\text{D'où : } \theta = \frac{T - 1125}{875}$$

La chaleur spécifique de combustion en (J/kg. °K)

$$C_{p_b} = 39,359\theta^4 - 17,6524\theta^3 - 99,4754\theta^2 + 204,786\theta + 1292,626$$

II.1.1 - Principe de conservation de la masse :

Le principe de conservation de la masse est un principe physique, qui permet d'établir une relation entre certains caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent. Il se traduit par l'équation de continuité.

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{v} \cdot \vec{n}) \cdot dS + \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dV = 0$$

D'après le théorème de Gauss, selon lequel nous ne pouvons transformer que si la vitesse V est différentiable, une intégrale surfacique en une intégrale volumique :

Il s'en suit que :

$$\iiint_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \right] dV = 0$$

Mais le volume V est arbitraire, et par conséquent, l'intégrant doit être nul.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) = 0$$

Si l'écoulement est stationnaire $\frac{\partial}{\partial t} = 0$

Et si l'écoulement est incompressible, $\rho = \text{Cte}$

Cela implique que $\text{div} \vec{V} = 0$

L'équation de continuité est : $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \cdot \vec{V} = 0$ [II-1]

II.1.2 - Théorème de la quantité de mouvement :

Le théorème de quantité de mouvement est un principe de mécanique qui permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide, celles de ses mouvements et les causes qui les produisent.

La quantité de mouvement de la masse traversant la surface du volume de contrôle est :

$$I = \iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \vec{V} \cdot dS$$

La variation de la quantité de mouvement locale est :

$$I_t = \iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv$$

Finalement on aboutit à :

$$\iint \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{V} \cdot ds + \iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv = \sum \vec{F}_{ext}$$

puisque le régime est permanent $\iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dv = \vec{0}$.

Donc :

$$\sum \vec{F}_{ext} = \vec{F} - \iint_{se} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{ss} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{Sc+S_n} P \cdot \vec{n} \cdot ds$$

La surface de la carène étant cylindrique donc les forces appliquées dessus s'équilibrent .Soit :

$$\iint_{S_e+S_n} P \cdot \vec{n} \cdot ds = \vec{0}$$

Alors :

$$P_1 \cdot A_1 - F - P_2 \cdot A_2 = \dot{m}_2 \cdot V_2 - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad [II - 2]$$

Avec P_1 et P_2 les pressions exercées respectivement sur A_1 et A_2 .

II.1.3 - Equation d'énergie :

Le principe de conservation de l'énergie représente le premier principe de la thermodynamique. Il permet de faire le bilan des différentes formes d'énergie mises en jeu lors d'une transformation donnée, sans pour autant indiquer le sens de déroulement de cette transformation.

Ce premier principe considère toutes les transformations comme également possibles, sans tenir compte du caractère d'irréversibilité d'une opération.

Le premier principe de thermodynamique doit être rapproché du deuxième principe, qui détermine le sens privilégié dans lequel les transformations peuvent se dérouler. Le second principe tient compte de la notion d'irréversibilité et du concept d'entropie.

La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un système ouvert représente le travail reçu et la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation d'énergie interne, cinétique et potentielle.

$$W + Q = \Delta U + \Delta E_C + \Delta E_P \quad [II - 3]$$

ΔU : Représente la variation d'énergie interne.

ΔE_C : Représente la variation d'énergie cinétique.

ΔE_P : Représente la variation d'énergie potentielle.

Alors l'équation d'énergie sera :

$$dw + dq = (U_s + U_e)dm + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm + g(Z_s - Z_e)dm$$

Pour une transformation adiabatique ($dq = 0$), le travail de pression sur les surfaces S_s et S_e :

$$dw = dm(P_e \cdot V_e - P_s \cdot V_s) = dm \left[\frac{P_e \cdot P_s}{\rho_e \cdot \rho_s} \right]$$

Avec V : volume spécifique.

D'où :

$$\left[\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2} \cdot V_e^2 + g \cdot Z_e + U_e \right] \cdot dm = \left[\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2} \cdot V_s^2 + g \cdot Z_s + U_s \right] \cdot dm$$

On définit enthalpie :

$$h = U + \frac{P}{\rho} \quad [II - 4]$$

D'où :

$$h + \frac{1}{2} \cdot V^2 + g \cdot Z = h_t = Cte \quad [II - 5]$$

Pour un turbopropulseur, le terme $g \cdot z$ est négligeable.

D'où :

$$h_t = h + \frac{1}{2} \cdot V^2$$

Pour un gaz calorifique ment parfait : $h = Cp \cdot T$

Cp : Chaleur spécifique à pression constante.

Donc :

$$Cp \cdot T + \frac{1}{2} \cdot V^2 = h_t = Cp \cdot T_t \quad [II - 6]$$

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2 \cdot Cp \cdot T} \cdot V^2 \quad (\text{Température totale}). \quad [II - 7]$$

D'après l'équation [II - 6], on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$Cp \cdot T_{te} = Cp \cdot T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts} \quad (e : \text{section d'entrée} ; \quad s : \text{section de sortie})$$

II.1.4 -Théorème d'Hugoniot :

L'équation de conservation de débit de masse développée en début de chapitre II montre que le débit d'entrée est égal au débit de sortie, sans perte de masse.

A partir de cette équation, le théorème d'hugoniot établit une relation entre la différentielle de la vitesse de l'écoulement et la différentielle de l'air de section droite :

$$\frac{ds}{s} = (M^2 - 1) \cdot \frac{dV}{V} \quad [II - 8]$$

En fonction du nombre de mach, trois régimes sont définis :

$M > 1$: régime supersonique.

$M = 1$: régime sonique.

$M < 1$: régime subsonique.

Dans une zone subsonique $M < 1$, la vitesse et l'air de la section droite varient en sens inverse.

$$M^2 - 1 < 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = -\frac{dV}{V}$$

Dans une zone supersonique $M > 1$, la vitesse et l'air de la section droite varient dans le même sens :

$$M^2 - 1 > 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = \frac{dV}{V}$$

La vitesse ne peut être égale à la célérité du son qu'en une section du tube de courant minimale.

$$M = 1 \Rightarrow \frac{dS}{S} = 0$$

II.1.5 -Les rendements :

Les rendements sont de trois sortes : le rendement thermique, le rendement propulsif et le rendement thermopropulsif.

II.1.5.1 -Rendement thermique :

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique utile sur la puissance cédée à l'air dans la chambre de combustion.

$$\eta_{th} = \frac{P_U}{P_{CC}} \quad [II - 9]$$

P_u = Puissance sur arbre turbine libre pour générateur de gaz.

P_{CC} = Débit carburant multiplié par le pouvoir calorifique carburant.

II.1.5.2 -Rendement propulsif :

Le rendement propulsif est le rapport de la puissance utile sur la puissance dynamique.

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_d} \quad [II - 10]$$

II.1.5.3 -Rendement thermopropulsif (rendement global):

Le rendement thermopropulsif est le rapport de la puissance de propulsion sur la puissance dans la chambre de combustion

$$\eta_{thp} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad [II - 11]$$

II.1.6 -Lois générales d'un écoulement isentropique :

Un mouvement de fluide est dit isentropique s'il est à la fois :

- Adiabatique ($\delta Q_e = 0$)
- Sans frottements ($\delta \zeta = 0$)
- Sans apport de travail par des forces à distances. $\vec{F} \cdot d\vec{l} = 0$

Pour un écoulement isentropique, on a :

$$C_p - C_v = r \text{ et } \gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

$$\text{D'où : } C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

Avec C_v chaleur spécifique à volume constant et r la constante des gaz.

$$r = 287 \frac{J}{Kg \cdot ^\circ K}, \gamma = 1.4 \text{ et } C_p = 1.004 \frac{Kj}{(Kg \cdot ^\circ K)}$$

On définit le nombre de Mach comme étant rapport de vitesse sur la vitesse du son local :

$$M = \frac{V}{a}$$

Avec : $a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$.

En remplaçant $C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$ dans la relation [II - 6] on obtient :

$$\frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t$$

$$\Rightarrow \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{\gamma \cdot r \cdot T} \cdot \frac{V^2}{2} \right] = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right] \quad [\text{II} - 12]$$

Pour une transformation réversible, on a :

$$P \cdot T^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = Cte \quad [\text{II} - 13]$$

En remplaçant dans l'équation [II - 12], on aboutit à :

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad [\text{II} - 14]$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = Cte$ (transformation réversible), On remplaçant dans

l'équation [II - 14], on trouve :

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad [\text{II} - 15]$$

D'après l'équation de continuité et pour écoulement unidimensionnel stationnaire, on a :

$$\rho \cdot V \cdot A = Cte$$

Entre deux sections 1 et 2 :

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot A_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot A_2$$

Avec
$$\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\frac{1}{2}} \text{ et } \frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\frac{1}{1-\gamma}}$$

D'où :

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_2}{M_1} \cdot \left(\frac{T_1}{T_2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad [II-11]$$

En l'introduisant dans l'équation [II - 12], on trouve :

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_2}{M_1} \cdot \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad [II-16]$$

II.1.7 - Le paramètre du débit (MFP) :

Le MPF est un paramètre que relie le débit à la variation du nombre de Mach, Par conservation, on définit :

$$MFP = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_1}}{P_1 \cdot A} \quad [II-17]$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad [II-18]$$

On a :
$$V = M \cdot (\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \text{ et } \rho = \frac{P}{r \cdot T}$$

Si on remplace V et ρ dans l'équation [II - 18]:

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M \cdot (\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad [\text{II} - 19]$$

En multipliant [II - 9] par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ et en tenant compte des équations [II - 12] et [II - 13],

On obtiendra alors :

$$MFP = \frac{M \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{r}}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad [\text{II} - 20]$$

II.2 - Etude énergétique de chaque section du turbopropulseur :

La présente partie se propose de définir l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température statiques et totales dans chaque section du moteur, afin de prévoir le comportement thermodynamique du moteur au niveau de chacune des sections et déterminer ses performances en termes de poussée, de consommation et de puissance.

II.2.1 - Section entrée d'air :

L'étude énergétique théorique et réelle de l'entrée d'air consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer l'efficacité du processus d'admission d'air.

II.2.1.1 - Evolution théorique des paramètres : pression et température.

La transformation d'admission d'air est supposée adiabatique. Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_1 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2}\right) + g(Z_2 - Z_1)$$

Avec :

$Z_2 = Z_1$ Pas de variation de hauteur

$W_T = 0$ Pas de travail de transvasement (sans machine)

$Q = 0$ Pas d'échange de chaleur

$H = CpT$ Enthalpie du gaz parfait

D'où
$$0 = H_2 - H_1 + \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2}$$

$$C_p \cdot T_2 + \frac{V_2^2}{2} = C_p \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2}$$

Le ralentissement dans l'entrée d'air de V_1 à V_2 occasionné par la divergente implique une augmentation de température statique $T_2 > T_1$.

De plus, si la transformation est réversible, la pression statique et température statique sont liées par la relation :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

En remplaçant P et T par P_t et T_t , nous obtenons :

$$\left(\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

Or, si la température totale reste constante il vient immédiatement que la pression totale se conserve. Donc : $P_t = c^{te}$

La formule indique que si la température statique évolue du fait de ralentissement, la pression statique évolue elle aussi suivant la loi isentropique (adiabatique réversible).

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

L'air subit donc une compression isentropique dans la manche d'entrée d'air.

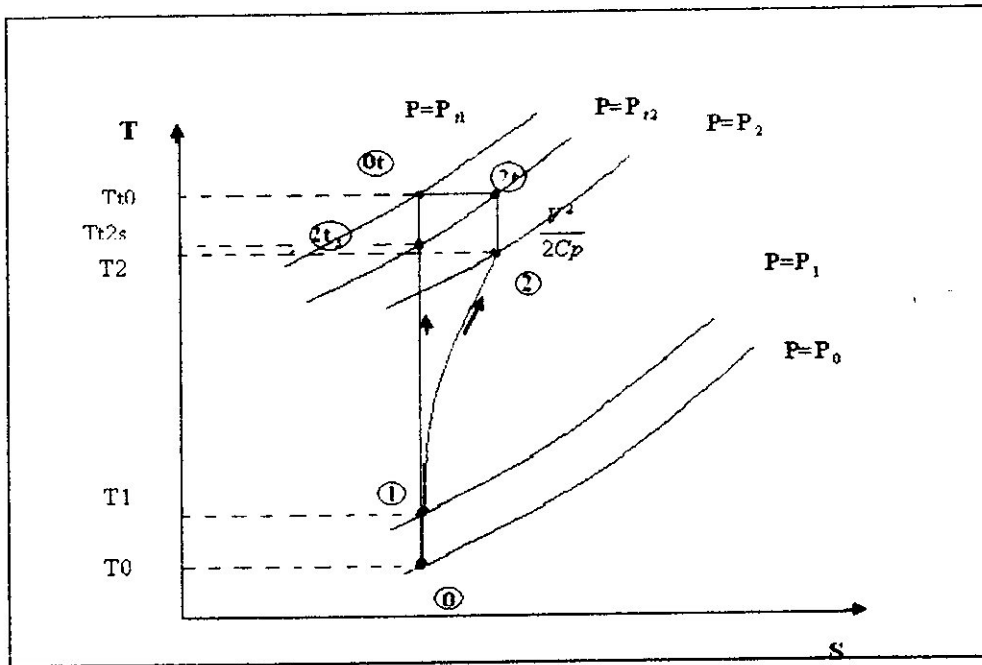


Figure (II-1) : Cycle thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.

II.2.1.2 - Evolution réelle des paramètres : pression et température.

La compression réelle n'est pas réversible, car il existe des efforts de viscosité. La compression réelle est dite polytropique. Elle est régie par la loi suivante :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{k}{k-1}}} \right) = Cst \text{ avec } (k > \gamma) \text{ en compression.}$$

D'où :

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Implique que la température réelle T'_2 en fin de compression dans l'entrée d'air est supérieure à T_1 .

En ce qui concerne la P_{t_2} , nous savons que l'efficacité $\frac{P_{t_2}}{P_\infty} < 1$.

La différence entre P_{t_1} et P_{t_2} représente l'efficacité de la manche puisque $P_\infty = P_{t_1}$ (écoulement externe adiabatique réversible).

Par contre, la T_t se conserve quelle que soit la nature réversible ou non de l'écoulement.

II.2.1.3 - La notion d'efficacité :

On définit l'efficacité comme étant le rapport de la pression d'arrêt réelle (ou pression d'impact) sur la pression isentropique :

$$\eta_r = \left(\frac{P_2}{P_{is2}} \right)_{totale} \quad [II - 21]$$

$$\eta_r = \begin{cases} 0,98 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075 \cdot (M_0 - 1)^{1,35} & 1 \leq M_0 \leq 5 \end{cases} \quad [II - 22]$$

II.2.2 - Section compresseur :

L'étude énergétique théorique et réelle du compresseur consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus de compression.

II.2.2.1 - Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique :

La compression est supposée isentropique (adiabatique et réversible) dans le compresseur.

L'air est assimilé à un gaz parfait, l'écoulement du fluide est permanent.

$$\frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Application du premier principe à la transformation ouverte :

$$[W_T + Q]_2^3 = [H]_2^3 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_2^3 + g \cdot [Z]_2^3$$

Or :

W_T Travail de transvasement existant par la présence d'une machine dynamique.

D'où :

$$[W_T]_2^3 = C_{pC} \cdot (T_3 - T_2)$$

C'est le travail fourni par le compresseur pendant la transformation. Donc, la puissance théorique absorbée par le compresseur est :

$$P_{C_{th}} = m_a \cdot C_{pC} \cdot (T_3 - T_2)$$

Si
$$\pi = \frac{P_3}{P_2}$$

On obtiendra
$$P_{C_{th}} = m_a \cdot C_{pC} \cdot T_3 \left(\pi^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right) \quad [II - 23]$$

II.2.2.2 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique :

En contexte de compression réelle, la transformation n'est pas réversible, compte tenu des efforts de viscosité, nous sommes alors en présence d'une transformation polytropique.

En effet, les frottements internes au compresseur entraînent l'augmentation de la température.

Pour conserver le même rapport $\frac{P_3}{P_2}$, c'est-à-dire un rapport constant entre la pression entrée

et la pression sortie, la température T'_3 devient supérieure à la température théorique T_3 .

Par analogie, le travail réel fourni par le compresseur est :

$$|W_T|_2^3 = m_a \cdot C_p \cdot (T'_3 - T_2)$$

Ce qui implique que la puissance réelle à fournir au compresseur est :

$$P_{C_{REAL}} = m_a \cdot C_p \cdot (T'_3 - T_2) \quad [II - 24]$$

Le rapport entre la puissance théorique isentropique et la puissance réelle de compression caractérise le rendement du compresseur également appelé rendement isentropique de compression.

$$\eta_c = \frac{(T_3 - T_2)}{(T'_3 - T_2)} \quad \text{Il est au voisinage de } 0,80 \text{ à } 0,85 \text{ avec } T'_3 > T_3 \quad [II - 25]$$

On définit le rendement polytropique η_{polyC} comme suit :

$$\eta_{polyC} = \frac{\frac{k}{k-1}}{\frac{\gamma_C}{\gamma_C-1}} \quad [II - 26]$$

II.2.2.3 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}} = Cte$$

En introduisant les températures et les pressions totales, à partir des équations [II - 12] et [II - 14].

Il ressort alors

$$\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} = \left(\frac{T_{t_3}}{T_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}}$$

Puisque la transformation n'est pas réversible réellement en ce sens que la transformation est polytrophique nous avons donc : $T'_{t_3} > T_{t_3}$ d'où

$$\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} = \left(\frac{T'_{t_3}}{T_{t_2}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

On définit le taux de compression comme étant le rapport de la pression de sortie P_3 du compresseur à la pression entrée compresseur P_2 , soit :

$$\pi = \frac{P_3}{P_2} \quad [II - 27]$$

Ce rapport est aussi équivalent aux rapports des pressions d'impacts respectives.

II.2.2.4 - Relation entre la vitesse de rotation du compresseur et le taux de compression :

Le travail de compression s'établit par la formule :

$$W_C = m_a \cdot T_2 \cdot C_{p_c} \cdot \left[\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right] \quad [II - 28]$$

Le travail fourni par le compresseur sera d'autant meilleur que le taux de compression sera élevé.

La vitesse de périphérie est alors :

$$U_n = \sqrt{\frac{W_c}{\mu_n \cdot n}} \quad [II - 29]$$

μ_n : Le coefficient manométrique de la roue vaut 0.6.

n : Nombre d'étages (2 étages).

D'où :
$$N = \frac{30 \cdot U_n}{\pi \cdot R} \quad [II - 30]$$

Ou :

N : La vitesse de rotation du compresseur.

R : Le rayon externe du compresseur.

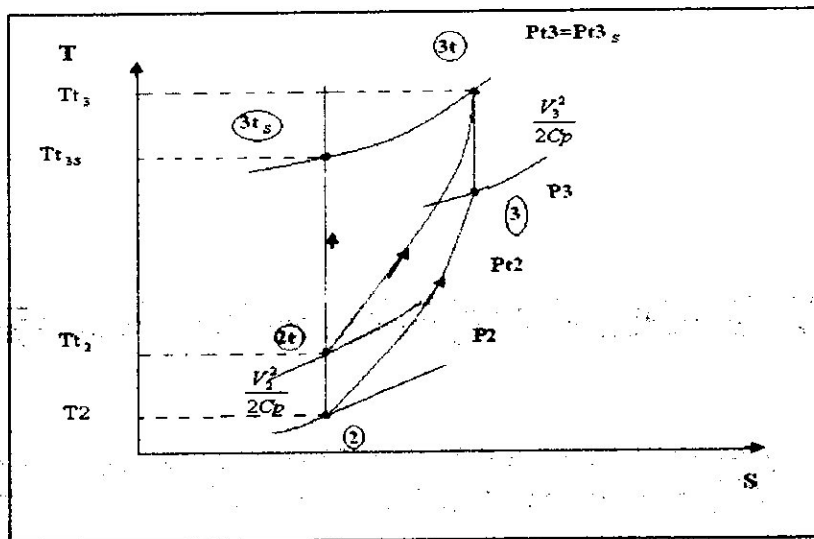


Figure (II, 2) : cycle thermodynamique au niveau du compresseur.

II.2.3 -Section chambre de combustion :

L'étude énergétique théorique et réelle de la chambre de combustion consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement, afin de déterminer le rendement du processus de combustion.

II.2.3.1 -Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique :

On considère que la combustion s'effectue dans une enceinte ouverte à pression constante, autrement dit isobare.

II.2.3.1.1 - Puissance de combustion théorique :

En appliquant le premier principe de la thermodynamique à un système ouvert :

$$(W_T + Q)_3 = H_4 - H_3 + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} + g \cdot (Z_4 - Z_3)$$

Si la chambre de combustion (tube à flamme) est à section constante (aucune modification de vitesse), nous obtenons :

$$|Q|_3^4 = Cp \cdot (Tt_4 - Tt_3) \quad \text{Quantité de chaleur délivrée au fluide par unité de masse}$$

Par conséquent, la puissance de combustion théorique est :

$$P_{icc} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_3) \quad [II - 31]$$

P_{icc} : Puissance théorique de la chambre de combustion.

m_a : Masse de l'air.

m_c : Masse de carburant.

II.2.3.2 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique :

La turbulence, la dilution et le refroidissement dans la chambre de combustion entraînent de pertes de charge. La pression sortie chambre est donc inférieure à celle de l'entrée. Ces pertes de charge sont d'environ 5%.

De plus, la température d'entrée est la température réelle Tt_3' de fin de compression.

La température Tt_4' d'entrée turbine réelle est la même que la température théorique T_4 pour des raisons de limitations.

II.2.3.2.1 - Puissance réelle de combustion :

La température d'entrée Tt_3' est supérieure à Tt_3 .

Si la chambre de combustion à une section variant le long du tube à flamme, donc :

$$|Q|_3^4 = Cp \cdot (Tt_4 - Tt_3')$$

Par analogie, nous obtenons :

$$P_{rcc} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (Tt_4 - Tt_3') \quad [II - 32]$$

P_{rcc} : Puissance réelle de la chambre de combustion.

Le rendement de combustion est déterminé par le rapport $\frac{P_{rcc}}{P_{icc}}$; nous obtenons :

$$\eta_{cc} = \frac{T_4 - T_3'}{T_4 - T_3} \quad \text{Il est voisin de 98\% en croisière.} \quad [II - 33]$$

II.2.3.3 - Rendements théorique et réel de la chambre de combustion :

La chambre de combustion est en soi une machine. Elle reçoit la puissance calorifique et libère une puissance théorique. Cette puissance devient la puissance réelle si nous déduisons les pertes.

Nous savons que la puissance calorifique du carburant est :

$$P_c = m_c \cdot P_{ci} \quad [II - 34]$$

P_c : Puissance calorifique du carburant.

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur.

Donc, le rendement théorique de la chambre de combustion est :

$$\eta_{theor_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad [II - 35]$$

η_{t_b} : Rendement théorique de combustion.

Le rendement réel de la chambre sera :

$$\eta_{réel_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T'_{t_3})}{m_c \cdot P_{ci}} \quad \text{soit environ } 0,95 \quad [II - 36]$$

II-2-3-4 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

Auparavant, nous avons considéré l'évolution de vitesse V négligeable dans la chambre de combustion, ce qui n'est pas tout à fait vrai. Il y a effectivement accroissement de la vitesse du fluide au passage de la chambre. Par conséquent, la température statique augmente et la vitesse également. La température totale évolue de T_{t_3} à T_{t_4} .

En ce qui concerne la pression totale P_t , elle est considérée constante.

Le rapport $\frac{T_{t_4}}{T_{t_3}} = 1 + \theta$, Est appelée chauffage.

En réalité, il existe des pertes de charge liées aux turbulences et le fait d'avoir un rapport de chaleur généré par une perte de pression totale.

Théoriquement, la combustion est isobare, mais réellement des pertes existent et l'on essaye toujours de les minimiser. Ces pertes sont de deux types :

a- Pertes hydrauliques dues :

- aux frottements avec la surface interne de la chambre de combustion.
- à la résistance de la flamme.

b- Pertes dues à la chaleur libérée dans la chambre de combustion.

$$Pt_4 = Pt_3 \cdot (1 - \varepsilon)$$

ε : Pertes de pression.

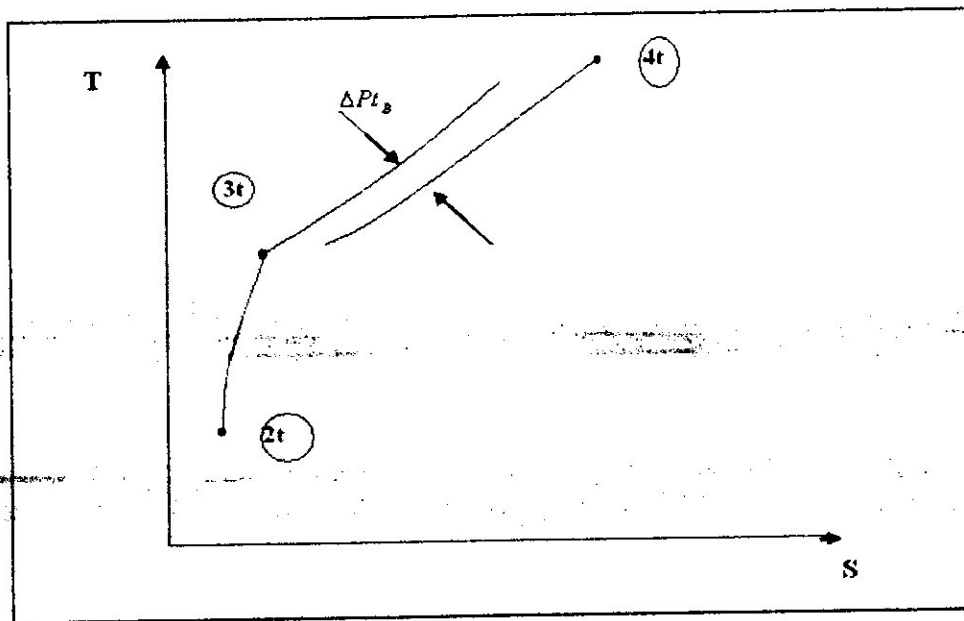


Figure (II-3) : Cycle thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.

Les pertes de charge sont comprises entre 5 et 10%.

L'évolution de ces paramètres est tout à fait théorique. En réalité $P_{t4} \neq P_{t3}$ et V_4 est légèrement supérieure à V_2 .

II-2-3-5 -La température à la sortie de la chambre de combustion ($T_{t,max}$):

Bien que la température à la sortie de la chambre de combustion dépend du débit d'air entrant, elle est étroitement liée à la vitesse de rotation et au taux de compression. Cette interdépendance est une exigence préalable.

II.2.5.2.1-Puissance réelle du jet :

$$P_{J \text{ réelle}} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_6 - T_{10}) \quad [II - 46]$$

II.2.5.2.2 -Rendement de la tuyère :

Le rendement de la tuyère est le rapport entre la puissance réelle et la puissance théorique du gaz :

$$\eta_n = \frac{T_6 - T'_{10}}{T_6 - T_{10}} \quad [II - 47]$$

La valeur de η_n est comprise entre 0.95 et à 0.98.

II.2.5.3-Étude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

La température totale se conserve.

Les effets de viscosités amènent des frottements qui provoquent des pertes de charge

$$P_{t_{10}} < P_{t_6} \quad \text{et un échappement} \quad T'_{t_{10}} > T_{t_6}$$

II.2.5.4-La vitesse d'échappement :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{ptp} \cdot T_{T6} \cdot \eta_n \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_n - 1}{\eta_n}}} \quad [II - 48]$$

V_{10} : Vitesse d'échappement.

C_{ptp} : Chaleur spécifique de la détente dans la turbine libre.

Ou bien :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot \eta_n \cdot (1 + \alpha) \cdot \Delta h}$$

α : La chute d'enthalpie dans la turbine libre sur la chute d'enthalpie totale (la turbine libre et la tuyère).

Δh : La chute totale d'enthalpie.

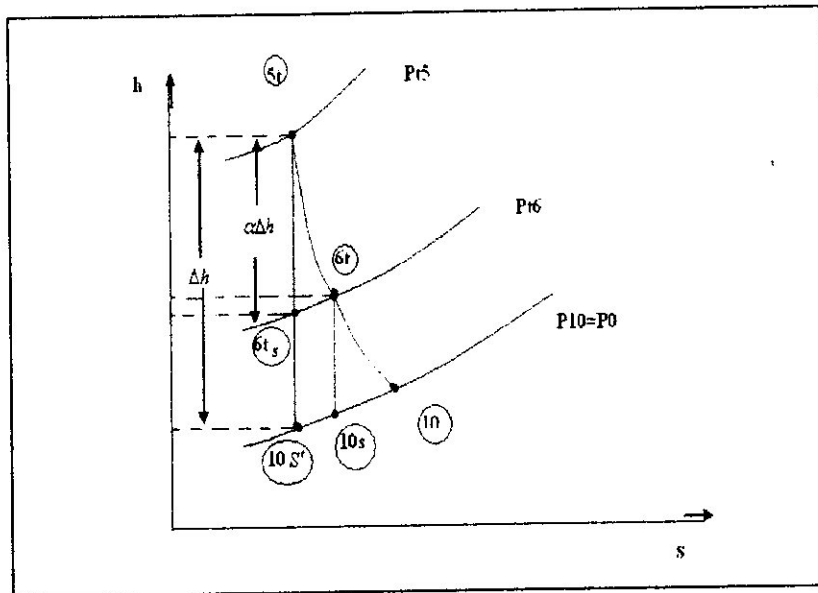


Figure (II-5) : Cycle thermodynamique représentant la distribution de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.

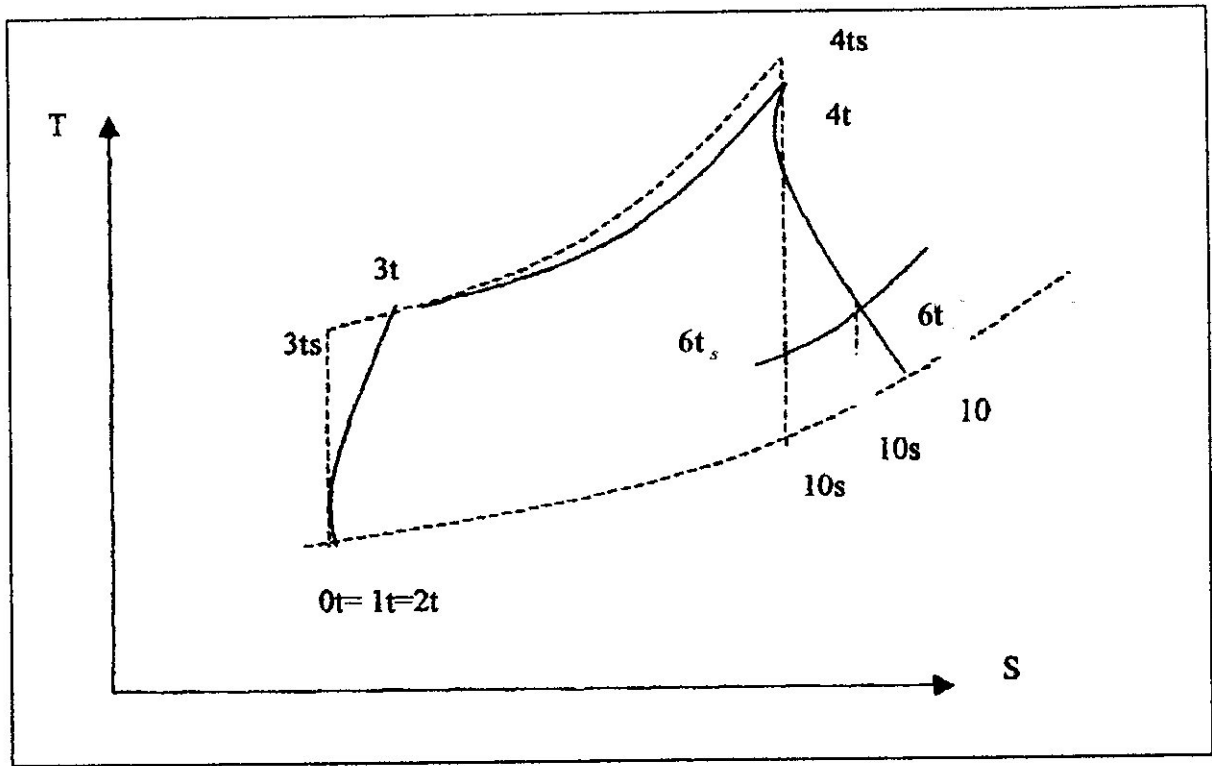


Figure (II-6) : Cycle thermodynamique pour l'ensemble des composants du moteur.

Cycle réel

Cycle isentropique

II-3 -Les paramètres de performances du moteur :

II-3-1 -Poussée spécifique :

$$T_{SPE} = T_{SPE_{prop}} + T_{SPE_n} \quad [II - 50]$$

Avec :

$$T_{SPE_{prop}} = \frac{\eta_{pr} \cdot P_e}{\dot{m}_a} \quad [II - 51]$$

$$\text{Ou : } P_e = \eta_g \cdot \eta_m \cdot P_T - P_C = \eta_g \cdot \eta_m \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot \eta_t \cdot \alpha \cdot C_{p_t} \cdot T_{t_4} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{t_4}}{P_0} \right)^{\frac{1-\gamma_t}{\gamma_t}} \right) - \dot{m}_a \cdot (T_{t_3} - T_{t_2})$$

\dot{P}_e : puissance d'éjection.

P_T : Puissance de la turbine.

P_C : Puissance du compresseur.

$T_{SPE_{PROP}}$ est la poussée spécifique de l'hélice.

T_{SPE_n} est la poussée spécifique de la tuyère.

T_{SPE} est la poussée spécifique.

Et :
$$T_{SPE_n} = (1 + f) \cdot V_{10} - V_0 \quad [II - 52]$$

II-3-2 -La poussée :

$$T = T_S \cdot \dot{m}_a = T_n + T_{prop} \quad [II - 53]$$

T_{pr} : Poussée engendrée par l'hélice.

T_n : Poussée engendrée par la tuyère d'éjection.

II-3-3 -Puissance équivalente spécifique :

$$\frac{P_e}{\dot{m}_a} = \frac{T_n \cdot V_0}{\eta_{prop} \cdot \dot{m}_a} \quad [II - 54]$$

II-3-4 -Puissance équivalente :

Soit la puissance équivalente P_{eq} :

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_n \cdot V_0}{\eta_{pr}} \quad \text{Parce que : } P_{eq} = \frac{T \cdot V_0}{\eta_{pr}} \quad [II - 55]$$

II-3-5 -Consommation spécifique équivalente :

$$C_{S_{eq}} = \frac{f}{T_S} \quad [II - 56]$$

D'où la consommation spécifique équivalente horaire s'établit par la formule:

$$C_{SH_{eq}} = C_{S_{eq}} \cdot 3600 \quad [II - 57]$$

II-3-6 -Consommation équivalente :

$$C_{eq} = \frac{\dot{m}_c}{P_{S_{eq}}} = C_{S_{eq}} \cdot T \quad [II - 58]$$

Par la même conséquence que si dessus :

$$C_{H_{eq}} = C_{eq} \cdot 3600. \quad [II - 59]$$

Ou : $C_{H_{eq}}$ est la consommation équivalente horaire.

II-3-7 -Rendements :

Par définition, le rendement d'une machine thermique est le rapport de la puissance de sortie sur la puissance d'entrée.

II-3-7-1 -Rendement propulsif :

Le rendement propulsif est le rapport de la puissance de propulsion sur la puissance thermique réelle.

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_0}{P_e + \frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot V_0^2} \quad [II - 60]$$

II-3-7-2 -Rendement thermique :

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique sur la puissance calorifique.

$$\eta_{th} = \frac{P_e + \frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot V_0^2}{f \cdot P_{CI}} \quad [II - 61]$$

II-3-7-3 -Rendement global :

Le rendement global est le produit des deux rendements propulsif et thermique.

$$\eta_{gl} = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{\eta_{pr} \cdot P_{Seq}}{f \cdot P_{CI}} \quad [II - 62]$$

CHAPITRE III

FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION DU TURBOPROPULSEUR PW127F

A titre préliminaire, il y a lieu de rappeler que le motoriste conçoit le turbopropulseur, selon les spécifications de performances qu'il compte donner à l'appareil.

Le cycle thermodynamique théorique du moteur doit répondre aux objectifs du constructeur, de telle sorte que les cinq sections soient dimensionnées, en rapport avec la puissance, la consommation et la poussée notamment.

Une fois le cycle et le débit fixés, pour une condition de vol donnée, il devient alors possible de dimensionner chaque composant du moteur qui devra permettre de réaliser physiquement les caractéristiques nominales retenues lors de l'adaptation.

En effet, le moteur aura à fonctionner, suivant la mission impartie à l'avion qu'il équipe, dans des conditions très variées de nombre de mach, d'altitude et de régime. Dans tout avion, la construction physique des éléments du moteur fait apparaître des limites dans leur fonctionnement. Ces limites sont de nature aérodynamique, thermique et mécanique. Les limites thermiques et mécaniques interviennent conjointement sur la durée de vie du moteur.

Les limites thermiques concernent les niveaux de température des différents éléments du moteur.

Les limites mécaniques concernent les niveaux de pression (tenue des carters) et de vitesses de rotation (contraintes centrifuges).

Quant aux limites aérodynamiques, elles peuvent se traduire par :

- Le blocage en débit de sections de passage.
- Le pompage des compresseurs (limite de rapport de pressions).
- La limite de puissance des turbines.

Dans une première phase, les grandeurs thermodynamiques conçues par le motoriste sont testées sur un banc d'essai qui ne tient pas compte des variables liées à l'altitude, aux rapports de pression, à la température, à la résistance ou au prélèvement de puissance. Nous pouvons dire à ce stade que le moteur est en adaptation, en ce sens qu'il est expérimenté dans des conditions de fonctionnement idéales correspondant à un environnement stable.

Dans une seconde phase, le motoriste joue sur les paramètres de commande et les lois de fonctionnement saines du moteur.

Dans ce contexte, le constructeur devra adapter son moteur à un environnement instable ou tous les paramètres peuvent varier en temps d'altitude, de pression, de poussée ou de température ; du fait que l'appareil n'est plus sur un banc d'essai, mais se trouve dans des conditions réelles de vol. Nous sommes en ce cas dans une situation hors-adaptation.

Le calcul hors adaptation consiste à définir les performances du moteur (poussée, consommation spécifique) dans tout le domaine de vol.

Le terme hors adaptation est pris dans un sens très large. En effet, il désigne le comportement du moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de mach), mais aussi les effets du vieillissement (détérioration des rendements et des pertes de charge), les effets de prélèvement d'air et de puissance, ainsi que l'intérêt de géométries variables (tuyères ou aubages).

L'ensemble des réactions que le constructeur note sur le fonctionnement du moteur, en hors adaptation, sont étudiées, évaluées et traduites techniquement, afin que le moteur puisse répondre à toutes les situations possibles.

Il faut préciser qu'en hors adaptation, la géométrie du moteur impose des contraintes qui n'existaient pas au niveau du calcul de cycle initial. Ces contraintes d'ordre aérodynamique, représentent les lois de débit dans les différentes sections dimensionnées.

Le calcul hors adaptation diffère alors du calcul de cycle purement thermodynamique, du fait qu'il introduit des grandeurs géométriques.

Les corrections seront assurées par les systèmes de régulation du moteur qui consistent à maintenir le moteur dans sa zone de fonctionnement, donc à l'intérieur de toutes les limitations, quelles que soient les variations de paramètres externes et des ordres pilote.

Les systèmes de régulation sont assurés sur le turbopropulseur par divers dispositifs, entre autres, le limiteur de sur vitesse ; le limiteur température turbine ; la protection contre le pompage au bas régime ; le ralenti sol, vol, arrêt moteur etc...

Le présent chapitre se propose, de déterminer l'importance de la géométrie sur le fonctionnement du moteur PW127F, sur le nombre de paramètres indépendants qui fixent son fonctionnement ainsi que sur la réaction du moteur à un changement de conditions de vol ou de géométrie.

En faisant directement intervenir la géométrie du moteur, le calcul hors adaptation permet d'évaluer l'influence d'une variation de cette géométrie et, par suite, d'optimiser le fonctionnement du moteur, soit au niveau de sa mise au point et de son développement par un réajustement des éléments de géométrie fixe (distributeurs de turbines par exemple) ; soit au niveau de la régulation et de l'utilisation continue (tuyère variable).

III.1 -Le point fixe de fonctionnement de la turbomachine :

Une turbomachine se définit comme un assemblage d'éléments, tels que : les compresseurs, les turbines, la chambre de combustion, la tuyère. Chacun de ces éléments, une fois dimensionné, à ses caractéristiques propres qui définissent ses performances dans toutes les conditions de fonctionnement du moteur.

Comme nous l'avons vu dans la partie dimensionnement, une turbomachine se calcule et se dimensionne par un point de fonctionnement stabilisé bien déterminé. Pour un avion civil, ce sera en général le point de vol croisière (exemple : mach $M = 0,8$, altitude $H = 8000m$ poussée spécifique bien définie).

Dans le point de fonctionnement stabilisé, le cycle s'optimise, en fonction de certains critères : poussée, consommation spécifique, état actuel de la technologie.

Cette première étape permet de déterminer le cycle de la turbomachine et par suite son dimensionnement.

La deuxième étape consiste à étudier le comportement de la turbomachine tournante dans les autres domaines de vol ; autrement dit, le fonctionnement de la turbomachine hors adaptation, et ce, afin de trouver la ou les lignes de fonctionnement en régime établi.

En régime transitoire, le problème est différent, en ce sens que le moment cinétique du rotor intervient dans l'équilibre mécanique entre la turbine et le compresseur.

Au point de dimensionnement, le calage des aubages d'un compresseur ou d'une turbine est adapté aux angles d'écoulement des gaz. Hors de ce point de fonctionnement, les aubes sont attaquées avec des incidences qui ne correspondent plus à leur calage. Elles sont alors désadaptées, ce qui entraîne une perte de rendement et un blocage du débit.

La séparation du compresseur, en deux corps, introduit cependant un degré de liberté qui permet au deuxième corps d'adapter sa vitesse de rotation et de présenter ses aubes, en fonction du débit sortant du corps basse pression.

III.2 -La régulation de la turbomachine :

La régulation a pour rôle de maintenir automatiquement le moteur dans des limites déterminées. Les limites essentielles sont généralement la vitesse de rotation et la température turbine. Cela s'explique par la résistance des parties chaudes du moteur. La régulation consiste à agir sur le seul paramètre physique généralement disponible : le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion.

La régulation du moteur permet en particulier de fixer les régimes maximaux du moteur et de l'empêcher ainsi de dépasser les limites pour lesquelles il a été dimensionné : limites de température, limites de pression, limites de vitesse de rotation et limites aérodynamiques.

Aussi, la régulation peut être mécanique, hydromécanique, pneumatique ou électronique.

Les types de régulateurs sont nombreux, mais les plus utilisés sont le régulateur de vitesse mécanique simple, limiteur de charge thermique, le régulateur de vitesse hydro-mécanique, le régulateur de température, le régulateur électronique.

Dans le turbopropulseur dit conventionnel, la régulation hélice adapte le couple résistant au couple moteur, afin de maintenir la vitesse constante. Pour une position donnée de la manette, la puissance W est alors fixe ; le débit carburant Q est simplement régulé pour éviter le dépassement de certains paramètres.

Dans le cas d'un turbopropulseur, dit non conventionnel, la régulation carburant adapte le moteur aux conditions de l'hélice, pour maintenir la vitesse N constante. La puissance W varie automatiquement, même pour une position fixe de la manette.

Les prélèvements d'air et de puissance sont effectués, soit pour améliorer le fonctionnement du moteur (cas des décharges d'air à la sortie du compresseur), soit pour être utilisés pour les besoins de l'avion (pressurisation, climatisation ou fourniture de puissance pour ses équipements).

En effet, sur tout moteur une partie de la puissance fournie par le carburant est prélevée soit pour entraîner les équipements propres au moteur (pompe à carburant, pompe du module de lubrification, alternateur de régulation électronique) ou pour faire fonctionner les équipements de l'avionneur (pompes hydrauliques, alternateurs qui fournissent la puissance ou systèmes d'armes).

III.3 - Etude des paramètres du turbopropulseur au point fixe et en vol :

Dans cette partie, nous allons définir les différents paramètres adimensionnels de chaque section qui régit le fonctionnement du moteur ; d'une part, au point fixe et d'autre part, en vol.

III.3.1 - Les paramètres adimensionnels au point fixe :

Il s'agit d'étudier les paramètres adimensionnels des différentes sections au point fixe : entrée d'air, compresseur, chambre de combustion, turbine, échappement.

III.3.1.1 -Entrée d'air :

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \quad [\text{III-1}]$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [\text{III-2}]$$

$$\pi_d = \pi_d \text{MAX} \cdot \eta_r \quad [\text{III-3}]$$

III.3.1.2 -Le compresseur basse pression (BP) :

$$\pi_{cbp} = \left(\frac{\Pi \cdot R_1 \cdot N_1}{30} \right)^2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot \eta_{cbp}}{Cp_c \cdot (T_{t_2})_r} \right) + 1 \quad [\text{III-4}]$$

$$\tau_{cbp} = \pi_{cbp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \gamma_c} \right)} \quad [\text{III-5}]$$

III.3.1.3 -Le compresseur haute pression (HP) :

$$\pi_{chp} = \left(\frac{\Pi \cdot R_2 \cdot N_2}{30} \right)^2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot \eta_{chp}}{Cp_c \cdot T_{t_2} \cdot \tau_r} \right) + 1 \quad [\text{III-6}]$$

$$\tau_{chp} = \pi_{chp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \gamma_c} \right)} \quad [\text{III-7}]$$

III.3.1.4 - La chambre de combustion :

$$\tau_b = \frac{Cp_b}{Cp_a} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_b \cdot \tau_{chp} \cdot \tau_{cbp}} \quad [\text{III-8}]$$

$$\pi_b = \frac{P_{t_4}}{P_{t_3}} \quad [\text{III-9}]$$

$$\tau_\lambda = \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_0} \quad [\text{III-10}]$$

$$f = \frac{\left(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_b} \right) \cdot \tau_b}{\left(\eta_b \cdot P_{Cl} \right) / \left(Cp_b \cdot T_{t_4} \right) - 1} \quad [\text{III-11}]$$

III.3.1.5 - La turbine haute pression (HP) :

$$\tau_{thp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_{cbp} \cdot (\tau_{chp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}} \quad [\text{III-12}]$$

$$\pi_{thp} = \tau_{thp} \left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_P} \right) \quad [\text{III-13}]$$

III.3.1.6 - La turbine basse pression (BP) :

$$\tau_{ibp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_d (\tau_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}} \quad [\text{III-14}]$$

$$\pi_{ibp} = \tau_{ibp} \left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_P} \right) \quad [\text{III-15}]$$

III.3.1.7 - La turbine libre

$$\Delta H = C_p T_p \cdot T_{t5} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{t5}} \right)^{\frac{\gamma_{tp} - 1}{\gamma_{tp}}} \quad [\text{III-16}]$$

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_m}{\eta_{pr}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{tp}^2} \right) \quad [\text{III-17}]$$

$$\tau_{tp} = 1 - \frac{\eta_{tp} \cdot \alpha \cdot \Delta h}{C_{p_{tp}} \cdot T_{t5}} \quad [\text{III-18}]$$

$$\pi_{tp} = \left[\frac{\tau_{tp} - 1}{\eta_{tp}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}} \quad [\text{III-19}]$$

III.3.1.8 - La tuyère :

$$\pi_n = \frac{P_{t10}}{P_6} \quad [\text{III-20}]$$

$$\tau_n = \pi_n \left(\frac{\gamma_{p-1}}{\eta_P \cdot \gamma_T} \right) \quad [\text{III-21}]$$

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{ptp} \cdot T_{t_6} \cdot \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\gamma_N - 1}{\gamma_N}}} \quad \text{[III-22]}$$

III.3.2 - Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation) :

Il s'agit d'étudier maintenant les paramètres du moteur en régime de vol ou hors adaptation. Ces paramètres sont déterminés par une résolution indirecte, dite méthode de référence. Cette méthode sera appliquée aux différentes sections dans un régime de vol.

III.3.2.1 - Principe de la méthode de référence :

Les relations déduites pour le fonctionnement du moteur sont basées en général sur l'application de la méthode de la conservation du débit, de l'énergie et de la qualité de mouvement pour un écoulement monodimensionnel d'un gaz parfait en régime permanent, en effet si une relation quelconque peut être identifiée à un terme constant, exemple : $f(x_r, y_r) = \text{cte}$; ou (x_r, y_r) sont deux variables présentes dans cette relation, donc elle peut être identifiée à la même relation avec d'autres variables soit : $f(x, y)$ ou (x, y) sont deux variables de même nature que (x_r, y_r) mais prises comme référence .

III.3.2.2 - Performances du moteur :

Les paramètres définissant le moteur étant reliés, nous pouvons donc les classer en variables constantes, indépendantes et dépendantes.

Nous considérons comme :

- constants, tous les rendements ;
- indépendantes, les conditions de vol (P_{s0} , T_{s0} et M_0) et certaines pertes de pressions (fixés par le design) ;
- dépendants, tous les taux de détente, de compressions et rapports de températures.

Le calcul des performances est établi en deux étapes :

-Première étape :

Une fois les conditions de vol imposées, nous calculons les différents rapports de températures et de pressions ainsi que les rendements de chaque élément pour un point fixe que nous considérons comme référence (indice 'r').

-Deuxième étape :

Il s'agit de calculer des paramètres en conditions de vol.

L'énergie de fonctionnement est générée par les turbines, ce qui entraîne une variation dans leur comportement et par suite, une variation du rendement moteur.

Au départ, on définit le débit pour un fonctionnement en hors adaptation. Ainsi, l'équation de conservation de masse au niveau de la station 4, nous permet d'aboutir à :

$$\dot{m}_0 = (\dot{m}_0)_r \cdot \frac{P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_{cbp} \cdot \pi_{chp}}{(P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_{cbp} \cdot \pi_{chp})_r} \cdot \sqrt{\frac{(T_{t_4})_r}{T_{t_4}}} \quad \text{[III-23]}$$

III.3.2.3 - Le compresseur basse pression (BP) :

En appliquant la notion de conservation du MFP dans le compresseur BP, nous aurons :

$$MFP_2 = \frac{Q_P \cdot \sqrt{T_{t_2}}}{P_{t_2} \cdot S_2} \quad \text{[III-24]}$$

$$MFP_{2,5} = \frac{Q_P \cdot \sqrt{T_{t_{2,5}}}}{P_{t_{2,5}} \cdot S_{2,5}} \quad \text{[III-25]}$$

Où : S_2 et $S_{2,5}$ sont respectivement les sections entrée et sortie du compresseur BP. La conservation des débits et le rapport [III-24] et [III-25] donnent :

$$(MFP_2 / MFP_{2,5}) = \frac{\pi_{cbp} \cdot S_{2,5}}{\sqrt{\tau_{cbp}} \cdot S_2} = Cte \quad \text{[III-26]}$$

$$\text{Donc : } \frac{\pi_{cbp} \cdot S_{2,5}}{\sqrt{\tau_{cbp}} \cdot S_2} = Cte = \frac{(\pi_{cbp})_r \cdot S_{2,5}}{(\sqrt{\tau_{cbp}})_r \cdot S_2} \quad \text{[III-27]}$$

Sachant que $\pi = \tau^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)}$ et on égalisant les deux équations, on aura la première équation :

$$\tau_{cbp} = \left(\frac{(\pi_{cbp})_r}{(\sqrt{\tau_{cbp}})_r} \right)^{\frac{2(\gamma-1)}{\gamma}} \quad \text{[III-28]}$$

Puis du résultat du rendement isentropique, tel que défini définition dans le chapitre précédent, nous obtenons le rapport suivant :

$$\pi_{cbp} = \left[1 + \eta_{IS_{cbp}} \cdot (\tau_{cbp} - 1) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{[III-29]}$$

III.3.2.4 -Le compresseur haute pression (HP) :

L'équilibre mécanique du compresseur / turbine HP.

$$(1+f) \cdot \tau_b \cdot (1-\tau_{thp}) \cdot \eta_{ml} = \tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_{cbp} \cdot (\tau_{Chp} - 1) \quad \text{[III-30]}$$

De la même façon, en introduisant le même rapport pour le cycle réel et en faisant l'équilibre, on obtient :

$$\tau_{Chp} = \left(\frac{\tau_b}{(\tau_b)_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_r)_r}{\tau_r} \right) \cdot \left(\frac{(\tau_{cbp})_r}{\tau_{cbp}} \right) \cdot ((\tau_{chp})_r - 1) + 1 \quad \text{[III-31]}$$

Et de la :

$$\pi_{Chp} = \left[1 + \eta_{is_{Chp}} \cdot (\tau_{Chp} - 1) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{[III-32]}$$

III.3.2.5 -La chambre de combustion :

$$\tau_b = \frac{Tt_4}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_{Chp} \cdot \tau_{Chp}} \quad \text{[III-33]}$$

$$f = \frac{\left(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_b} \right) \cdot \tau_b}{(\eta_b \cdot P_{Cl}) / (Cp_b \cdot T_{t_4}) - 1} \quad \text{[III-34]}$$

III.3.2.6 -La turbine haute pression (HP) :

La turbine HP est comprise entre deux cols ; en amont son propre distributeur et en aval, le distributeur de la turbine BP .A haut régime, les distributeurs sont soniques, alors l'écoulement est considéré amorcé.

Si nous introduisons la notion du paramètre du débit réduit MFP (massic flowrate parameter) défini par :

$$MFP = \frac{Q \cdot \sqrt{T_t}}{P_t \cdot S} \quad \text{[III-35]}$$

Si nous introduisons toujours le rapport MFP, on a

$$MFP_4 = \frac{Q_4 \cdot \sqrt{T_{t_4}}}{P_{t_4} \cdot S_4} \quad \text{[III-36]}$$

$$MFP_{4,5} = \frac{Q_{4,5} \cdot \sqrt{T_{t_{4,5}}}}{P_{t_{4,5}} \cdot S_{4,5}} \quad \text{[III-37]}$$

Tels que : S_4 et $S_{4,5}$ sont respectivement les sections entrées et sortie turbine haute pression.

$$\text{On a : } \frac{MFP_{4,5}}{MFP_4} = 1 \quad \text{[III-38]}$$

Puisque l'écoulement est sonique, le nombre de Mach ne varie pas et par conséquent, le MFP ne varie pas aussi.

Si nous appliquons le même procédé au cycle réel, on aura :

$$\left(\frac{MFP_{4,5}}{MFP_4} \right)_r = 1 \quad \text{[III-39]}$$

En faisant (III-38) / (III-39), on obtiendra le rapport :

$$\frac{\pi_{t_{hp}}}{\sqrt{\tau_{t_{hp}}}} = \left(\frac{\pi_{t_{hp}}}{\sqrt{\tau_{t_{hp}}}} \right)_r \quad \text{[III-40]}$$

$$\text{On a : } \pi_{t_{hp}} = \tau_{t_{hp}}^{\left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1)\eta_p} \right)} \quad \text{[III-41]}$$

Pour satisfaire les deux équations, le taux de détente et le rapport de compression doivent être constants, donc : $\pi_{t_{hp}} = Cte$ et $\tau_{t_{hp}} = Cte$

III.3.2.7 - Turbine basse pression (BP) :

La turbine basse pression est interposée entre deux cols. En amont se trouve son propre distributeur et en aval, le distributeur de la turbine libre. En appliquant la conservation de paramètre du débit, on a :

$$\frac{\pi_{t_{bp}}}{\sqrt{\tau_{t_{bp}}}} = \left(\frac{\pi_{t_{bp}}}{\sqrt{\tau_{t_{bp}}}} \right)_r \quad \text{[III-42]}$$

$$\text{Ou : } \tau_{t_{bp}} = \pi_{t_{bp}}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \cdot \gamma_c} \right)} \quad \text{[III-43]}$$

Donc : $\pi_{t_{bp}} = Cte$ et $\tau_{t_{bp}} = Cte$

III.3.2.8 - La turbine libre :

La turbine libre est comprise entre le col de son propre distributeur et l'entrée de la tuyère. Dans ce cas, on applique la conservation du débit, soit :

$$MFP_5 = \frac{Q_5 \cdot \sqrt{T_{t_5}}}{P_{t_5} \cdot S_5} \quad \text{[III-44]} \quad \text{Et : } MFP_6 = \frac{Q_6 \cdot \sqrt{T_{t_6}}}{P_{t_6} \cdot S_6} \quad \text{[III-45]}$$

Ou : S_5 et S_6 sont respectivement les sections de l'entrée et la sortie de la turbine libre. Si on applique le même principe pour le cycle réel, on aura :

$$(MFP_5)_r = \left(\frac{Q_5 \cdot \sqrt{T_{t_5}}}{P_{t_5} \cdot S_5} \right) \quad \text{[III-46]} \quad \text{Et :} \quad (MFP_6)_r = \left(\frac{Q_6 \cdot \sqrt{T_{t_6}}}{P_{t_6} \cdot S_6} \right) \quad \text{[III-47]}$$

Puisque l'écoulement est sonique, à l'entrée de la turbine libre, le paramètre du débit est conservé, d'où :

$$(MFP_5)_r = (MFP_5) \quad \text{[III-48]}$$

En faisant intervenir cette égalité dans l'équation précédente, on aura :

$$\pi_{ibp} = (\pi_{ibp})_r \cdot \sqrt{\frac{\tau_{ibp}}{(\tau_{ibp})_r}} \cdot \frac{(MFP_6)_r}{MFP_6} \quad \text{[III-49]}$$

$$\text{Ou : } M_6 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_p - 1} \cdot \left[\left(\frac{P_{t_6}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_p - 1}{\gamma_p}} - 1 \right]} \quad \text{[III-50]}$$

$$\text{Et : } MFP_6 = \frac{M_6}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M_6^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad \text{[III-51]}$$

M_6 : Est le nombre de Mach à la sortie de la turbine libre.

III.3.2.9 -La tuyère d'éjection :

La tuyère est un convergent dans lequel l'écoulement est isentropique, sans échange ni de chaleur, ni de travail. On se trouve dans le même cas de figure que l'entrée d'air. On peut donc admettre que les grandeurs totales ne se conservent pas.

En théorie, la pression totale se conserve tout le long de la tuyère, lorsqu'il n'y a pas d'onde de choc. En pratique, à cause des frottements, la pression chute légèrement tout le long de la tuyère. Le rendement de cette dernière est donc le rapport de la pression totale en sortie tuyère par la pression totale à l'entrée. Ce rendement est de l'ordre de 0.99.

Lorsqu'on considère une tuyère d'avion, la pression totale à l'amont de la tuyère est celle de sortie turbine haute pression. Quand à la pression en aval, elle sera égale à la pression atmosphérique (tuyère adaptée). On aura deux cas de fonctionnement :

- Sub-critique $M < 1$
- Critique $M = 1$

III.3.2.9.1 - Fonctionnement sub-critique :

On appelle rapport sub-critique, le rapport $\frac{P_t}{P}$ lorsqu'on a un Mach inférieur à 1 et aussi :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_0} \geq \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-52]}$$

Cela nous conduit à :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_{10}} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-53]}$$

$$P_{t_6} = P_{t_{10}} \text{ (Transformation adiabatique)}$$

$$P_{10} = P_0 \text{ (Détente complète des gaz)}$$

III.3.2.9.2 - Fonctionnement critique :

Dans ce cas, on a :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_0} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-54]}$$

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_{pt} \cdot T_{t_6} \cdot \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t_6}} \right)^{\frac{\eta_N - 1}{\eta_N}}} \quad \text{[III-55]}$$

◆ III.4-Ligne de fonctionnement :

Une ligne de fonctionnement est une ligne plus ou moins proche de la ligne de pompage, selon les vitesses de rotation et les conditions de fonctionnement.

III.4.1-Ligne de fonctionnement haute pression :

Le turbopropulseur étant défini, sa géométrie est fixée et en particulier ses sections aux cols du distributeur de turbine et de tuyère.

L'hypothèse de criticité de ses deux sections (D_4 constant et D_{10} constant) entraîne la constance de la charge de turbine.

$$K_1 = \frac{T_4 - T_{4,5}}{T_4} \quad \text{(haute pression)} \quad ; \quad K_2 = \frac{T_{4,5} - T_5}{T_{4,5}} \quad \text{(basse pression)}$$

En fonctionnement stabilisé, on a équilibre des puissances de la turbine haute pression et du compresseur basse pression :

$$Cp_c \cdot (T_3 - T_{2,5}) = (1 + f) \cdot Cp_t \cdot (T_{4,5} - T_5) \quad \text{[III-56]}$$

Soit

$$\frac{T_3}{T_{2,5}} - 1 = (1 + f) \cdot \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{T_{4,5} - T_5}{T_{4,5}} \cdot \frac{T_{4,5}}{T_{2,5}}$$

$$\frac{T_3}{T_{2,5}} = K_1 \cdot (1 + f) \cdot \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{T_{4,5}}{T_{2,5}} + 1$$

Le rapport de pressions du compresseur

$$\frac{P_3}{P_{2,5}} = \left(\frac{T_3}{T_{2,5}} \right)^{\frac{\gamma_c \cdot \eta_{chp}}{\gamma_c - 1}} = \left[K_1 \cdot (1 + f) \cdot \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{T_{4,5}}{T_{2,5}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_c \cdot \eta_{chp}}{\gamma_c - 1}} \quad \text{[III-57]}$$

Est donc uniquement fonction $\frac{T_{4,5}}{T_{2,5}}$ et croit avec $\frac{T_{4,5}}{T_{2,5}}$

La continuité du débit entraîne

$$D_{2,5} = \frac{\dot{m}_2 \cdot \sqrt{T_{2,5}}}{P_{2,5}} = \frac{\dot{m}_4}{1 + f} \cdot \frac{\sqrt{T_{4,5}}}{P_{4,5}} \cdot \sqrt{\frac{T_{2,5}}{T_{4,5}}} \cdot \frac{P_{4,5}}{P_{2,5}} = D_4 \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \sqrt{\frac{T_{2,5}}{T_{4,5}}} \cdot \frac{1 - \varepsilon_4}{1 + f} \quad \text{[III-58]}$$

Les points de fonctionnement du compresseur sont représentés par les coordonnées $D_{2,5}$ et $\frac{P_{4,5}}{P_{2,5}}$ dans le champ du compresseur.

Le fait que π_{chp} puisse s'exprimer en fonction du seul $D_{2,5}$, entraîne l'existence d'une ligne unique dans le champ du compresseur, sur laquelle se placent tous les points de fonctionnement possibles avec la géométrie considérée pour le moteur. Cette ligne est appelée ligne de fonctionnement.

Son équation s'obtient en éliminant $\frac{T_{4,5}}{T_{2,5}}$ entre les relations [III-57] et [III-58]

$$D_{2,5} = D_4 \cdot \frac{1 - \varepsilon_4}{1 + f} \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \sqrt{K_1 \cdot \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{1 + f}{\left(\frac{P_3}{P_{2,5}} \right)^{\frac{\gamma_c \cdot \eta_{chp}}{\gamma_c - 1}} - 1}} \quad \text{[III-59]}$$

Cette relation montre que la ligne de fonctionnement est indépendante des conditions extérieures (pression, température) ainsi que des conditions de vol du moteur (nombre de mach, altitude).

Cette ligne montre que la pente de la ligne de fonctionnement augmente lorsque $\frac{T_{4,5}}{T_{2,5}}$ augmente ce qui entraîne l'augmentation de D_2 .

La ligne de fonctionnement a généralement tendance à s'approcher de la ligne de pompage à haut régime réduit.

En réalité, la ligne de fonctionnement doit se situer dans le champ du compresseur, de façon à assurer un fonctionnement sain du moteur et donc présenter un écart suffisant par rapport à la ligne de pompage. C'est ce qu'on appelle la marge au pompage. Le fonctionnement décrit ne considère que les régimes stabilisés (égalité des puissances turbine-compresseur).

En pratique, le moteur est soumis également à différents régimes transitoires (accélération, décélération) pour lesquels il n'y a plus d'équilibre turbine-compresseur.

Les lignes de fonctionnement sont alors différentes de la ligne de fonctionnement stabilisé et dépendent des lois de variation du débit de carburant adoptées.

III.4.2-Ligne de fonctionnement basse pression :

Puisque nous avons démontré que le fonctionnement du moteur ne dépend que d'un seul paramètre, il existe également une ligne de fonctionnement unique dans le champ du compresseur basse pression.

Cette ligne dépend à la fois de la charge de turbine basse pression k_1 et la charge de turbine haute pression k_2 .

$$D_2 = D_4 \cdot \sqrt{\frac{T_2}{T_4}} \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \frac{P_{2,5}}{P_2} \cdot \frac{1 - \varepsilon_4}{1 + f} \quad \text{[III-60]}$$

$$\frac{T_3}{T_{2,5}} - 1 = \frac{C_{p_t}}{C_{p_c}} \cdot (1 + f) \cdot \frac{\Delta T_4}{T_4} \cdot \frac{T_4}{T_2} \cdot \frac{T_2}{T_{2,5}} \quad \text{[III-61]}$$

$$\frac{T_{2,5}}{T_2} - 1 = \frac{C_{p_t}}{C_{p_c}} \cdot (1 + f) \cdot K_2 \cdot \frac{T_{4,5}}{T_4} \cdot \frac{T_4}{T_2} = \frac{C_{p_t}}{C_{p_c}} \cdot (1 + f) \cdot (1 - K_1) \cdot K_2 \cdot \frac{T_4}{T_2} \quad \text{[III-62]}$$

$$\text{Avec } \frac{P_{2,5}}{P_2} = \pi_{cbp}$$

η_{cbp} Rendement polytropique de compresseur basse pression

η_{chp} Rendement polytropique de compresseur haute pression

Nous avons :

$$\frac{T_4}{T_2} = \frac{\pi_{cbp}^{\frac{\gamma_c-1}{\eta_{cbp}}} - 1}{\frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot (1+f) \cdot K_2 \cdot (1-K_1)} \quad \text{[III-63]}$$

$$\frac{T_3}{T_{2,5}} = \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot (1+f) \cdot K_1 \cdot \frac{\pi^{\frac{\gamma_c-1}{\eta_{cbp}}} - 1}{\frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot (1+f) \cdot K_2 \cdot (1-K_1)} \cdot \pi^{\frac{\gamma_c-1}{\eta_{cbp}}} + 1$$

$$\frac{T_3}{T_{2,5}} = \frac{K_1}{K_2 \cdot (1-K_2)} \cdot \left(1 - \pi_{cbp}^{\frac{\gamma_c-1}{\eta_{cbp}}} \right) + 1 \quad \text{[III-64]}$$

$$D_2 = D_4 \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{Cp_t}{Cp_c} \right) \cdot (1+f) \cdot K_2 \cdot (1-K_1)}{\pi_{cbp}^{\frac{\gamma_c-1}{\eta_{cbp}}} - 1}} \cdot \left[1 + \frac{K_1}{K_2 \cdot (1-K_1)} \cdot \left(1 - \pi_{cbp}^{\frac{1-\gamma_c}{\eta_{cbp}}} \right) \right]^{\frac{\gamma_c \cdot \eta_{cbp}}{\gamma_c-1}} \cdot \pi_{cbp} \cdot \frac{1-\varepsilon_4}{1+f}$$

Le résultat ci-dessus, représente la ligne de fonctionnement basse pression. [III-65]

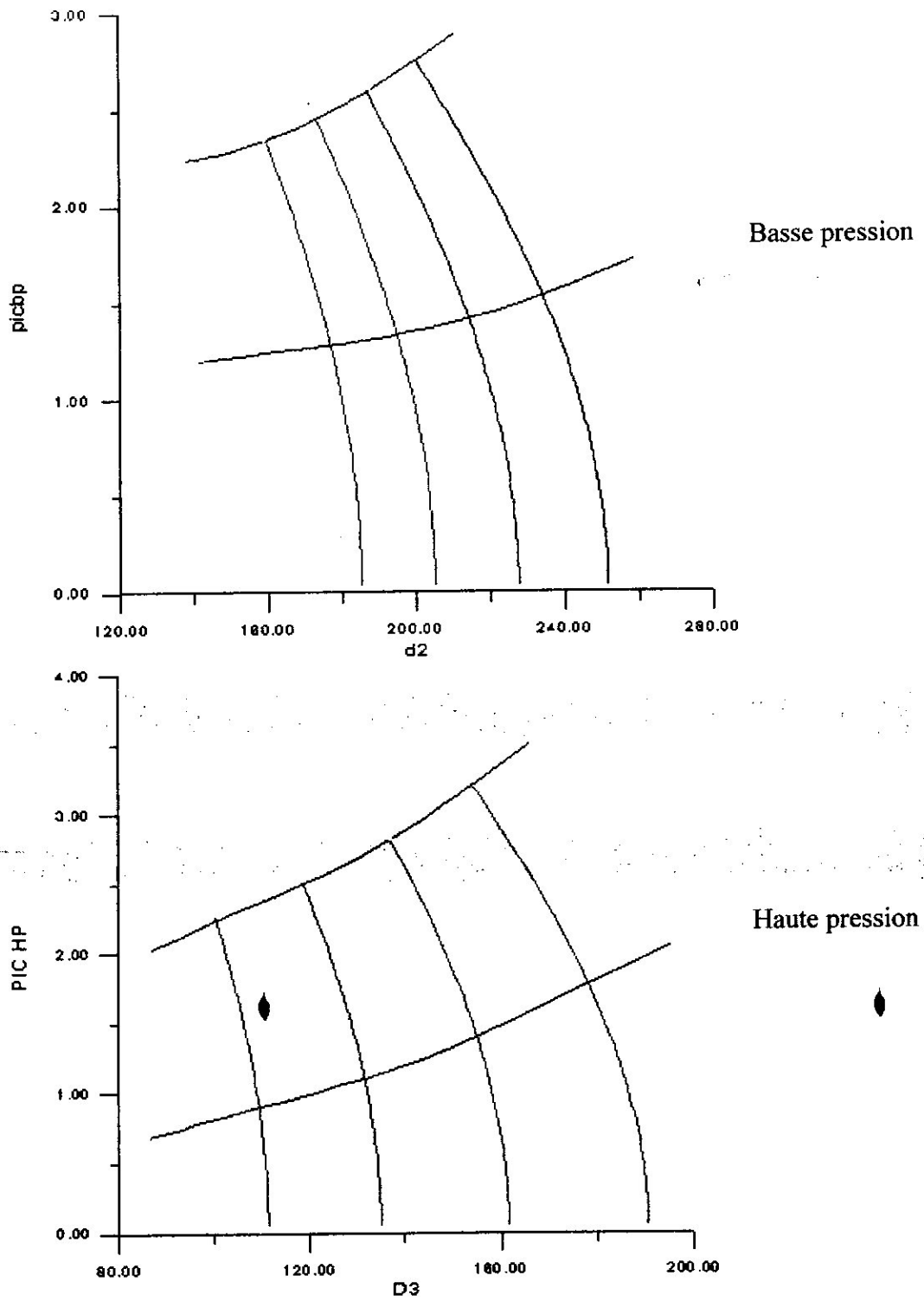
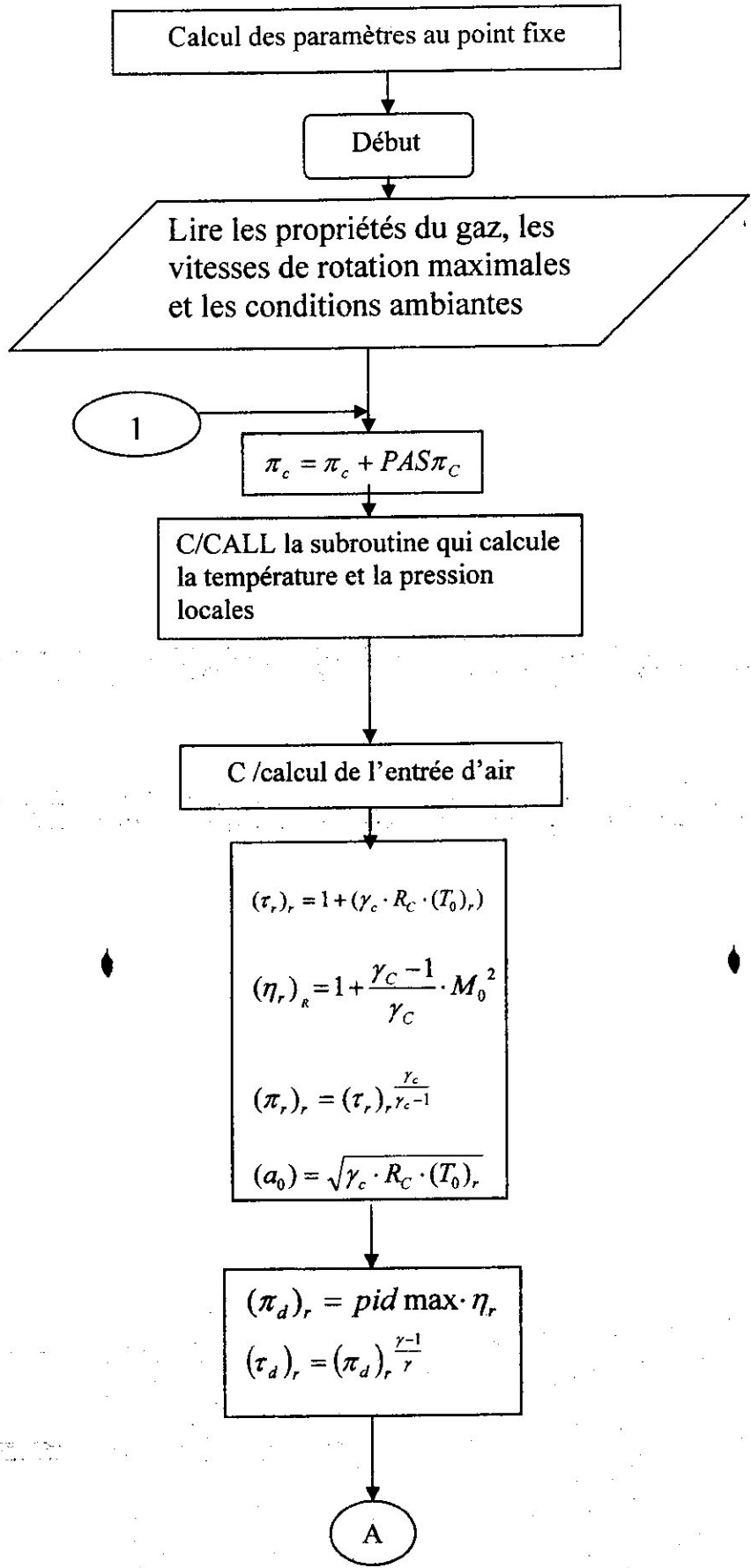
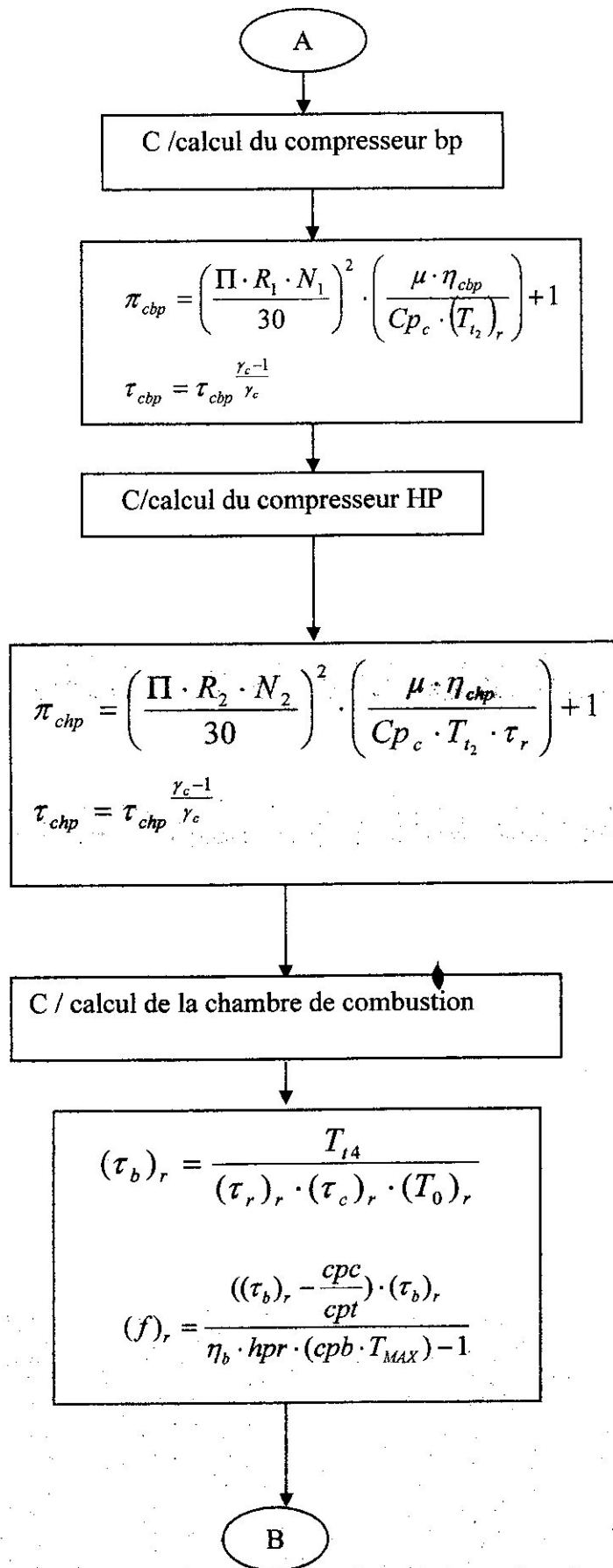
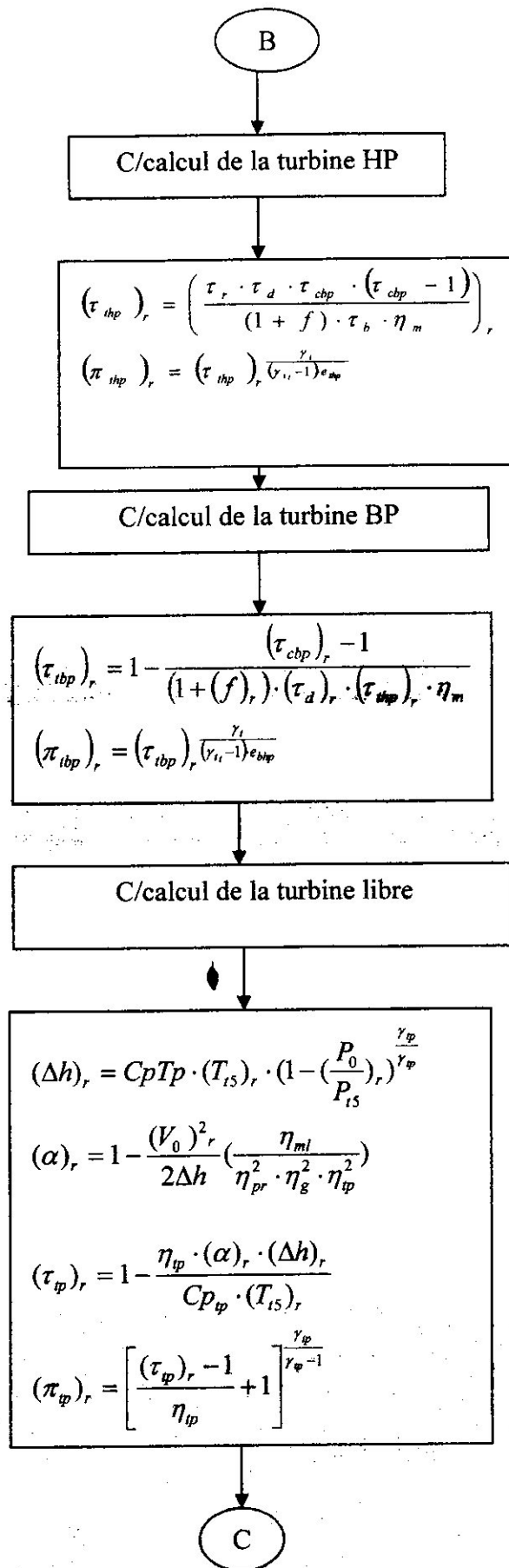


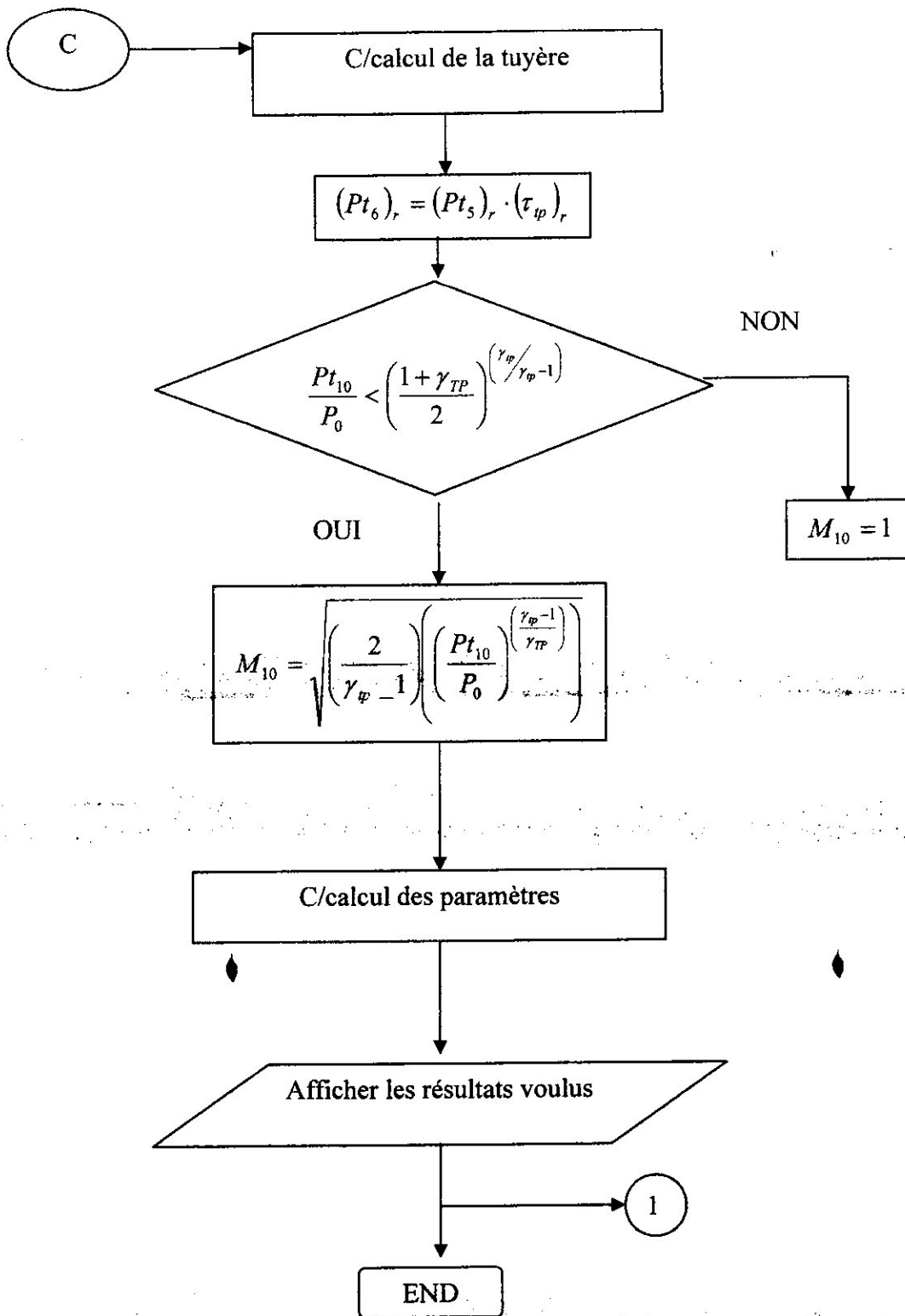
Figure (III, 1) : Lignes de fonctionnement basse pression et haute pression.

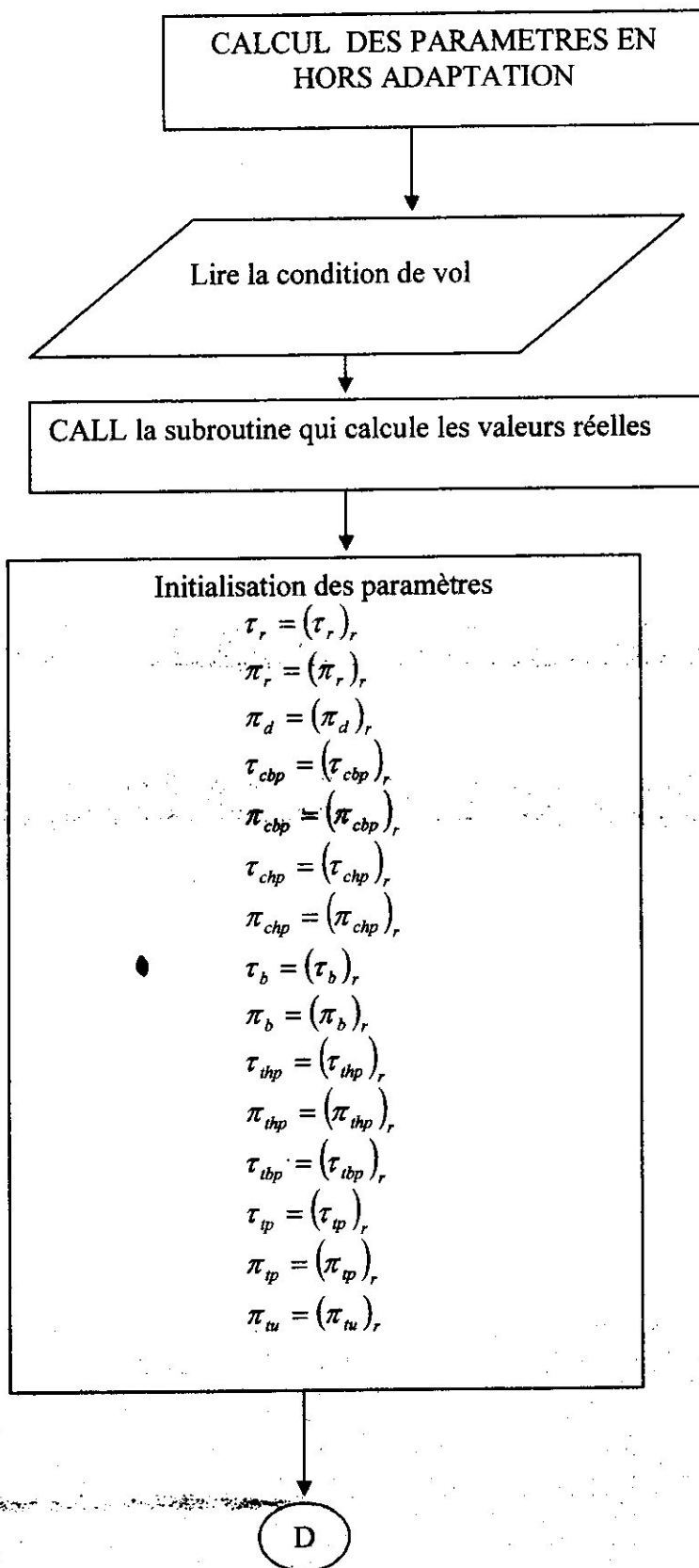
III.5 - Organigramme de calcul :

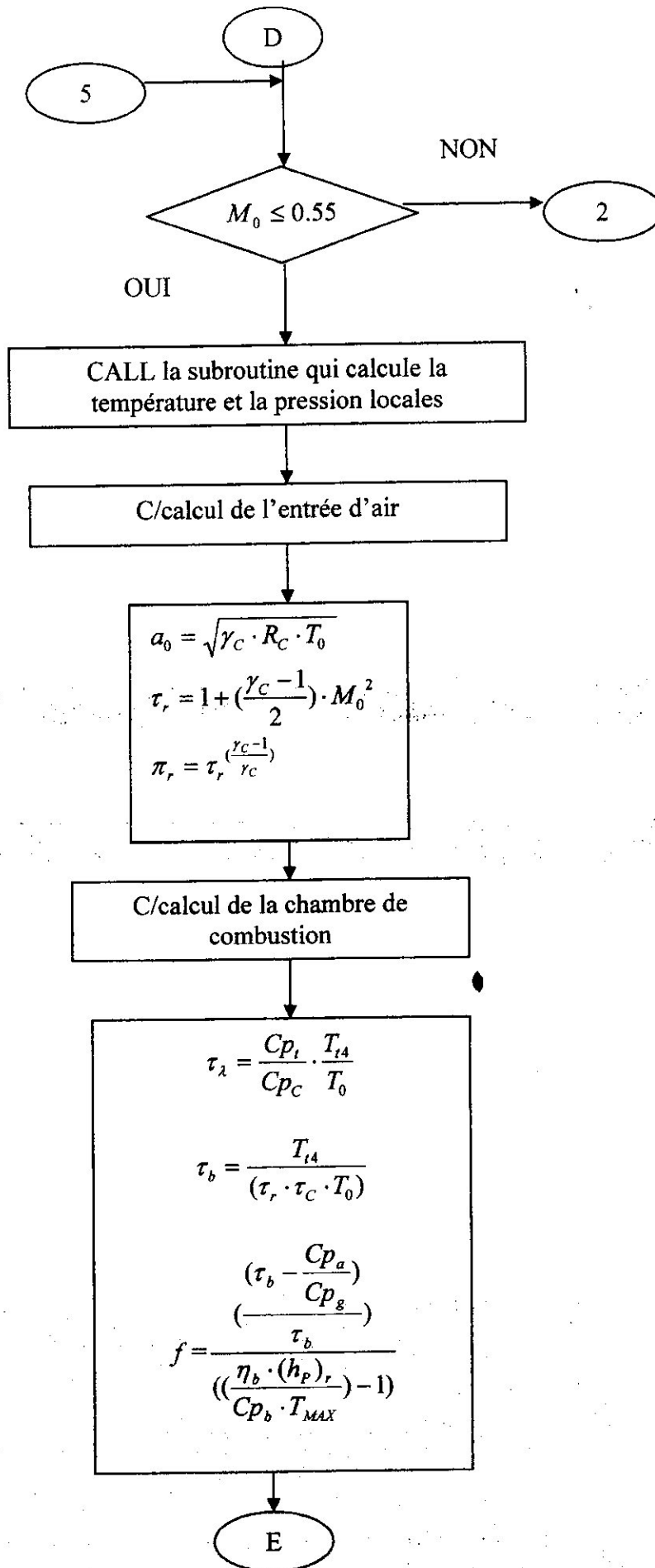


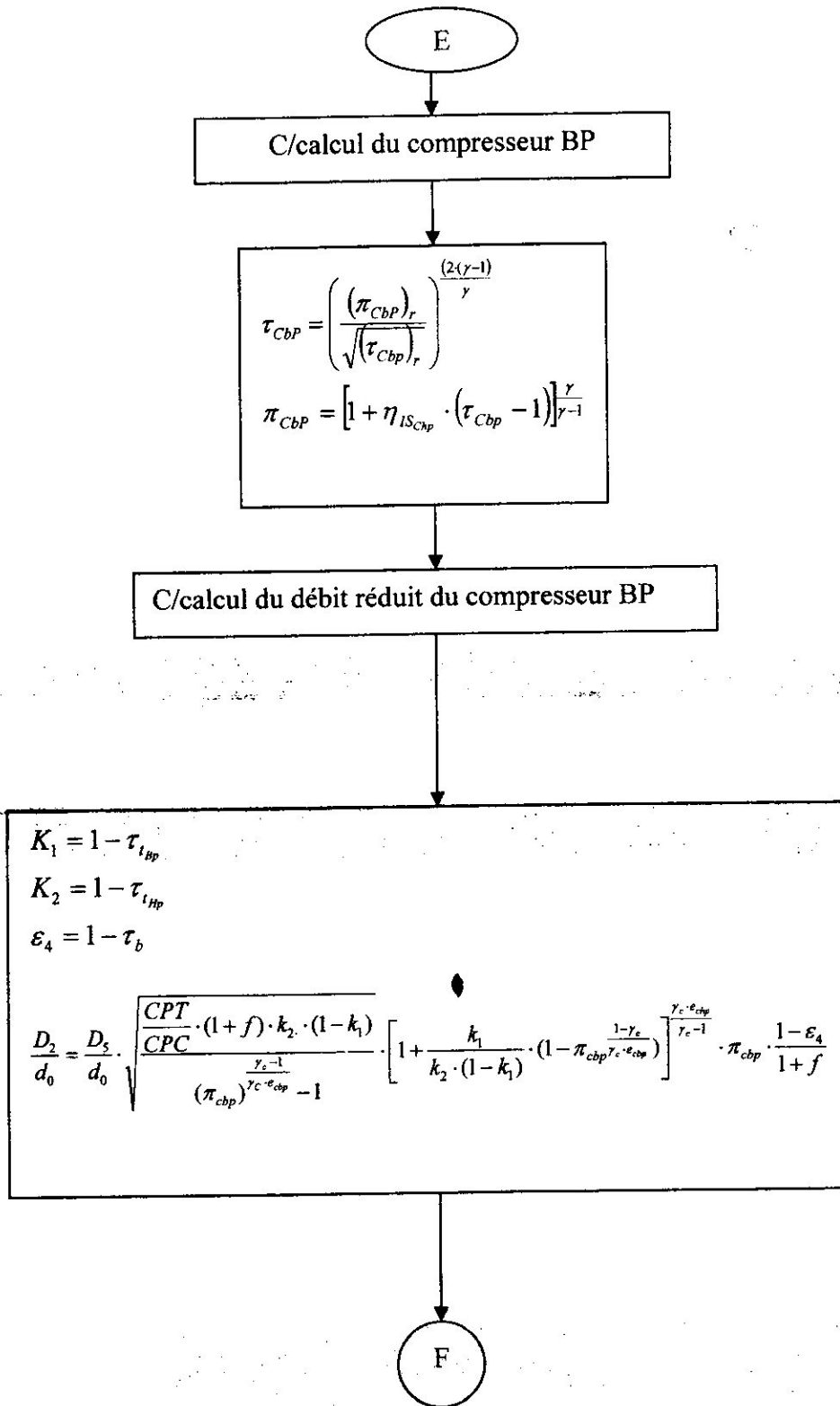


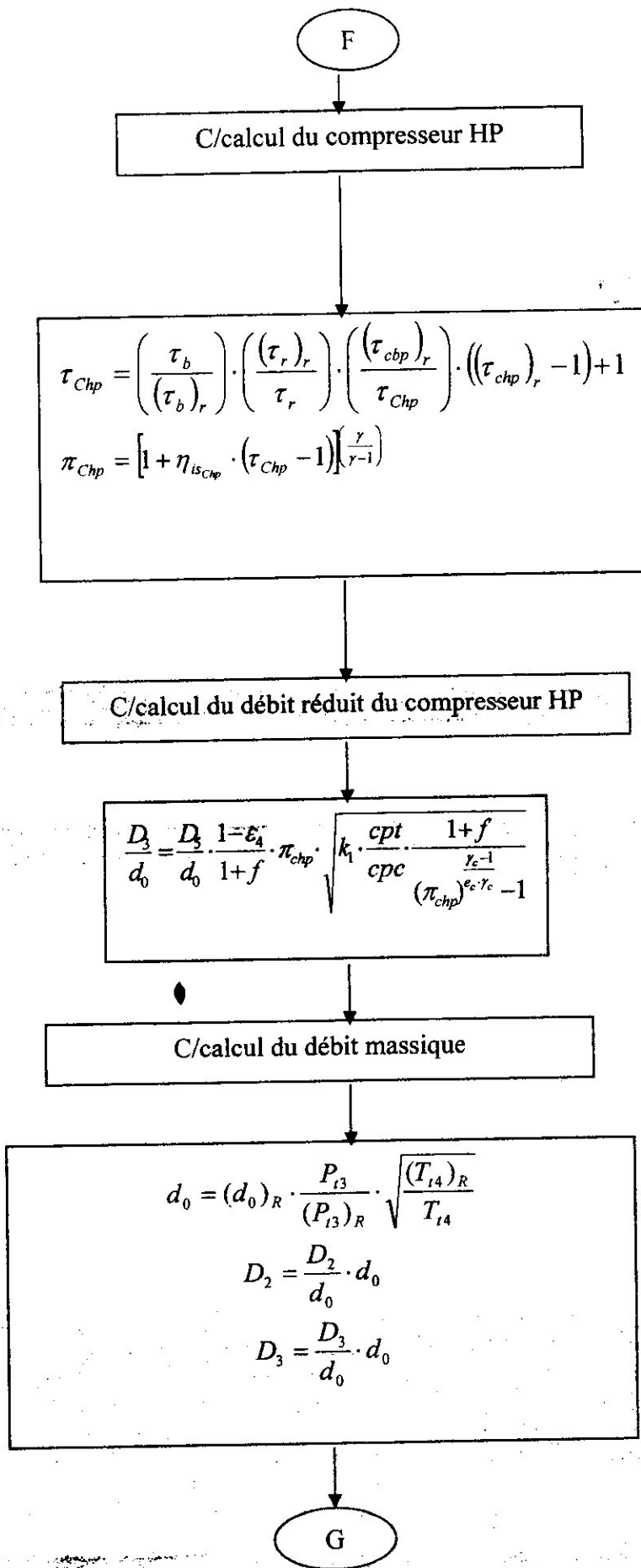


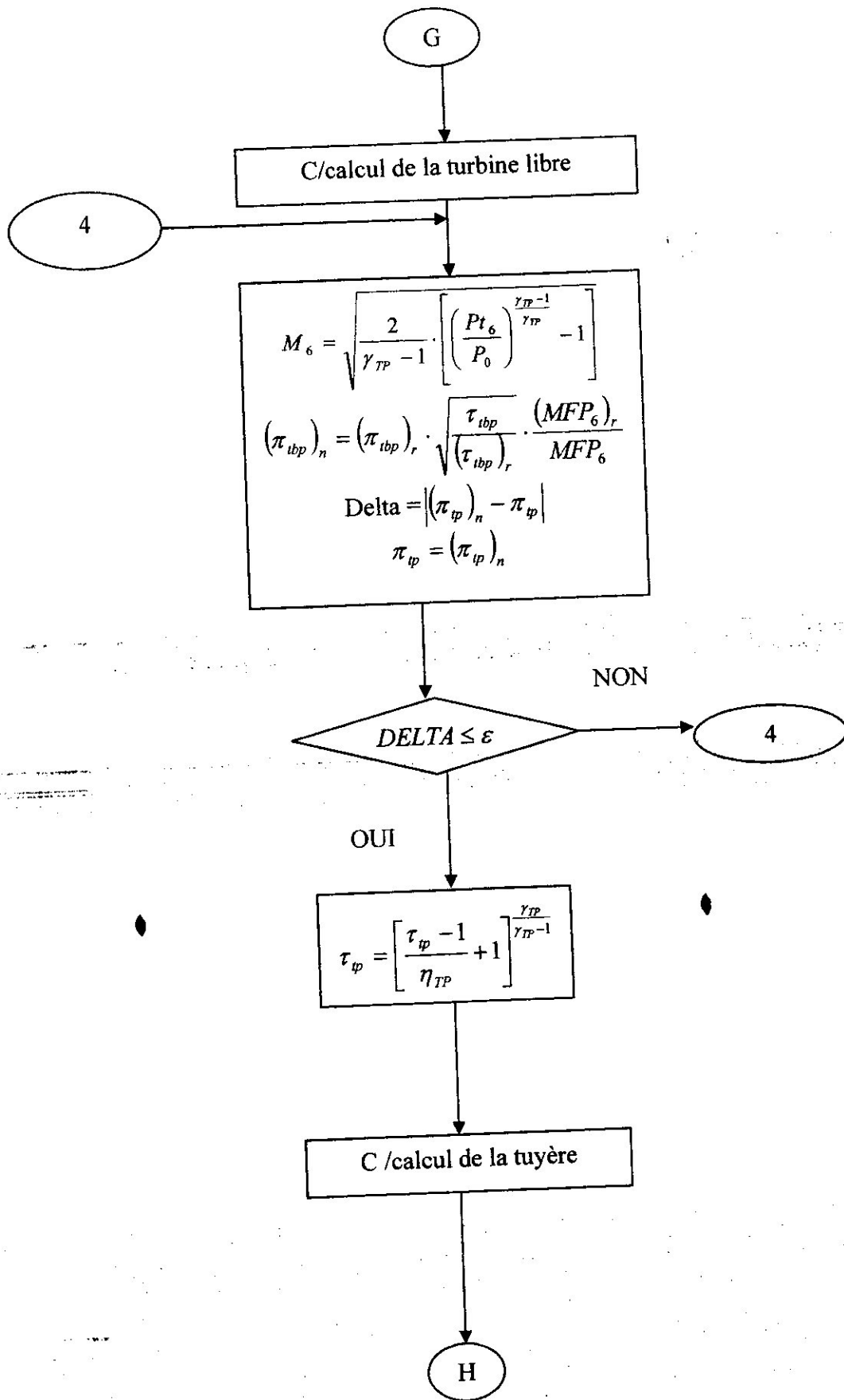


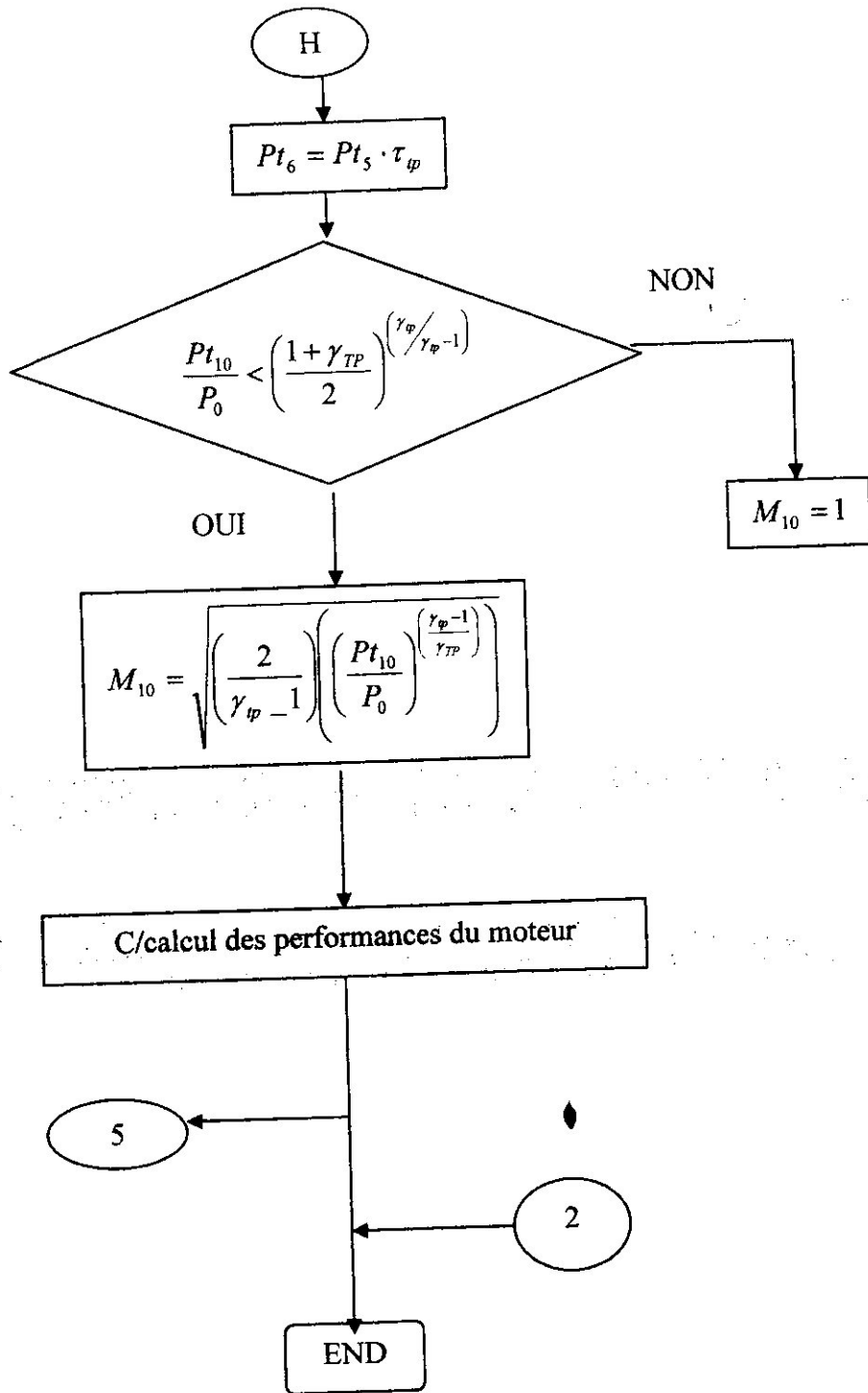




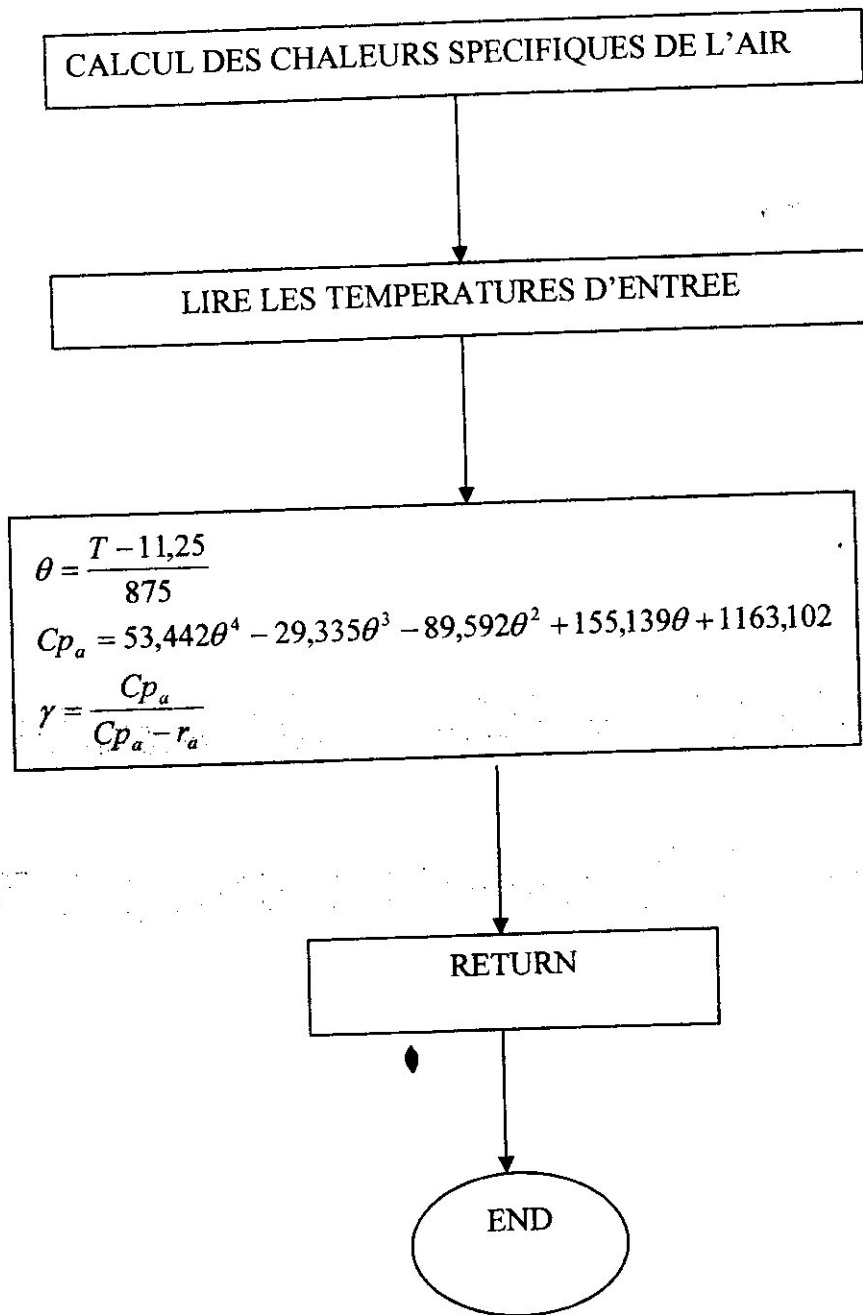


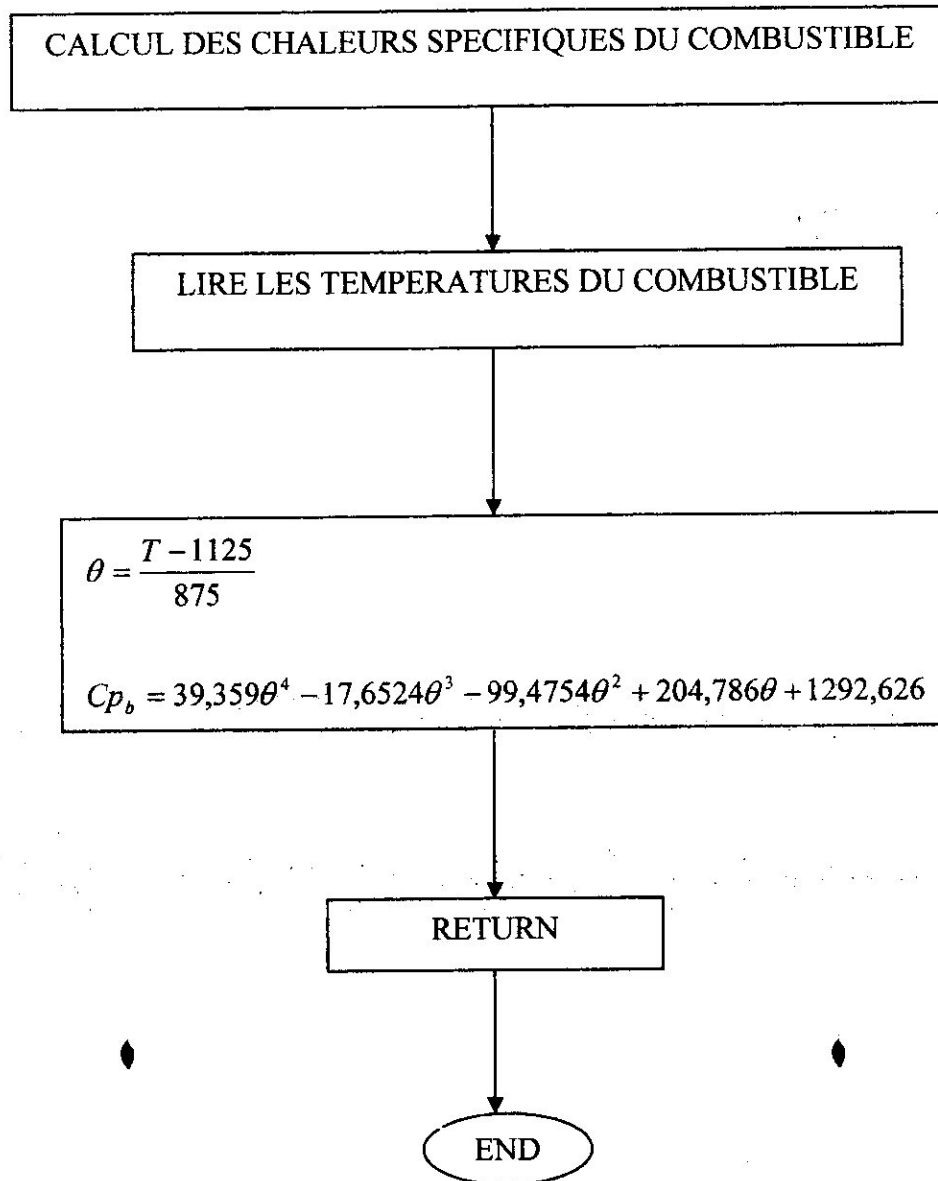






III.5.1-Les sous-routines :





CHAPITRE IV

**SIMULATIONS ET INTERPRETATION DES
DONNEES GRAPHIQUES**

Le présent chapitre a pour objet de simuler le comportement du turbopropulseur PW127F au point fixe et en régime de vol.

Au point fixe, la variable se situe dans le nombre de tour.

En régime hors adaptation, les paramètres variables sont : l'altitude et la vitesse (nombre de mach).

La simulation au point fixe et hors adaptation nous permettra de déterminer les performances du moteur aux plans de : poussée, puissance, poussée spécifique, puissance spécifique, consommation spécifique, consommation horaire, taux de détente, taux de compression, rendement thermique, rendement propulsif, rendement global et le débit massique.

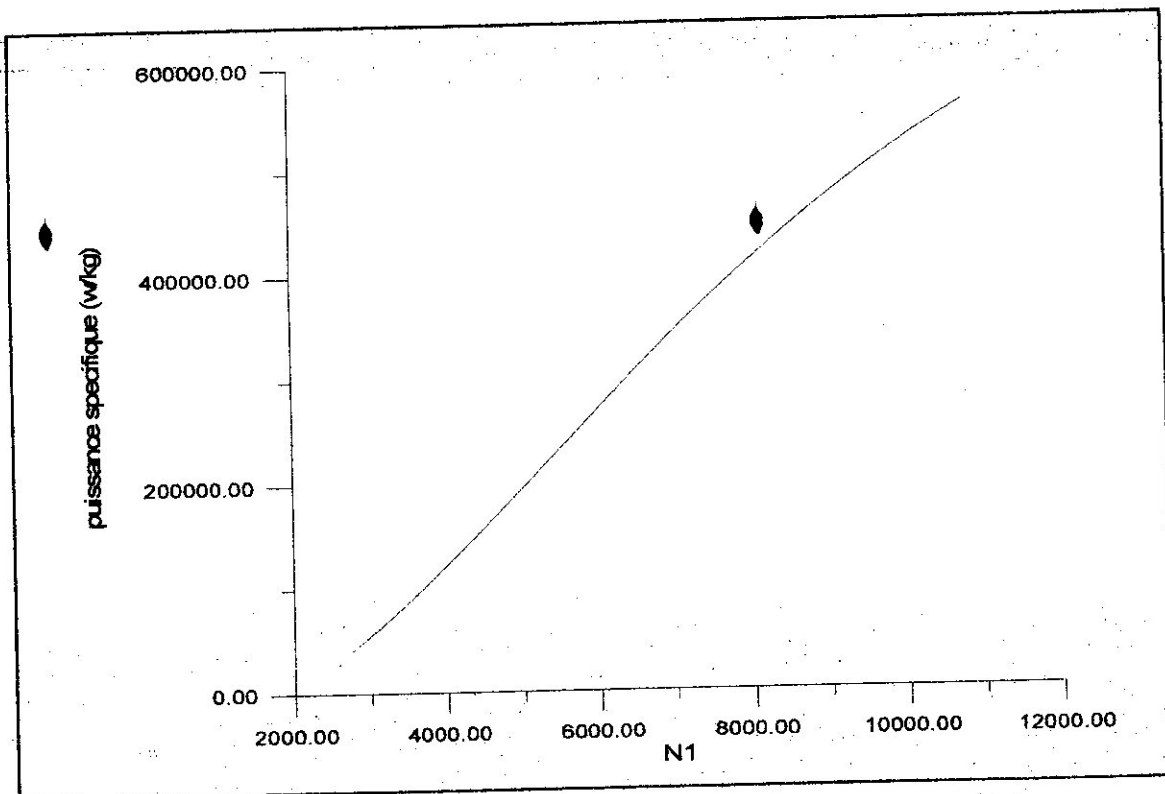
IV.1 – Au point fixe :

Figure : (IV-1)

La figure (IV-1), ci-dessus, représente l'évolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

L'évolution de la puissance spécifique fait apparaître quatre zones de fonctionnement :

Zone I : L'évolution de la puissance spécifique n'est pas représentée, car le moteur n'est pas fonctionnel. C'est le régime de démarrage, les parties tournantes sont entraînées par un démarreur.

Zone II : La puissance spécifique est limitée par la vitesse d'auto-fonctionnement. La puissance spécifique augmente suivant une faible pente, c'est le régime transitoire. Le démarreur est débrayé laissant libre court aux ensembles rotatifs qui se mettent en mouvement.

Zone III : La puissance spécifique augmente rapidement et d'une manière jusqu'à la vitesse de décollage. Cette zone représente la plage des régimes d'utilisation. A cette vitesse, le régime est limité en temps, car il entraîne l'élévation de la température entrée turbine.

Zone IV : Elle est limitée par une vitesse de rotation de 106,8% de N1 et de 103,7% de N2. Cette plage ne peut être atteinte qu'accidentellement et si c'est le cas, elle indique une défectuosité.

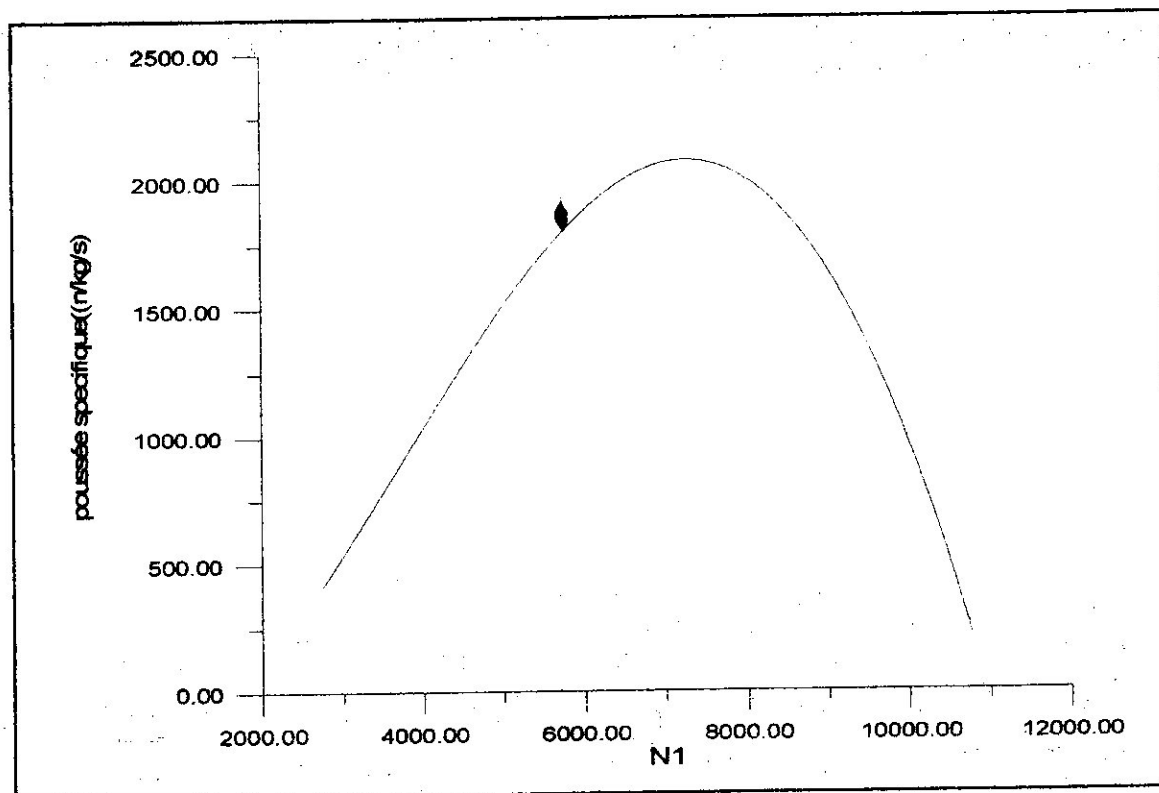


Figure : (IV-2)

La figure (IV-2), ci-dessus, représente l'évolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

La poussée spécifique augmente avec le nombre de tours, mais à une certaine valeur, elle a tendance à diminuer. Cette diminution s'explique par le fait que le débit d'air augmente avec le nombre de tours.

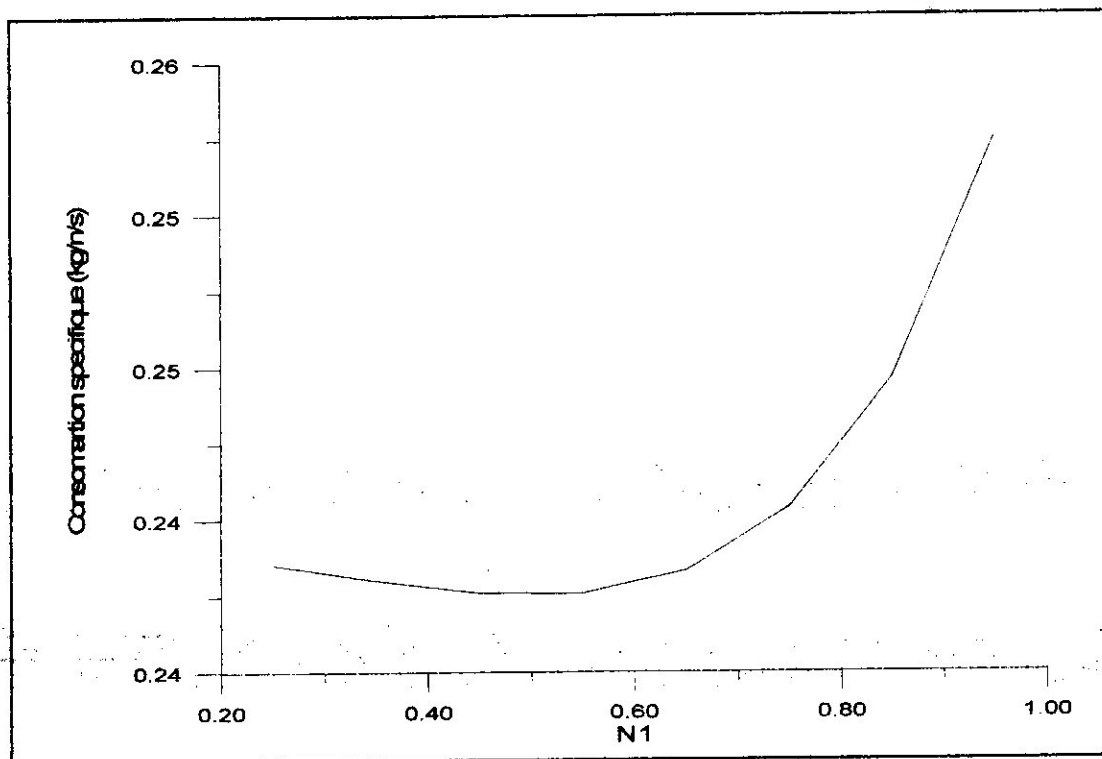


Figure : (IV-3)

La figure (IV-3), ci-dessus, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

La consommation horaire augmente en fonction de la vitesse de rotation. Cela est dû à l'augmentation du taux de compression, ce qui implique l'augmentation du débit de carburant, afin d'assurer un bon dosage.

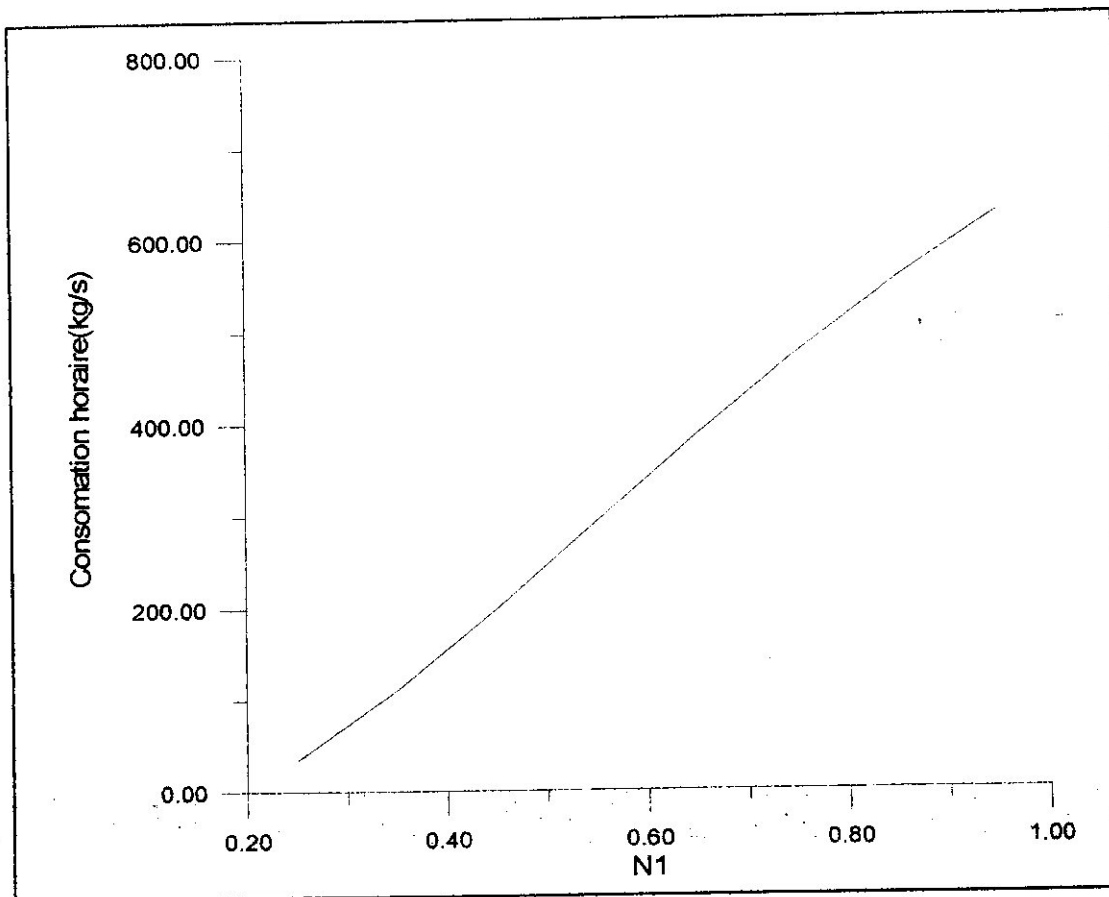


Figure : (IV-4)

La figure (IV-4), ci-dessus, représente l'évolution de la consommation horaire, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

La consommation spécifique diminue pour un nombre de tours inférieure à 45%, puis elle augmente rapidement, en raison de, la diminution de la poussée.

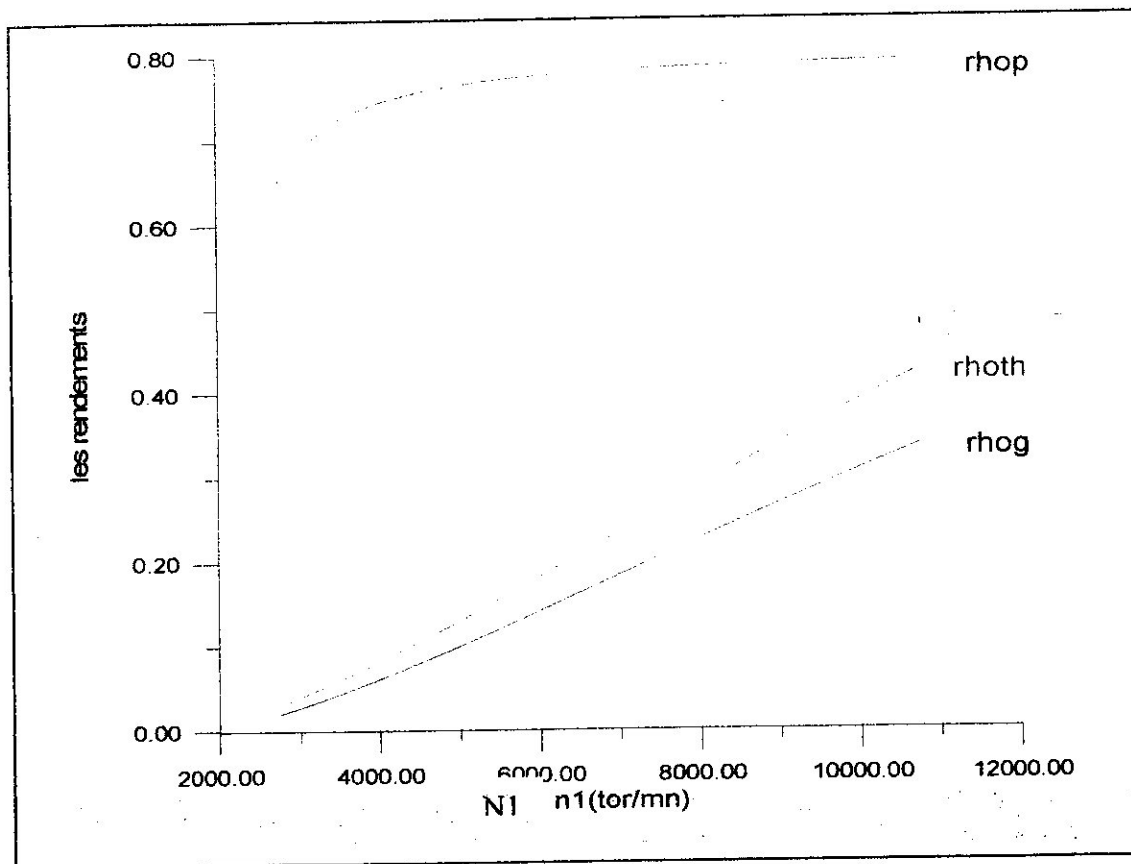


Figure : (IV-5)

La figure (IV-5), ci-dessus, représente l'évolution des rendements propulsif, thermique et global en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

Le rendement propulsif augmente avec la vitesse de rotation. A une certaine vitesse de rotation, le rendement propulsif aura tendance à se stabiliser aux environs de 0,8. Cela se traduit par le rôle de la turbine libre.

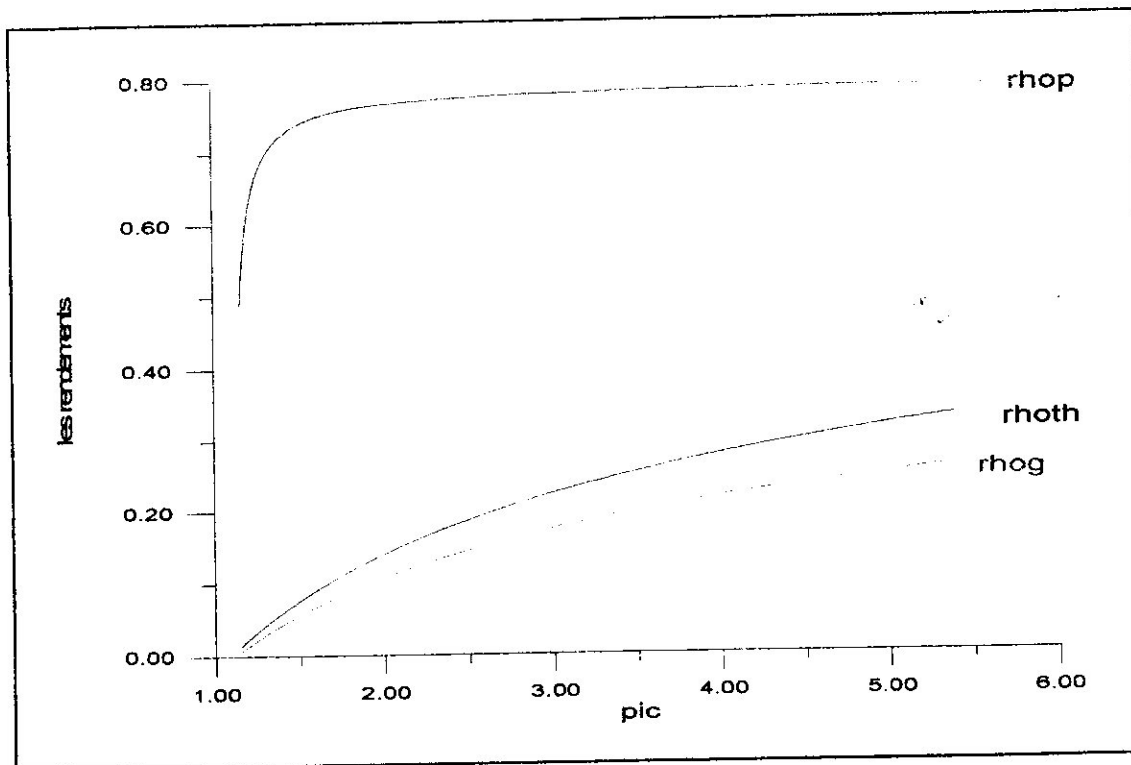


Figure :(IV-6)

La figure (IV-6), ci-dessus, représente l'évolution des rendements propulsif, thermique et global en fonction du taux de compression.

Les rendements, thermique, propulsif et global augmentent avec le taux de compression. Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance utile.

CONCLUSION

Le présent mémoire nous a permis, à travers l'étude de cas du turbopropulseur PW127F, de déterminer sur la base d'une simulation, ses valeurs de performances, en cycle de fonctionnement réel et en cycle hors adaptation.

Une comparaison des résultats obtenus avec ceux réalisés au banc d'essai confirme la nécessité d'améliorer le programme, en tenant compte de l'état du fonctionnement du moteur.

Le terme hors adaptation est pris dans un sens très large. En effet, il désigne le comportement du moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de mach), mais aussi les effets du vieillissement (détérioration des rendements et des pertes de charge), les effets de prélèvement d'air et de puissance, ainsi que l'intérêt de géométries variables (tuyères ou aubages).

L'ensemble des réactions que le constructeur note sur le fonctionnement du moteur, en hors adaptation, sont étudiées, évaluées et traduites techniquement, afin que le moteur puisse répondre à toutes les situations possibles.

Pour un travail futur, il serait très utile, d'intégrer l'effet des pertes de charge, ou d'introduire des paramètres de conception et de certaines contraintes.

L'ATR 72-500, équipé de deux moteurs PW127F a le plus réussi dans le monde, grâce à son ergonomie en vol. La famille des turbopropulseurs PW offre les avantages de la communauté de pièces pour la gamme complète des avions commerciaux de 30 à 70 passagers. De même, la remarquable souplesse du moteur s'est avérée un succès pour les nombreuses applications aux avions utilitaires, anti-incendie et militaires.

Annexe B

CARACTERISTIQUES ET SPECIFICATIONS DE L'ATR 72-500 :

Dimensions externes	
Envergure	<i>27,050 m</i>
Longueur	<i>27,166 m</i>
Largeur maximale du fuselage	<i>2,865 m</i>
Hauteur	<i>7,65 m</i>
Largeur du train principal	<i>4,10 m</i>
Empattement	<i>10,77 m</i>
Diamètre de l'hélice	<i>3,93 m</i>
Distance entre le centre des hélices	<i>8,10 m</i>
Distance entre l'hélice et le fuselage	<i>0,835 m</i>
Distance entre l'hélice et le sol	<i>1,10 m</i>
<u>Porte passager (arrière gauche)</u>	
Hauteur	<i>1,75 m</i>
Largeur	<i>0,75 m</i>
<u>Porte de service (arrière droite)</u>	
Hauteur	<i>1,22 m</i>
Largeur	<i>0,61 m</i>
<u>Porte cargo/bagage (avant gauche)</u>	
Hauteur	<i>1,53 m</i>
Largeur	<i>1,275 m</i>
<u>Sortie de secours</u>	
Hauteur	<i>0,91 m</i>
Largeur	<i>0,51 m</i>
<u>Sortie de secours de l'équipage</u>	
Longueur	<i>0,51 m</i>
Largeur	<i>0,48 m</i>
Dimensions internes	
Longueur de la cabine (exclu le poste de pilotage)	<i>19,21 m</i>
Largeur maximale	<i>2,570 m</i>
Largeur maximale au sol	<i>2,263 m</i>
Hauteur maximale	<i>1,91 m</i>
Surface au sol	<i>41,7 m₂</i>
Volume	<i>76 m³</i>

Bagage/cargo -compartiment- Volume	
Avant configuré avec 68 passagers	5,8 m ³
Avant configuré avec 70 passagers	4,0 m ³
Avant configuré avec 72 passagers	4,6 m ³
Arrière toute configuration	4,8 m ³
Surface	
Alaire	61 m ²
Ailerons	3,75 m ²
Volets	12,28 m ²
Aérofrenns	1,34 m ²
Gouverne de direction	11,73 m ²
Gouverne de profondeur	3,32 m ²
Motorisation	
Moteur	PW127F
Hélice	Hamilton
Pales	6 /568F
Poids et chargement	
Nombre de passagers	68 à 72
Poids à vide opérationnel	12950 kg=28550 Lb
Poids maximum de carburant	5000 kg=11023 Lb
Charge utile maximum	7050 kg=15542 Lb
Poids maximum au décollage	22000 kg=48501 Lb
Poids maximum à l'atterrissage	21850 kg=48171 Lb
Poids maximum sans carburant	20000 kg=44092 Lb
Poids maximum de la rampe	22175 kg=48876 Lb
Charge alaire maximum	352,5 kg/m ²
Performance	
Vitesse maximum de croisière	511 Km/h (276 kt)
Vitesse de croisière économique	250 kt
Altitude maximale	7625 m=7,625 km=25000 ft
Distance de décollage	(1220 à 1290) m
Distance d'atterrissage	(1050 à 1070) m
Distance franchissable	(1325 à 1650) Km
A ISA+10°C et à une charge de 97% du poids maximum au décollage	3050 m=10000 ft

ISA, niveau de la mer	1223 m=4012 ft
ISA+10°C à 915 m	1300 m=4265 ft
ISA, niveau de la mer pour un vol de 556 Km avec 68 passagers	1079 m=3540 ft
Niveau de la mer au poids maximum autorisé à l'atterrissage	1048 m=3438 ft
Distance franchissable avec 68 passagers	1324 Km (715 mn)
Niveau de bruit (estimé, FAR Pt 36)	
Décollage	79 EPNdB
Latéral	83 EPNdB
Approche	92 EPNdB

Caractéristiques du moteur PW127F :

Régime	Performance de puissance sur l'arbre à 1200 RPM		Consommation spécifique de carburant (lb/eshp/hr)	Poussée du moteur (lbs)
	ESHP	SHP		
Décollage (take-off)	2800	2750	0,459	325
Décollage normal (normale take-off)	2593	2475	0,470	297
Maximum continu (max.continuous)	2619	2500	0,469	299
Régime maximum de montée (max.climb)	2299	2192	0,4846	268
Régime maximum de croisière (max.cruise)	2237	2132	0,491	262

Spécifications du moteur :

Type de la chambre de combustion	<i>Annulaire à flux inversé</i>
Rotation de l'arbre de l'hélice (regardant de l'arrière du moteur)	<i>Dans le sens horaire</i>
Hauteur du moteur (approximation)	<i>33 inches (838,2 mm)</i>
Largeur du moteur (approximation)	<i>26 inches (660,4 mm)</i>
Longueur du moteur (approximation)	<i>84 inches (2134 mm)</i>
Poids	<i>1060 lbs (480,8 kg)</i>

Limites opérationnelles du moteur :

	Régime permanent	Transitoire
<i>Nh max</i>	<i>34600 RPM-103,2%</i>	<i>35440 RPM-103,7%</i>
<i>NProp max</i>	<i>1212 RPM-101%</i>	<i>1272 RPM-106%(En cas de survitesse)</i>
<i>Nb max</i>	<i>28870 RPM-104,2%</i>	<i>29575 RPM-106,8%</i>

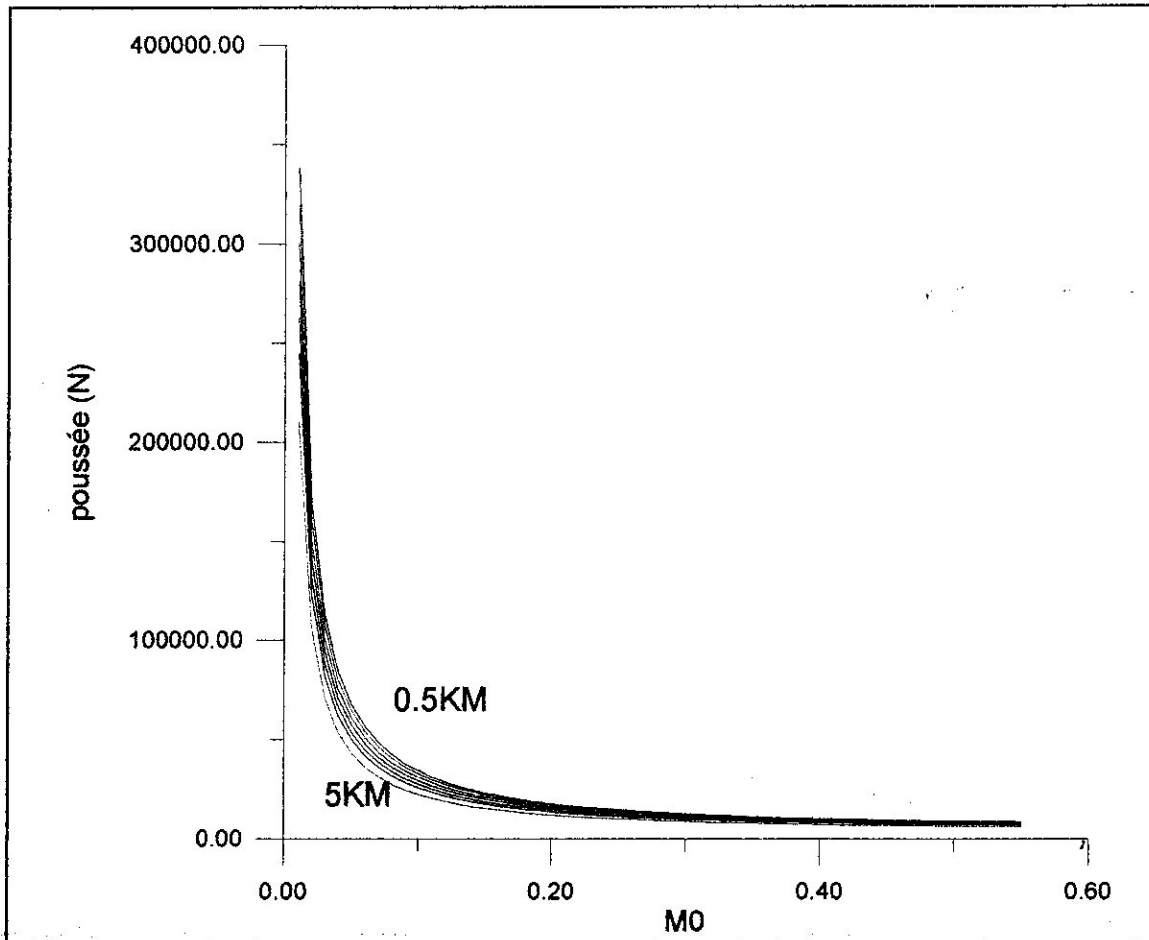


Figure :(IV-18)

La figure (IV-18), ci-dessus, représente l'évolution de la poussée, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

La poussée diminue avec le nombre de mach. En effet, la poussée est fonction du débit d'air et de la vitesse d'avancement. Lorsque la vitesse augmente, la différence de vitesse diminue, et par conséquent la poussée. Cependant, cette diminution est compensée par l'effet de gavage ou bourrage, provoquant une augmentation conséquente du débit d'air à partir d'une certaine vitesse ; mais cet effet n'est pas sensible dans le cas d'un turbopropulseur.

En faisant varier l'altitude, pour un nombre de mach constant, la poussée a tendance à diminuer en raison de la diminution du débit d'air.

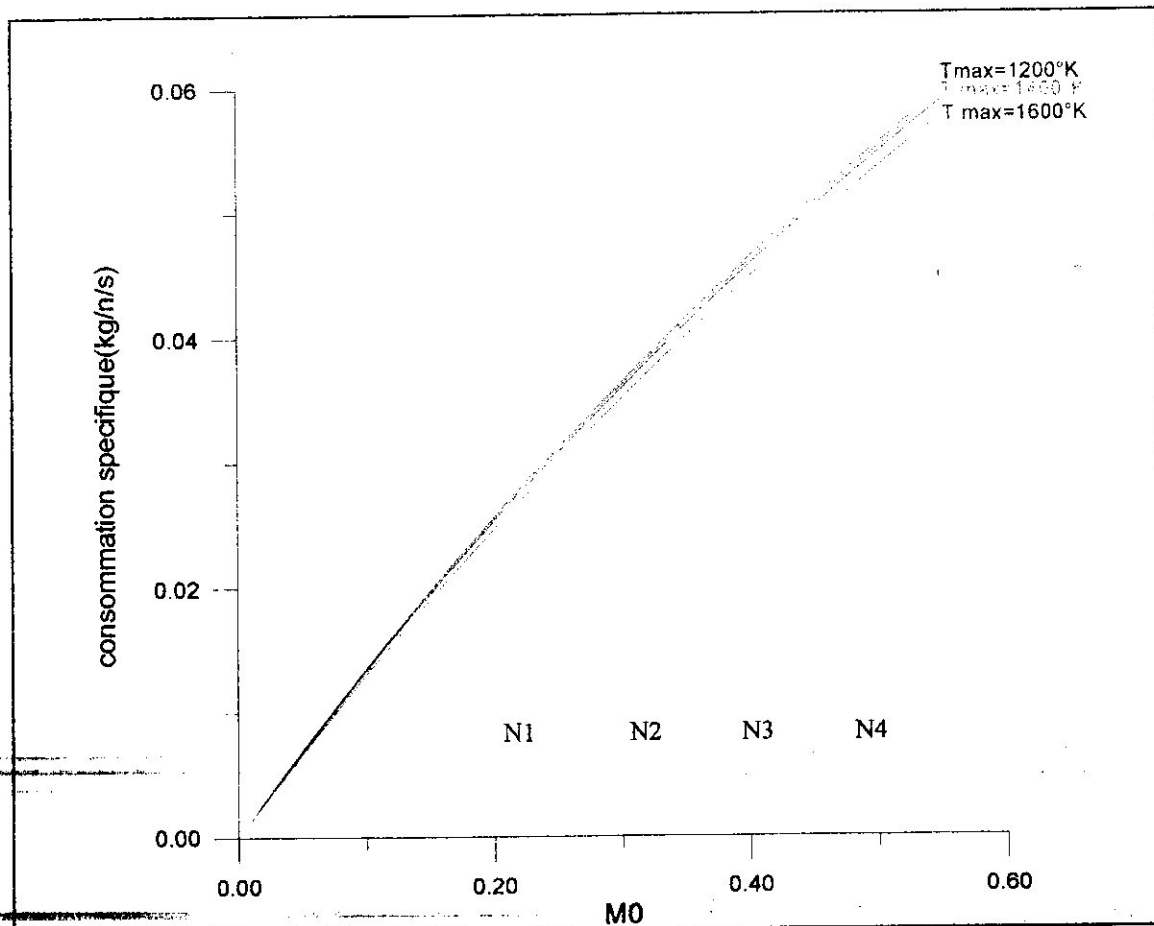


Figure :(IV-19)

La figure (IV-19), ci-dessus, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes températures de combustion.

La consommation spécifique diminue avec l'augmentation de la température de combustion, en raison que, la consommation spécifique influe positivement sur la puissance développée.

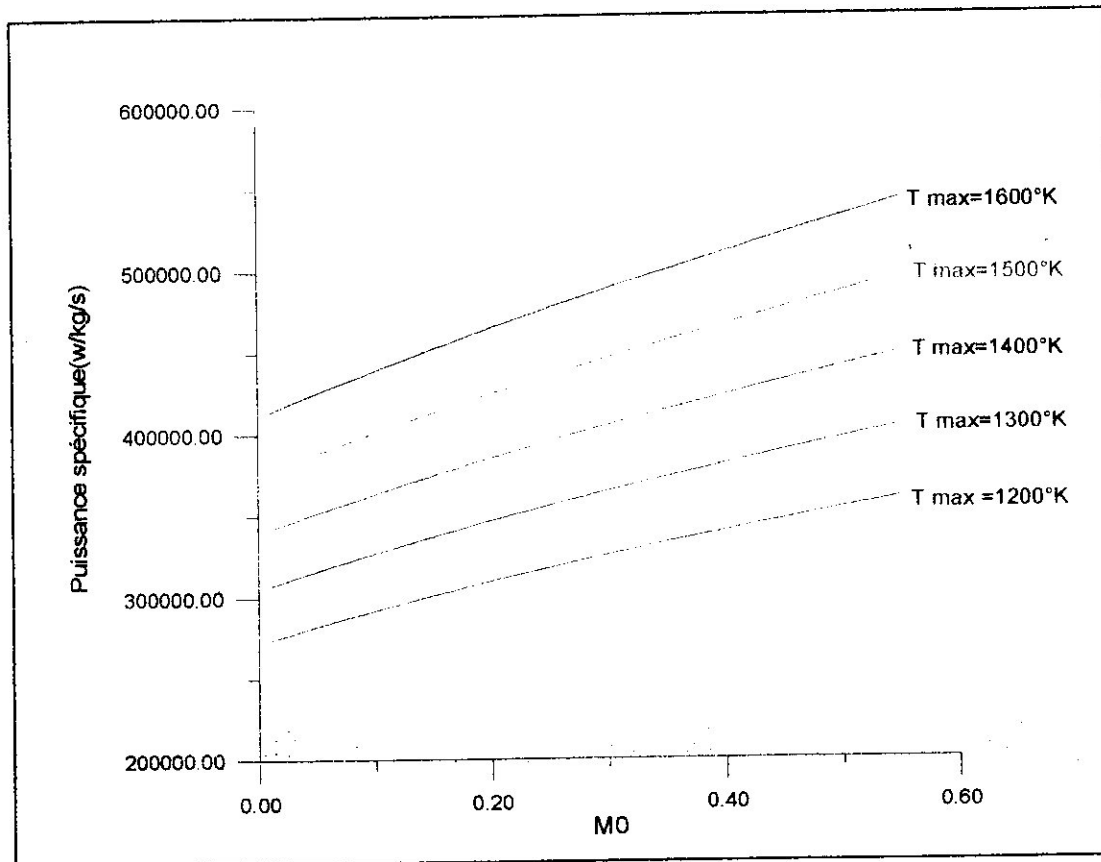


Figure : (IV-20)

La figure (IV-20), ci-dessus, représente l'évolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes températures de combustion.

La puissance spécifique augmente avec l'augmentation du nombre de mach et la température de combustion, en raison de, l'augmentation du débit d'air.

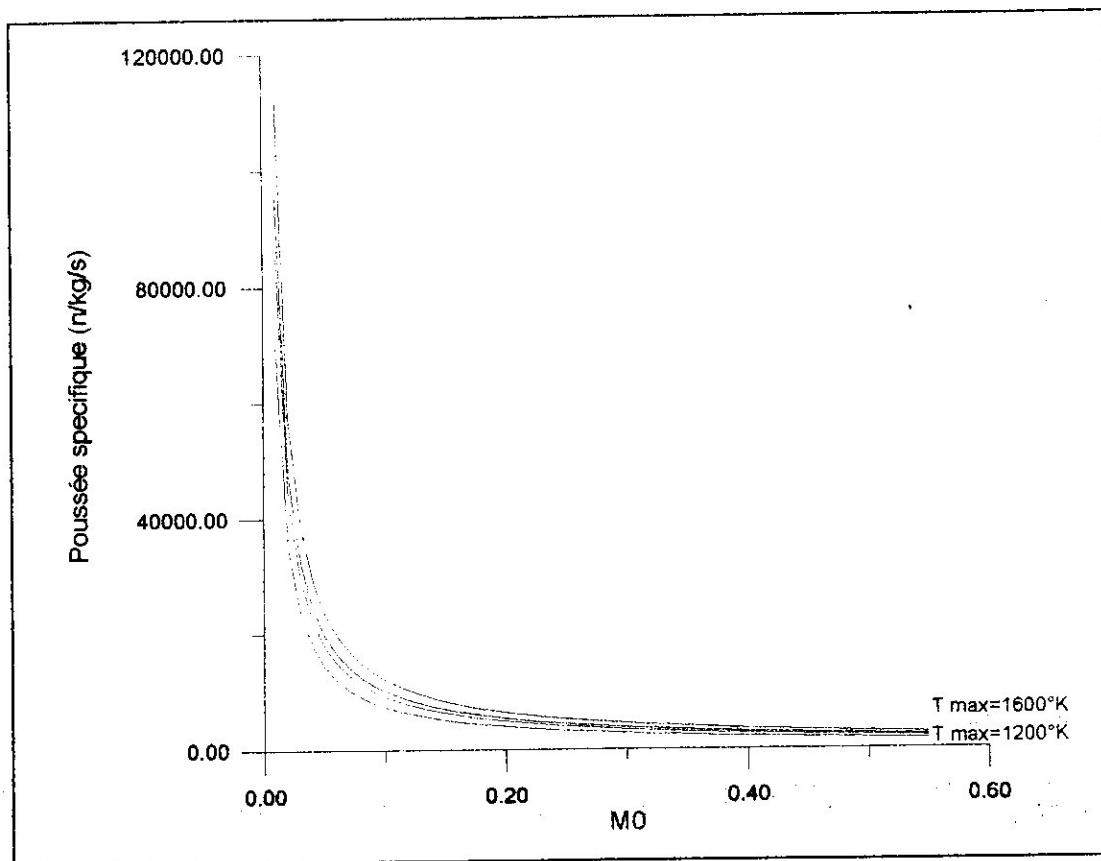


Figure :(IV-21)

La figure (IV-21), ci-dessus, représente l'évolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes températures de combustion.

En faisant varier la température de combustion et le nombre de mach, la poussée spécifique aura tendance à augmenter, en raison de, l'augmentation de la puissance spécifique.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES :

- [1] **Fonctionnement hors adaptation des turbomachines** (VICTOR BENSIMHON).
- [2] Edition: MASSON, PARIS, 1986.
- [3] **Le turbopropulseur** (P.LEPOURRY) .Edition1990.
- [4] Mr.BADRE -EDDINE.AIMED-EDDINE(**Cours de propulsion quatrième et cinquième année ingénieur**).
- [5] **CD - ROM** des moteurs P&WC de Canada.
- [6] **AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL « AMM »** de L'ATR 72(description, opération).
- [7] **T1 COURSE ATR72-500 ; ATA70 ENGINE SYSTEMS.**

Thèses :

- [8] « Etude du fonctionnement hors adaptation de la partie propulsive des turbopropulseurs ; application au moteur **GLSK** » (Promotion 2002).
- [9] « Etude descriptive et maintenance du moteur **PW127F** équipant l'avion **ATR72-500** » (Promotion2002).
- [10] « Description technologique maintenance et suivi du turbopropulseur **PW127F** équipant l'aéronef **ATR72-500** » (Promotion 2004).
- [11] « Logiciel de calcul des performances d'un turbopropulseur en hors adaptation (**DART**) » (promotion 2003).
- [12] « **M**aintenance et fiabilité du moteur turbopropulseur **PW127F** équipant l'**ATR72-212A (500)** » (Promotion2004).
- [13] « Calcul et optimisation des performances d'un turbopropulseur a turbine libre » (Promotion 2003).

Sites Internet :

www.atr.fr

www.pwc.ca

www.atraircraft.fr

[www.FAQ de fr .rec.aviation](http://www.FAQ.de.fr.rec.aviation)

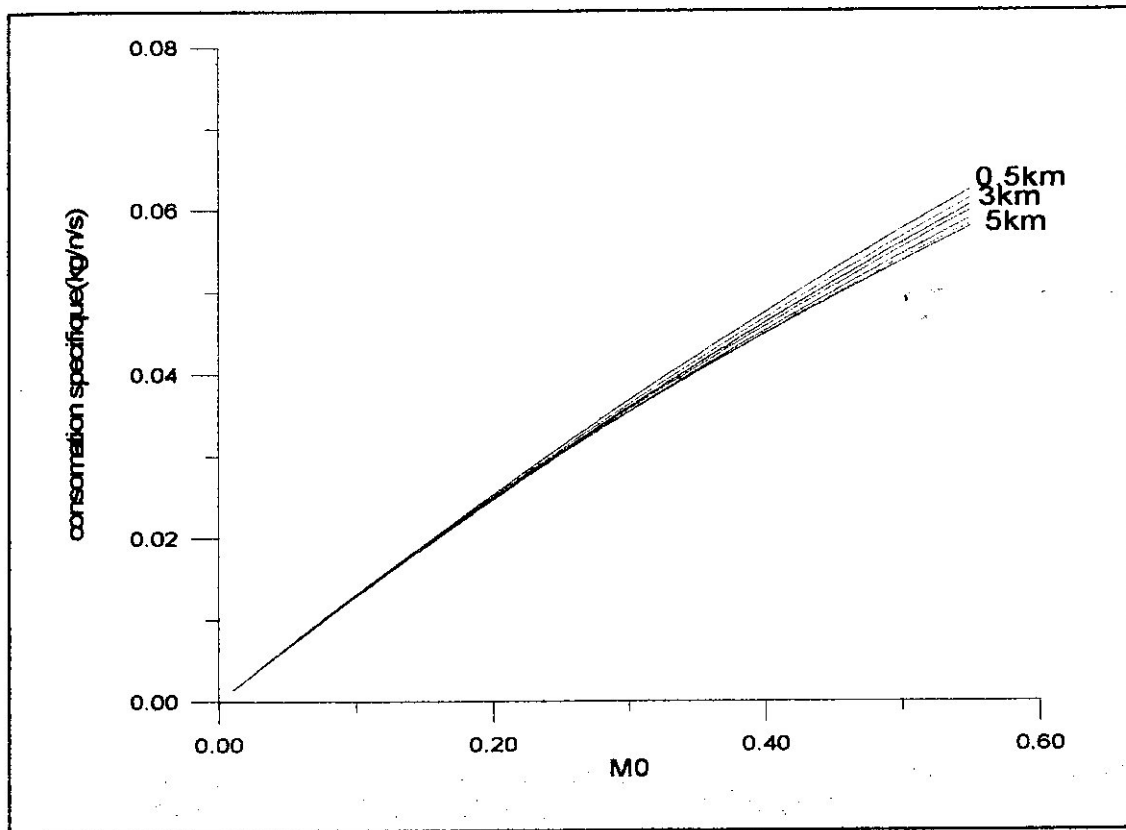


Figure : (IV-13)

La figure (IV-13), ci-dessus, représente l'évolution de la consommation spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Pour une altitude déterminée, nous constatons une augmentation de la consommation spécifique, en fonction du nombre de mach, en raison de la diminution de la poussée.

Mais pour un nombre de mach constant et d'altitude variable, nous constatons une diminution de la consommation spécifique à cause de la diminution du débit d'air.

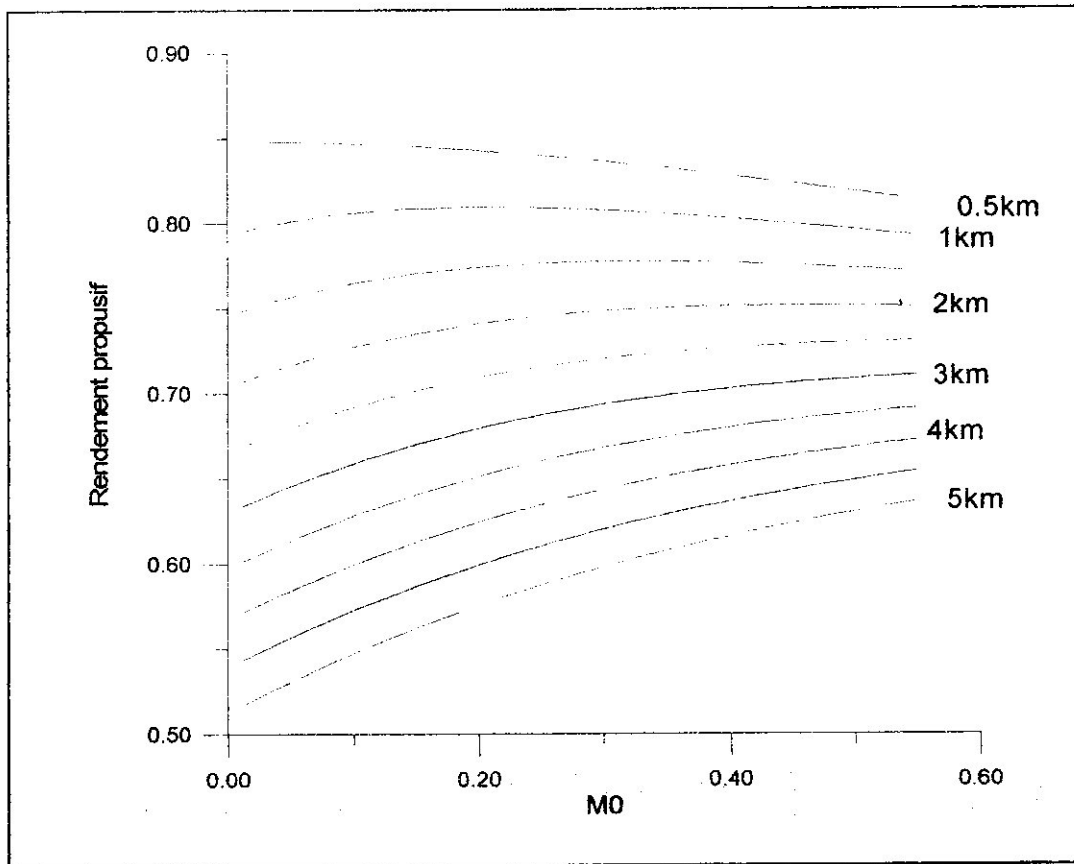


Figure :(IV-14)

La figure (IV-14), ci-dessus, représente l'évolution du rendement propulsif, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Pour une altitude déterminée et un nombre de mach variable, nous constatons que le rendement propulsif augmente à une certaine valeur du nombre de mach puis a tendance à diminuer. Cette diminution s'explique par le fait que la vitesse d'avancement de l'avion est supérieure à la vitesse d'éjection. Le rendement propulsif est d'autant plus grand que le rapport $\frac{F}{mV_0}$ est plus petit

En faisant varier l'altitude, pour un nombre de mach constant, le rendement propulsif a tendance à diminuer à cause de la diminution du débit d'air et de la puissance.

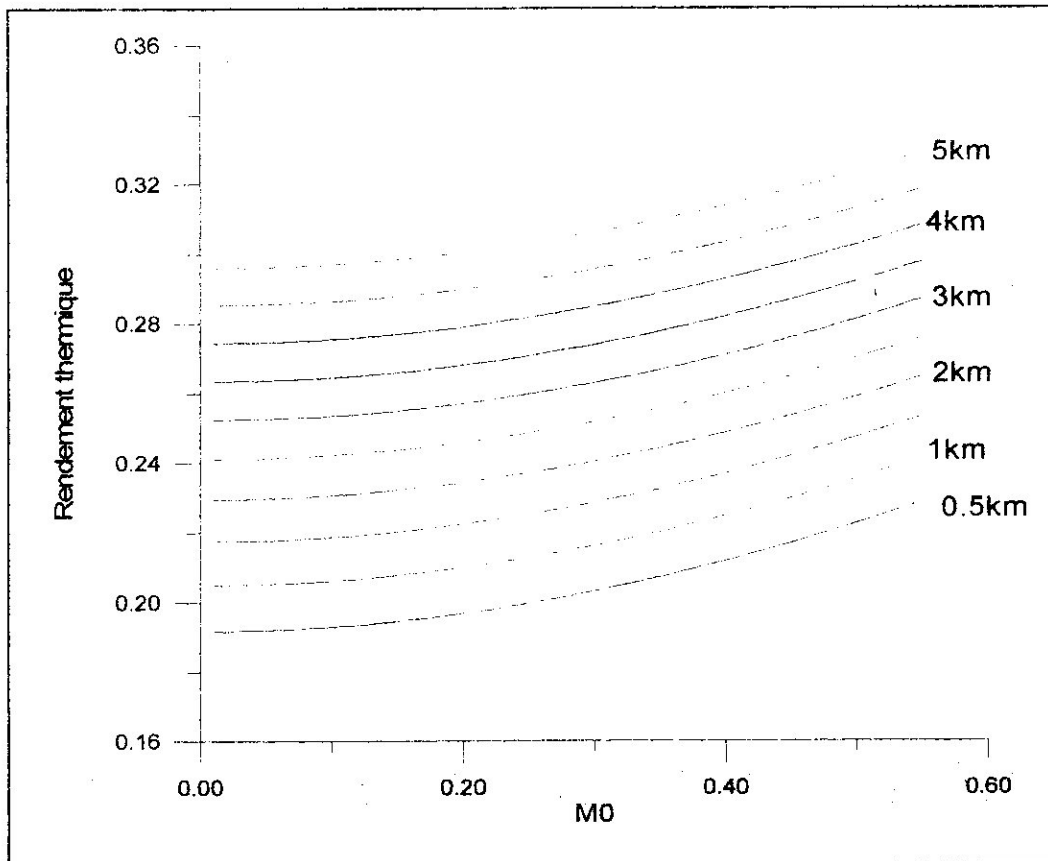


Figure : (IV-15)

La figure (IV-15), ci-dessus, représente l'évolution du rendement thermique, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Nous constatons que le rendement thermique augmente avec le nombre de mach, du fait de l'augmentation du débit d'air et de la puissance.

En faisant varier l'altitude pour un nombre de mach constant, nous relevons une augmentation du rendement thermique, en raison de la diminution du débit d'air qui implique une diminution de la puissance.

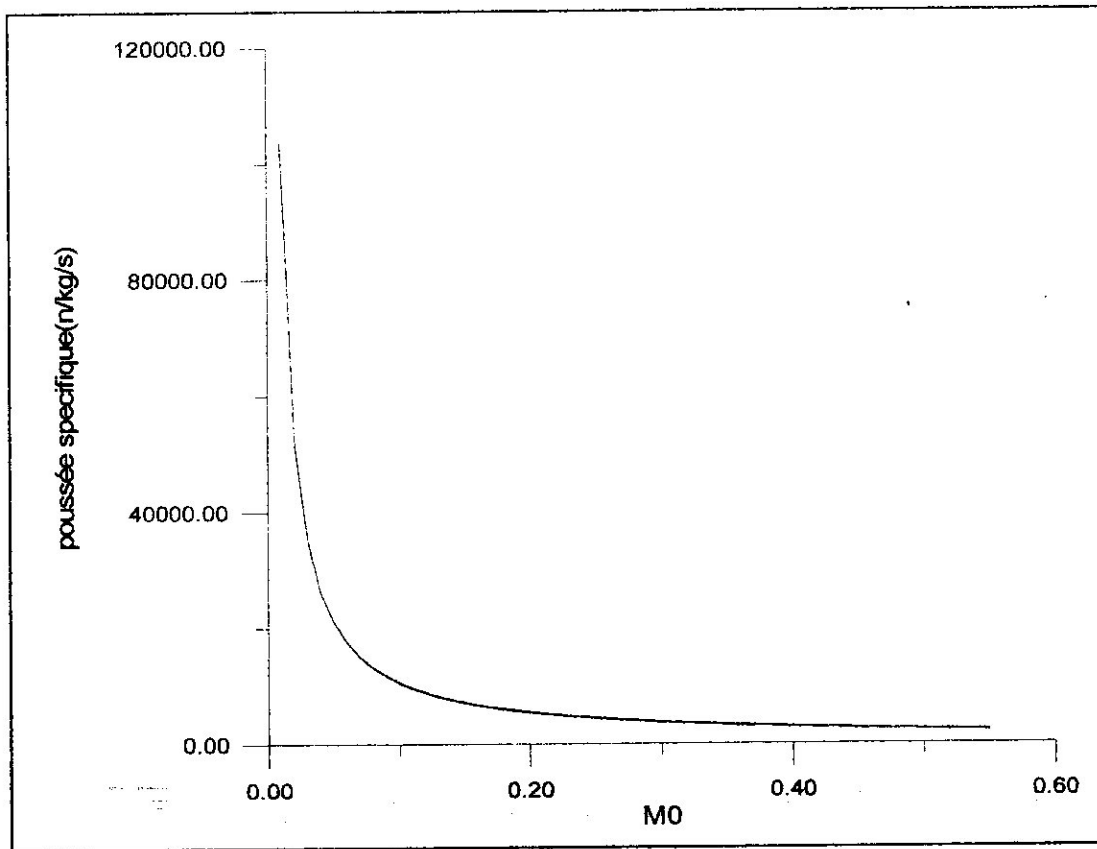


Figure :(IV-17)

La figure (IV-17), ci-dessus, représente l'évolution de la poussée spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

La poussée spécifique diminue en fonction du nombre de mach, en raison de, l'augmentation du débit d'air et de la consommation spécifique.

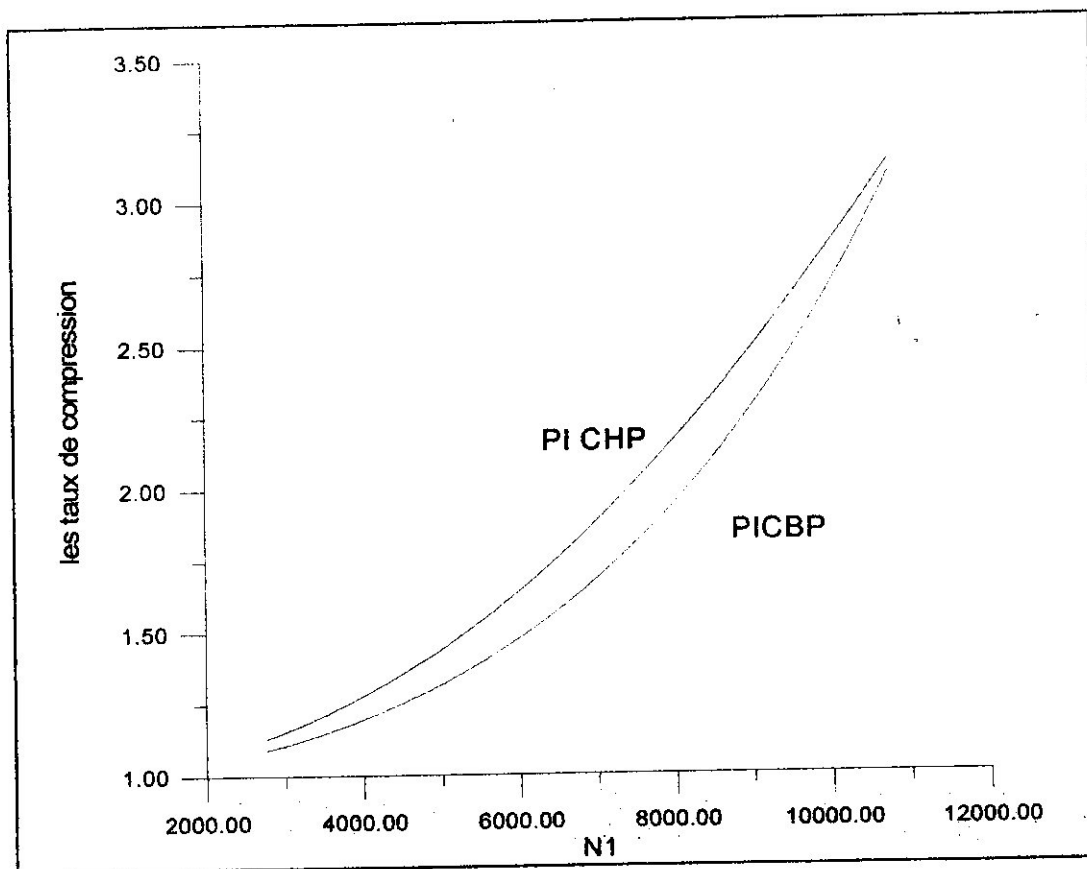


Figure : (IV-7)

La figure (IV-7), ci-dessus, représente l'évolution du taux de compression, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

Le taux de compression augmente avec la vitesse de rotation. Ce dernier influe rapidement sur la force centrifuge, qui aura tendance à augmenter, ce qui rend la compression plus efficace.

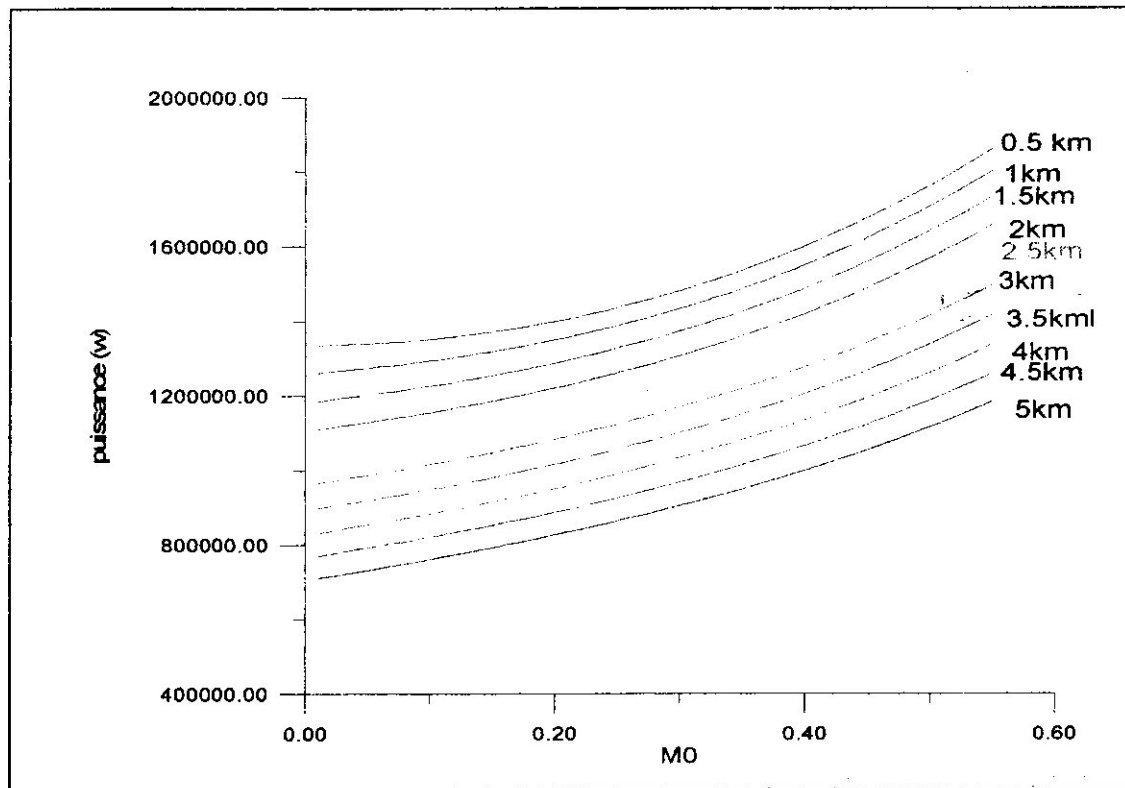


Figure :(IV-10)

La figure (IV-10), ci-dessus, représente l'évolution de la puissance, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Pour une altitude déterminée, on constate que la puissance augmente avec le nombre de mach. En effet, l'augmentation de la puissance est due à l'augmentation de la vitesse d'avancement de l'avion qui provoque une élévation de pression et de la température dans l'entrée d'air où le débit d'air augmente.

En faisant varier l'altitude, pour un nombre de mach constant, la puissance a tendance à diminuer. Cette diminution est due à la diminution du débit d'air, de la poussée et de la pression.

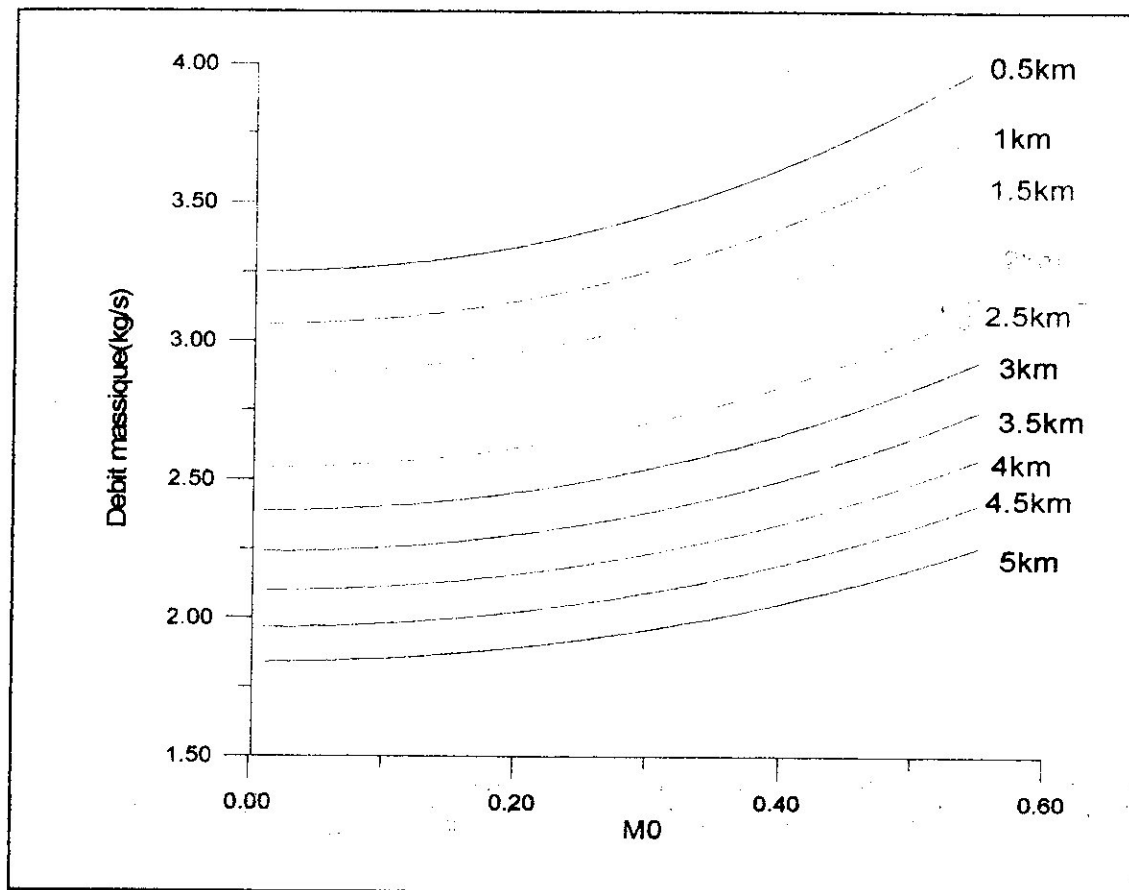
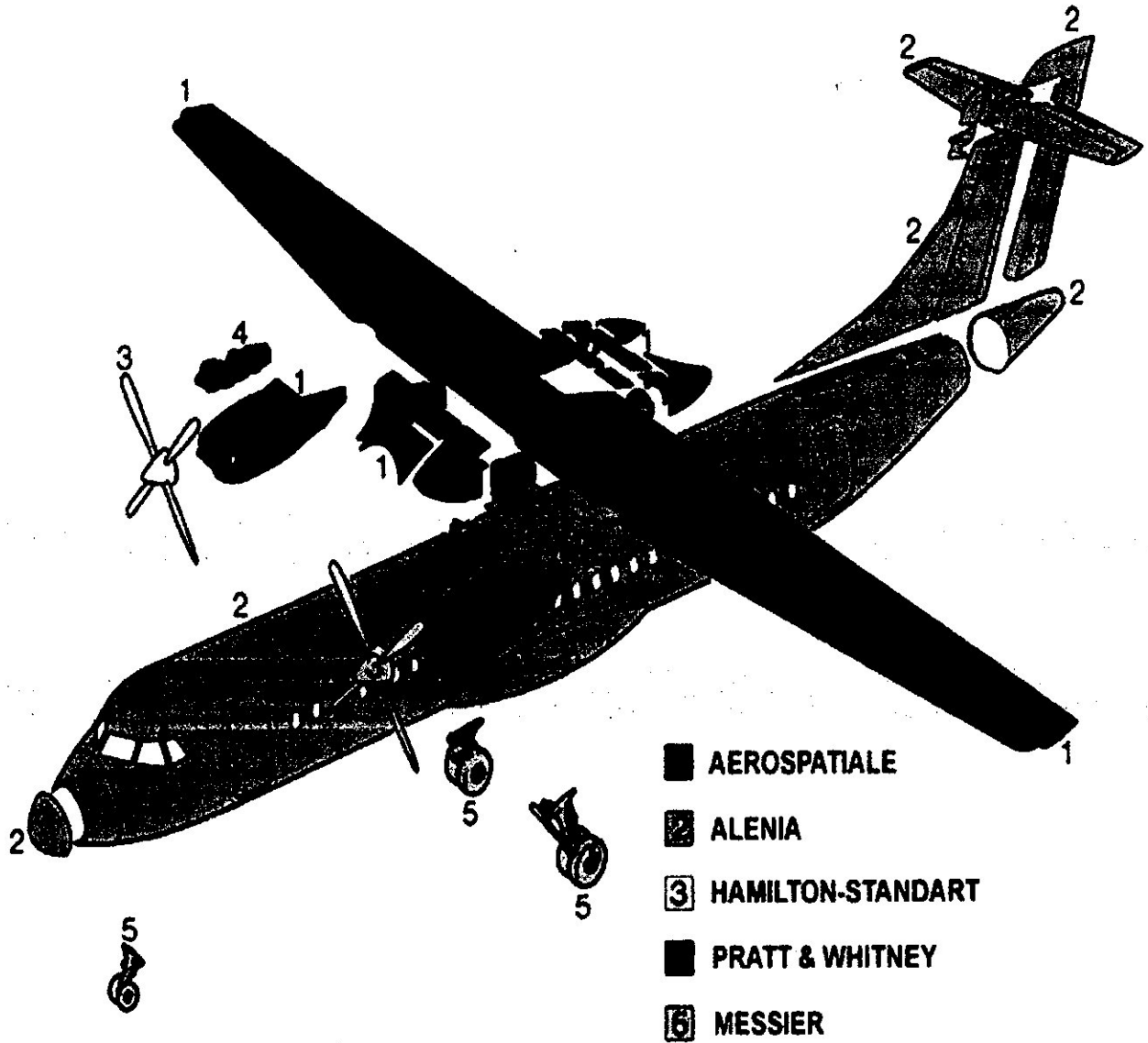


Figure :(IV-11)

La figure (IV-11), ci-dessus, représente l'évolution du débit massique, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

En fonction du nombre de mach, le débit massique augmente. Cela est dû à l'effet de RAM. Par contre, pour une altitude variable, le débit d'air diminue à cause de la raréfaction c'est-à-dire la diminution de la masse volumique.

Fabricants des différents organes de l'ATR :





ATR 42-500 et ATR 72-500

Annexe C

CORRESPONDANCE UNITES US - SYSTEME METRIQUE :

Grandeur	APPELLATION		CORRESPONDANCE
Masse	(pound) <u>ou</u> livre	Lb	1 Lb=0,45359237 kg (KILOGRAMME) =453,592 g (Gramme) 1 kg=1000 g 1 tonne=1000 kg 1 Quintal (q)=100 kg
Temps	seconde	s	1 mn = 60 s 1 h (heure) =60 mn (minute) =3600 s (seconde) 1 j (jour)= 24 h = 1440 mn= 86400 s
Longueur	(inche)(") <u>ou</u> pouce	in	1 in=25,4.10 ⁻³ m (mètre)=25,4 mm (millimètre) =2,45 cm=0,0833 ft 1 m=10 dm=10 ² cm=10 ³ mm=39,4 in=3,28 ft 1 km=10 ³ m=0,621 mile
	(foot)(') <u>ou</u> pied	ft	1 ft=12 in=0,3048 m ≈ 0,305 m 1 m=3,28 ft 1 ft.pound (ft.Lb) = 1,36 j
	(nautical mile) <u>ou</u> mille marin	NM	1 NM=1852 m (mètre) 1mile (mile)=5280 ft=1,61 km
Surface	mètre carre	m ²	1 m ² =10 ⁴ cm ² =10 ⁶ mm ² 1 square inch(sq.in) = 645,16 mm ² 1 square foot(sq.ft) ≈ 0,0929 m ²
Volume	mètre cube	m ³	1 m ³ =10 ⁶ cm ³ =10 ⁹ mm ³ 1 m ³ =1000 L (litre) 1 L=10 dl =100 cl=1000 ml 1 cubic inch(cu.in) ≈ 16,39 cm ³
Vitesse	foot/sec <u>ou</u> kt(noeud)	ft/s kt	1 ft/sec=0,3048 m/sec 1 kt=0,514 m/s=1,852 km/h 1 m/s(mètre/seconde) =200 ft/min ≈ 2 kt
	RPM (rotation minute) par	RPM	1 RPM=1 tr/min = 2 π /60 rad/s 1 tr/s=2 π /3600 rad/s 1 ft/min(pied/minute)=0,005 m/s=0,0097 kt 1 m/s=3,28 ft/s= 196,8 ft/min=2,24 mi/h = 3,60 km/h=1,943 kt
Force	Livre force	Lbf	1 Lbf=4,448 N (Newtons) ≈ 4,45 kg.m /s ² 1 N=10 ⁵ dyne (dyn) 1 (pound force)Lbf=32,1740 pdL 1 (poundal)pdL=1 Lb ft/s ²
			1 in .Lbf=0,113 m.N=0,113 joule 1 cal=4,1868 j

Travail, énergie, couple	inche. livre .force	in. Lbf	1 erg=10 ⁻⁷ N.m=10 ⁻⁷ j 1 ft Lbf ≈ 1,356 j
Puissance	Horse power	HP Où : SHP Où : BHP	1 HP = 550 Lb ft/sec 1 HP= 0,745 Kw(Kilot watts)=745,7w 1 HP= 1,014 CV 1kw=10 ³ w 1watt=1j/s=0,738 ft.Lb/s 1 Ch (cheval vapeur)=736 W (watts)=736 J /s 1 CV=745,7W=1,013 Ch 1 Btu/h=0,293 W 1 HP(550ft Lb/s)=0,745 kw
Pression	Pound .square.inche	PSI	1 PSI=6894 Pascal=69 Hpa (100psi ≈ 7bars) 1 kgf=9,81 N 1 atm=1,01325 bar 1 bar=10 ⁵ pa 1 torr=1 /760 atm=1 mm Hg 1 Lbf/in ² ≈ 6,895 KN/m ²
Température	(Fahrenheit degree) OU Degré Fahrenheit	°F	1°F=(C.9/5)+32 1°C=(1°F-32).9/5
	Rankine degree	°R	°R=°F+460 °R=0,555°K
	Kelvin degree	°K	°K=°C+273 1°K=1,8 °R
Contenance	(US gallon) OU Américain	gallon US gal	1 US gal ≈ 3,785 litres 1 US gal =0,831 gal 1 gallon(gal) ≈ 4,546 L
consommation spécifique	Kg/(N.s)		1 Lbm / (Lbf.hr) = 28,325 mg / (N.s)
poussée spécifique	N/ (kg/s)		1 Lbf / (Lbm/s) = 9,80 N / (kg/s)
débit	Kg/s		1 Lb/h=1,25998.10 ⁻⁴ kg/s
Densité	Kg/m ³		1 Lb/ft ³ ≈ 16,02 kg/m ³
Torque	N.m		1 ft Lbf ≈ 1,356 N.m

ABREVIATIONS :

AGB	BOITE D'ACCESSOIRES.
BP	BASSE PRESSION.
EEC	UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE.
FOD	DOMMAGE CAUSES PAR LES OBJETS ETRANGERS.
GCU	RALENTI AU SOL.
HMU	UNITE HYDROMECHANIQUE (REGULATEUR DU MOTEUR).
HP	HAUTE PRESSION.
NH	VITESSE DE ROTOR HP.
NL	VITESSE DE ROTOR BP.
NP	VITESSE HELICE.
NPT	VITESSE DE LA TURBINE LIBRE.
P&WC	PRATT ET WHITNEY CANADA.
RGB	REDUCTEUR DE VITESSE.
RPM	REVOLUTION PAR MINUTE.
SHP	PUISSANCE SUR L'ARBRE.

SIGNIFICATION DES SYMBOLES :

- η_r Rendement de l'entrée d'air.
- η_b Rendement de la chambre de combustion.
- η_t Rendement de la turbine.
- η_{tp} Rendement turbine de puissance.
- η_{prop} Rendement hélice.
- η_p Rendement de propulsion.
- η_{th} Rendement thermique.
- η_{gl} Rendement global.
- η_{ml} Rendement mécanique.
- R Constante universelle des gaz en (J /kg. °K).
- e_{thp} Rendement polytropique de la turbine haute pression.
- e_{tbp} Rendement polytropique de la turbine basse pression.
- e_{cbp} Rendement polytropique du compresseur basse pression.
- e_{chp} Rendement polytropique du compresseur haute pression.
- MFP Paramètre de débit massique.
- C_p Chaleur spécifique à pression constante en (kg/s/N).
- C_{p_a} Chaleur spécifique de l'air.
- C_{p_b} Chaleur spécifique de la chambre de combustion.
- γ_c Rapport de chaleur spécifique à pression constante sur la chaleur spécifique à volume constant.
- M Nombre de mach.
- a Vitesse du son en (m/s).
- V Vitesse en m/s.

- T_{Pr} Poussée engendrée par l'hélice.
- d_0, \dot{m}_0 Débit massique en kg/s.
- D Débit réduit.
- α La fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre.
- μ Coefficient manométrique.
- v Volume en m^3 .
- F Force en N.
- S Surface en m^2 .
- Z Hauteur en mètre.
- U_n Vitesse de périphérie.
- P_c Pouvoir calorifique du carburant.
- P_{ci} Pouvoir calorifique inférieur du carburant.
- Δh Chute d'enthalpie entre la turbine libre et la tuyère.
- C_H Consommation horaire.
- $C_{H_{EQ}}$ Consommation horaire équivalente.

SIGNIFICATION DES INDICES :

0	infini amont.
1	Entrée d'air.
2	Entrée compresseur basse pression.
2,5	Sortie compresseur basse pression et entrée compresseur haute pression.
3	Sortie compresseur haute pression et entrée chambre de combustion.
4	Sortie chambre de combustion et entrée turbine haute pression.
4,5	Sortie turbine haute pression et entrée turbine basse pression.
5	Sortie turbine basse pression et entrée turbine de puissance (libre).
6	Sortie turbine de puissance et entrée tuyère.
10	Sortie tuyère.
r	Entrée d'air.
cbp	Compresseur basse pression.
chp	Compresseur haute pression.
d	Diffuseur.
b	Burner(chambre de combustion).
thp	Turbine haute pression.
tbp	Turbine basse pression.
tp	Turbine de puissance(libre).
n	Nozzle (tuyère).
g	Réducteur de vitesse.
prop	Propeller(hélice).

Annexe D

GRAPHES DE REFERENCE EN CYCLE REEL :

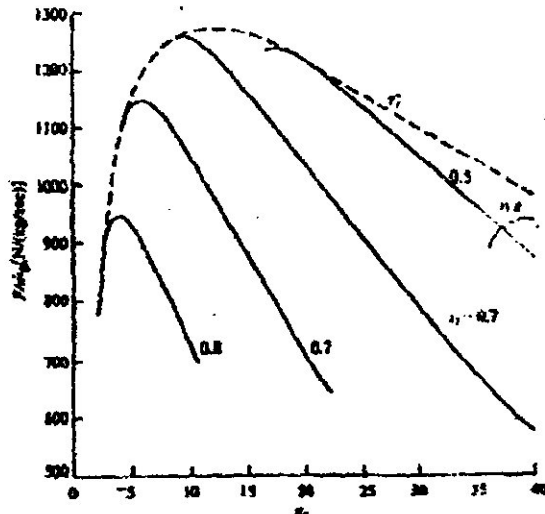


Figure (1) référence [14] : Représentation de la poussée spécifique en fonction de Pic à différentes valeurs de Thot.

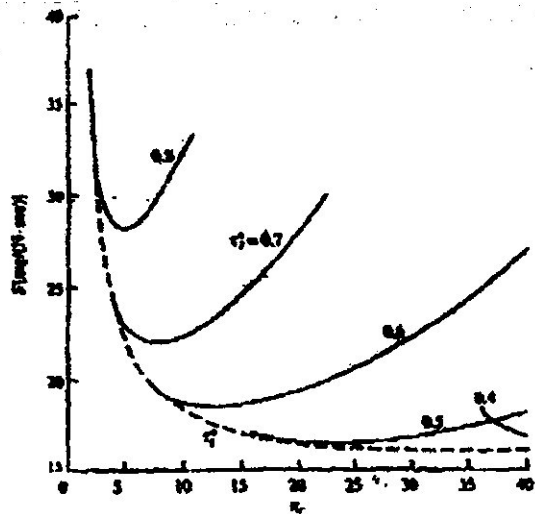


Figure (2) référence [14] : Représentation de la consommation spécifique en fonction de Pic à différentes valeurs de Thot.

GRAPHES DE REFERENCE EN HORS ADAPTATION :

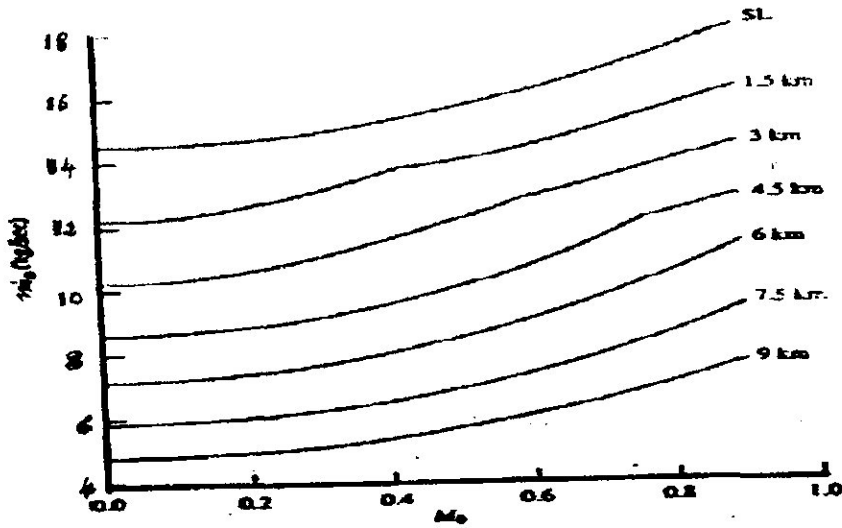


Figure (3) référence [14] : Représentation du débit en fonction de M_0 à différentes altitudes.

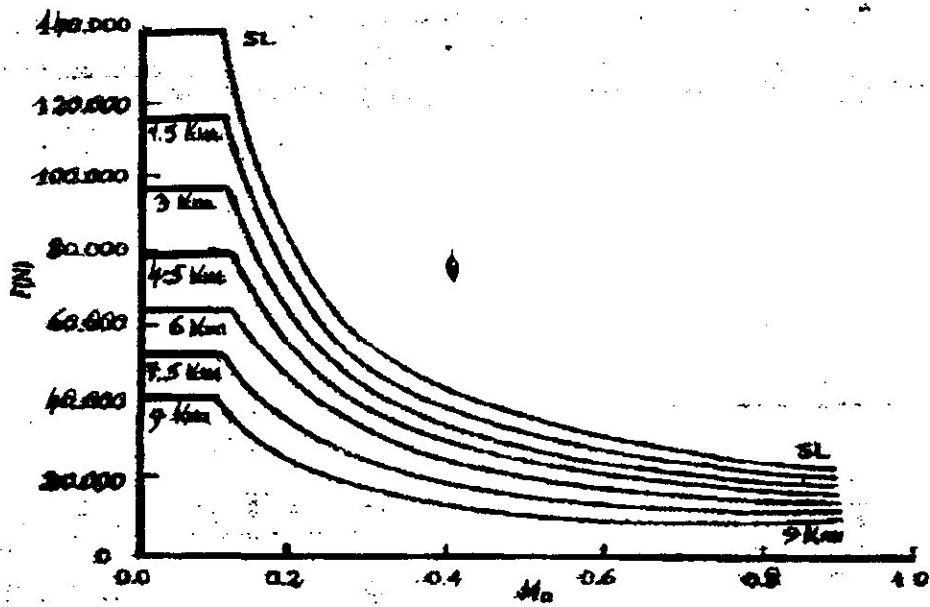


Figure (4) référence [14] : Représentation de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes.

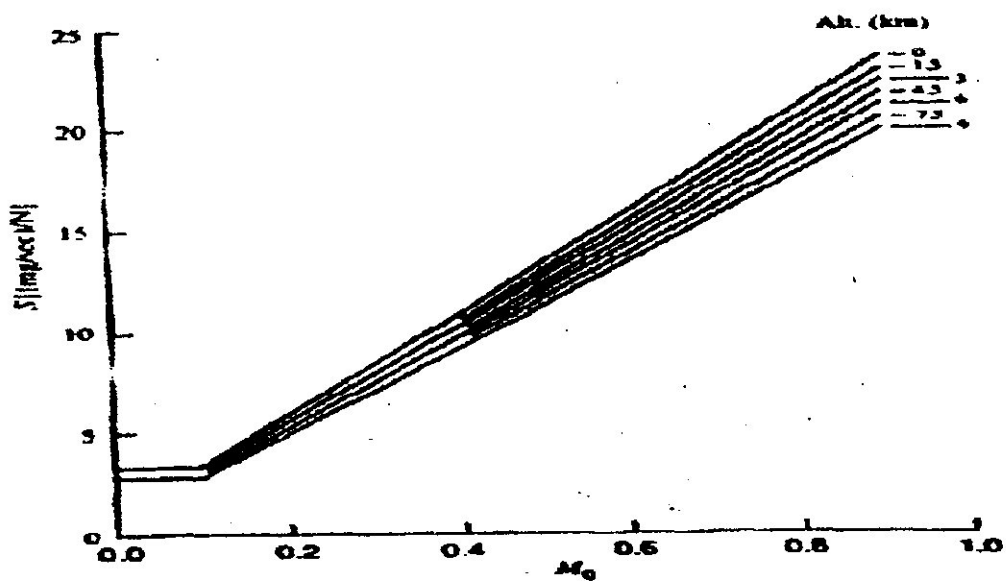


Figure (5) référence [14] : Représentation de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes.