

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat
en Aéronautique

Option : Propulsion

Thème

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

Présenté par :

KHARCHI Djaffar
BOUDERBALA Mohamed Rabie

Promoteurs :

Pr .BOULAOUAD Saïd
Pr. BERGUEL Saïd

Promotion 2005

SOMMAIRE

INTRODUCTION
CHAPITRE I : ETUDE THEORIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F
I.1 - Caractéristiques du turbopropulseur PW127F	p.13
I.2 - Le module turbomachine	p.16
I.2.1 - La section entrée d'air	p.18
I.2.1.1 – Description de la section entrée d'air	p.18
I.2.1.2 – Fonctionnement de la section entrée d'air	p.19
I.2.2 - La section compresseur	p.23
I.2.2.1 - Aspects techniques du compresseur centrifuge	p.23
I.2.2.2 - Aspects fonctionnels du compresseur centrifuge	p.24
I.2.2.3 - Les limites techniques et fonctionnelles du compresseur centrifuge	p.23
I.2.2.4 - Avantages et inconvénients du compresseur centrifuge	p.23
I.2.3 - La section chambre de combustion	p.27
I.2.3.1 - Fonctionnement de la chambre de combustion	p.31
I.2.3.2 - Paramètres limitatifs de la chambre de combustion	p.32
I.2.4 - La section turbine	p.35
I.2.4.1 - Fonctionnement de la section turbine	p.35
I.2.4.2 - Limites de fonctionnement de la section turbine	p.36
I.2.5 - La section échappement	p.41
I.2.5.1 – Description de la section échappement	p.41
I.2.5.2 – Fonctionnement du canal d'éjection	p.43
I.3 - Le module réducteur de vitesse (RGB)	p.44
I.3.1 - Description du module de vitesse (RGB)	p.44
I.3.2 - Limitation réducteur	p.46
I.4 - Le module hélice	p.47
I.4.1 - Description et fonctionnement de l'hélice	p.48
I.4.2 - Régulateur et frein hélice	p.51
I.4.3 - La mise en drapeau de l'hélice	p.52

CHAPITRE II : ETUDE ENERGETIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F :

II.1 - Rappel thermodynamique	p.54
II.1.1 - Principe de conservation de la masse	p.55
II.1.2 - Théorème de la quantité de mouvement	p.56
II.1.3 - Equation d'énergie	p.57
II.1.4 - Théorème d'Hugoniot :	p.59
II.1.5 - Les rendements	p.59
II.1.5.1 - Rendement thermique	p.60
II.1.5.2 - Rendement propulsif	p.60
II.1.5.3 - Rendement thermopropulsif (rendement global)	p.60
II.1.6 - Lois générales d'un écoulement isentropique	p.60
II.1.7 - Le paramètre du débit (MFP)	p.63
II.2 - Etude énergétique de chaque section du turbopropulseur	p.63
II.2.1 -Section entrée d'air	p.64
II.2.1.1 -Evolution théorique des paramètres : pression et température	p.64
II.2.1.2 - Evolution réelle des paramètres : pression et température	p.65
II.2.1.3 -La notion d'efficacité.....	p.65
II.2.2 - Section compresseur	p.66
II.2.2.1 - Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique	p.66
II.2.2.2 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique	p.67
II.2.2.3 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales	p.68
II.2.2.4 - Relation entre la vitesse de rotation du compresseur et le taux de compression	p.69
II.2.3 - Section chambre de combustion	p.70
II.2.3.1 - Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique	p.70
II.2.3.1.1 - Puissance de combustion théorique	p.70
II.2.3.2 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique	p.71
II.2.3.2.1 - Puissance réelle de combustion	p.71
II.2.3.3 - Rendements théorique et réel de la chambre de combustion	p.71

II.2.3.4 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales	p.71
II.2.3.5 - La température à la sortie de la chambre de combustion	p.73
II.2.4 - Section turbine	p.74
II.2.4.1 - Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique	p.74
II.2.4.2 - Puissance théorique de la turbine	p.74
II.2.4.3 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques	p.75
II.2.4.4 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales	p.76
II.2.4.5 - Equilibre compresseur-turbine	p.76
II.2.4.6 - Turbine libre	p.77
II.2.4.6.1 - la chute d'enthalpie	p.77
II.2.5 -Section tuyère	p.78
II.2.5.1- Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statiques	p.78
II.2.5.1.1-Puissance théorique du jet gazeux	p.78
II.2.5.2 - Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques	p.78
II.2.5.2.1 - Puissance réelle du jet	p.79
II.2.5.2.2 - Rendement de la tuyère	p.79
II.2.5.2.3 - Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales	p.79
II.2.5.4 - La vitesse d'échappement	p.79
II.3 - Les paramètres de performances du moteur	p.81
II.3.1 - Poussée spécifique	p.81
II.3.2 - La poussée.....	p.81
II.3.3 - Puissance équivalente spécifique	p.81
II.3.4 - Puissance équivalente	p.82
II.3.5 - Consommation spécifique équivalente	p.82
II.3.6 - Consommation équivalente	p.82
II.3.7 - Rendements	p.82
II.3.7.1 - Rendement propulsif	p.82
II.3.7.2 - Rendement thermique	p.83

II.3.7.3 - Rendement global	p.83
CHAPITRE III : FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION DU TURBOPROPULSEUR PW127F	
III.1 - Le point fixe de fonctionnement de la turbomachine	p.86
III.2 - La régulation de la turbomachine	p.86
III.3 - Etude des paramètres du turbopropulseur au point fixe et en vol	p.87
III.3.1 - Les paramètres adimensionnels au point fixe	p.87
III.3.1.1 - Entrée d'air	p.88
III.3.1.2 - Le compresseur basse pression BP	p.88
III.3.1.3 - Le compresseur haute pression HP	p.88
III.3.1.4 - La chambre de combustion	p.88
III.3.1.5 - La turbine basse pression HP	p.89
III.3.1.6 - La turbine haute pression BP	p.89
III.3.1.7 - La turbine libre	p.89
III.3.1.8 - La tuyère	p.89
III.3.2 - Les paramètres adimensionnels en vol (hors adaptation)	p.90
III.3.2.1 - Principe de la méthode de référence	p.90
III.3.2.2 - Performances du moteur	p.90
III.3.2.3 - Le compresseur basse pression BP	p.91
III.3.2.4 - Le compresseur haute pression HP	p.98
III.3.2.5 - La chambre de combustion	p.92
III.3.2.6 - La turbine haute pression HP	p.92
III.3.2.7 - La turbine basse pression (BP):	p.93
III.3.2.8 - La turbine libre	p.93
III.3.2.9 - La tuyère d'éjection	p.94
III.3.2.9.1 - Fonctionnement sub-critique	p.95
III.3.2.9.2 - Fonctionnement critique	p.95
III.4 - Ligne de fonctionnement	p.95
III.4.1 - Ligne de fonctionnement haute pression	p.95
III.4.2 - Ligne de fonctionnement basse pression	p.97
III.5 - Organigramme de calcul.....	p.100
III.5.1 - Les sous-routines	p.110

CHAPITRE IV : SIMULATIONS ET INTERPRETATION DES DONNEES GRAPHIQUES	
IV.1 – Au point fixe :	p.113
IV.2 - En vol	p.121
CONCLUSION :	
ANNEXES :	

INTRODUCTION :

A la fin des années 70, le secteur des avions régionaux d'une capacité de 40 à 100 places intéressait particulièrement les constructeurs. Ce créneau était alors en expansion, surtout aux Etats-Unis. Les appareils qui existaient, à ce moment là, étaient soit dépassés, soit inadaptés.

Fort du succès de leur bi-turbopropulseur militaire G.222, conçu en 1969, les Italiens songèrent, dès 1978, à renouer avec le marché des avions de transport civil qu'ils avaient abandonnés depuis 40 ans. Pour cela, ils initièrent l'étude de l'AIT 230, un avion à ailes hautes et empennage classique, d'une trentaine de places et d'une autonomie de 900 km. Sa conception était simple et bénéficiait des dernières innovations dans le domaine des matériaux composites.

A la même époque, soit en 1978, Aérospatiale après avoir renoncé à une version modernisée du nord 262, travaillait sur son projet baptisé AS.35. Celui-ci présentait une ligne similaire à l'AIT 230, à l'exception de l'empennage qui se présentait en T. L'AIT 230 était un peu plus grand avec 40 places et une version plus allongée fut même prévue.

Au début de la décennie 80, la demande mondiale s'orientait nettement en faveur d'avions moyens courrier et de moyenne contenance. Traduit en termes techniques, la demande consistait dans la conception d'un avion répondant aux spécifications suivantes : Appareil régional de 64 à 74 places, Flexibilité opérationnelle dans les environnements graves, consommations de carburant réduites, entretien à moindre coût, et confort agréable pour les passagers.

A l'image de ce qui se faisait déjà pour l'Airbus, Aérospatiale, Aéritalia et Alenia envisagèrent rapidement une coopération. Une annonce officielle, dans ce sens, émanant d'Aérospatiale le confirma, le 11 juillet 1980.

Les trois sociétés européennes décidèrent, alors, de s'associer pour la conception et la réalisation d'un avion de transport régional susceptible de répondre à la tendance mondiale du marché des transports aériens.

L'accord d'association sur le projet fut conclu, le 4 novembre 1980. Il avait pour objectif de mettre l'avion en service commercial, dès 1985. Cet accord donnera naissance à un consortium franco-italien.

L'ATR-42 et sa version allongée, l'ATR 72, vont naître de l'alliance de deux constructeurs européens.

En effet, l'ATR résulte d'un partenariat, à parts égales, entre Alenia Aeronautica (groupe Finmeccania) et Aérospatial (European Aeronautic Defence and Space Company).

Une fois les plans de l'ATR finalisés, le projet sera concrétisé sous l'aspect d'un avion combinant les projets français et Italiens.

L'avion qui sorti des ateliers d'ingénieurs avait les caractéristiques suivantes : ailes hautes, empennage en T, cabine de 1,90m en hauteur et 2,50m en largeur, capacité d'une quarantaine de places avec une version allongée de 70 places programmée, équipement d'une porte d'embarquement arrière avec escalier, autonomie au sol garantie par un système de blocage de l'hélice permettant de faire tourner un moteur pour le courant et l'air conditionné, rayon d'action de 1600 km ou de 5 rotations de 180 km.

Les sociétés du consortium Franco-italien se répartirent les tâches de construction sur les sites de Saint-Nazaire, Toulouse, Nantes et Naples.

Les ailes, les sections du fuselage, l'empennage, les trains, les équipements cabines et les gouvernes de direction furent réalisés par Alenia à Naples (Italie).

Les ailes, le cockpit et les nacelles du moteur ont été construits par Aérospatiale (EADS) à Saint-Nazaire (France).

Les groupes turbopropulseurs furent confiés à Pratt et Whitney au Canada.

La construction des hélices revint à Hamilton-Standard au Canada.

Tous les composants de l'avion furent alors transportés à Toulouse pour l'assemblage final et l'essai en vol.

Lancée en 1981, la famille des bi-turbopropulseurs ATR sera inaugurée en 1984 avec le modèle ATR 42, d'une capacité de 46 places.

Ainsi, le consortium tint ses promesses de délais, puisque le premier vol eut lieu, le 16 août 1984 et la certification acquise, le 24 septembre 1985. Le premier appareil fut livré à Air Littoral au début du mois de décembre 1985.

La gamme des ATR sera enrichie d'une nouvelle version allongée, dénommée ATR 72-500. Elle était prévue pour le transport de 68 personnes. Le premier vol du prototype eut lieu, le 27 octobre 1988. Depuis 1989, l'ATR 72 est le premier avion civil au monde à être équipé, en série, d'un caisson d'aile extrême, en fibre de carbone. L'utilisation de matériaux composites permet un gain de masse de l'ordre de 20% par rapport à une solution conventionnelle en alliage léger.

L'ATR 72 est une version allongée de l'ATR 42. Son fuselage est prolongé de 4,5 mètres.

Par rapport aux versions précédentes, le niveau technologique de l'ATR 72 « allongé » le rend capable de transporter jusqu'à 74 passagers. Dans cette version améliorée, l'augmentation de la puissance des moteurs et des masses autorisées permet de porter la charge marchande à 5 tonnes et d'étendre sensiblement le rayon d'action.

En décembre 1992, la version de l'ATR 72-212A est venue compléter la gamme, déjà riche, des ATR.

L'ATR est un avion très facile à reconnaître avec ses ailes hautes et son empennage en T. Il a également une série de caractéristiques aisément identifiable :

- son fuselage est parfaitement circulaire et semble emboîté entre le caisson de l'aile et celui du train d'atterrissage ;
- le radôme est strié régulièrement du centre vers l'extérieur. Cette particularité se trouve (moins visible) sur le cône de queue, qui se prolonge au-delà du plan vertical ;
- le plan vertical se prolonge par une arête en deux morceaux sur le fuselage ;
- le nez de l'ATR est arrondi et son cône de queue dépasse le plan vertical ;
- l'arête se compose de deux morceaux.

Il est peu probable de confondre les ATR avec les Fockkers et leurs dérivés, parce qu'ils ont un empennage en T.

La distinction visuelle entre les ATR 42-300, ATR 42-320 et ATR 72-210 est quasiment impossible. Leurs différences se situent au niveau de la motorisation et des performances. En revanche, les ATR 42-500 et 72-500 sortent aisément du lot. Ils sont reconnaissables, grâce à leurs hélices à six pâles, alors que les autres modèles ont tous quatre pâles.

Le thème du présent mémoire de fin d'études porte sur « l'étude en hors adaptation de l'ATR 72-500 ». Le choix de ce thème a été motivé par deux raisons principales.

La première raison est que parmi tous les aéronefs qui volent actuellement dans le monde, l'ATR 72-500, grâce à son turbo propulseur PW 127 F, développe des performances en vol qui dépassent de loin celles de ses concurrents. Aussi, nous a-t-il paru intéressant de mieux cerner les performances du turbopropulseur, telles qu'elles se manifestent dans des conditions réelles de vol, y compris dans des conditions graves ou perturbées.

La seconde raison tient à l'intérêt de connaître le fonctionnement du turbopropulseur PW 127 F, en hors adaptation, et de comparer les résultats avec le comportement de l'ATR 72-500, dans des conditions réelles de vol.

Dans son sens large, l'expression « Hors adaptation » désigne non seulement le comportement d'un moteur à des modifications d'ambiance (température, pression, nombre de mach), mais englobent 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).

En effet, notre étude de cas aura à mesurer et évaluer, en hors adaptation, la partie propulsive de l'ATR 72-500. En effet, celui-ci aura à fonctionner dans des conditions très variées du nombre de mach, d'altitude et de régime. De plus, la géométrie du turbopropulseur imposera des contraintes d'ordre aérodynamique qui n'existent pas au niveau du calcul d'un cycle initial (adaptation).

L'objectif est de faire l'étude d'un programme de calcul du fonctionnement, en hors adaptation, du turbopropulseur PW 127F qui équipe l'ATR 72-500, afin de déboucher sur une analyse des performances du turbopropulseur, selon le cycle réel et le cycle en hors adaptation.

A la lumière de ces considérations, le présent mémoire de fin d'étude se propose de traiter le sujet en quatre chapitres distincts.

Ainsi, le chapitre I est consacré à l'étude théorique du turbopropulseur PW127F de l'ATR 72-500, à travers la présentation des caractéristiques techniques et fonctionnelles du turbopropulseur.

Cette description générale du moteur PW127F, dans ses différentes sections, permettra de connaître ses capacités opérationnelles.

Le chapitre II analysera les aspects énergétiques du turbopropulseur PW127F, afin de mesurer le rendement de chaque composant de la turbomachine, à différents cycles de son fonctionnement.

Le chapitre III étudie le fonctionnement hors adaptation du moteur PW127F, sur la base de l'organigramme de calcul de ses performances, en tenant compte des différentes contraintes qui influent sur son fonctionnement.

Le chapitre IV fera une simulation et une interprétation commentée des résultats et des performances du turbopropulseur PW127F sur de multiples paramètres, en conditions réelle de vol et en hors adaptation.

Enfin, l'étude du turbopropulseur PW127F a donné lieu à la conception d'un logiciel destiné à calculer les performances du moteur en cycle réel et en cycle hors adaptation.

Ce logiciel se compose d'un code de calcul en langage Fortran et une interface graphique en langage Delphi.

CHAPITRE I

ETUDE THEORIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F

L'entreprise Pratt & Whitney Canada (P&WC), dont le siège social est à Longueuil (Québec), est un leader mondial parmi les motoristes qui équipent les avions d'affaires, les appareils de l'aviation générale, les avions de transport régional et les hélicoptères. La société construit des moteurs de technologie évoluée, à des fins d'applications industrielles. P&WC possède des installations et des centres de révision dans le monde entier. Son statut est celui d'une filiale de la société United Technologies Corporation implantée à Hartford.

En tant que principal constructeur de turbopropulseurs dans le monde des transporteurs aériens, P&WC équipe plus de trois quarts des avions régionaux dotés de turbopropulseurs.

Elle compte à son actif plus de 4800 moteurs livrés dans le monde. Les moteurs PW118, PW120, PW124, PW127 et la série PW150 constituent la famille PW100.

La série de ses moteurs allant du PW118 à PW127 a été élargie pour couvrir une gamme des puissances allant de 1800 à 2750 SHP sur l'arbre.

La famille des turbopropulseurs PW100 dont fait partie le PW127F, occupe sur le marché des avions de transport régional, une place préférentielle pour ce qui est de l'économie d'exploitation, de la fiabilité et de la longévité. Ils peuvent faire régulièrement des temps de plus de 12000 heures sans dépose.

Au cours de ces quinze dernières années, la série du moteur PW100 est passée de 2000 ch. à plus de 5000 ch. sur l'arbre. Le PW4000 est utilisé sur les grands avions de ligne. Les avions à turbopropulsion ont une vitesse semblable à celle des avions à réaction avec, en plus, les gains de productivité qui en découlent pour les compagnies aériennes.

L'ATR 72-500, également connu sous le nom de ATR 72-212A, dispose de deux puissants moteurs, le PW127F. Il est doté d'hélices à 6 lames qui améliorent ses performances, notamment par une augmentation de 15% de sa vitesse de montée au décollage.

L'hélice à six lames produit, en traitement acoustique optimisé, une nuisance beaucoup moins forte, grâce aux amortisseurs de vibrations dynamiques. Cet avantage fournit un plus haut niveau de confort aux passagers.

L'ATR 72-500 possède les mêmes moteurs et hélices à six pales, la même conception intérieure et les mêmes techniques d'isolation que l'ATR 42. Tous les deux proposent le même niveau de confort. Avec une capacité standard de 68 sièges, l'ATR 72-500 offre le coût au siège-kilomètre le plus bas dans sa catégorie.

En outre, les améliorations apportées en matière d'aérodynamique et de puissance lui donnent un décollage et un atterrissage courts.

Par rapport à ses prédécesseurs, L'ATR 72-500 a connu des évolutions surtout dans la motorisation, les hélices, le confort et l'insonorisation des cabines.

Au regard de notre sujet, nous nous en tiendrons à la motorisation, à travers l'étude du turbopropulseur PW127F.

I.1 – Caractéristiques du turbopropulseur PW127F :

Les avions de transport régional équipés du turbopropulseur PW127F (voir figure page 14), possèdent un certain nombre d'avantages clés. Ils présentent un prix d'achat modique, une faible consommation carburant et un modeste DOC. Ils peuvent décoller à partir de pistes courtes, même en terre battue et par très mauvais temps, tout en offrant des dimensions cabine, des niveaux de vibration et de bruit semblables à ceux des avions à réaction.

Les ATR sont réputés comme étant les plus économiques dans leur catégorie. Sur une distance de 200 km, la consommation de carburant par passager pour l'ATR 72-500 est très inférieure à celle des avions concurrents de même capacité, qu'il s'agisse de turbopropulseur ou de jet.

Le moteur à turbopropulsion a incontestablement un meilleur rendement que le turbojet, mais sa vitesse maximale est plus limitée.

Par rapport au turboréacteur, le turbopropulseur a l'avantage :

- d'un rendement de propulsion élevé dans les faibles vitesses de vol (le mach limite est de 0,75) ;
- d'une endurance plus grande dans la durée ;
- d'un coût d'utilisation plus faible.

Par rapport au groupe moto-propulseur, le turbopropulseur se distingue par :

- une gamme de puissance étendue et élevée (100 à 1000 cv) ;
- une utilisation d'ensembles tournants à grandes vitesses qui réduisent les vibrations ;
- un maître-couple plus faible à même puissance ;
- un rapport poids/puissance plus intéressant ; 0,3 à 0,2 kg/cv pour un turbopropulseur ;
- un débit d'air de refroidissement plus faible (refroidissement de cylindre,...) ;
- une endurance élevée par des périodes de révision plus espacées ;
- une consommation spécifique plus faible.

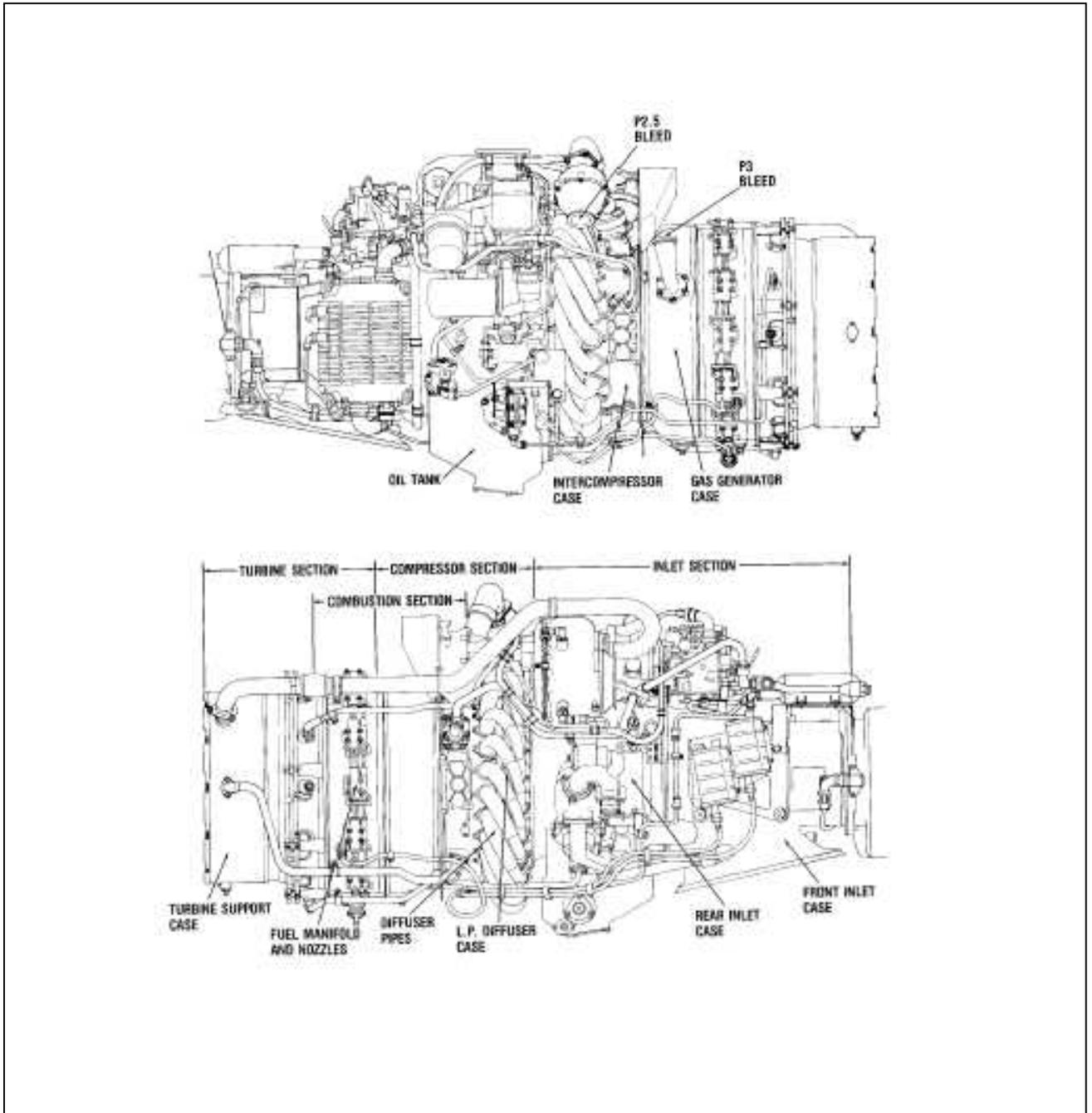


Figure (I, 1) : Le turbopropulseur PW127F.

Tous les modèles ATR sont conformes aux réglementations en vigueur, notamment en ce qui concerne le niveau des nuisances sonores. Ils disposent, en outre, d'une grande marge par rapport aux futures réglementations. L'hélice à six pales produit un niveau de bruit externe remarquablement faible. Par ailleurs, les faibles consommations de carburant et d'émissions gazeuses participent également au respect de l'environnement.

De la lutte anti-incendie au transport de marchandises en vrac, on peut compter sur le turbopropulseur PW100 pour sa ponctualité hors pair, ses faibles coûts d'entretien et sa grande fiabilité sur terrain. Et quand on ajoute à cela son faible coût d'exploitation et le vaste réseau de soutien technique sur le terrain, on comprend pourquoi le PW100 équipe une si large gamme d'avions de turbopropulseur.

La série allant du PW118 au PW127 a été élargie pour couvrir aujourd'hui une vaste gamme de puissance, allant de 1800 à 2750 ch. sur l'arbre. Le « concept » des familles de modules turbomachine et réducteur aura permis la construction de modèles personnalisés offrant un riche éventail de performances techniques.

Le moteur PW127 est un turbopropulseur double corps à turbines libres. Le fonctionnement du moteur du turbo propulseur PW127F résulte d'un processus mécanique, thermique et aérodynamique, à plusieurs séquences.

En effet, le moteur du turbopropulseur PW127F démarre à l'aide du starter-générateur et de la boîte AGB qui actionnent l'arbre d'entraînement. Celui-ci fait tourner le pignon conique fixé au compresseur HP, avant que le compresseur HP lui-même et la turbine HP ne tournent à leur tour.

Le carburant est alors pulvérisé par la turbine dans la chambre de combustion où il est mélangé avec l'air qui entre par le compresseur centrifuge. Les bougies d'allumage s'allument et le mélange air/carburant s'enflamme. L'écoulement résultant des gaz expansible, vers l'arrière, entraîne les turbines HP et BP, qui sont respectivement reliées aux compresseurs HP et BP.

Les turbines font ensuite tourner les compresseurs et ces derniers à leurs tours vont aspirer de l'air pour le mélange et le brûler avec le carburant. Ce processus engendre une expansion plus élevée et augmente la vitesse des turbines et des compresseurs centrifuges, jusqu'à ce que les moteurs aboutissent à la réalisation d'une vitesse autonome avec une combustion continue.

Les bougies peuvent alors être éteintes, puisque le démarreur/générateur fonctionne donc comme un générateur. L'écoulement des gaz entraîne la turbine libre, qui à son tour fait tourner l'hélice, à travers le RGB. Une augmentation supplémentaire de débit du carburant dans la chambre de combustion augmentera l'expansion des gaz, avec pour effet l'augmentation de la vitesse de la turbine et du compresseur.

Les rotors de la turbine HP et de la turbine libre tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, et le rotor BP tourne en sens contraire par rapport au rotor HP.

Le moteur PW127 se compose des trois modules suivants (voir figures page 17) :

- Le module turbomachine ;
- Le module réducteur de vitesse (RGB) ;
- L'hélice.

I.2 – Le module turbomachine :

On appelle turbomachine tous les moteurs thermiques qui utilisent comme élément moteur une turbine. Celle-ci a pour rôle de créer un couple moteur, à partir de la détente des gaz traversants ses éléments constitutifs. L'énergie primaire est fournie par l'énergie thermique développée par la combustion d'un mélange air kérosène réalisé dans une chambre de combustion située en amont des éléments constitutifs de la turbine. Afin d'alimenter en air la combustion, la partie mobile de la turbine entraîne mécaniquement le rotor d'un compresseur qui établit un débit masse d'air et le comprime fortement avant son admission à la chambre de combustion.

Une turbomachine à double corps renferme deux compresseurs centrifuges ultra robustes. Leur simplicité se situe dans l'absence de dispositifs à incidence variable ou de paliers Inter-étages. La régulation électronique, avec dispositif d'appoint mécanique facilite le pilotage et la redondance des systèmes afin des accessoires judicieusement disposés simplifient l'entretien des équipements.

La turbomachine comporte cinq sections qui forment le module turbomachine (voir figure page 18) .Ces sections sont les suivantes :

- La section entrée d'air ;
- La section compresseur ;
- La section chambre de combustion ;
- La section turbine ;
- La section échappement.

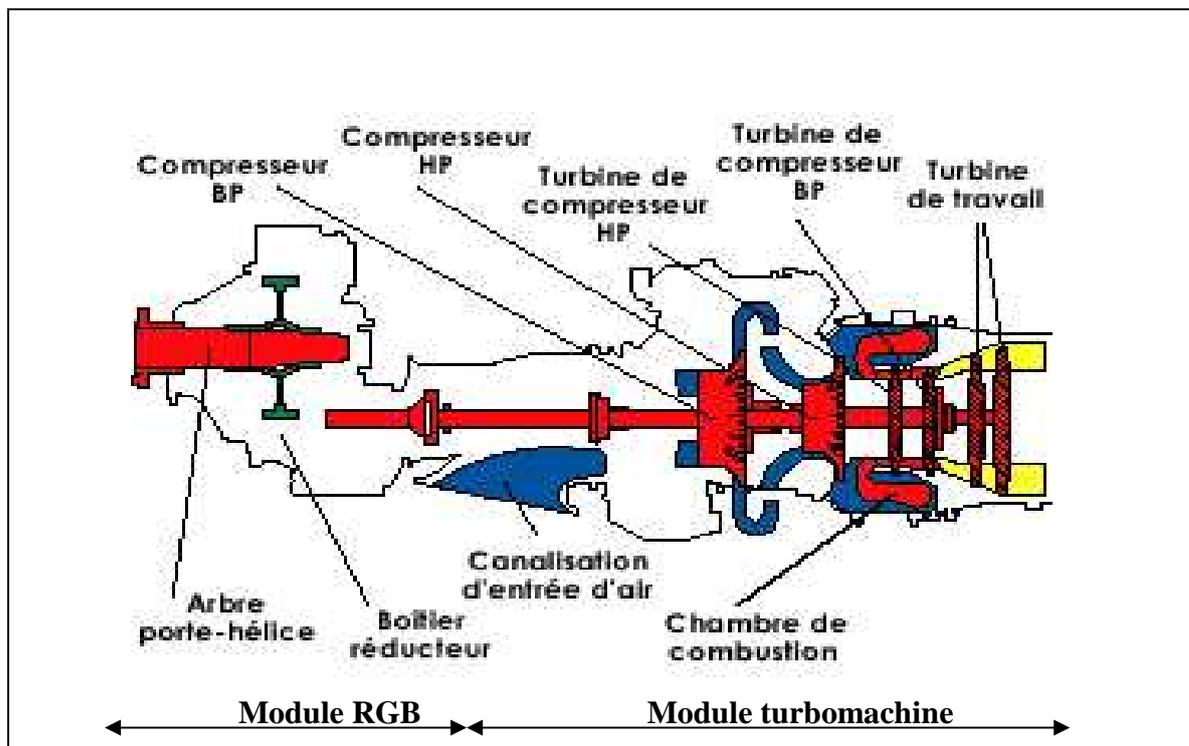


Figure (I, 2) : Différents modules du turbopropulseur PW127F.

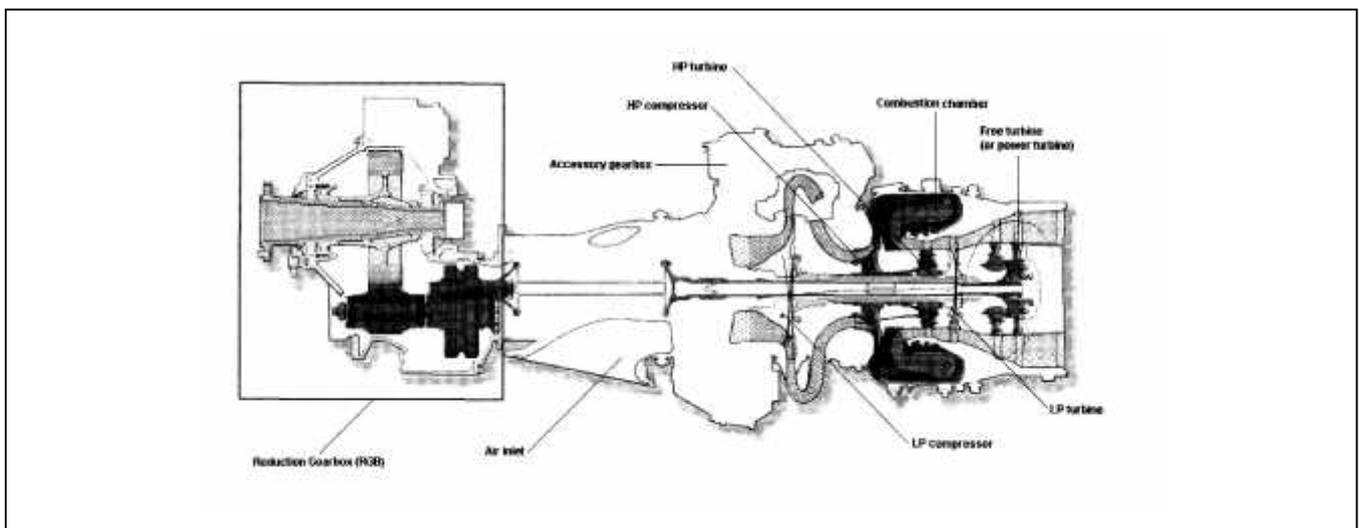


Figure (I, 3) : Description du turbopropulseur PW127F.

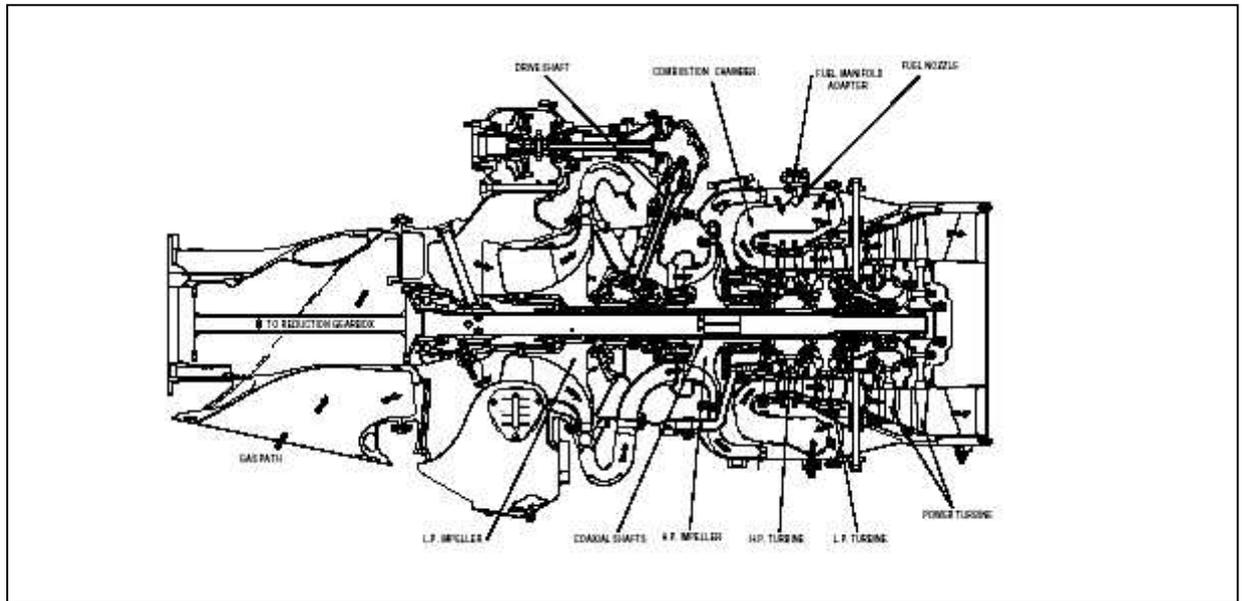


Figure (I, 4) : Les différentes sections de la turbomachine.

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. (Voir figure page 22).

I.2.1.1 – Description de la section entrée d'air :

L'entrée d'air moteur est généralement constituée par un carter en alliage léger qui a souvent la fonction annexe de supporter les accessoires.

Dans un turbopropulseur, l'entrée d'air est généralement située derrière l'hélice et, de ce fait, le souffle engendré par l'hélice améliore la captation de l'air. Dans beaucoup de cas, le carter d'entrée d'air forme aussi le logement du réducteur de vitesse.

La section d'entrée d'air comporte un carter avant et un autre arrière. Le carter entrée d'air arrière relie le carter avant au carter de diffuseur basse pression.

La EEC et la AFU sont montés sur le côté gauche de la case frontale d'admission compresseur. Le réservoir d'huile du moteur est une partie intégrée dans la case d'admission arrière.

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.

L'ensemble entrée d'air comprend l'entrée d'air moteur proprement dite et, dans certains cas, une manche d'entrée à la charge de l'avionneur.

La manche d'entrée d'air peut être disposée de différentes manières : en Pitot, en pod ou noyée dans les ailes. Elle est munie d'équipements divers : grille de protection, atténuateur de bruit, dispositif anti-givrage, filtre etc.

La mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide. La géométrie de la manche d'entrée d'air est définie par le constructeur, de façon à raccorder l'écoulement d'air extérieur à l'écoulement à l'entrée du compresseur, avec le maximum d'efficacité. Elle est étudiée pour présenter le minimum de résistance à l'avancement et pour que l'écoulement de l'air soit régulier dans le plus large domaine de vol possible.

Le rôle de la manche d'entrée d'air est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse en énergie de pression à l'intérieure de la manche elle-même.

Que ce soit au point fixe ou en vol, à un nombre de mach élevé, l'entrée d'air doit fournir un bon rendement à toutes les altitudes et dans toutes les assiettes possibles. Mais cet objectif est particulièrement difficile à atteindre, quand on sait que le débit d'air nécessaire au bon fonctionnement d'un réacteur est environ dix fois supérieur à celui d'un moteur à piston de taille équivalente.

Le canal d'entrée d'air devrait être, autant que possible, sans détour et sa surface interne parfaitement lisse. Sa configuration doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite soit la plus mince possible ; afin que la vitesse de l'air dynamique diminue progressivement de telle sorte que, la pression dynamique augmente tout aussi progressivement. Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air. En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur. Un champ de pression non homogène peut provoquer le phénomène de pompage.

I.2.1.2 – Fonctionnement de la section entrée d'air :

Dans un turbopropulseur, l'entrée d'air est située entre le l'hélice et le compresseur. De ce fait, le souffle engendré par l'hélice améliore la captation de l'air. Le domaine (Z_p , mach) d'un GTP étant plus faible que celui d'un GTR, la forme de l'entrée d'air correspond à l'entrée d'air Pitot, soit un simple convergent.

Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse, en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

L'efficacité d'une entrée d'air s'exprime à l'aide de deux facteurs : le rapport des pressions et le point de récupération de pression dynamique. Le rapport des pressions à l'entrée d'air est le rapport de la pression réelle à l'entrée d'air du compresseur à la pression dynamique théorique. Sa valeur peut atteindre 98% si les pertes dues au frottement sont faibles et si l'accroissement de pression dû au ralentissement s'effectue sans perte excessive.

Le point de récupération de pression dynamique est la vitesse de l'avion dû à la compression dynamique qui compense les pertes de pression due à l'aspiration du compresseur et au frottement. Ainsi, sur un aéronef subsonique, l'entrée d'air devrait avoir un point de récupération peu élevé (140 nœuds environ).

Dans le turbopropulseur PW127F, la section d'admission d'air consiste dans la case d'admission frontale et la case d'admission arrière. La case d'admission arrière, est fixée à l'ensemble entrée d'air. La case d'admission frontale est fixée avec la RGB.

L'entrée d'air est parfois réchauffée, pour éviter le givrage, par de l'air chaud pris en sortie de compresseur et qui circule à l'intérieur des parois.

Les entrées d'air sont « anti-givrées », grâce à un système de circulation d'air chaud en provenance du compresseur ou à la faveur d'une résistance électrique alimentée par la génératrice ou alternateur entraîné par le boîtier d'accessoires. Le générateur qui est située en aval est ainsi protégé de l'ingestion de glace. Les compresseurs sont particulièrement sensibles à l'ingestion de corps étrangers (volatile glace)

Certains motoristes installent le réservoir d'huile dans l'entrée d'air, ce qui permet de la refroidir et de participer à la fonction anti-givrage.

L'entrée d'air est conçue pour fournir la circulation d'air à la prise du moteur avec une perte minimum pour guider les objets étrangers et pour refroidir le « ACOC ».

Afin de minimiser le risque, le constructeur Pratt et Whitney a élaboré une entrée d'air à séparation inertielle. La surface de captation de cette entrée d'air fournit un débit plus élevé que la demande moteur ; l'excédent est évacué par un « by-pass » situé en partie basse. En cas d'absorption de corps étrangers, par leur masse, ceux-ci sont évacués par le by-pass, et ne cause ainsi aucun endommagement aux parties rotatives.

A l'entrée d'air, la température totale y est conservée. Par contre, la pression totale chute à cause des pertes subies. Ces pertes peuvent être classées en deux types :

- Les pertes internes dues aux frottements sur les parois faibles et parfois négligeables (<10%).
- Les pertes externes liées au champ aérodynamique autour du moteur.

Pour l'entrée d'air de type Pitot, le rapport des pressions totales est égal à 0,98 et le rapport des températures totales est égal à 1. (voir figure ci-dessous)

L'évolution dans l'entrée d'air se fait avec des frottements et donc des pertes. La pression totale à l'entrée compresseur est inférieure à ce qu'elle serait dans le cas d'une évolution parfaitement réversible. On est donc amené à définir l'efficacité d'une entrée d'air comme étant le rapport :

$$\eta = \frac{\text{Pression totale réelle à l'entrée compresseur}}{\text{Pression totale théorique à l'entrée compresseur}}$$

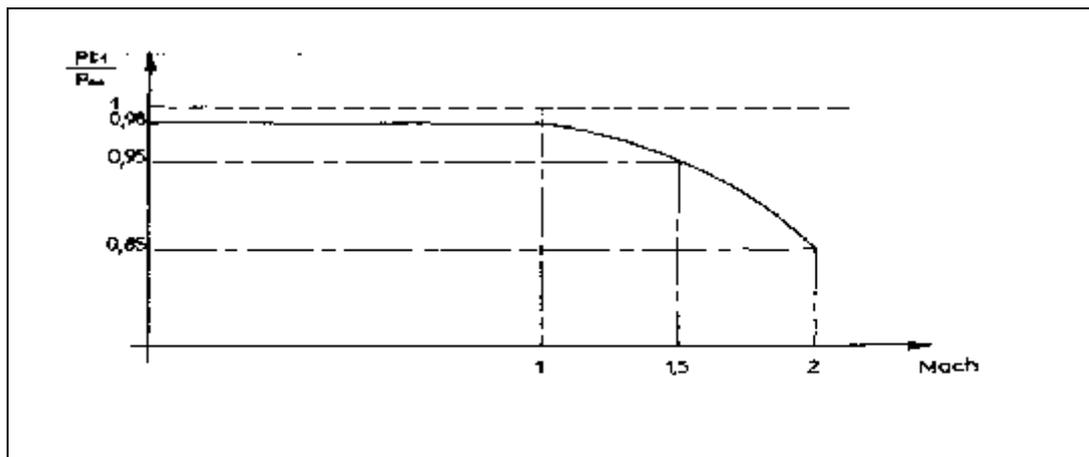


Figure (I, 5) : Courbe représentant l'évolution de l'efficacité de l'entrée d'air en fonction du nombre de mach.

$$\frac{P_{t1}}{P_{\infty}} = \text{coefficient de récupération ou efficacité.}$$

Ce rapport de pression, de même que le débit varie avec les conditions atmosphériques et les conditions de vol.

En régime subsonique, le ralentissement de vitesse s'effectue dans un divergent. La diminution d'énergie cinétique entraîne une augmentation de pression d'après la loi de Bernoulli. Pour $M < 1$, il est nécessaire de ralentir les filets d'air, cela explique pourquoi l'entrée d'air à une forme divergente. La variation de la section longitudinale est calculée pour

assurer le débit d'air à haute altitude et à régime moteur élevé appelé maxi continu (régime moteur proche de N_{max} , illimité en temps d'utilisation).

En ralentissant les filets d'air, la section entrée d'air fait chuter l'énergie cinétique des gaz et augmente leur énergie de pression. Les gaz subissent alors une compression appelée compression adiabatique (sans échange de chaleur avec le milieu extérieur) tandis que leur pression et température statiques augmentent.

Sur des avions propulsés par des GTP, les débits d'air des moteurs sont relativement faibles, comparés à ceux des GTR.

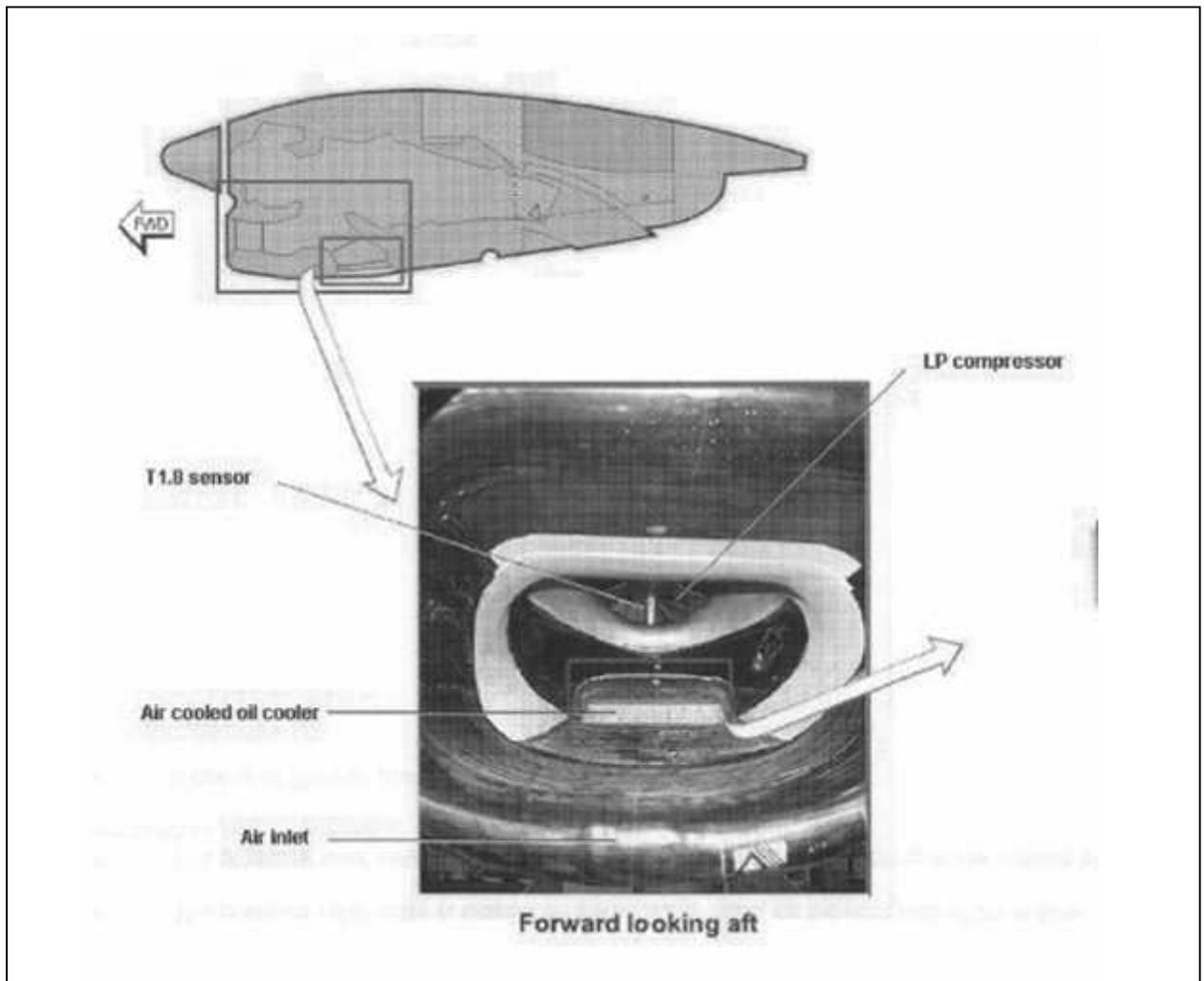


Figure (I, 6) : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F.

I.2.2 - La section compresseur :

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression afin qu'elle puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé.

Un compresseur est essentiellement caractérisé par : Le taux de compression f , le débit d'air m , la puissance absorbée $W = m \cdot C_p \cdot \Delta T$ et le rendement η , il est de l'ordre de 80%.

Le processus thermodynamique pour l'obtention d'un bon rendement de combustion, implique une alimentation en air sous pression. Le rôle du compresseur est d'assurer cette alimentation. (Voir figure (I,7) page 27)

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.

La section compresseur se compose de : deux compresseurs centrifuges BP et HP ; un carter inter-compresseurs ; une boîte d'accessoires (**AGB**). (Voir figures pages 28 et 29)

I.2.2.1 - Aspects techniques du compresseur centrifuge :

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 stator transforme l'énergie cinétique restante en énergie de pression ; tandis que le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et transforme cette énergie en énergie de pression.

Dans les aubes mobiles, la vitesse d'écoulement est augmentée du fait du mouvement imparti à l'air. La pression s'élève aussi du fait de la géométrie des aubes (divergence). Dans les aubes fixes, la vitesse est transformée en pression par la divergence de la section de passage. L'écoulement de l'air est par ailleurs redressé.

Le compresseur comprend, parfois, un carter redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion.

Les rotors sont animés d'une vitesse de rotation très élevée qui se situe entre 15000 et 50000 tr / min.

Lorsque le rouet est à haute vitesse, l'air est attiré en son centre. La force centrifuge imprime une forte accélération à l'air qui se déplace radialement en direction de la périphérie où il est éjecté à haute vitesse et avec une énergie cinétique élevée. L'augmentation de pression provient de la transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression.

Afin d'amortir la vitesse à la sortie du rouet, on utilise un diffuseur muni d'aubages destinés à dévier l'air et offrir une section de passage divergente pour obtenir de l'énergie de pression. Des coudes annulaires de sortie qui ceignent le diffuseur dévient l'air pour réaliser à nouveau un écoulement axial vers la chambre de combustion.

Il existe une grande variété de compresseurs centrifuges : mono étage, multi- étages, à double entrée, etc.

Les compresseurs centrifuges (BP et HP) sont contenues dans les trois carters suivants : le carter de diffuseur BP, le carter interne de compresseur et l'avant du carter de générateur de gaz. La section du compresseur comprend un attelage basse pression LP, et un attelage haut pression HP, qui sont indépendants l'un par rapport à l'autre. Les compresseurs LP et HP sont supportés par deux roulements ; un roulement à bille et un autre à galets.

A partir de la rotation de l'arbre HP, un arbre de transmission incliné transmet un mouvement à la boîte d'accessoires (AGB). Cette dernière contient les commandes :

- Un démarreur/générateur (DC).
- Une pompe haute pression du carburant HP.
- Une pompe de refoulement et de récupération d'huile.
- De la roue centrifuge de reniflard d'huile.

Le compresseur étant entraîné par la turbine , le débit d'air qui le traverse est fonction du débit de la turbine. La puissance prélevée au niveau de la turbine est égale à la puissance fournie au compresseur additionnée à celle fournie aux autres accessoires.

Pour assurer une bonne combustion, on recherche par les dimensions de la chambre de combustion ,un bon dosage carburant et surtout un débit d'air adéquat (bonne pression et vitesse), afin d'éviter les phénomènes d'extinction riches (trop de carburant / air) ou extinction pauvre (trop d'air / carburant).

I .2.2.2 - Aspects fonctionnels du compresseur centrifuge :

L'air arrive dans le compresseur centrifuge par la partie centrale du rotor. Sous l'effet de la vitesse du rouet, il est accéléré vers la périphérie et génère un gain d'énergie cinétique de l'air. Dans un rotor, les sections de passage entre aubes sont divergentes, ce qui permet une transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression. Les filets d'air pénètrent en outre dans les passages du stator et achèvent leur transformation d'énergie cinétique en énergie de pression. (Voir figure (I, 11) page 29)

On peut dire ,d'une manière générale,que la moitié de l'énergie de pression est gagnée dans le rotor.

La relation de Szydlowski qui régit le fonctionnement d'un compresseur centrifuge s'énonce ainsi :

$$C_p(T_3 - T_2) = -U^2$$

(C_p = chaleur massique à pression constante, T_3 = température sortie compresseur,

T_2 = température entrée compresseur, μ = coefficient constant pour un compresseur et qui est en général voisin de 0,8, U = vitesse linéaire d'un point du rotor (en général il s'agit de la vitesse linéaire de l'extrémité du rotor)).

Etant constitué d'éléments massifs, le compresseur centrifuge risque moins d'être endommagé par l'ingestion de corps étrangers que le compresseur axial. Le taux de compression d'un étage de compresseur centrifuge est assez élevé. Tout en maintenant un rendement de 80%, il est possible d'atteindre un taux de compression allant jusqu'à 5/1.

Au-dessus de ce taux, le rendement diminue rapidement, puisque la haute vitesse périphérique du rouet entraîne la formation d'ondes de choc. Ce type de compresseur ne peut donc convenir pour les gros moteurs, puisqu'un taux de compression élevé est nécessaire pour obtenir une consommation faible. Les compresseurs centrifuges multi-étages produisent des taux de compression un peu plus élevés. Malgré la réduction de la vitesse périphérique et les problèmes qui s'y rattachent, ces compresseurs subissent des pertes de rendement importantes, puisque l'air doit prendre un virage difficile en passant d'un étage à l'autre.

Les compresseurs à double entrée contribuent, eux aussi, à résoudre le problème des hautes vitesses périphériques, mais leur rendement est affecté par les complications inhérentes à ce système. Il faut en effet amener l'air au rouet arrière et l'on ne peut y parvenir qu'à l'aide d'une chambre de tranquillisation où l'air en provenance de la manche d'entrée est ralenti, donc comprimé, afin de changer de direction. Les pertes de rendement sont moindres, mais elles ne sont quand même pas négligeables. La chambre de tranquillisation agit comme un diffuseur qui alimente le rouet arrière.

Compte tenu de ces problèmes particuliers, les compresseurs centrifuges sont adaptés pour les turbopropulseurs faibles et de moyenne puissance où la simplicité, la souplesse d'utilisation et la robustesse sont des qualités plus recherchées, qu'un faible maître-couple ou qu'une grande capacité de produire des grands débits et de hautes pressions avec des pertes faibles de rendement.

I.2.2.3 - Les limites techniques et fonctionnelles du compresseur centrifuge :

Un moteur est, en principe, conçu pour fonctionner sans pompage dans le domaine d'utilisation prévu. Cependant, on peut rencontrer le pompage, en explorant les limites ou en cas d'anomalie.

Pour reculer les limites du pompage, les constructeurs ont équipé les moteurs d'un certain nombre de dispositifs, tels que :

- Les vannes de décharge sur compresseur ;
- Le limiteur d'accélération au niveau de la régulation ;
- Les aubes stator orientables.

Pour tout compresseur, le pompage est un phénomène dangereux. Il consiste dans un décrochage aérodynamique des filets d'air sur les profils d'aubes et se traduit par l'inversion périodique de l'écoulement dans le compresseur. Ce phénomène soumet le compresseur à des contraintes thermiques et vibratoires pour lesquelles il n'est pas prévu. Il entraîne en outre une surchauffe de la turbine. Un pompage important peut se terminer par l'extinction du réacteur ou au pire par sa rupture.

En effet, la diminution subite du débit d'air au travers du compresseur, engendre une diminution de pression à l'aval du compresseur et crée ainsi le reflux du débit d'air (écoulement inverse), Le pompage suscite l'instabilité et la destruction de la machine, suite au blocage de l'entrée d'air.

Le pompage est à l'origine de vibrations importantes qui peuvent conduire à la détérioration des paliers. Par ailleurs, des bruits anormaux et violents sont parfois accompagnés d'émission de flammes, d'une extinction du moteur ou d'une chute de puissance.

Le phénomène de pompage s'explique par le fait que, près de 70 % de l'air en sortie compresseur, est utilisé pour assurer le refroidissement de la turbine. Lors d'un pompage, la chute du débit d'air compresseur entraîne donc une diminution de refroidissement des parties chaudes et par voie de conséquence un accroissement de la température turbine. Pour éviter la surchauffe, il faut avant tout réduire le débit carburant et si l'instabilité se prolonge, couper le moteur avant d'entraîner de trop grosses avaries. Un pompage même momentané, devra être signalé à la maintenance, afin de vérifier s'il ne provient pas d'une défaillance des dispositifs anti-pompage.

Lorsque le pompage se produit, il faut manœuvrer pour sortir de la condition de pompage et ultérieurement vérifier le moteur.

I.2.2.4 - Avantages et inconvénients du compresseur centrifuge :

Si le compresseur centrifuge a certaines qualités particulières qui le placent en favori des constructeurs ; par contre, pour certains types de réacteurs, il revêt des inconvénients non négligeables qui réduisent ses capacités.

Parmi ses principales qualités, nous pouvons citer sa simplicité, sa robustesse et son faible coût. En effet, il est moins fragile aux chocs et a une meilleure accélération, avec moins d'inertie. Par ailleurs, l'usinage du compresseur est plus facile, donc moins onéreux. Enfin, sa mise au point est facile et son rendement est avantageux.

Bien que le compresseur centrifuge est intéressant à plus d'un titre (simplicité, robustesse, bon rendement), son taux de compression reste limité à une valeur relativement faible. Il est surtout utilisé dans les turbomachines de faibles puissances.

L'entrée d'air se fait par la partie centrale du rotor et que par conséquent, la surface frontale du moteur sera nettement supérieure à la section d'entrée d'air. La faible section d'entrée d'air limite le débit. Il s'agit là d'un inconvénient non négligeable du compresseur centrifuge. En outre, son taux de compression reste généralement limité aux environs de 4 par étage sur un rotor ou à 6 sur un rouet dit évolutif.

Le changement de direction de l'écoulement augmente les pertes par frottement. L'importance du diamètre hors-tout du compresseur augmente le maître-couple du moteur.

Par ailleurs, le raccordement des deux étages du compresseur entraîne des pertes de charges. Aussi, les motoristes préfèrent-ils gaver les rouets centrifuges par des rotors axiaux.

Enfin, le rendement du compresseur est médiocre en altitude, de même que le diamètre hors-tout important, augmente le maître du moteur.

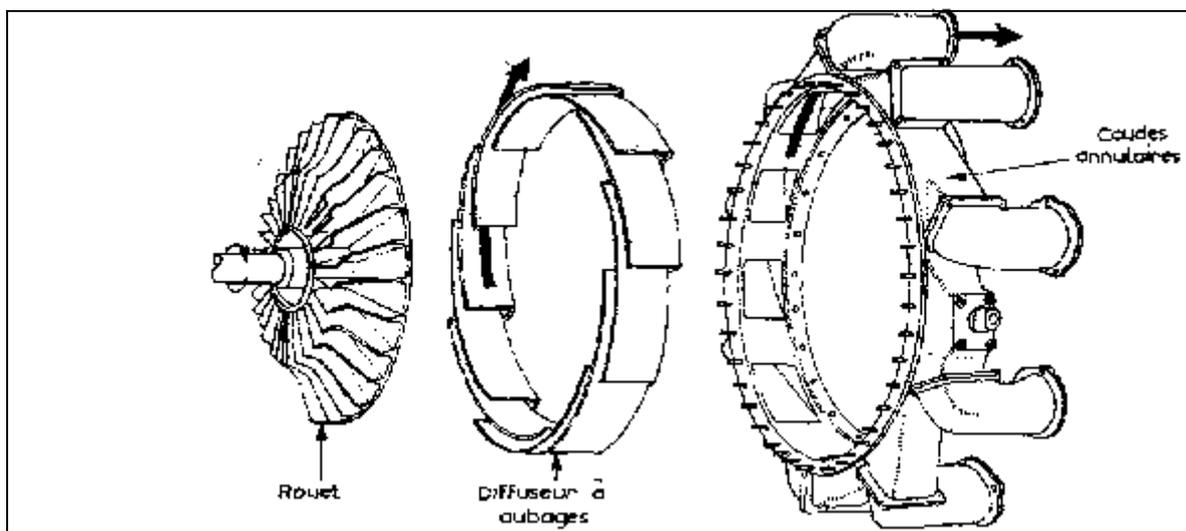


Figure (I, 7) : Description du compresseur centrifuge.

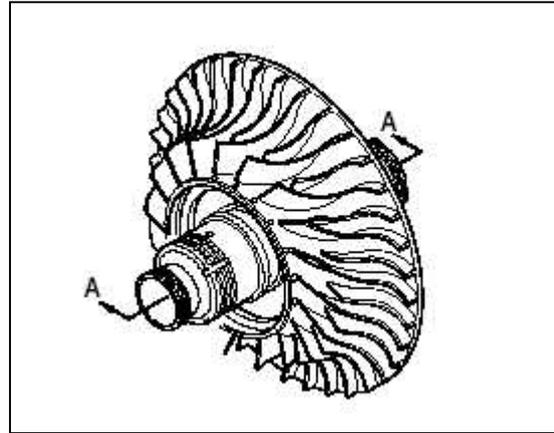


Figure (I, 8) : Coupe (A-A) du compresseur centrifuge.

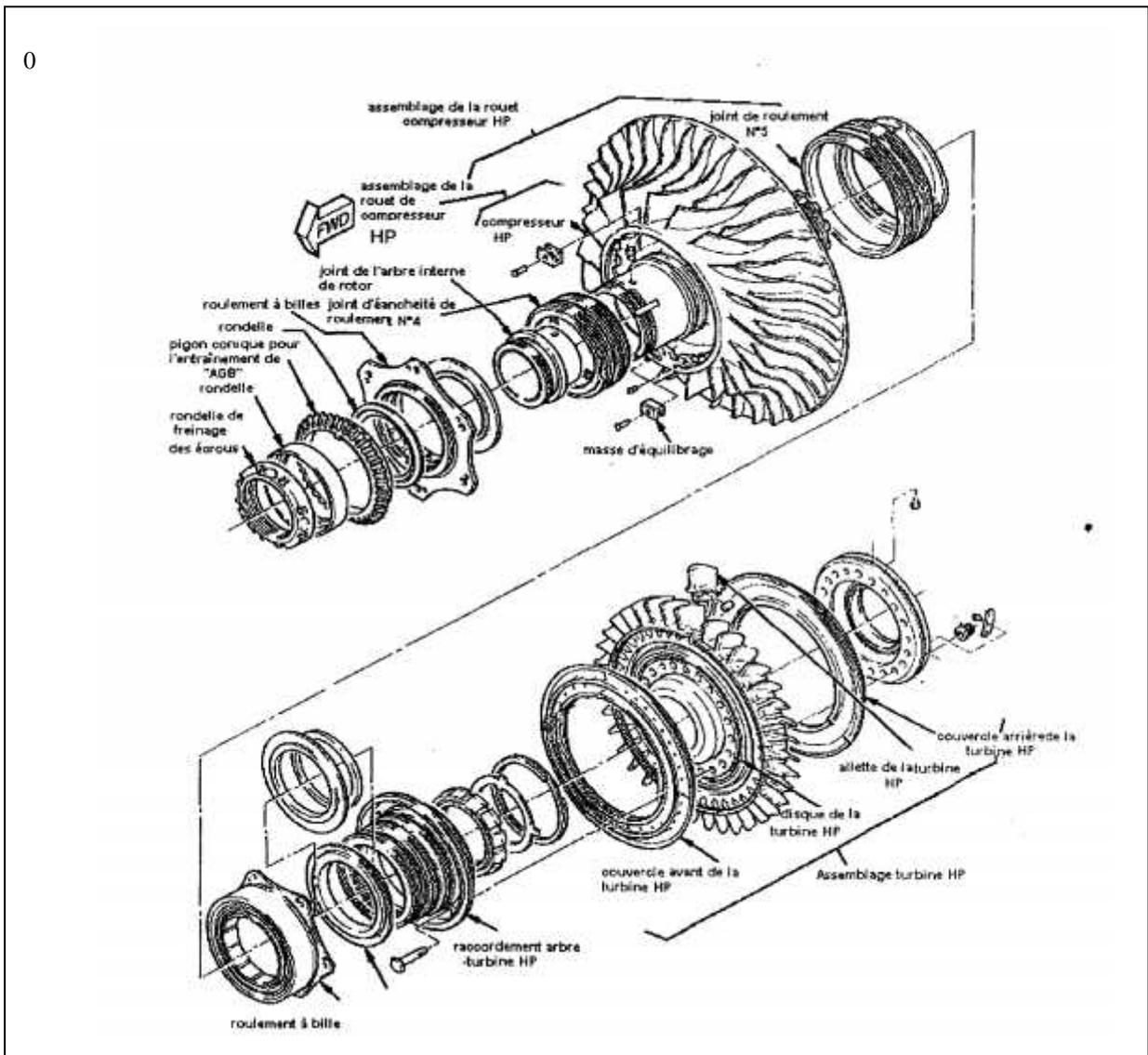


Figure (I, 9) : L'attelage compresseur et turbine haute pression du turbopropulseur PW127F.

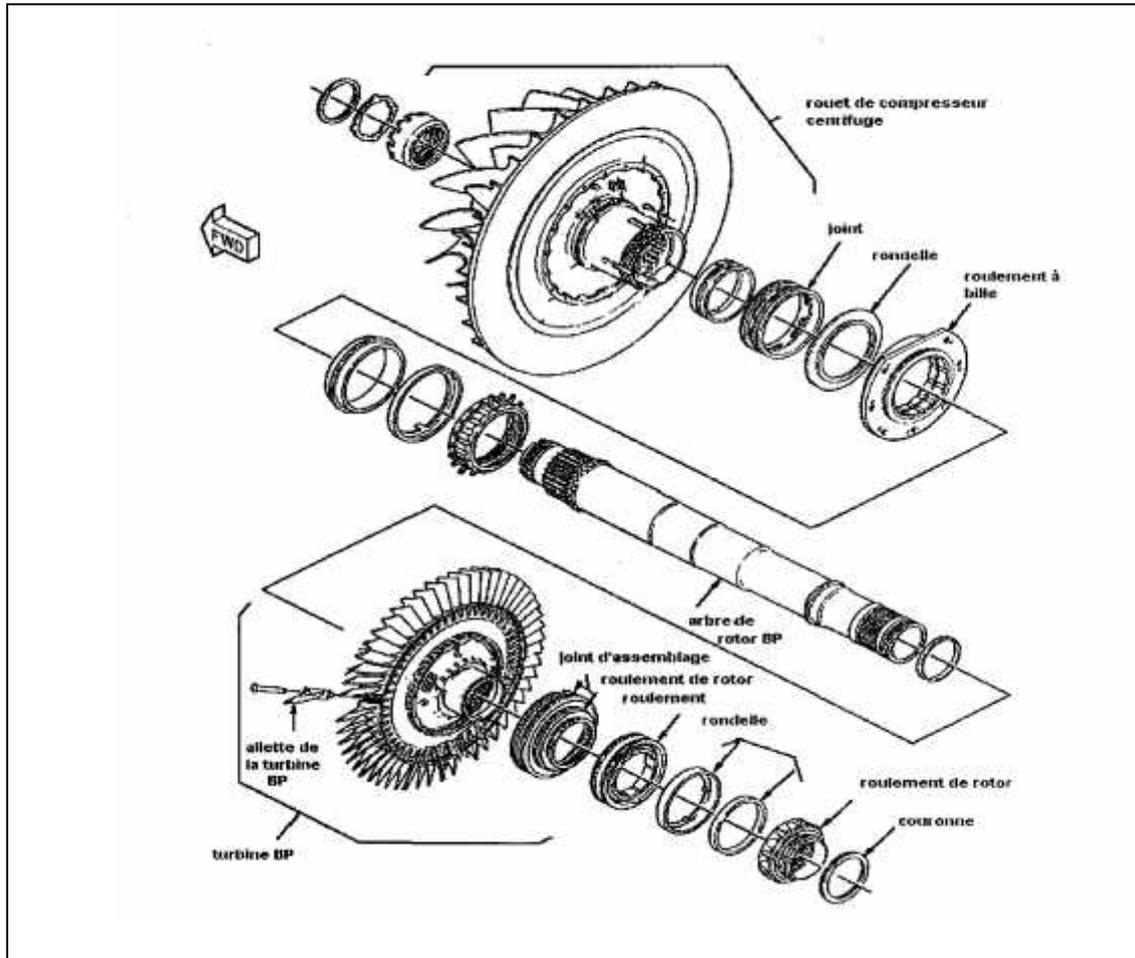


Figure (I, 10) : L'attelage compresseur et turbine basse pression du turbopropulseur PW127F.

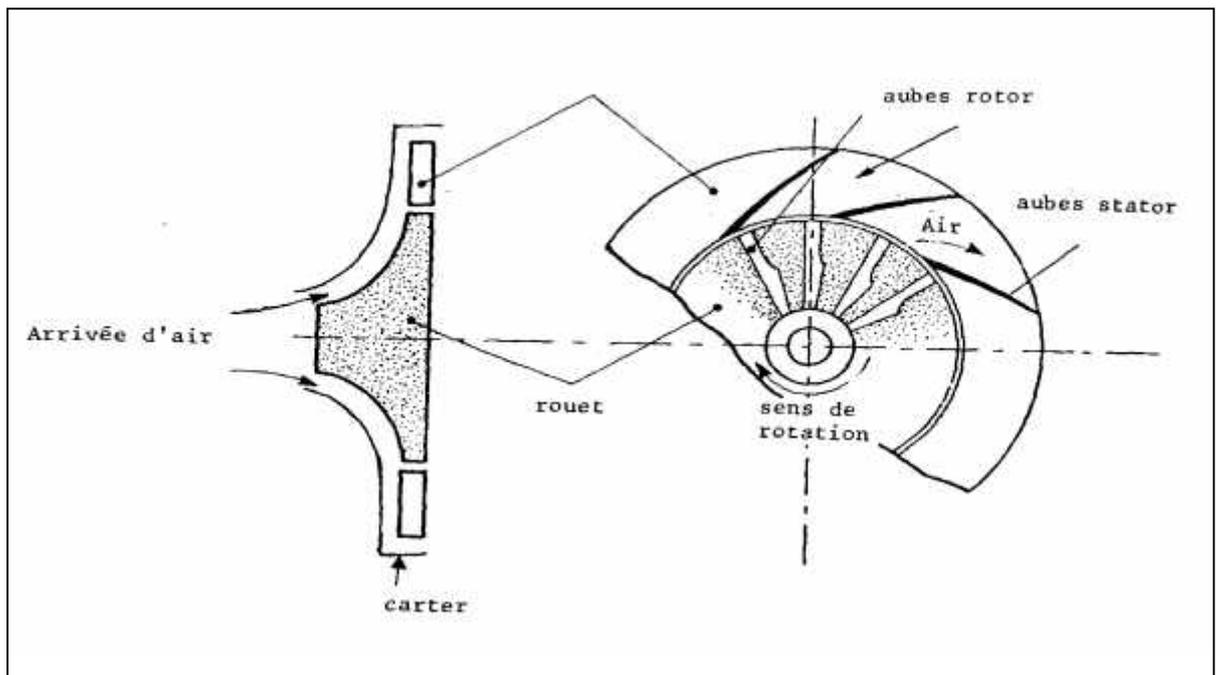


Figure (I, 11) : Fonctionnement du compresseur centrifuge.

I.2.3 - La section chambre de combustion :

La chambre de combustion assure la combustion d'un mélange air / carburant, afin de communiquer au fluide une énergie calorifique. L'énergie ainsi fournie sera ensuite utilisée par la turbine et le canal d'éjection.

Le combustible pulvérisé puis vaporisé s'y mélange avec l'air venant du compresseur. Ce mélange brûle, et les gaz qui en résultent se dilatent. Ils sont ensuite dirigés vers la turbine.

La combustion est une oxydation d'un hydrocarbure par l'oxygène de l'air.

Le rapport ou mélange carburant/air pour obtenir une bonne combustion est d'environ 1/15 (richesse stœchiométrique). On ne peut cependant admettre ce rapport idéal, car la température en résultant serait trop élevée pour la turbine. (Voir figures page 33)

La chambre admet donc un rapport beaucoup plus élevé (de l'ordre de 1/50), de façon à refroidir les gaz brûlés et obtenir une température acceptable devant les turbines.

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.

Certains constructeurs adoptent quelquefois pour leurs moteurs de faible ou moyenne poussée des solutions qui permettent de diminuer la longueur de l'arbre entre la turbine et le compresseur. L'écoulement à retour avec chambre de combustion inversée permet de réduire l'encombrement et d'améliorer l'accès aux injecteurs. Cependant, il peut y avoir des difficultés d'injection avec des pressions élevées.

La chambre de compression annulaire a l'avantage d'être légère, son maître-couple est faible et elle 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.

Entre autres avantages, l'accès à l'intérieur de la chambre de combustion est aisé lors des inspections et des réparations.

Parmi les inconvénients, nous pouvons citer les difficultés de mise au point et la difficulté du contrôle de la combustion. Parfois, des problèmes de structures se posent, du fait que les enveloppes sont constituées de cylindres de grand diamètre à parois minces. Ces problèmes deviennent plus graves lorsqu'il s'agit d'un gros moteur.

I.2.3.1 - Fonctionnement de la chambre de combustion :

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion.

L'alimentation en air de la chambre de combustion se fait sous pression constante et satisfaisante, délivrer par le compresseur si l'on considère qu'il tourne à régime stabilisé. La combustion du mélange doit s'effectuer parfaitement, dans un délai très court, à température élevée pour transmettre au fluide le maximum d'énergie calorifique.

D'autre part, il est nécessaire de protéger les pièces de la chambre des contraintes thermiques.

Pour satisfaire à ces conditions, la chambre est constituée de telle manière à réaliser deux flux : Le flux primaire (air de combustion) et le flux secondaire (air de refroidissement).

L'air primaire pénètre dans le tube à flamme, après avoir traversé les aubes de turbulence qui lui impriment un mouvement tourbillonnaire. La quantité d'air admise dans le tube à flamme est prévue pour donner, avec le carburant, un dosage sensiblement stœchiométrique ; puisque c'est lui qui permet la plus grande vitesse de propagation de la flamme.

Après son passage dans les aubes de turbulence, l'air prend un volume aussi grand que possible. On aura donc dans ce volume appelé zone primaire, une faible vitesse d'écoulement propice à une bonne combustion.

L'air secondaire s'écoule autour de la zone primaire à grande vitesse. Il servira à refroidir le tube à flamme, à stabiliser la flamme dans la zone primaire près de l'injecteur et à diluer les gaz de combustion pour qu'en entrée turbine, la température ne soit pas trop élevée et puisse assurer une meilleure tenue des aubages de la zone de turbine.

I.2.3.2 - Paramètres limitatifs de la chambre de combustion :

La stabilité de la flamme dépend de deux facteurs essentiels qui sont la pression (ou température) et la vitesse. La combustion n'étant possible que dans une gamme de dosages réels, ces deux paramètres sont donc liés et apportent des limitations.

- Pression et température d'inflammation :

La courbe qui est représenté sur la figure 11 ci-dessous, montre qu'il n'est possible d'enflammer le mélange qu'au-dessus d'une certaine pression minimale et à l'intérieur d'une gamme de dosage réel comprise approximativement entre $\frac{1}{20}$ et $\frac{1}{10}$. Cette pression minimale sera la pression sortie compresseur et pour tenir compte des conditions de vol, nous prendrons la P_{i2} pression d'impact sortie compresseur (liée au mach et à l'altitude (P)).

$$P_{i2} = P_2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

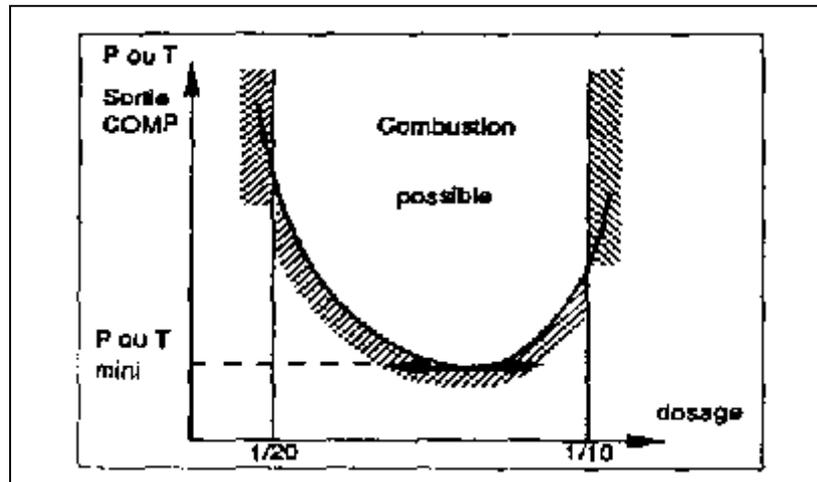


Figure (I, 12) : Limite de la pression et de la température d'inflammation dans la chambre de combustion.

- Vitesse de l'écoulement :

Lorsque la combustion a lieu dans un gaz animé d'un mouvement de translation, la flamme ne peut se stabiliser et s'entretenir que si la vitesse de l'écoulement gazeux est égale à la vitesse de propagation de la flamme.

Si la vitesse de l'écoulement devient trop inférieure ou supérieure à la vitesse de propagation, il y a des risques d'extinction comme la montre la courbe suivante.

La vitesse de propagation varie avec le carburant et la température ; la flamme est stable lorsque' en un point quelconque, la vitesse de propagation est égale à la vitesse d'écoulement.

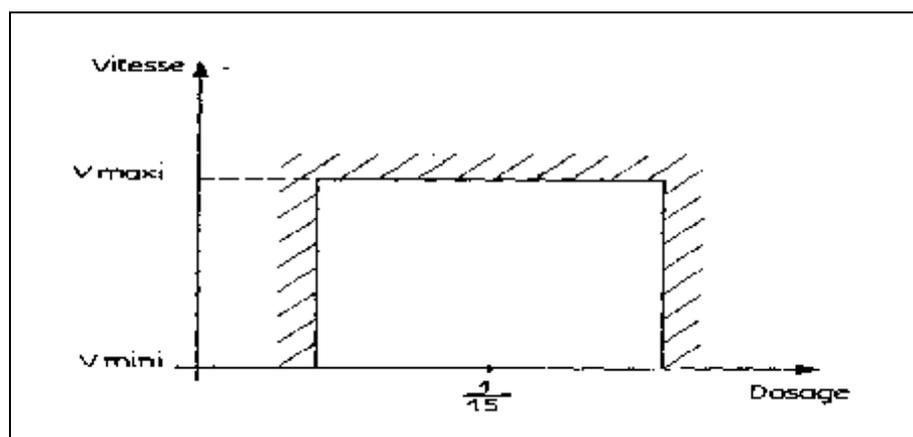


Figure (I, 13) : Limite de la vitesse d'écoulement dans la chambre de combustion.

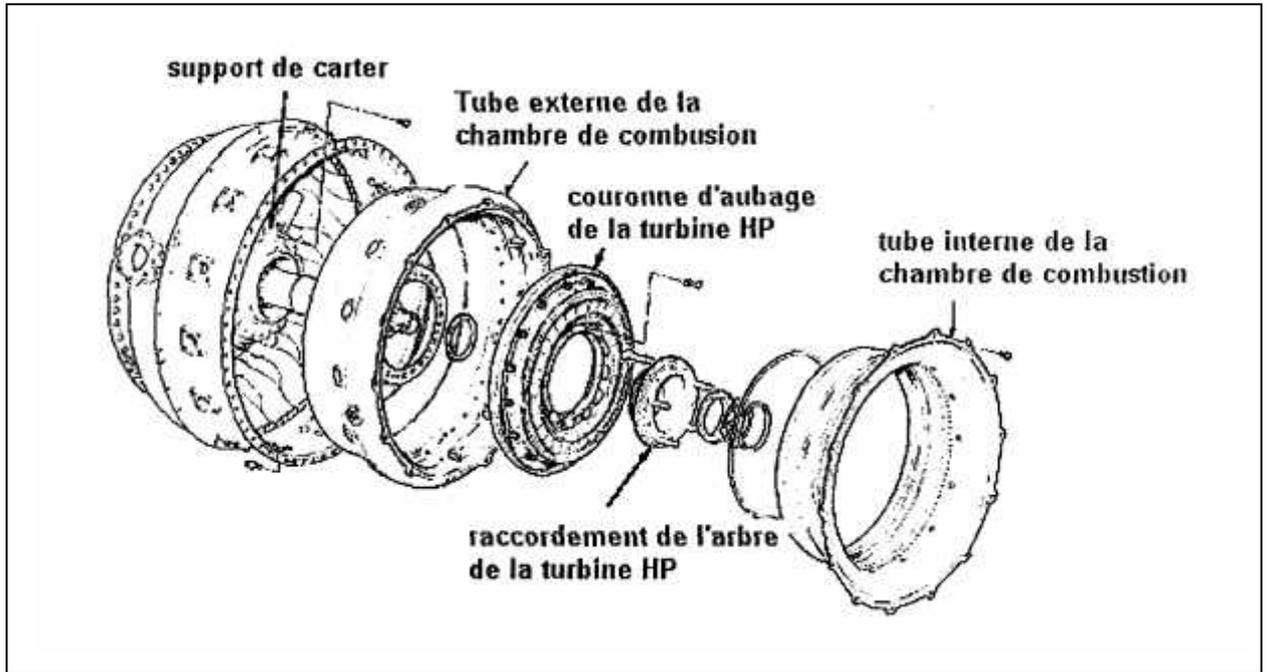


Figure (I, 14) : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

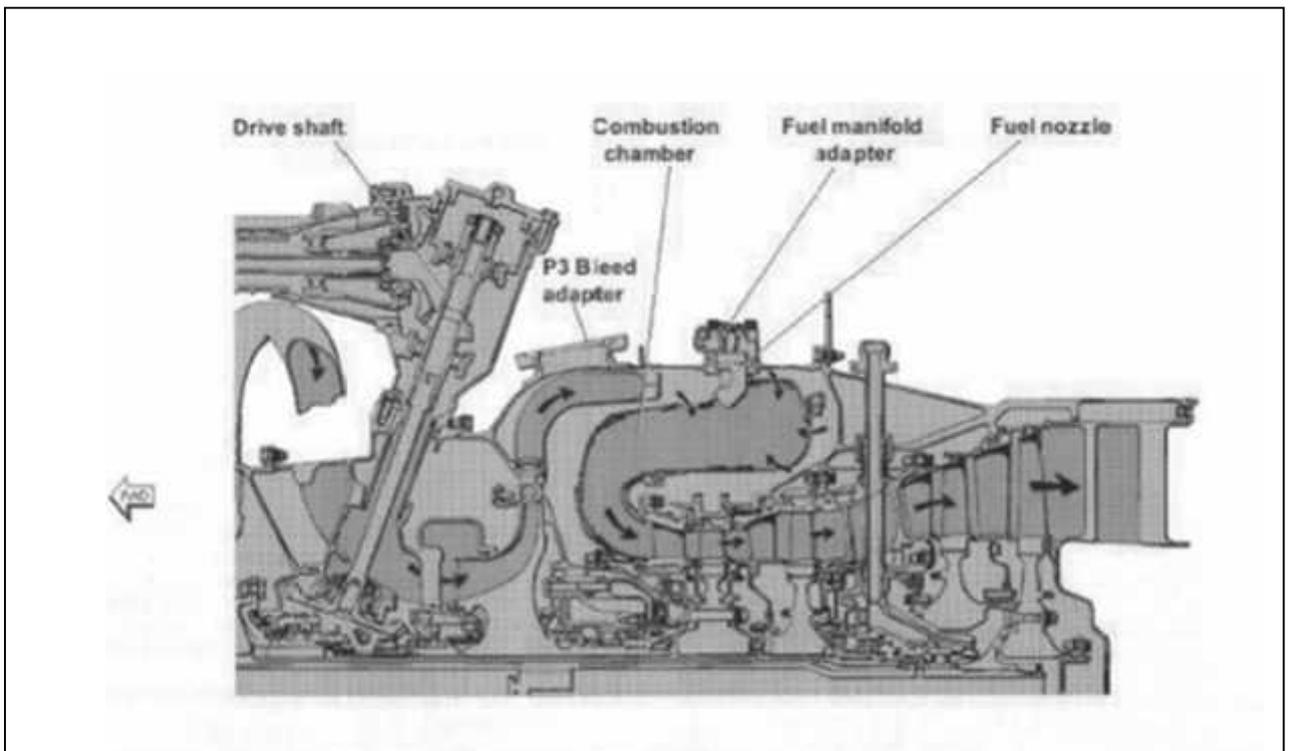


Figure (I, 15) : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F.

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 36)

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 37)

La turbine est un moteur composé d'une roue mobile sur laquelle est appliquée l'énergie d'un fluide moteur. Dans le cas qui nous intéresse, le type de fluide est un gaz.

Les turbines des GTP et GTR sont dites axiales, car la vitesse d'écoulement est parallèle à l'axe moteur. Leur rôle est de prélever de l'énergie de pression des gaz sortant de la chambre de combustion, et de transformer cette énergie en énergie mécanique (couple sur arbre), afin d'entraîner le ou les compresseurs auxquels elles sont attelées. (Voir figures page 38)

Pour un GTP, la détente turbine doit être maximale, afin de récupérer le maximum de puissance. Néanmoins pour ne pas trop pénaliser la puissance massique du moteur, le reste d'énergie de pression est transformé en énergie cinétique dans une tuyère faiblement convergente, donnant ainsi naissance à une poussée résiduelle.

Un étage de turbine axial est constitué d'une partie fixe, le stator ou distributeur et d'une partie mobile, le rotor ou roue de turbine.

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. L'étage turbine haute pression est incorporé avec la vanne de bague froide pour permettre d'augmenter la température d'admission turbine.

I.2.4.1 - Fonctionnement de la section turbine :

La turbine est alimentée par des gaz chauds, très comprimés. Elle doit leur permettre de se détendre, en transformant leur énergie de pression en énergie cinétique. On obtient cette transformation à travers des étapes suivantes :

- Dans le stator, le fluide se détend, sa vitesse absolue augmente et l'énergie potentielle (de pression) est transformée en énergie cinétique.
- Dans le rotor, l'énergie cinétique est transformée en une énergie mécanique qui permet la rotation de la turbine haute pression et basse pression. Ce mouvement est transmis aux compresseurs relatifs et à d'autres accessoires.

La turbine libre présente de nombreux avantages dont les principaux sont les suivants :

- Autonomie de l'hélice par rapport au générateur, ce qui assure une grande souplesse d'utilisation ;
- Démarrage plus facile, du fait que l'hélice n'est pas entraînée par le démarreur à la mise en route. Seul le générateur a besoin d'être entraîné ;
- Possibilité d'emmagasinage de l'énergie.

Etant donné que l'adaptation s'effectue en faisant varier la vitesse du générateur, le temps de réponse est plus long avec une turbine libre, qu'avec une turbine liée. L'adaptation multi-moteur est cependant plus aisée.

I.2.4.2 - Limites de fonctionnement de la section turbine :

Les limites de fonctionnement de la turbine sont essentiellement d'origine structurelle, en ce sens que la résistance des matériaux qui la composent sont liées à la température.

En effet, plus la température de combustion est élevée, plus le rendement du réacteur est important. Or, l'augmentation de la température est limitée par la résistance du matériau. Aussi, des systèmes de refroidissement sont utilisés, afin de refroidir les aubes.

Les systèmes de refroidissement sont de deux sortes :

- Les systèmes à liquide utilisent en général de l'eau. Ils ont prouvé qu'ils ne sont pas pratiques, à cause des difficultés d'installation des tubulures de circulation du fluide, ainsi que de l'élimination de la corrosion engendrée.
- Les systèmes à air ont eu un plus grand succès. Ils sont assurés par de l'air soutiré du compresseur. La circulation se fait selon deux modes :

La circulation interne consiste dans le passage du fluide à travers l'aube et par effet de convection forcée et de conduction, la température des gaz externes subit une réduction de l'ordre de 200 à 300 °C.

La circulation externe consiste dans l'injection d'air dans les aubes. Cela crée un film protecteur autour de l'ailette et diminue ainsi l'influence de la température et le taux de transfert sur les parois. Cette méthode est considérée comme la plus efficace, car elle assure une plus grande durée de vie à l'aube.

Lorsqu'on applique, pendant un certain temps, une contrainte d'amplitude constante à un matériau, celui-ci peut adopter un comportement viscoélastique ou viscoplastique. C'est le cas des matériaux qui à température élevée se déforment, de manière continue et permanente, en raison des forces de pression et des forces centrifuge dues à la rotation. Le fluage est une déformation lente que subit un matériau soumis à une contrainte permanente.

En général, pour les métaux et les alliages métalliques, le fluage ne se manifeste de façon tangible que lorsque la température est supérieure à environ $0,5 T_f$ (T_f étant la température de fusion du métal, exprimé en degrés absolus).

Actuellement, la durée de vie des étages de turbine qui équipent les moteurs des avions commerciaux est de l'ordre de trois à cinq mille heures.

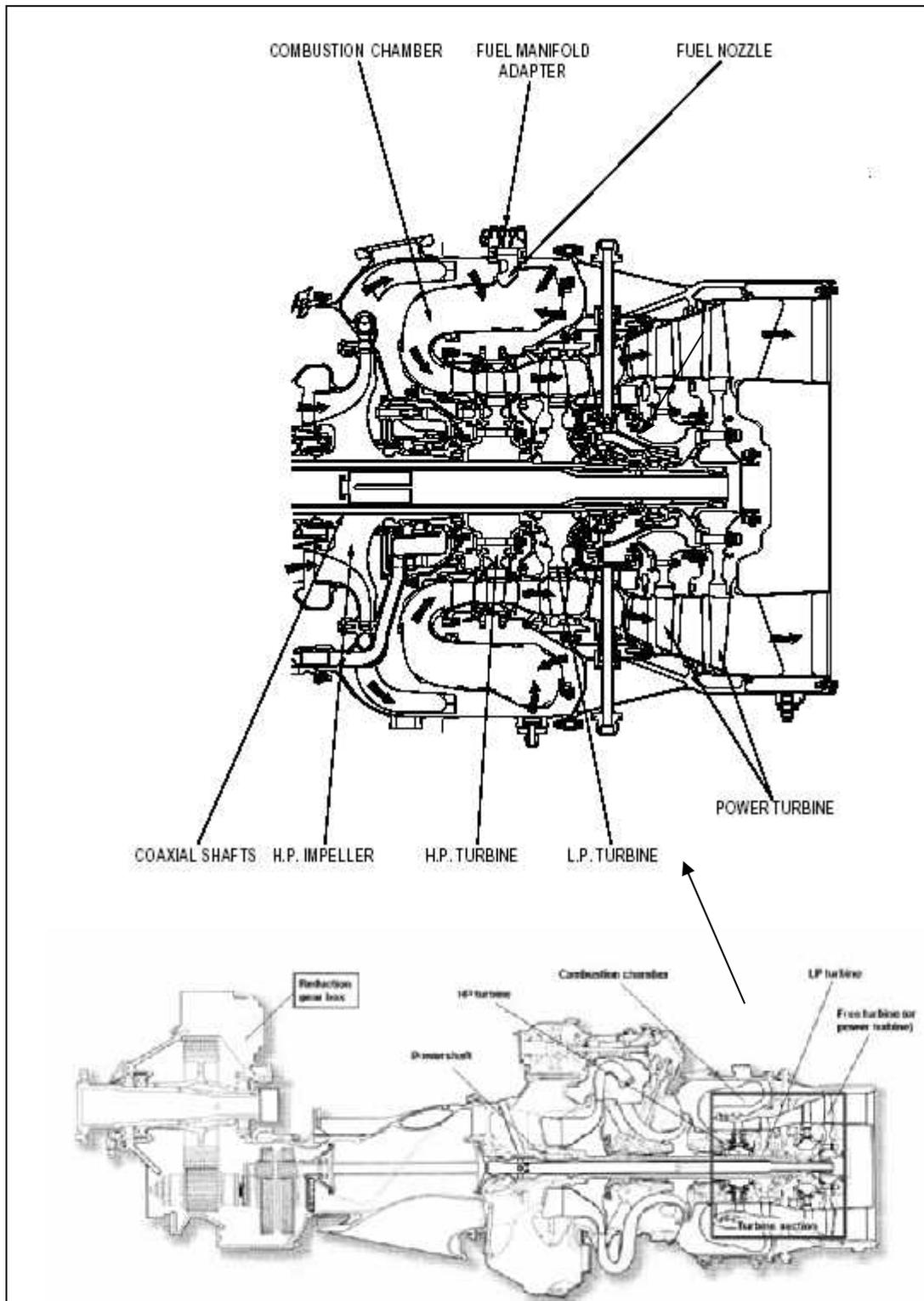


Figure (I, 16) : La section turbine du turbopropulseur PW127F.

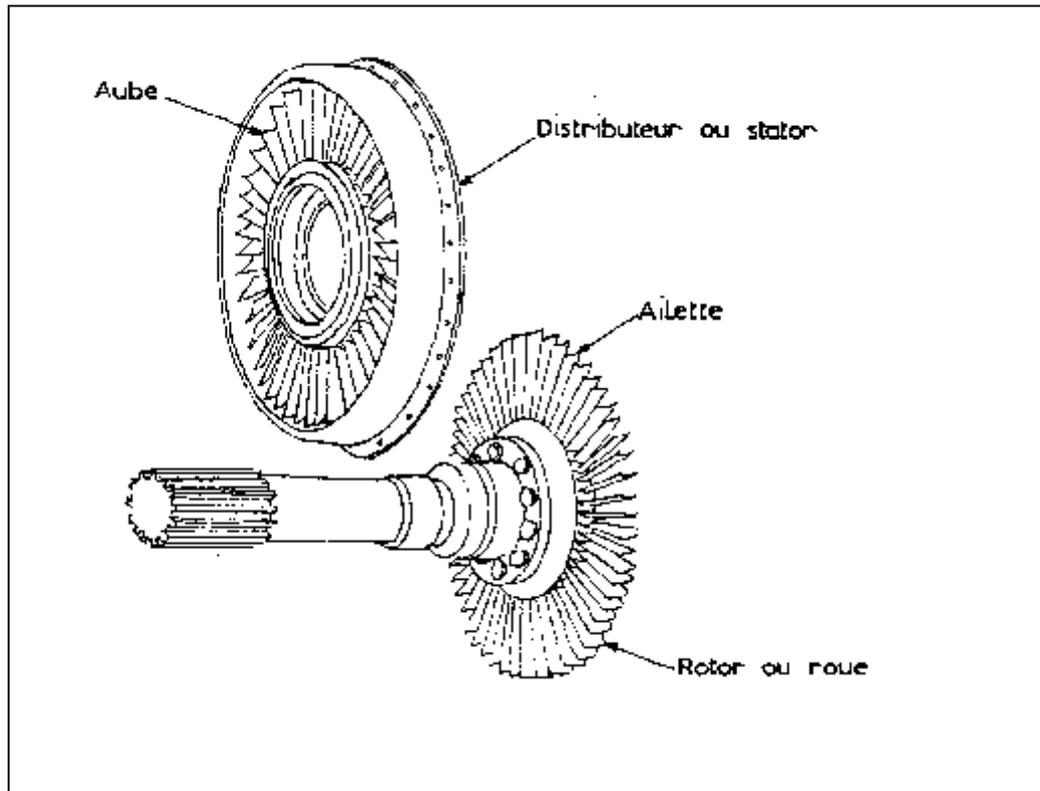


Figure (I, 17) : Description de la turbine axiale.

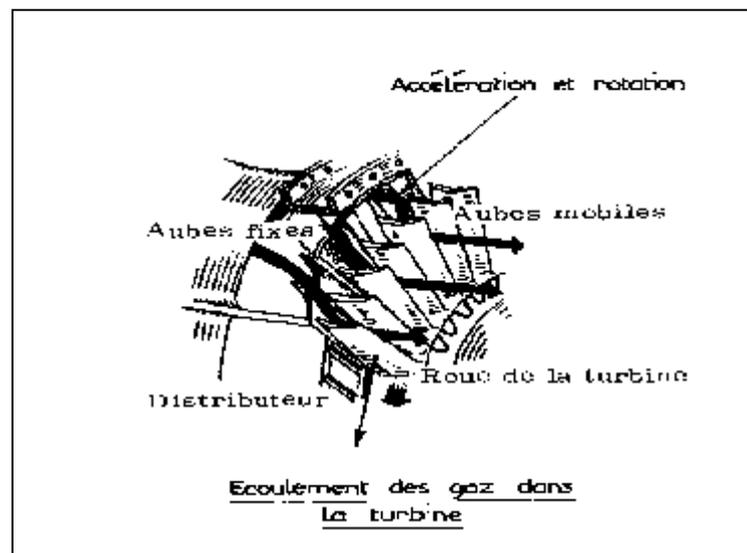


Figure (I, 18) : fonctionnement de la turbine axiale.

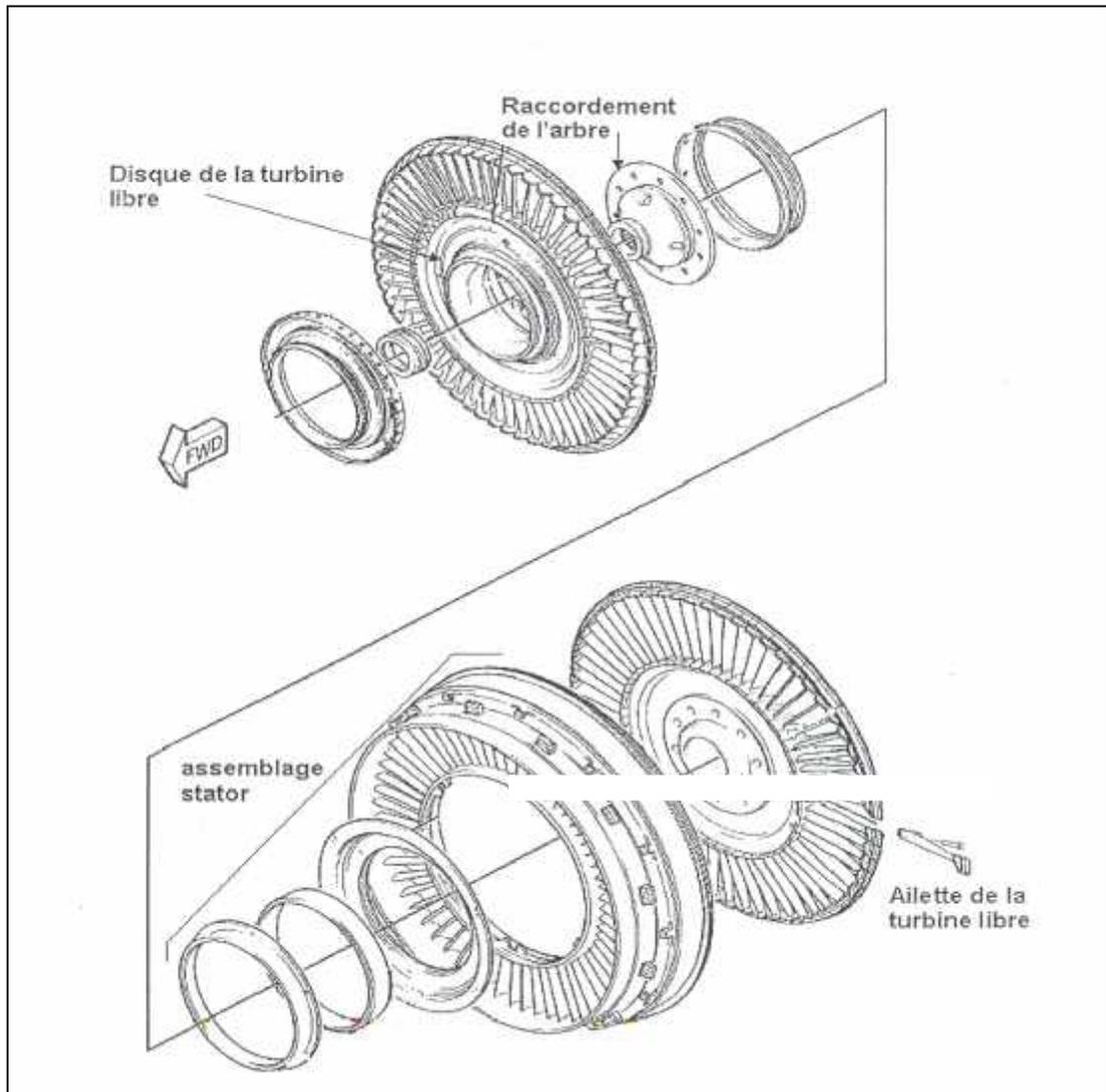


Figure (I, 19) : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance).

I.2.5 - La section échappement :

L'énergie cinétique libérée par les gaz brûlés a trois fonctions :

- elle actionne la turbine qui elle-même entraîne le compresseur ;
- la turbine de puissance entraîne l'hélice ;
- enfin, les gaz d'échappement qui possèdent une énergie résiduelle, récupérée au niveau de la tuyère, procurent une poussée supplémentaire.

Cette troisième fonction de l'énergie cinétique se situe au niveau de la section échappement. (Voir figure page 42)

1.2.5.1 – Description de 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 :

- 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 redressent l'écoulement.

La tuyère se compose de deux parties essentielles :

- la rallonge ;
- la buse d'éjection.

La tuyère est définie et calculée pour obtenir le meilleur rendement poussée du moteur.

La rallonge est un canal cylindrique dont la longueur varie suivant la position du moteur sur l'avion.

La rallonge doit amener les gaz de propulsion à la buse d'éjection avec un minimum de pertes d'énergie. Pour cela, le canal est revêtu d'une protection calorifugée.

La rallonge est en acier réfractaire.

La buse d'éjection est un canal convergent qui transforme l'énergie de pression en énergie de vitesse.

La section de sortie de la buse est variable. La buse à section variable permet de modifier la répartition d'énergie entre la turbine et la tuyère et par conséquent, de faire varier la vitesse de rotation du réacteur et la température T_4 en sens inverse sans modification du débit de combustible.

L'emploi d'une buse à section variable donne de nombreuses possibilités, comme par exemple :

- possibilité d'augmenter ou de diminuer le régime à température turbine constante ;
- maintien de la température turbine et du régime, lors des variations de la température d'entrée réacteur ;
- possibilité d'atteindre le régime et la température maximum limites en même temps (poussée maximum) ;
- obtention d'un régime de rotation important pour un débit de carburant faible (section sortie de la buse est maximum, l'énergie des gaz servant principalement à entraîner la turbine) ;
- régulation du régime de rotation du compresseur basse pression d'un réacteur à double attelage ; alors que le régime de rotation de l'attelage haute pression est régulé à l'aide du débit de carburant ;
- utilisation de la post-combustion ;
- inversion de poussée dans certains cas ;
- adaptation du réacteur au domaine de vol.

Le théorème d'Hugoniot montre que la tuyère étant convergente, la vitesse augmente constamment de la section d'entrée à la section de sortie, en restant toujours inférieure au son ; sauf à la section de sortie d'air minimum où la vitesse sonique peut être atteinte. La température et la pression diminuent le long de la tuyère de la section d'entrée à la section de sortie.

La tuyère simple convergente est adaptée au vol subsonique. Son fonctionnement est optimum et adapté au régime croisière, alors que la tuyère convergente-divergente est adaptée au vol supersonique.

Les moteurs pouvant évoluer en régime de fonctionnement, en conditions d'utilisation, en subsonique et supersonique, la géométrie de la tuyère doit être variable pour adapter le moteur au vol.

De plus, l'utilisation d'une réchauffe ou post-combustion est nécessaire à l'utilisation d'une tuyère à géométrie variable.

I.2.5.2 – Fonctionnement du canal d'éjection :

L'échappement des gaz s'effectue par le canal d'éjection qui forme un passage convergent. C'est dans ce canal qu'a lieu une partie de la détente utile à la propulsion.

En effet, l'accélération du débit masse d'air obtenue à la sortie du canal d'éjection permet de créer la force de propulsion.

La détente se poursuit, en général, jusqu'à l'obtention de la pression atmosphérique au col de la sortie. En réalité, c'est le rapport, pression entrée tuyère sur la pression de sortie qui caractérise la détente.

Cette phase s'effectue sans échange de travail, ni de chaleur ; de sorte que la température totale est constante, alors que la pression statique diminue et que la vitesse augmente.

Le canal d'éjection est calorifugé, afin de limiter la température à l'intérieur du conduit.

Le conduit d'éjection est conçu pour supporter des vibrations acoustiques allant jusqu'à 130 db (niveau de bruit global) sans endommagement. La peau interne du conduit d'éjection est réalisée dans un matériau à l'épreuve du feu.

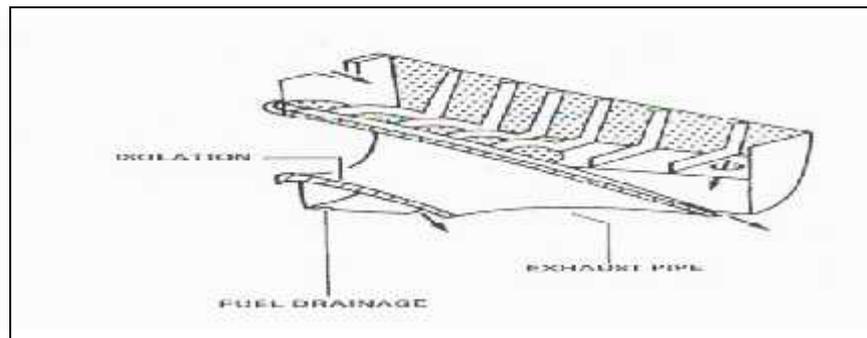


Figure (I, 20) : Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F.

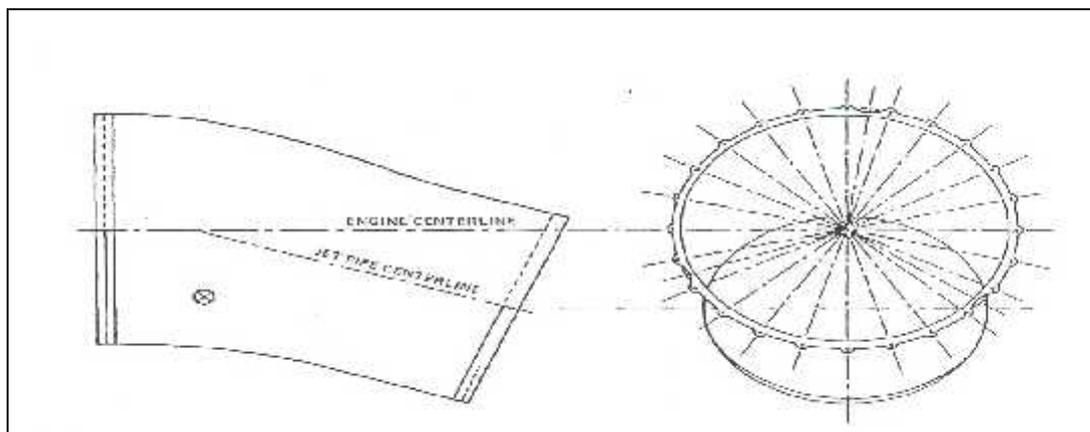


Figure (I, 21) : Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F.

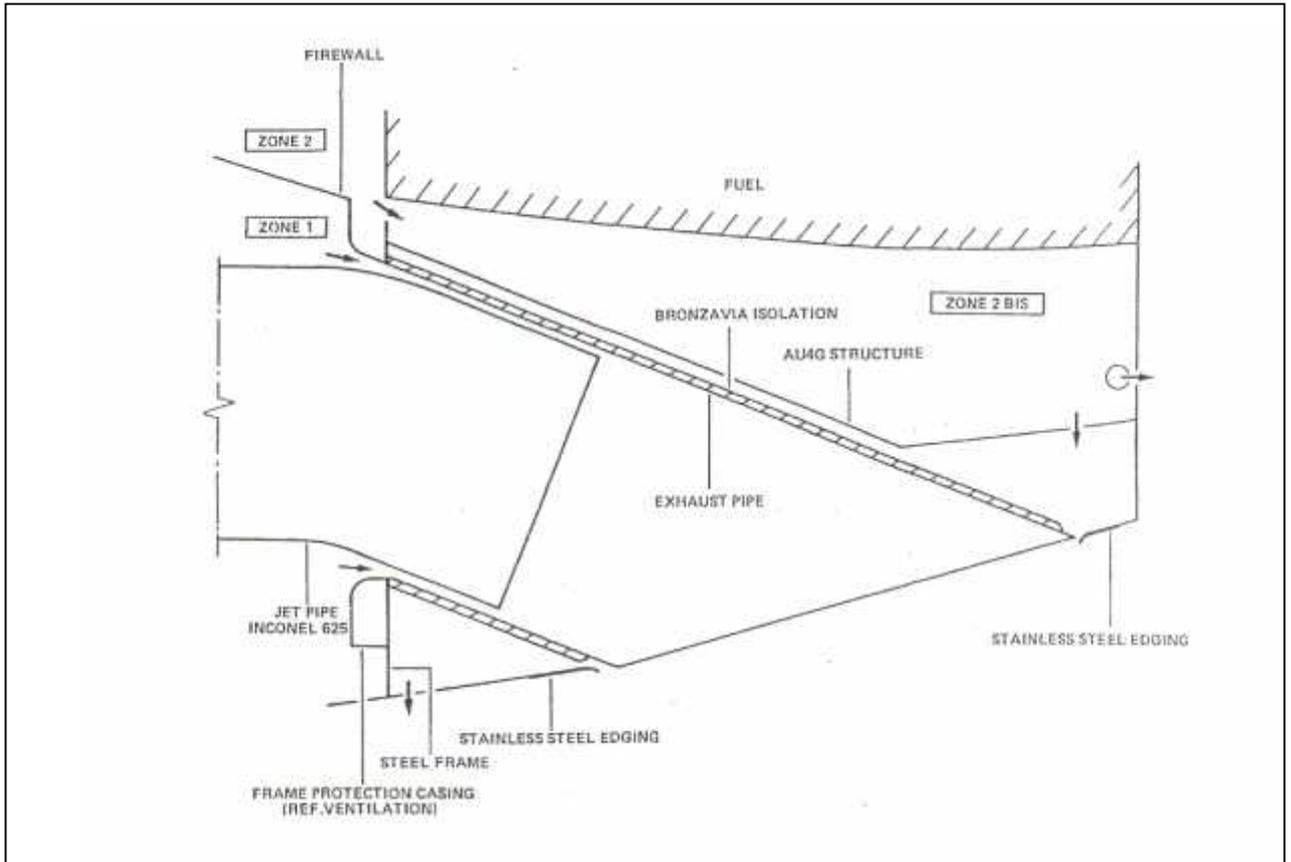


Figure (I, 22) : Système d'échappement du turbopropulseur PW127F.

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

Les gaz que dégage le générateur possèdent une énergie de pression qui est convertie en puissance sur arbre, par d'autres étages des turbines que l'on appelle turbines de puissance. Ces turbines tournent à des vitesses si élevées pour une hélice que les motoristes ont jugé nécessaire d'installer un réducteur dont le rôle est de transmettre la puissance des turbines de travail à l'hélice, tout en diminuant leur vitesse de rotation. (Voir figure page 45)

I .3.1- Description du module 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.

On distingue le réducteur à planétaires, appelé aussi coaxial, et le réducteur à satellites dit épicycloïdal.

Le RGB est intercalé entre l'hélice et la turbine.

Le réducteur est lubrifié par le circuit d'huile. La lubrification est importante pour sa tenue mécanique.

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.

Les moteurs tournent beaucoup trop vite par rapport aux régimes de rotation moyens des hélices. Aussi, le rôle du RGB est d'effectuer une réduction du nombre de rotation de l'arbre de prélèvement du générateur de l'ordre $\frac{1}{10}$.

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

Il a une entrée simple (ensemble arbre de torsion) et une sortie simple (l'arbre d'hélice) comportant trois carters.

Les deux étages de turbine de puissance font engager la conduite de la RGB au coté gauche supérieur.

Quand le moteur tourne, la turbine de puissance conduit l'arbre denté dans le sens de la montre.

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

Sur le RGB sont installées :

- Le générateur du courant alternatif (**AC**).
- Le frein hélice (uniquement sur le moteur droit).
- La pompe électrique de mise en drapeau.
- Le régulateur de survitesse et la pompe haute pression.
- La valve de l'hélice (**PVM**).

Le rapport de réduction du RGB se définit ainsi :

$$R = \text{rapport de réduction} = \frac{N_{\text{SORTIE}}}{N_{\text{ENTREE}}}$$

Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice (N_H). L'arbre moteur pour un GTP liée est soit l'arbre compresseur turbine soit le générateur (N_G) ; tandis que pour une GTP libre, l'arbre d'entrée est celui des turbines libres (N_{TL}).

- GTP liée $r = \frac{N_H}{N_G}$
- GTP libre $r = \frac{N_H}{N_{TL}}$

L'hélice tournant aux environs de 1000 à 2000 tr/min suivant le type de compresseur utilisé, le générateur a un régime voisin de 10 à 40000 tr/min. Ce rapport est donc compris entre $\frac{1}{10}$ à $\frac{1}{20}$.

I.3.1 - Limitation réducteur :

Le réducteur est un composant essentiel du turbopropulseur. En effet, cet élément qui transmet des puissances élevées nécessite une lubrification importante. Le débit d'huile représente approximativement dix fois le débit carburant du générateur, soit environ 60% du circuit huile total du moteur (générateur, accessoires, réducteur, hélice). Le réducteur et ses composants sont dimensionnés (forme, matière, nombre, états de surface, traitements thermiques) pour transmettre la puissance du générateur.

La puissance des turbines dépend du débit qui les traverse, mais aussi du ΔT auquel elles sont soumises. La puissance reste en effet limitée par la température maximale admissible. Il s'agit d'un phénomène physique que l'on appelle le fluage.

Le réducteur une fois dimensionné, ne peut transmettre que la puissance pour laquelle il a été dimensionné. Cependant, lorsque la température extérieure est faible, le débit carburant pourrait être augmenté dans les mêmes proportions que pour l'entrée turbine, ce qui amènerait le générateur à délivrer une puissance que le réducteur ne serait pas en mesure de transmettre à l'hélice.

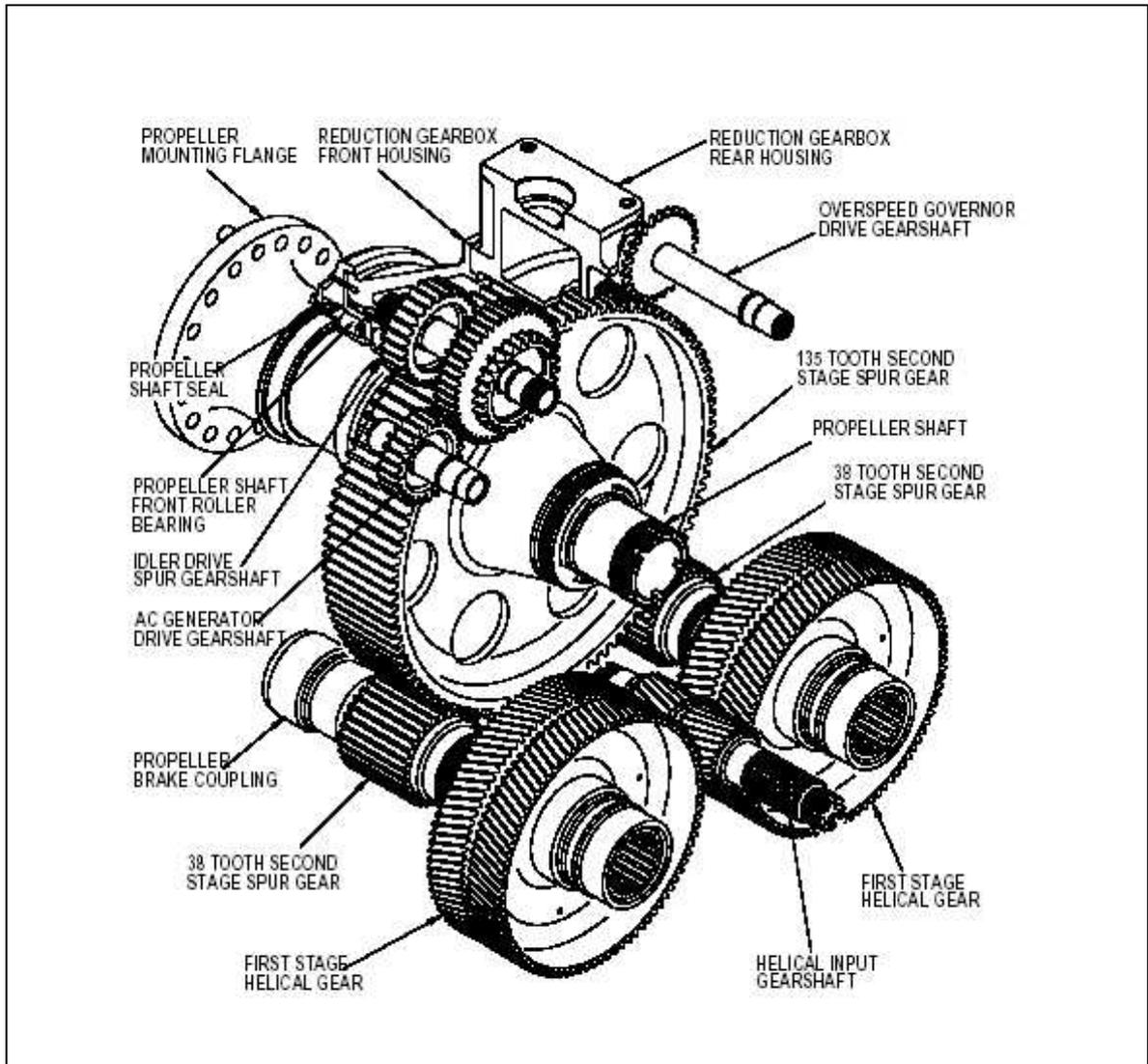


Figure (I, 23) : Le module réducteur de vitesse (RGB).

I.4 - Le module hélice :

Le turbopropulseur PW127F est un moteur thermique à turbines libres qui appartient à la catégorie des propulseurs indirecte, en ce sens que la production de la force de propulsion provient d'un organe intermédiaire, en l'occurrence l'hélice. Il se caractérise par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine du générateur) associé à la turbine de puissance qui a pour rôle de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Cette dernière est ensuite traduite en énergie propulsive par l'hélice.

I.4.1 – Description et fonctionnement de l'hélice :

Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu. Chaque pale se comporte comme une aile d'avion.

On appelle bord d'attaque le bord de pale attaquant l'air et bord de fuite le bord opposé.

Le diamètre de l'hélice est celui du cercle décrit par l'extrémité des pales.

L'hélice peut être entraînée directement par le moteur et, dans ce cas, elle est fixée sur un axe solidaire de l'extrémité du vilebrequin. Elle peut être aussi entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur et tourne alors à une vitesse inférieure à celle du vilebrequin, c'est le cas du (GTP) PW127F. (Voir figure page 51)

Lorsque l'hélice fonctionne, la masse d'air qui la traverse en une seconde passe de l'état de repos où elle se trouvait initialement à un état de mouvement caractérisé par une certaine vitesse dirigée en sens inverse du déplacement de l'avion. En vertu d'un principe de mécanique fondamental, la masse d'air ainsi accélérée communique à l'hélice, par réaction, une poussée qui constitue précisément la force propulsive.

Chaque section de pale de l'hélice est soumise à deux mouvements simultanés : un mouvement de rotation et un mouvement de translation perpendiculaire au précédent.

La direction et la vitesse du vent auquel est soumis l'élément de pale dépendent de ces deux mouvements à la fois. C'est ainsi que si nous considérons deux éléments d'une pale dont l'un est situé vers l'extrémité et l'autre situé près du moyeu, nous observons que la grandeur et la direction de la vitesse résultante de chacun sont fort différentes et que l'angle formé entre la direction du mouvement et le plan de rotation de l'hélice est beaucoup plus faible pour l'élément d'extrémité de pale que pour celui avoisinant le moyeu.

Si le rendement d'une hélice est proportionnel à la vitesse de rotation et à son diamètre, le rendement moyen ne dépasse guère 0,73 avec des hélices courantes. Il peut atteindre 0,78 à 0,80 pour des hélices bien adaptées.

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).

L'hélice à pas variable est commandée hydro-mécaniquement. Elle est capable d'un passage en reverse et d'une la mise en drapeau. Elle est entraînée par la turbine de puissance ou turbine libre, par l'intermédiaire d'un réducteur (RGB). Un système de synchrophasage permet d'obtenir à l'intérieur de l'avion un niveau de bruit minimal.

La commande hélice est réalisée par le levier de condition qui a cinq positions :

- Position « **Fuel S.O** ».

La valve de carburant HP dans la HMU est fermée (donc pas de débit de carburant).

- Position « **FTR** ».

L'angle de pale est à $78,5^\circ$, donc pas de traînée et pas de traction.

- Position « **AUTO** ».

Elle permet la sélection de NP par le **PWR MGT**, à travers le **PIU**.

- 100% NP pour **TO** et **MCT**.
- 82% NP pour **CLB** et **CRZ**.

- Position « 100% **OVRD** ».

Le **PEC** par le **PVM** commande NP à 100%. Il est limité à 102% par le régulateur de survitesse.

- Position « NP 100% **auto sel** ».

A la prise de terrain, la commande est réglée à :

- **PL : FI**.
- **CL : AUTO**.
- **PWR MGT : TO**.

Les principaux composants du système de commande hélice sont :

- La pompe HP et valves associées.
- Le boîtier électronique de commande d'hélice (**PEC**) est employé comme un régulateur de vitesse.
- Le boîtier hydraulique de commande d'hélice (**PVM**) qui reçoit des entrées électriques, mécanique et hydraulique, à partir du cockpit et du **PEC** et fournit l'huile au servomoteur.
- Le régulateur de survitesse.
- La manette de condition d'hélice.
- La manette de puissance.
- Le sélecteur rotatif de gestion de la puissance (**PWR MGT**).

- Le boîtier d'interface hélice (**PIU**) assure la liaison entre le **PEC** et le sélecteur **PWR MGT**.
- La pompe de mise en drapeau.
- Les Capteurs de vitesse de rotation hélice (NP) et un indicateur associé.
- Le frein d'hélice (moteur droit seulement).

Ces composants assurent les fonctions suivantes :

- La régulation en vitesse.
- La mise en drapeau et de virage.
- La commande directe de l'angle de pale pour l'inversion de pas, la sortie d'inversion de pas et la manœuvre au sol.
- L'utilisation du générateur de gaz du moteur droit comme source de génération pneumatique et électrique (courant continu).
- Le dégivrage électrique des pales.
- Le synchrophasage.
- Le changement de pas de l'hélice.

Le système de commande de l'hélice comporte un certain nombre de protections qui garantissent contre :

- Les survitesses.
- La perte de pression d'alimentation hydraulique à un angle de pale précis.
- La perte de pression hydraulique de régulation (metered pressure).
- Un pas inférieur au petit pas vol en vol.

L'unité électronique de contrôle de l'hélice (PEC) permet de détecter et de traiter tous les défauts du système.

Les caractéristiques principales de l'hélice du PW127F sont :

Diamètre	12,9 ft (3, 93m)
Poids à sec (ensemble hélice)	180 kg (400 Ibs)
Rotation	Dans le sens horaire (regardant de l'avant).
Vitesse de rotation	1200 RPM correspondant à 100% sur indicateur NP au décollage.
La plage de variation de pas	De 80° à (-19°) (mini)
L'angle de mise en drapeau	78,5°
Angle d'inversion de pas	-14°

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 dome.
- **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'attache** d'hélice consiste dans les pièces de fixation de l'hélice sur le moteur.

Le GTP PW127F a une hélice à pas variable. Ce type d'hélice assure un rendement satisfaisant, dans les conditions d'utilisation extrêmes que constituent le régime lent, succédant au décollage, et le régime rapide, correspondant au vol à vitesse maximale, a conduit à réaliser une hélice à deux positions.

Au décollage, on utilise une position de pale correspondant à un faible angle de calage, donc à un petit pas. En vol, on utilise la seconde position correspondant à un angle de calage élevé, donc à un grand pas.

Le mécanisme de la position des pales peut être mécanique, hydraulique (pour pression de huile) ou électrique. Un indicateur de position renseigne le pilote et lui permet de passer, en connaissance de cause, d'une position à l'autre.

1.4.2 – Régulateur et frein hélice :

Le régulateur de survitesse permet de protéger l'hélice contre les survitesses, en cas de panne ou de mauvais fonctionnement du régulateur **PVM**. Il est réglé pour limiter la vitesse d'hélice à 102% NP.

Le frein hélice est une unité hydromécanique installée sur le **RGB** du moteur droit qui permet l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre. Dès lors, la propulsion est assurée par l'utilisation du générateur de gaz. Ce fonctionnement particulier appelé « hotel mode » fournit à l'aéronef au sol une puissance de servitude pour le conditionnement d'air ainsi que la génération électrique continue et alternative.

1.4.3 – La mise en drapeau de l'hélice :

Sur un avion bimoteur, lorsqu'un moteur s'arrête ou doit stoppé en vol, par suite d'avarie mécanique, l'effort de traction se trouve reporté totalement sur l'autre moteur. Cet effort est grevé de la résistance supplémentaire offerte par le moteur en panne, lequel continue à tourner et à entraîner par son hélice fonctionnant en moulinet dans le vent relatif.

Cette résistance qui absorbe une puissance peut être considérablement réduite :

- si on a les moyens d'immobiliser le moteur stoppé la puissance absorbée plus que 50% de ce qu'elle était précédemment ;
- si l'on a la possibilité de mettre l'hélice en drapeau, c'est à dire dans la lit du vent, on obtient une résistance minime et la puissance absorbée devient inférieure à 15% de sa valeur initiale.

Les bimoteurs (et d'une manière générale tous les multi moteurs) sont dans la majorité des cas pourvus d'hélices comportant un système de mise en drapeau commandé par le pilote.

La manette de commande d'hélice dans sa position « drapeau » a pour effet d'éliminer toute pression hydraulique dans le cylindre d'hélice qui se trouve rappelé en arrière par l'action combinée de la détente d'un puissant ressort contenu à l'intérieur et de la force centrifuge appliquée aux contrepoids. Le calage augmente rapidement et les pales atteignant leur calage maximum (85 à 95) en trois secondes environ.

La mise en drapeau peut être obtenue à tout moment, pourvu que la puissance soit réduite (panne ou réduction des gaz) sous peine d'occasionner de graves dommages au moteur.

L'action consistant à passer de la position « drapeau » à la position de fonctionnement normal constitue le dévirage du moteur.

Certaines hélices comportent un système de dévirage automatique. En l'absence de ce dispositif, la remise en route du moteur doit être effectuée, d'une manière conventionnelle. Cette opération demande à être exécutée avec soin, afin d'éviter des vibrations parfois dangereuses.

Su un GTP à turbines libres, il n'est pas nécessaire de dévirer l'hélice, car celle-ci n'a aucune liaison mécanique avec le générateur.

Dans ce cas, la séquence de démarrage vol est identique à un démarrage au sol.

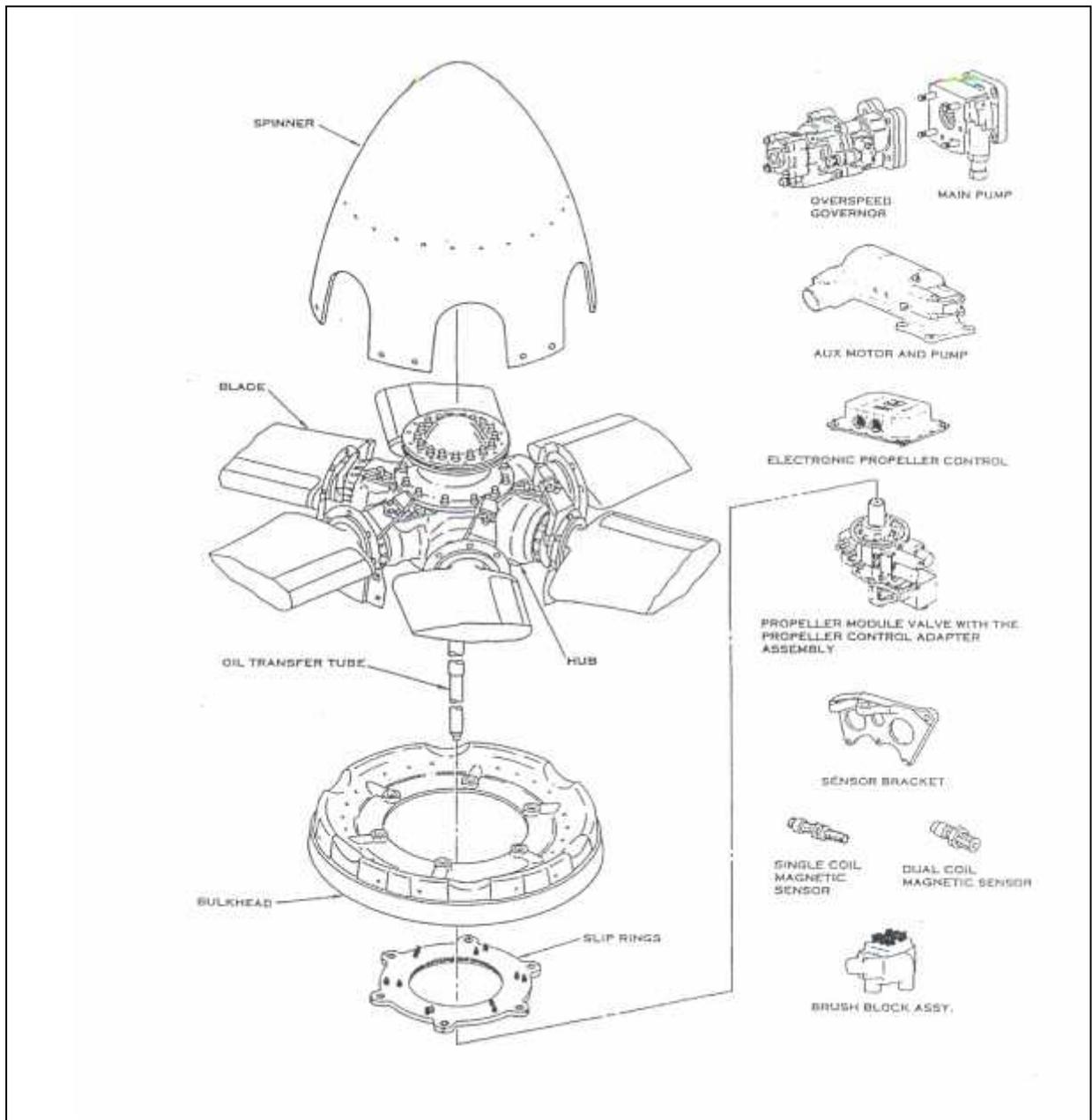


Figure (I, 24) : Le module hélice du turbopropulseur PW127F.

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 :**

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.

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

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

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

L'équation de continuité est : $\frac{\partial \dots}{\partial t} + \text{div} \dots \vec{V} = 0$ [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.

Il se traduit par les équations des quantités de mouvement ou par les équations des quantités de mouvement ou par l'équation fondamentale de la dynamique.

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

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

La variation de la quantité de mouvement locale est :

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

Finalement on aboutit à :

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

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

Donc :

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

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

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

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 :

$$dw = dm(P_e \cdot V_e - P_s \cdot V_s) = dm \left[\begin{array}{c} P_e \cdot P_s \\ \dots e \cdot \dots s \end{array} \right]$$

Avec V : volume spécifique.

D'où :

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

On définit enthalpie :

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

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 : $h = Cp \cdot T$

C_p : 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 :

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

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 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.

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

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.

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

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

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

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

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

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

Pour un écoulement isentropique, on a :

$$C_p - C_v = r \quad \text{et} \quad \chi = \frac{C_p}{C_v} .$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Pour une transformation réversible, on a :

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

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

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

De même, on a la relation : $\frac{P}{\dots} = Cte$ (transformation réversible), On remplaçant dans l'équation [II - 14], on trouve :

$$\frac{\dots}{\dots} = \left[1 + \frac{\chi - 1}{\chi} \cdot M^2 \right] \frac{\chi}{\chi - 1} \quad [II - 15]$$

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

$$\dots \cdot V \cdot A = Cte$$

Entre deux sections 1 et 2 :

$$\dots_1 \cdot V_1 \cdot A_1 = \dots_2 \cdot V_2 \cdot A_2$$

Avec

$$\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad \text{et} \quad \frac{\dots_1}{\dots_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{1-\chi}}$$

D'où :

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

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

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

II.1.7 -Le paramètre du débit (MPF) :

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

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

D'autre part :

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

$$\text{On a :} \quad V = M \cdot (\chi \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad \text{et} \quad \dots = \frac{P}{r \cdot T}.$$

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

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

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 :

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

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 :

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

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

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

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 :

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

En remplaçant P et T par Pt et Tt , nous obtenons :

$$\left(\frac{Pt}{Tt^{\frac{x}{x-1}}} \right) = Cst$$

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

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.

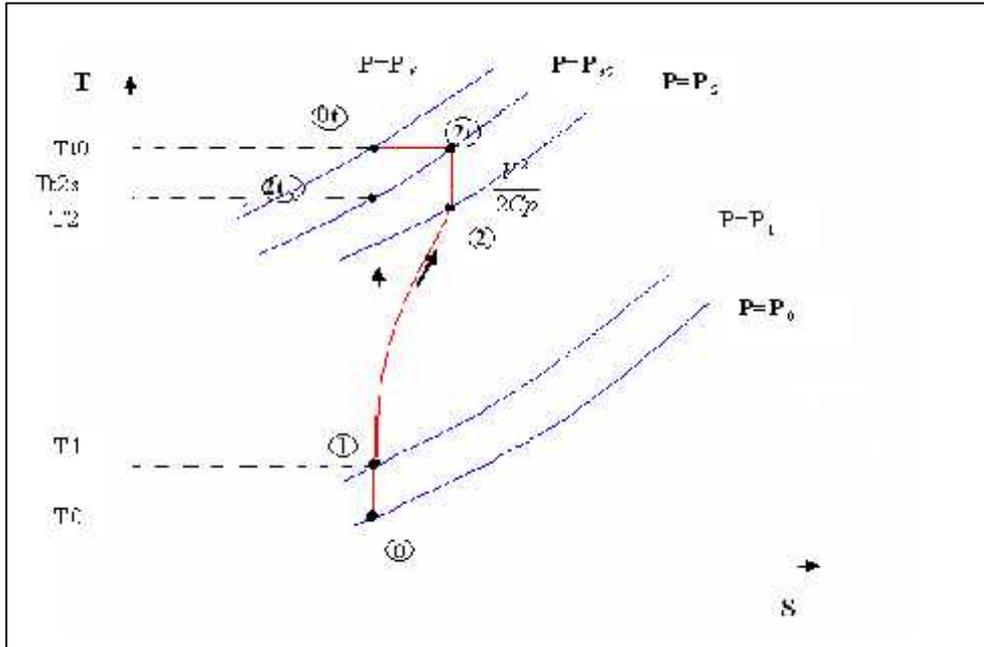


Figure (II-1) : Cycle thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.

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 :

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

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

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.

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

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.

$$D'o\grave{u} : [W_T]_2^3 = C p_C \cdot (T_3 - T_2)$$

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

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

$$\text{Si} \quad f = \frac{P_3}{P_2}$$

$$\text{On obtiendra} \quad P_{C_{th}} = m_a \cdot C p_C \cdot T_3 \cdot \left(f^{\frac{x}{x-1}} - 1 \right) \quad [II - 23]$$

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 :

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

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

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

On définit le rendement polytropique y_{poly_c} comme suit :

$$y_{poly_c} = \frac{\frac{k}{k-1}}{\frac{\chi_c}{\chi_c - 1}} \quad [II - 26]$$

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 :

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

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

Il ressort alors

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

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

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

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 :

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

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 :

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

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

La vitesse de périphérie est alors :

$$U_n = \sqrt{\frac{W_C}{\tilde{\gamma}_n \cdot n}} \quad [II - 29]$$

$\tilde{\gamma}_n$: Le coefficient manométrique de la roue et il vaut 0.6.

n : Nombre d'étages (2 étages) .

D'où :

$$N = \frac{30 \cdot U_n}{f \cdot R} \quad [II - 30]$$

Ou :

N : La vitesse de rotation du compresseur.

R : Le rayon externe du compresseur.

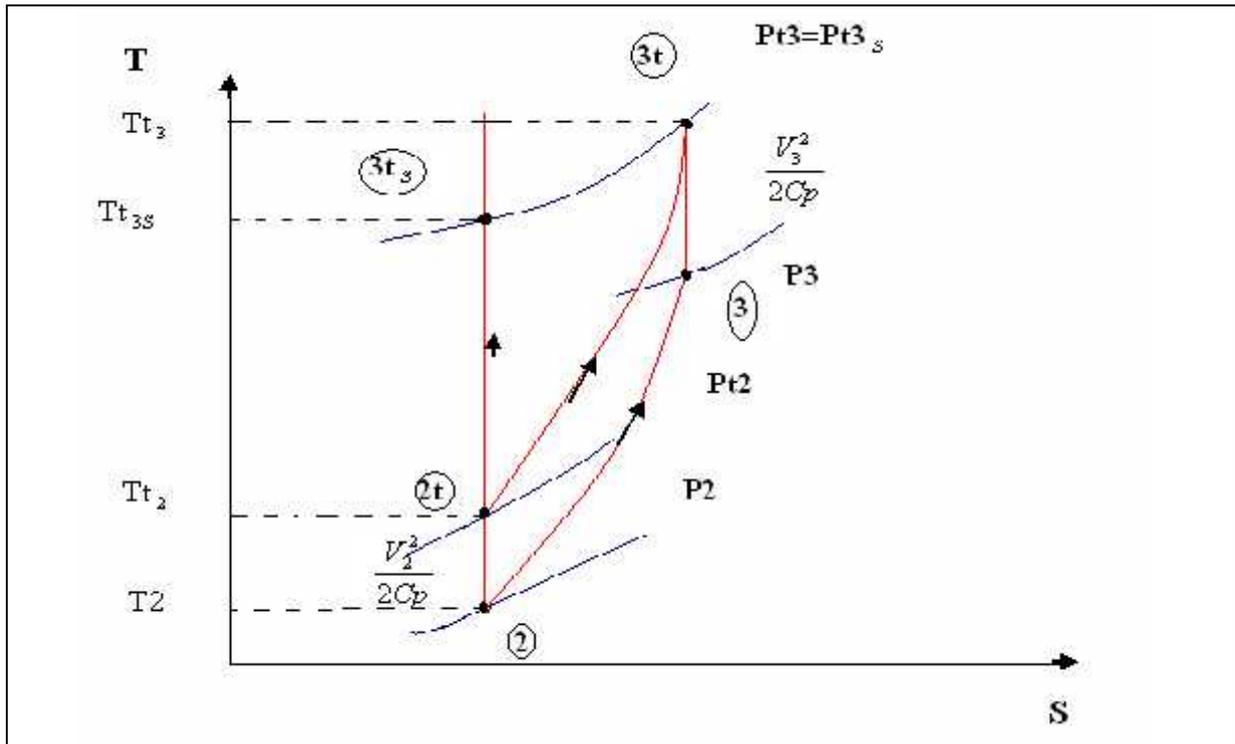


Figure (II, 2) : cycle thermodynamique au niveau du compresseur.

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 :

$$(W_T + Q)_3^4 = H_4 - H_3 + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} + g \cdot (Z_4 - Z_3)$$

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

$$|Q|_3^4 = Cp \cdot (T_4 - T_3) \quad \text{Quantité de chaleur délivrée au fluide par unité de masse}$$

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 :

$$[Q]_3^4 = Cp \cdot (T_{t_4} - T'_{t_3})$$

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 :

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

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 :

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

y_b^t : Rendement théorique de combustion.

Le rendement réel de la chambre sera :

$$y_{réel_b} = \frac{(m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_{t_4} - T_{t_3}')}{m_c \cdot P_{ci}} \quad \text{soit environ } 0,95 \quad [II - 36]$$

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

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

Théoriquement, la combustion est isobare, mais réellement des pertes existent dont 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.

$$P_{t_4} = P_{t_3} \cdot (1 - \nu)$$

ν : Pertes de pression.

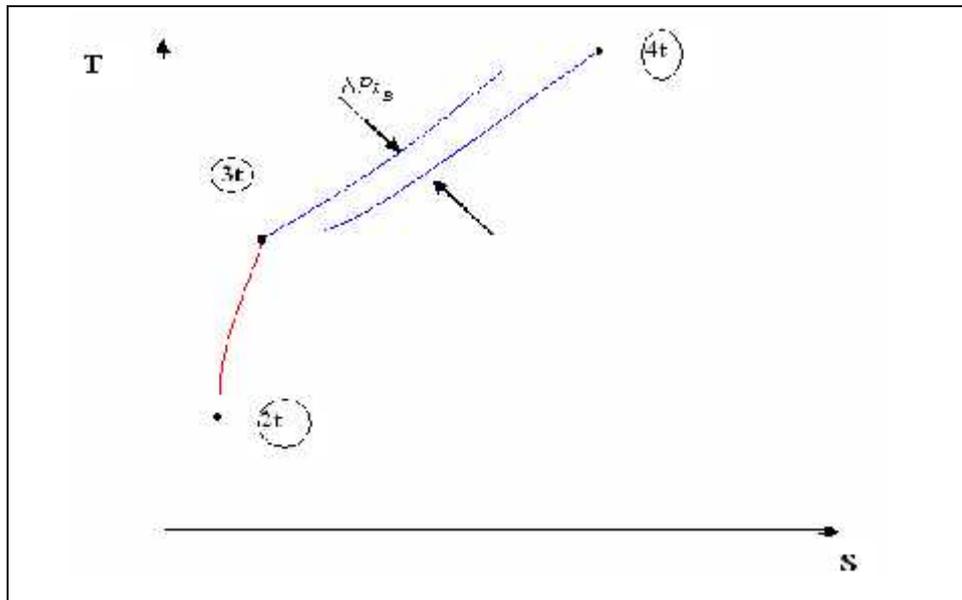


Figure (II-3) : Cycle thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.

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

L'évolution de ces paramètres est tout à fait théorique. En réalité $P_{t_4} \neq P_{t_3}$ 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.

Une fois la température à la sortie de la chambre de combustion fixée, on peut calculer, le dosage où la richesse réelle de cette combustion. Le choix initial est basé sur la température limite d'entrée turbine (conditions métallurgiques) et la richesse maximal qu'on peut atteindre.

On définit la richesse comme étant le rapport de la masse du carburant sur la masse d'air.

$$f = \frac{m_c}{m_a} .$$

$$f = \frac{Cp_b \cdot Tt_4 - Cp_a \cdot Tt_3}{P_{ci} \cdot y_b - Cp_b \cdot Tt_4} \quad [II - 37]$$

Cp_a : Chaleur spécifique de l'air.

Cp_b : Chaleur spécifique de combustion.

II-2-4 -Section turbine :

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

II-2-4-1 -Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique :

La transformation d'énergie de pression en énergie cinétique s'effectue par détente. Celle-ci est théoriquement isentropique (adiabatique et réversible). Le gaz est assimilé à un gaz parfait et l'écoulement du fluide est permanent.

La loi qui régit l'écoulement est donc :

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

Donc :

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{x}{x-1}}$$

Puisque la détente est isentropique, la diminution de pression du P_4 à P_5 s'accompagne d'une diminution de température de T_4 à T_5 .

II-2-4-2 -Puissance théorique de la turbine :

Appliquons le premier principe de thermodynamique à la transformation ouverte :

Le W et Q sont ramenés à l'unité de masse du fluide.

$$[W_T + Q]_4^5 = [H]_4^5 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_4^5 + g[Z]_4^5$$

Nous remarquons que T_5 étant inférieure à T_4 , le travail est négatif. Le fluide cède bien de l'énergie à la roue de turbine qui reçoit alors le travail massique équivalent à

$$[W_T]_4^5 = Cp \cdot (T_4 - T_5)$$

C'est le travail fourni par le gaz par unité de masse. En effet, on remarque que $T_5 < T_4$

Par conséquent, la puissance théorique reçue par la turbine est :

$$P_{th} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) \quad [II - 38]$$

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

En considérant les efforts de viscosité, la transformation devient non réversible que si la température sortie turbine est $T'_5 > T_5$.

Une détente réelle est en fait une succession de détente élémentaire qui s'effectue pendant la traversée successive des étages. Cette détente est appelée transformation polytropique.

Dans la pratique, il existe des frottements internes à la turbine qui ont pour effet d'augmenter la température. Pour un même rapport de pression $\frac{P_4}{P_5}$, la température T'_5 est supérieure à la température théorique T_5 .

$$W = Cp \cdot (T_4 - T'_5)$$

Il vient immédiatement que la puissance réelle fournie à la turbine est :

$$P_{reelle} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T'_5 - T_4) \quad [II - 39]$$

Le rapport entre la puissance théorique isentropique et la puissance réelle de détente nous donne le rendement isentropique ou le rendement de la turbine :

$$y_t = \frac{T_4 - T'_5}{T_4 - T_5} \quad \text{il est voisin de } 0,80 \text{ à } 0,88 \quad [II - 40]$$

Nous avons $T'_5 > T_5$, ce qui entraîne $y < 1$.

$$y_{p_t} = \frac{\frac{x}{k-1}}{\frac{x-1}{k}} \quad [II-41]$$

Avec k coefficient poly tropique $k < x$ dans le cas d'une détente et

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

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

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

En traduisant les températures et pressions totales, on obtient :

$$\frac{P_t}{T_t^{\frac{x}{x-1}}} = Cte \quad \text{Et d'où :} \quad \frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{x}{x-1}}$$

La transformation n'est pas réversible $T'_{t5} > T_{t5}$

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T'_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

II-2-4-5 -Equilibre compresseur –turbine :

Lorsque le régime de rotation est stabilisé ,l'attelage d'une turbine accouplée à un compresseur montre que la puissance reçue par la turbine venant des gaz est égale à la puissance absorbée du compresseur .

$$P_{t_{th}} = P_{c_{th}} \\ (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_4 - T_5) = Q_a \cdot Cp \cdot (T_3 - T_2) \quad [II-42]$$

- _ Si la chaleur spécifique Cp des gaz est proche de la chaleur spécifique de l'air ;
- _ Si le débit carburant mis en jeu est négligeable devant le débit d'air ;
- _ Si la puissance absorbée des accessoires peut être négligée.

On a :
$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

La chaleur massique à pression des gaz chauds est peu différente de celle des gaz froids (compresseur). D'autre part, le débit masse carburant est faible comparé au débit d'air, d'où : $m_a + m_c \approx m_a$, nous obtiendrons donc avec toutes les approximations précédentes :

$$(T_4 - T_5) \approx (T_2 - T_1)$$

II-2-4-6 -Turbine libre :

Ayant le même rôle que la turbine génératrice de gaz, la turbine libre sert à transformer l'énergie calorifique en énergie cinétique. Contrairement à la turbine génératrice de gaz, la turbine libre est montée librement, comme son nom l'indique, c'est-à-dire qu'elle ne possède pas de liaison mécanique avec d'autres organes moteur, à part avec l'hélice, à travers un réducteur que la turbine libre a pour rôle de faire tourner.

II-2-4-6-1 -La chute d'enthalpie :

L'enthalpie chute dans la turbine libre et la tuyère pour se transformer en énergie cinétique.

$$\Delta h = C_{ptp} \cdot T_{t5} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{t5}} \right)^{\left(\frac{1-\gamma_p}{\gamma_p} \right)} \right) \quad [II - 43]$$

$$r = 1 - \left(\frac{y_n}{y_{pr}^2 \cdot y_g^2 \cdot y_{tp}^2} \right) \quad [II - 44]$$

r : Est la fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre

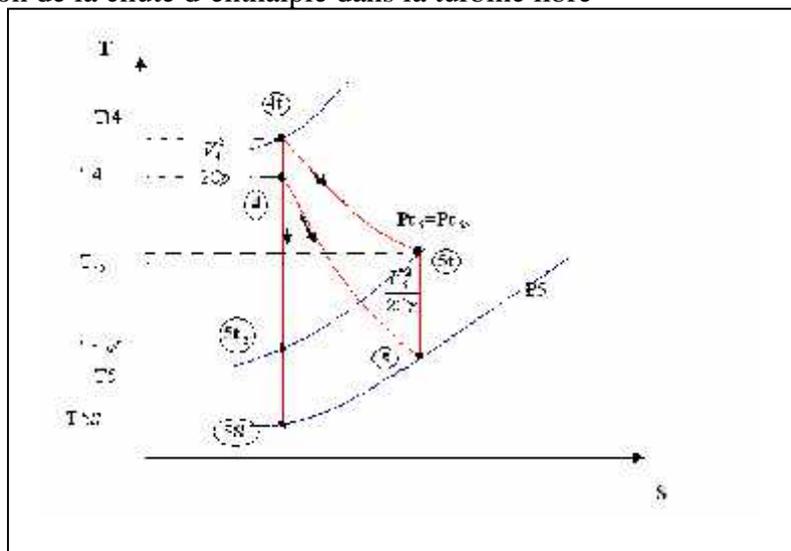


Figure (II-4) : Cycle thermodynamique au niveau de la turbine.

II-2-5 -Section tuyère :

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

II.2.5.1-Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statiques :

Le gaz dans la tuyère est supposé gaz parfait et non visqueux. La détente du gaz est supposée isentropique (adiabatique et réversible), donc :

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

$$\text{Par conséquent } \frac{P_{10}}{P_6} = \left(\frac{T_{10}}{T_6} \right)^{\frac{x}{x-1}}$$

La détente des gaz dans l'échappement s'accompagne d'une perte de compétence statique $P_{10} = P_{\text{exterieure}}$ si la tuyère est adaptée.

II.2.5.1.1-Puissance théorique du jet gazeux :

Appliquons le premier principe au canal convergent :

$$[W_T + Q]_6^{10} = [H]_6^{10} + \left[\frac{V^2}{2} \right]_6^{10} + g[Z]_6^{10}$$

$$W_T = 0 \quad \text{pas de machine}$$

$$Q = 0 \quad \text{transformation adiabatique}$$

La puissance théorique est :

$$P_{J_{\text{theori}}} = (m_a + m_c) \cdot Cp \cdot (T_6 - T_{10}) \quad [II - 45]$$

II.2.5.2-Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques :

En réalité, la détente s'accompagne d'un échauffement du gaz dû aux effets de viscosité et de frottements .La détente se termine avec une température statique T'_{10} supérieure à la température théorique T_{10} .

La détente réelle est une détente polytropicque.

$$k = x \quad \text{pour la détente.}$$

II.2.5.2.1-Puissance réelle du jet :

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

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 :

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

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

II.2.5.3-Etude 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 :

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

V_{10} : Vitesse d'échappement.

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

Ou bien :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot y_n \cdot (1 + r) \cdot \Delta h} \quad .$$

r : 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.

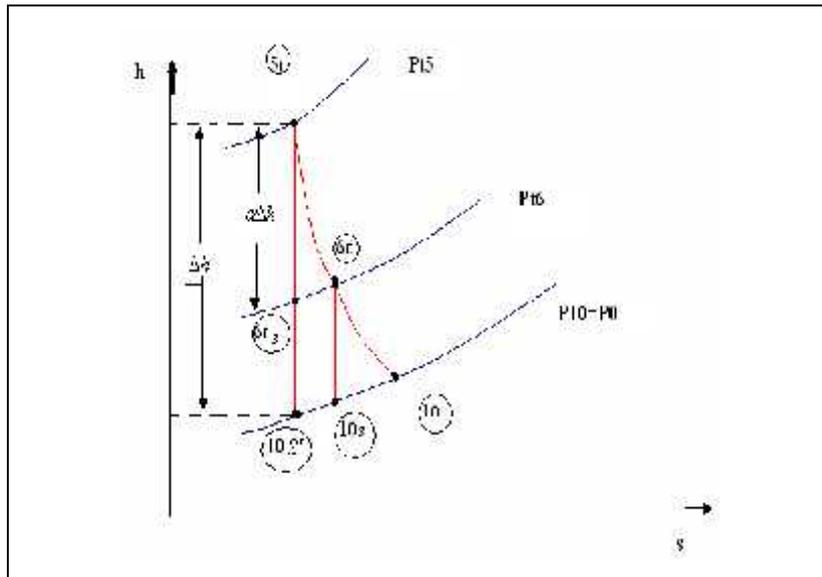


Figure (II-5) : Cycle thermodynamique représentant la distribution de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère.

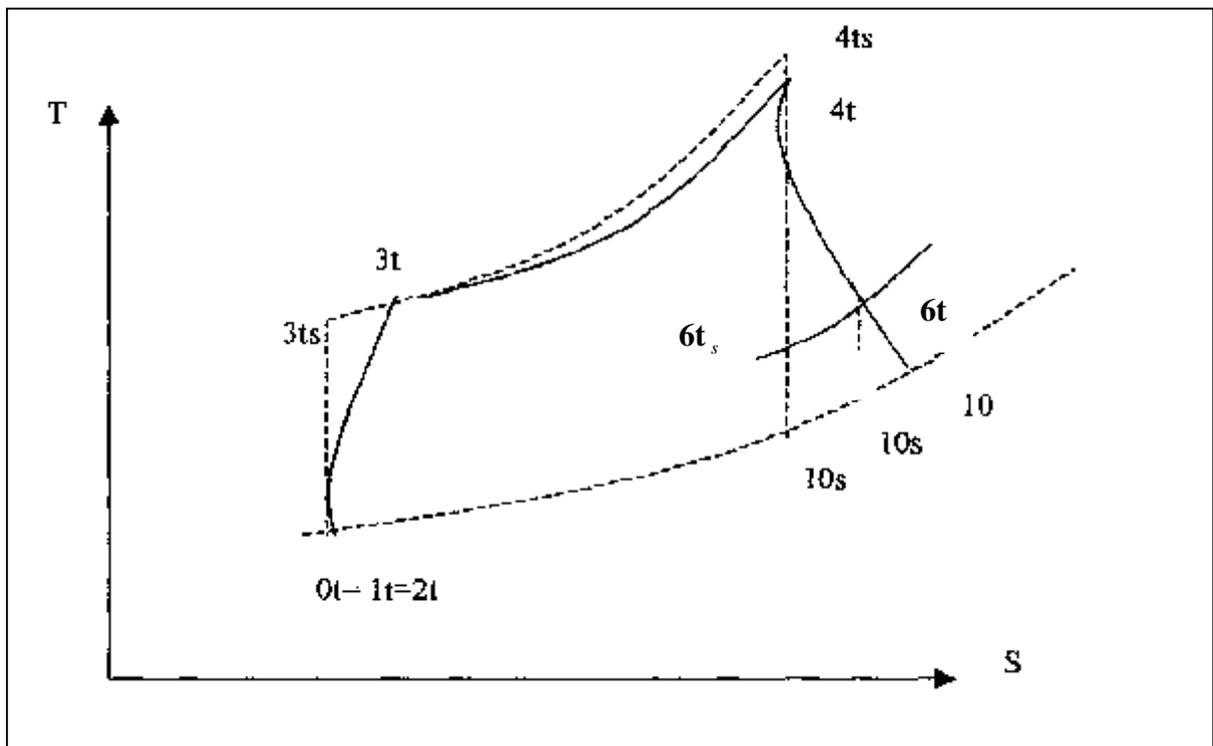


Figure (II-6) : Cycle thermodynamique pour l'ensemble des composants du moteur.

- 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 :

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

Où : $P_e = y_g \cdot y_m \cdot P_T - P_C = y_g \cdot y_m \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot y_t \cdot r \cdot C_{p_t} \cdot T_{t_4} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_{t_4}}{P_0} \right)^{\frac{1-x_t}{x_t}} \right) - \dot{m}_a \cdot (T_{t_3} - T_{t_2})$

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 engendrer par l'hélice.

T_n : Poussée engendrer par la tuyère d'éjection.

II-3-3 -Puissance équivalente spécifique :

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

II-3-4 -Puissance équivalente :

Soit la puissance équivalente ; P_{eq} :

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

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 déçu :

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

Où : $C_{H_{eq}}$ 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.

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

II-3-7-2 -Rendement thermique :

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

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

II-3-7 -3 -Rendement global :

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

$$y_{gl} = y_p \cdot y_{th} = \frac{y_{pr} \cdot P_{Seq}}{f \cdot P_{Cl}} . \quad [II - 62]$$

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 $H = 8000\text{m}$ 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 :

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

$$f_r = \ddagger_r^{\frac{\chi}{\chi-1}} \quad [\text{III-2}]$$

$$f_d = f_d \text{MAX} \cdot y_r \quad [\text{III-3}]$$

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

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

$$\ddagger_{cbp} = f_{cbp}^{\left(\frac{\chi_c - 1}{y_p \cdot \chi_c} \right)} \quad [\text{III-5}]$$

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

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

$$\ddagger_{chp} = f_{chp}^{\left(\frac{\chi_c - 1}{y_p \cdot \chi_c} \right)} \quad [\text{III-7}]$$

III.3.1.4 - La chambre de combustion :

$$\ddagger_b = \frac{Cp_b \cdot T_{t_4}}{Cp_a \cdot T_0 \cdot \ddagger_r \cdot \ddagger_d \cdot \ddagger_b \cdot \ddagger_{chp} \cdot \ddagger_{cbp}} \quad [\text{III-8}]$$

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

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

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

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

$$\ddagger_{thp} = 1 - \frac{\ddagger_r \cdot \ddagger_{cbp} \cdot (\ddagger_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \ddagger_y \cdot \gamma_{ml}} \quad [\text{III-12}]$$

$$f_{thp} = \ddagger_{thp} \left(\frac{x_t}{(x_t - 1) \gamma_P} \right) \quad [\text{III-13}]$$

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

$$\ddagger_{tbp} = 1 - \frac{\ddagger_r \cdot \ddagger_d (\ddagger_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \ddagger_y \cdot \gamma_{ml}} \quad [\text{III-14}]$$

$$f_{tbp} = \ddagger_{tbp} \left(\frac{x_t}{(x_t - 1) \gamma_P} \right) \quad [\text{III-15}]$$

III.3.1.7 - La turbine libre

$$\Delta H = C_p T_p \cdot T_{t_5} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{t_5}} \right)^{\frac{x_{tp}}{\gamma_{tp}}} \quad [\text{III-16}]$$

$$r = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\gamma_m}{\gamma_{pr}^2 \cdot \gamma_g^2 \cdot \gamma_{tp}^2} \right) \quad [\text{III-17}]$$

$$\ddagger_{tp} = 1 - \frac{\gamma_{tp} \cdot r \cdot \Delta h}{C_{p_{tp}} \cdot T_{t_5}} \quad [\text{III-18}]$$

$$f_{tp} = \left[\frac{\ddagger_{tp} - 1}{\gamma_{tp}} + 1 \right]^{\frac{x_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}} \quad [\text{III-19}]$$

III.3.1.8 - La tuyère :

$$f_n = \frac{P_{t_{10}}}{P_{t_6}} \quad [\text{III-20}]$$

$$\ddagger_n = f_n \left(\frac{x_{tp-1}}{\gamma_P \cdot x_T} \right) \quad [\text{III-21}]$$

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

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_{s_0} , T_{s_0} 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 :

$$\dot{m}_0 = (\dot{m}_0)_r \cdot \frac{P_0 \cdot f_r \cdot f_d \cdot f_{cbp} \cdot f_{chp}}{(P_0 \cdot f_r \cdot f_d \cdot f_{cbp} \cdot f_{chp})_r} \cdot \sqrt{\frac{(T_{t4})_r}{T_{t4}}} \quad \text{[III-23]}$$

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

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

$$MFP_2 = \frac{Q_p \sqrt{T_{t2}}}{P_{t2} \cdot S_2} \quad \text{[III-24]}$$

$$MFP_{2,5} = \frac{Q_p \cdot \sqrt{T_{t2,5}}}{P_{t2,5} \cdot S_{2,5}} \quad \text{[III-25]}$$

Ou : 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 :

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

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

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

$$\ddagger_{cbp} = \left(\frac{(f_{cbp})_r}{(\sqrt{\ddagger_{cbp}})_r} \right)^{\frac{2 \cdot (x_c - 1)}{x_c}} \quad \text{[III-28]}$$

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

$$f_{cbp} = \left[1 + \gamma_{IS_{chp}} \cdot (\ddagger_{cbp} - 1) \right]^{\frac{x}{x-1}} \quad \text{[III-29]}$$

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

L'équilibre mécanique du compresseur / turbine HP.

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

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 :

$$f_{chp} = \left[1 + Y_{is_{chp}} \cdot (\tau_{chp} - 1) \right]^{\left(\frac{x}{x-1} \right)} \quad [\text{III-32}]$$

III.3.2.5 -La chambre de combustion :

$$\tau_b = \frac{T_{t4}}{T_0 \cdot \tau_r \cdot \tau_{chp} \cdot \tau_{chp}} \quad [\text{III-33}]$$

$$f = \frac{\left(\tau_b - \frac{Cp_a}{Cp_b} \right) \cdot \tau_b}{(Y_b \cdot P_{Cl}) / (Cp_b \cdot T_{t4}) - 1} \quad [\text{III-34}]$$

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

$$MFP_4 = \frac{Q_4 \cdot \sqrt{T_{t4}}}{P_{t4} \cdot S_4} \quad [\text{III-36}]$$

$$MFP_{4,5} = \frac{Q_{4,5} \cdot \sqrt{T_{t4,5}}}{P_{t4,5} \cdot S_{4,5}} \quad [\text{III-37}]$$

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 :

$$\frac{f_{t_{Hp}}}{\sqrt{\ddagger_{t_{Hp}}}} = \left(\frac{f_{t_{Hp}}}{\sqrt{\ddagger_{t_{Hp}}}} \right)_r \quad \text{[III-40]}$$

$$\text{On a : } f_{t_{Hp}} = \ddagger_{t_{Hp}} \left(\frac{x_t}{(x_t-1)y_p} \right) \quad \text{[III-41]}$$

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

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 :

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

$$\text{Ou : } \ddagger_{t_{bp}} = f_{t_{bp}} \left(\frac{x_c - 1}{y_p \cdot x_c} \right) \quad \text{[III-43]}$$

Donc : $f_{t_{bp}} = Cte$ et $\ddagger_{t_{bp}} = Cte$

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 :

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

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 :

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

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

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

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 :

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

Cela nous conduit à :

$$\frac{P_{t_{10}}}{P_0} = \left(\frac{\chi + 1}{\chi} \right)^{\frac{\chi}{\chi - 1}} \quad [\text{III-53}]$$

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

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

III.3.2.9.2 - Fonctionnement critique :

Dans ce cas, on a :

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

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

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 :

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

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

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

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

$$D_{2,5} = \frac{\dot{m}_2 \cdot \sqrt{T_{2,5}}}{P_{2,5}} = \frac{\dot{m}_4}{1 + f} \cdot \frac{\sqrt{T_{4,5}}}{P_{4,5}} \cdot \sqrt{\frac{T_{2,5}}{T_{4,5}}} \cdot \frac{P_{4,5}}{P_{2,5}} = D_4 \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \sqrt{\frac{T_{2,5}}{T_{4,5}}} \cdot \frac{1 - \nu_4}{1 + f} \quad \text{[III-58]}$$

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 f_{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]

$$D_{2,5} = D_4 \cdot \frac{1 - \nu_4}{1 + f} \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \sqrt{K_1 \cdot \frac{Cp_t}{Cp_c} \cdot \frac{1 + f}{\left(\frac{P_3}{P_{2,5}} \right)^{\frac{\gamma_c \cdot \gamma_{chp}}{\gamma_c - 1}} - 1}} \quad \text{[III-59]}$$

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 .

$$D_2 = D_4 \cdot \sqrt{\frac{T_2}{T_4}} \cdot \frac{P_3}{P_{2,5}} \cdot \frac{P_{2,5}}{P_2} \cdot \frac{1 - \nu_4}{1 + f} \quad \text{[III-60]}$$

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

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

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

y_{cbp} Rendement polytropique de compresseur basse pression

y_{chp} Rendement polytropique de compresseur haute pression

Nous avons :

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

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

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

$$D_2 = D_4 \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{Cp_t}{Cp_c} \right) \cdot (1+f) \cdot K_2 \cdot (1-K_1)}{f_{cbp}^{\frac{x_c-1}{x_c \gamma_{cbp}} - 1}}} \cdot \left[1 + \frac{K_1}{K_2 \cdot (1-K_1)} \cdot \left(1 - f_{cbp}^{-\frac{1-x_c}{x_c \gamma_{cbp}}} \right) \right]^{\frac{x_c \gamma_{cbp}}{x_c - 1}} \cdot f_{cbp} \cdot \frac{1 - \nu_4}{1+f}$$

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

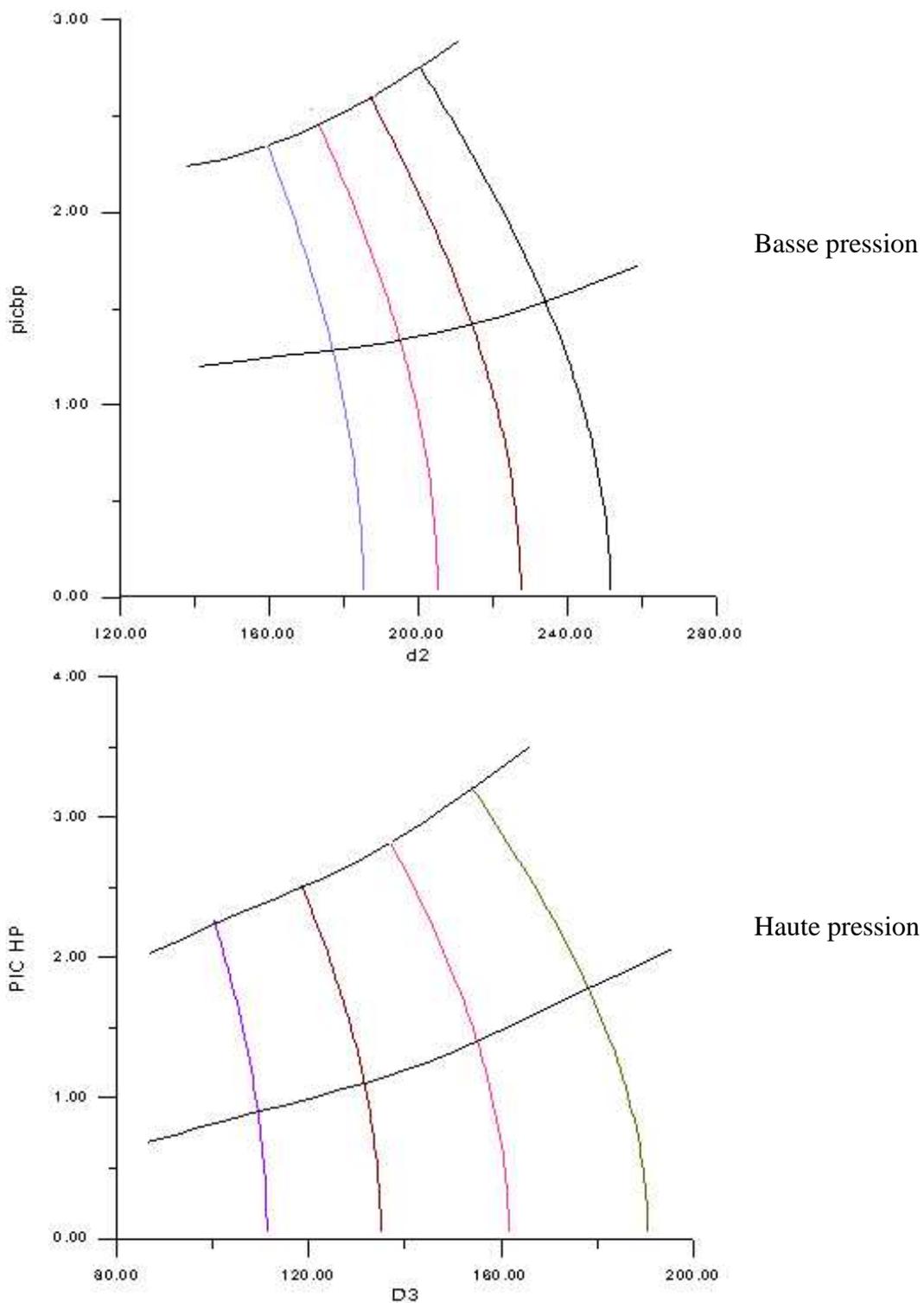
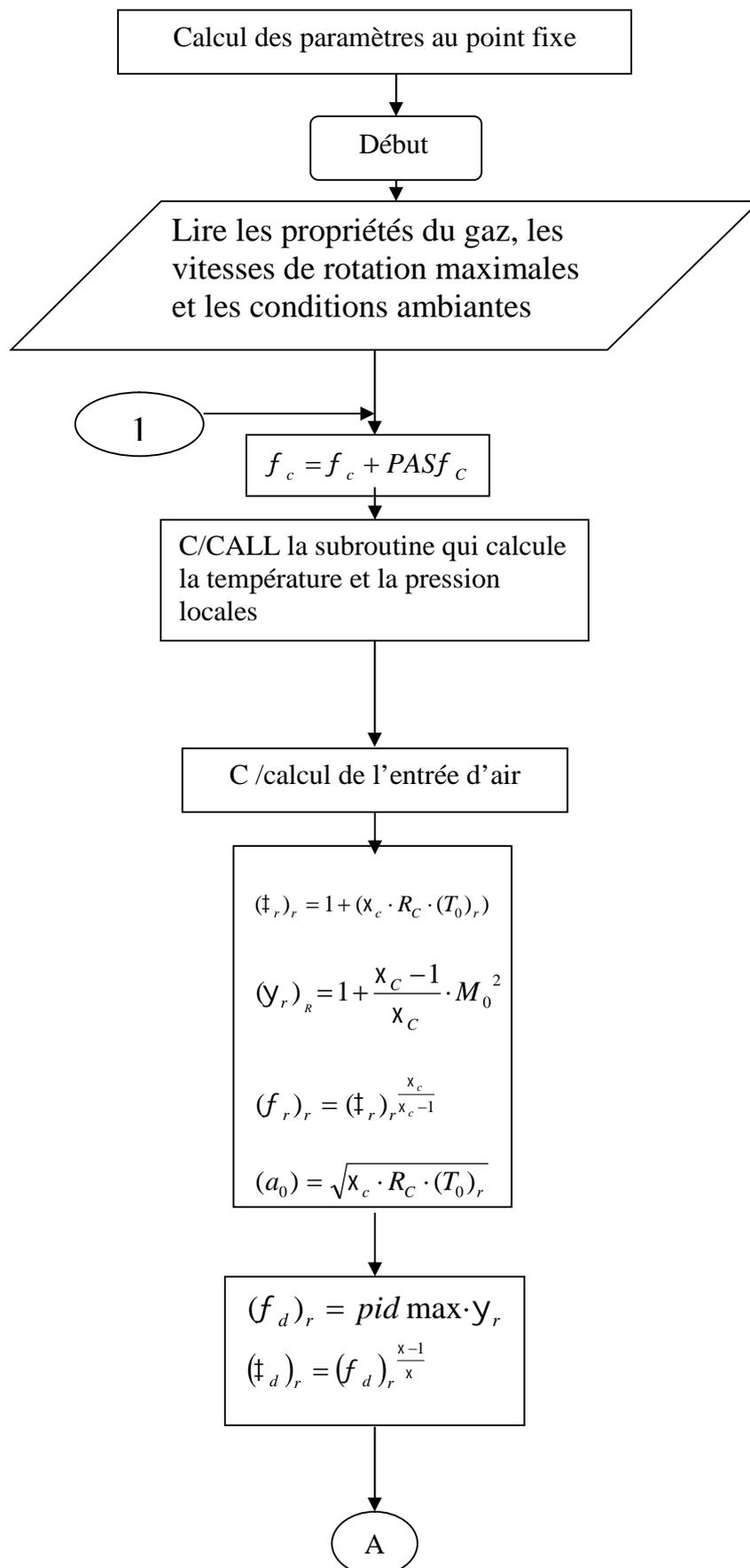
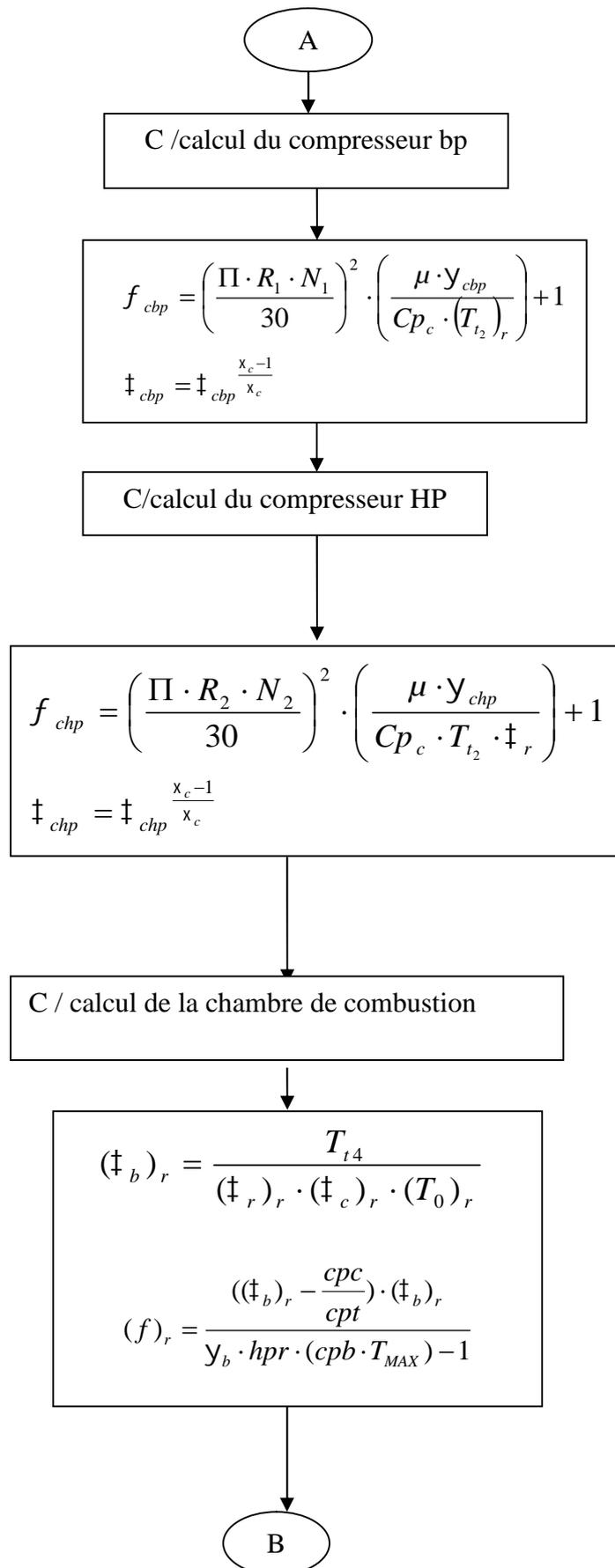
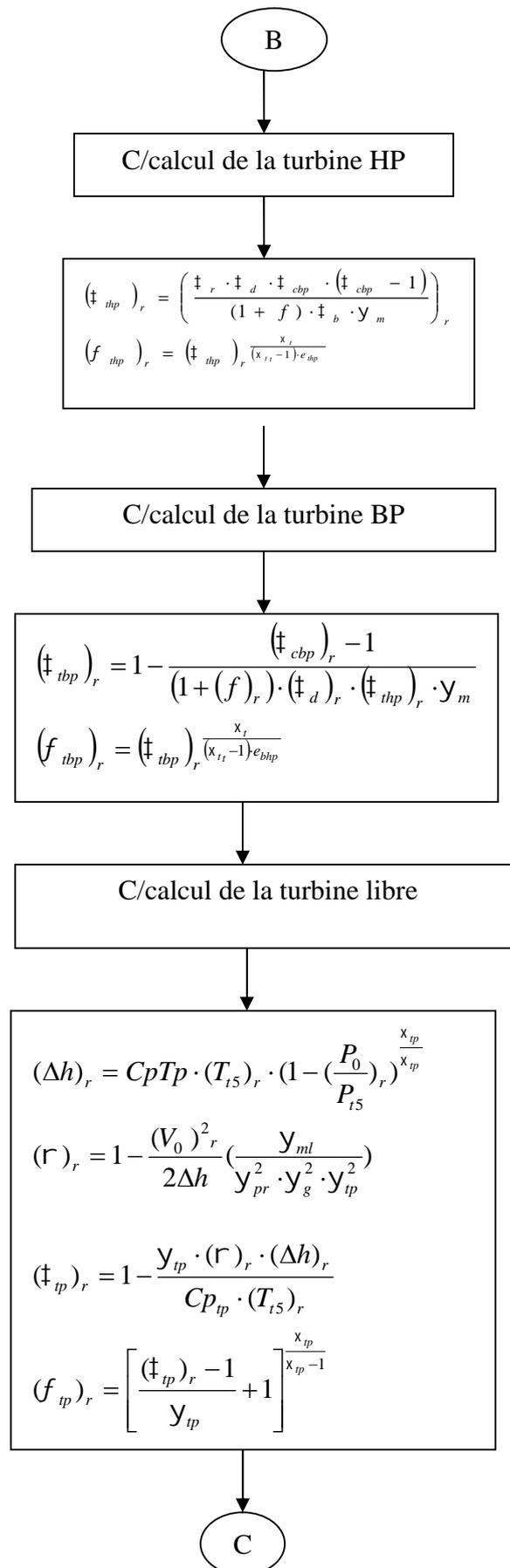
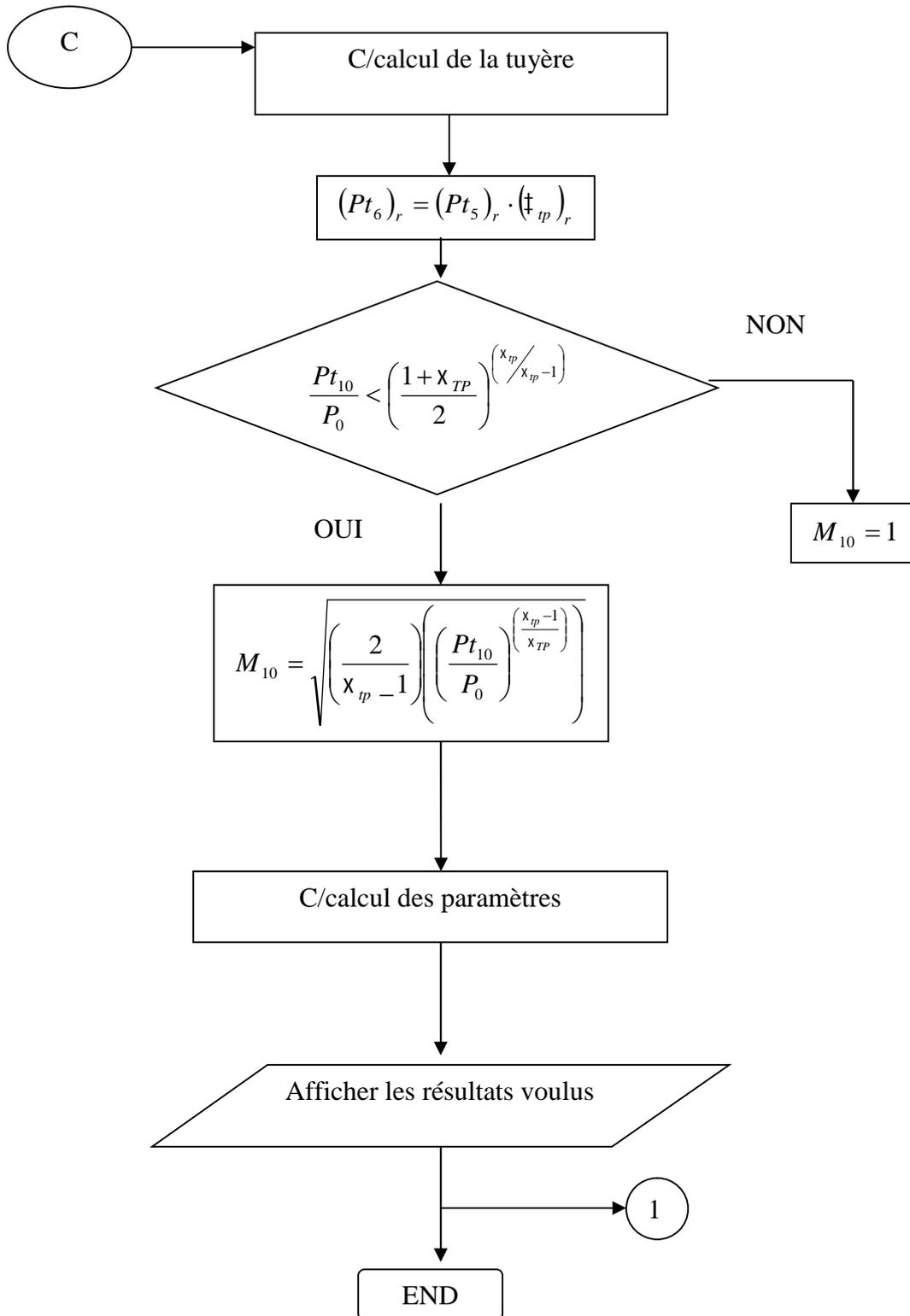


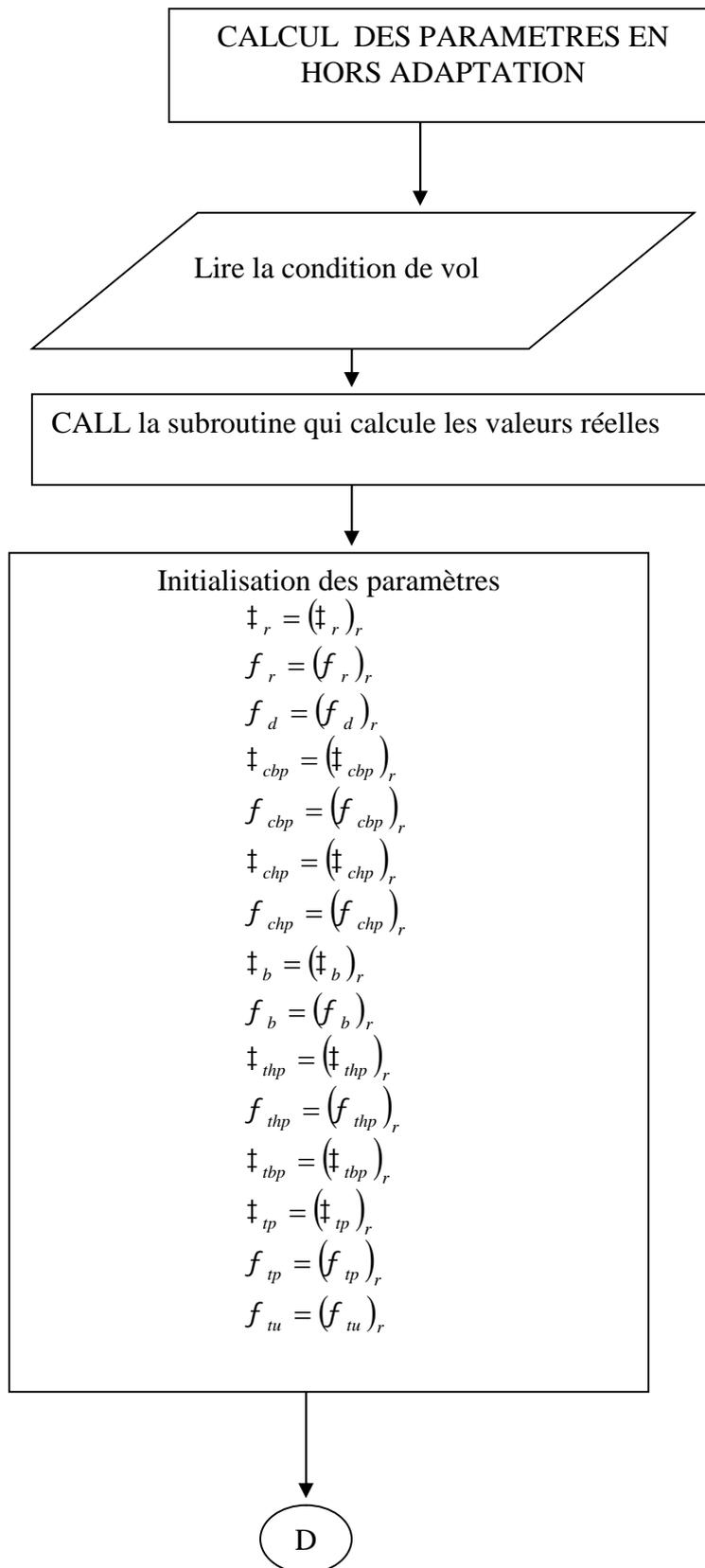
Figure (III, 1) : Lignes de fonctionnement basse pression et haute pression.

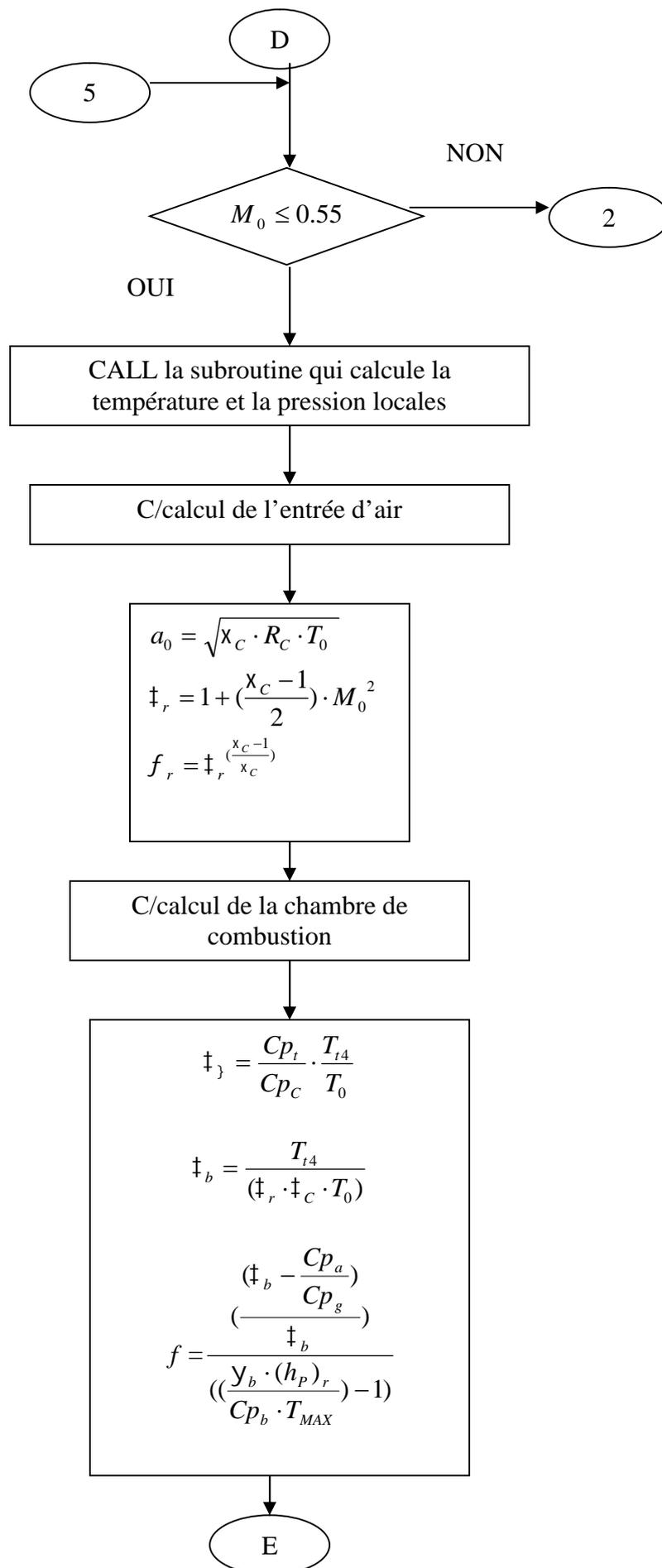
III.5 - Organigramme de calcul :

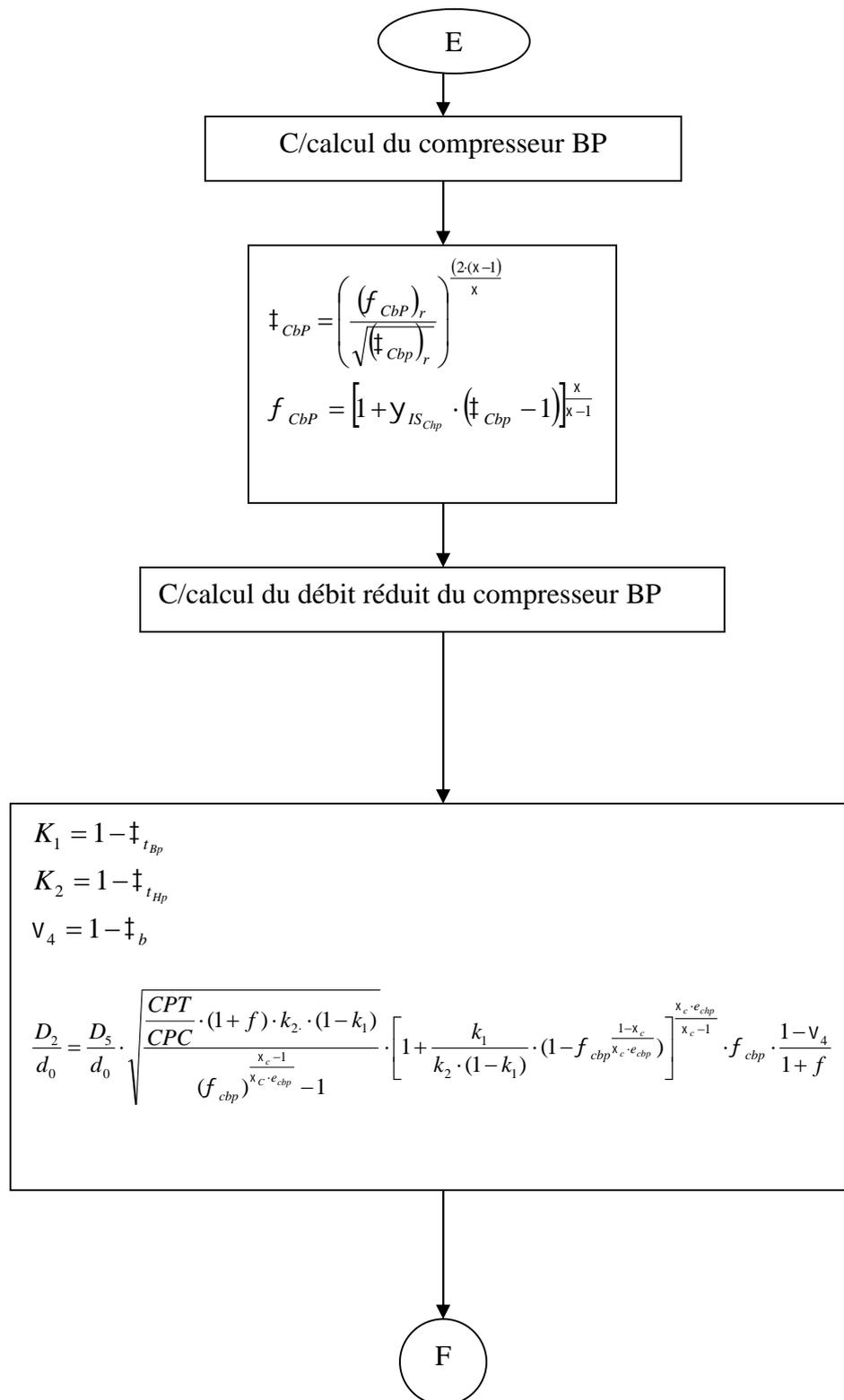


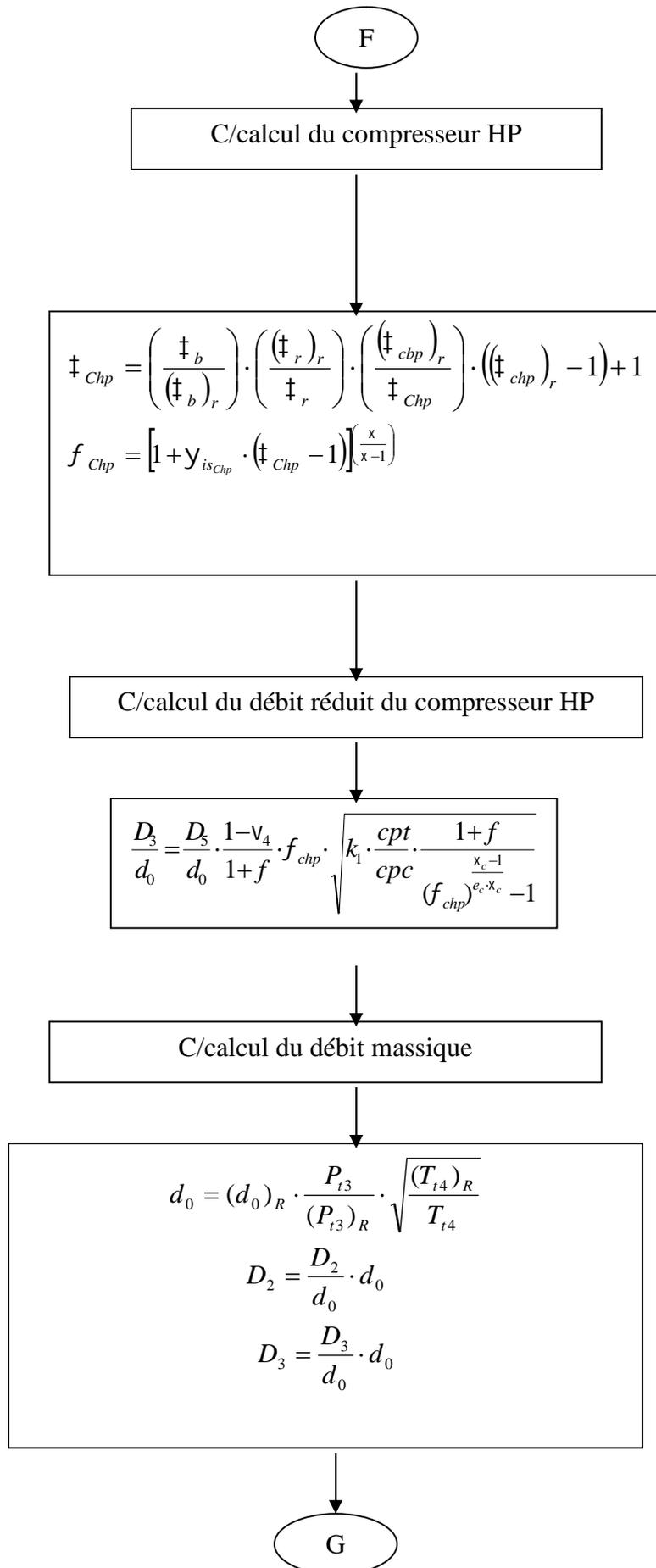


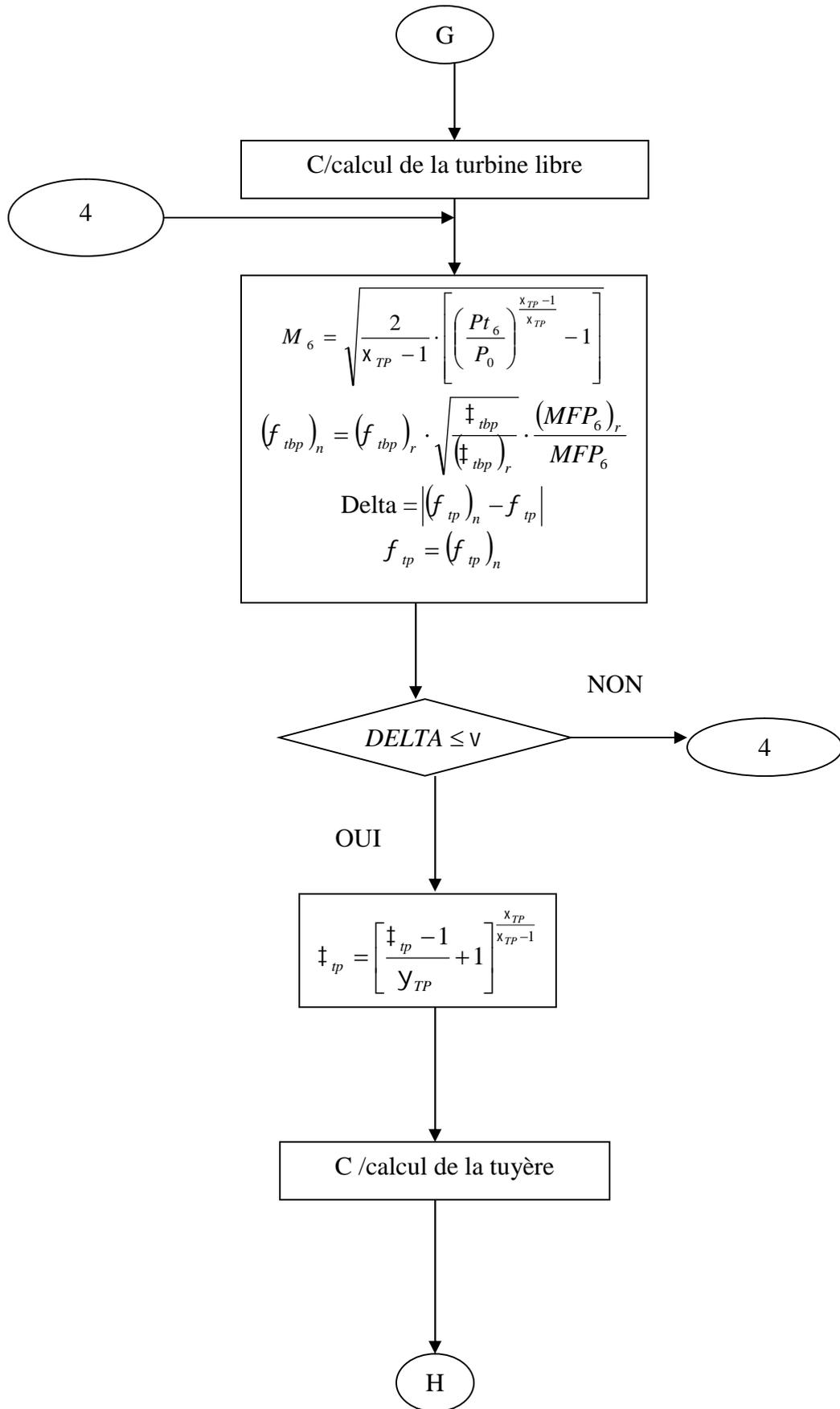


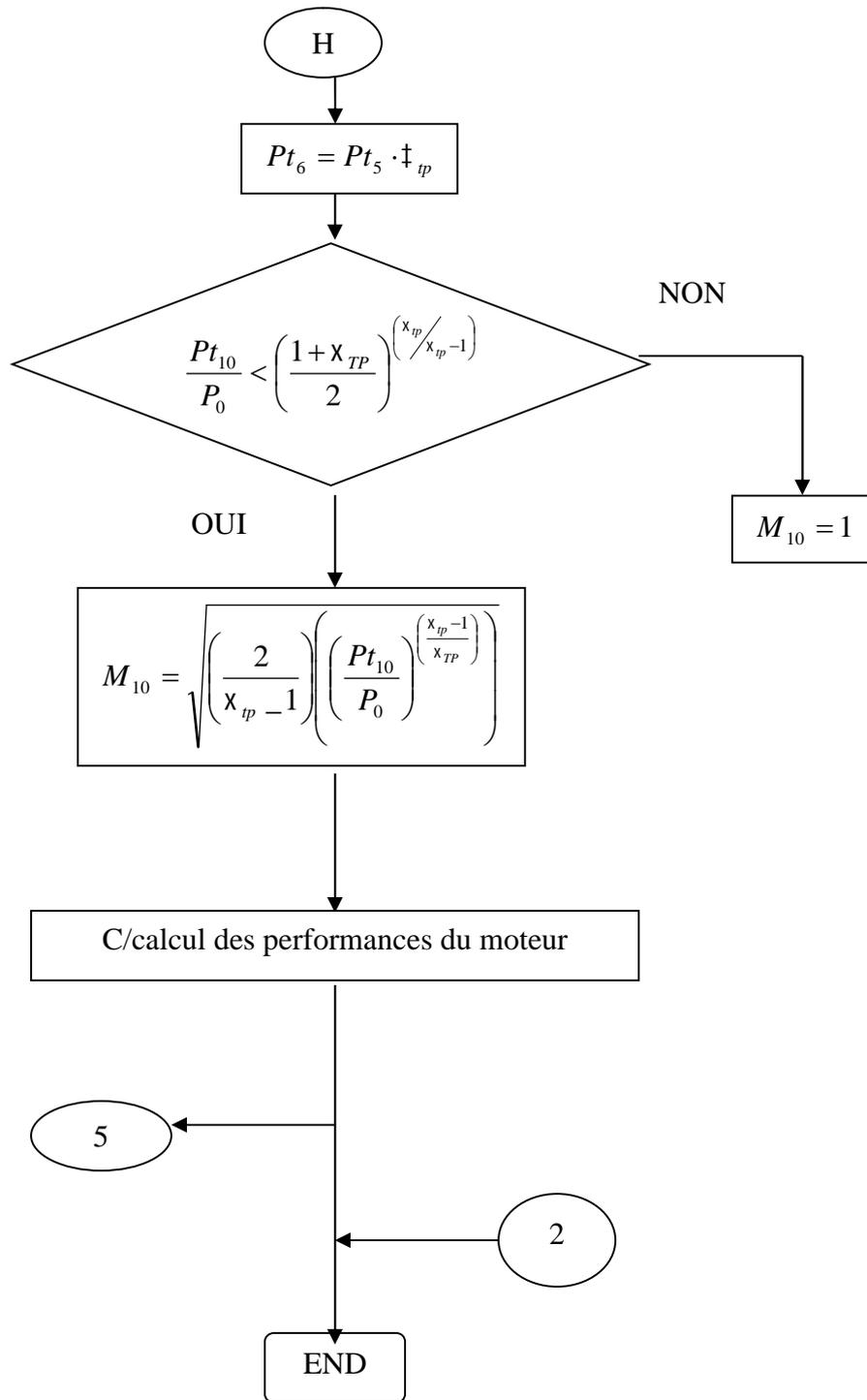


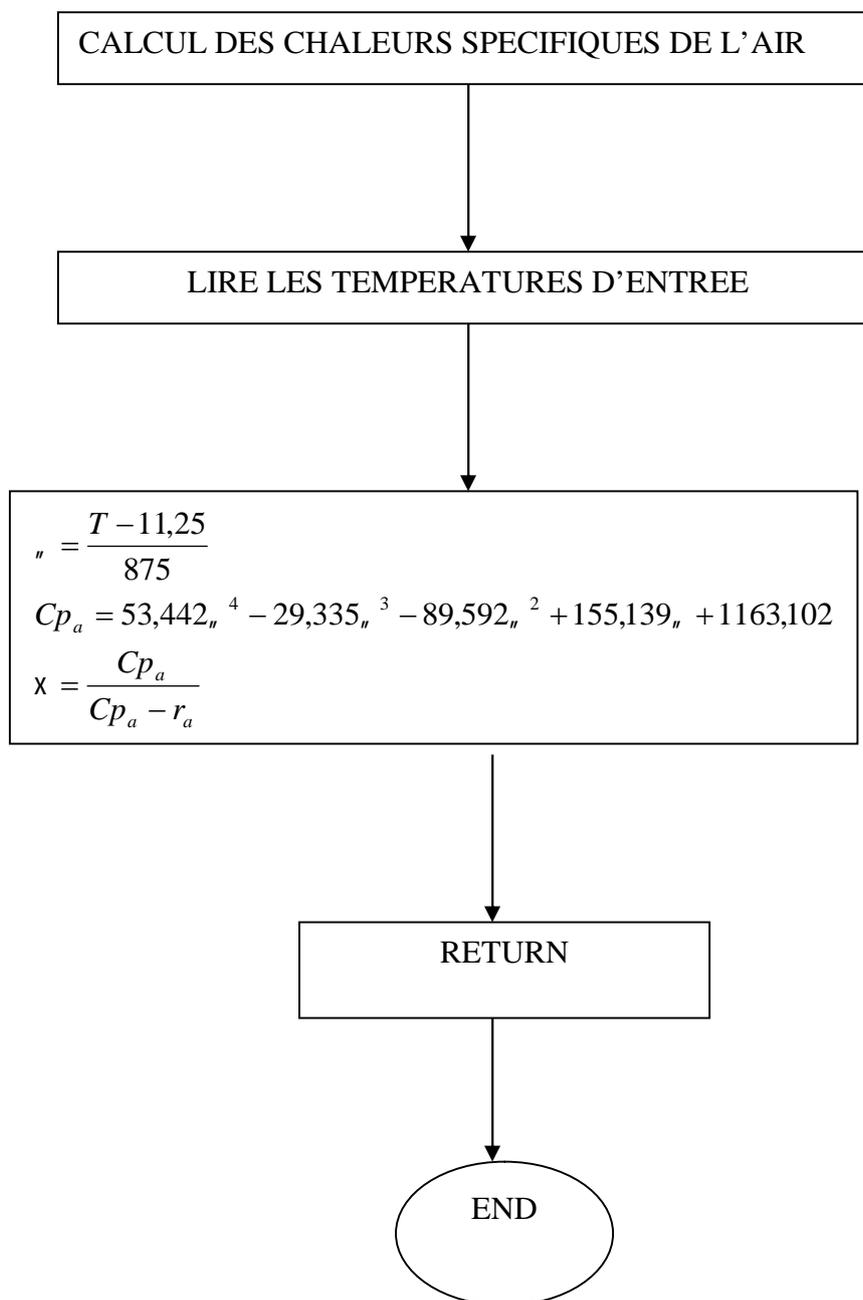


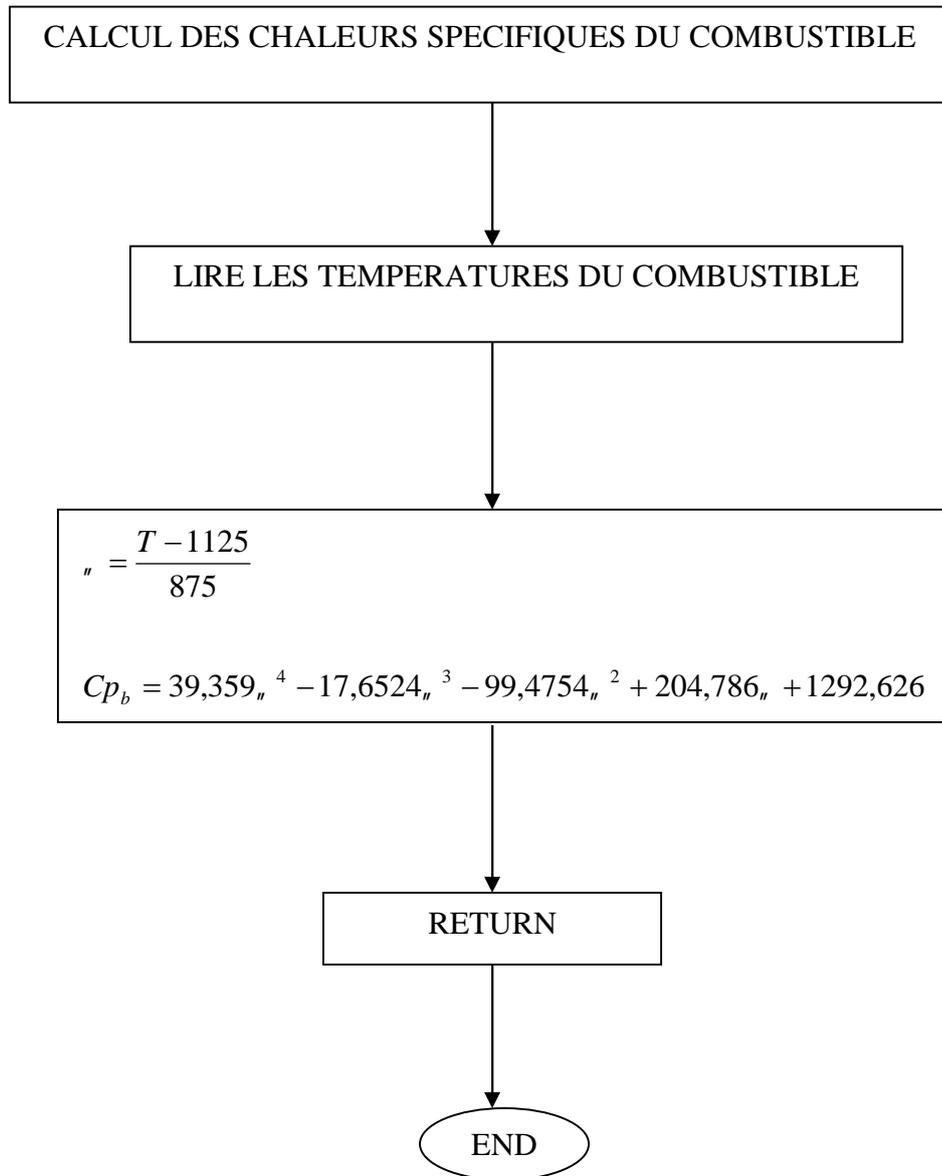








III.5.1-Les sous-routines :



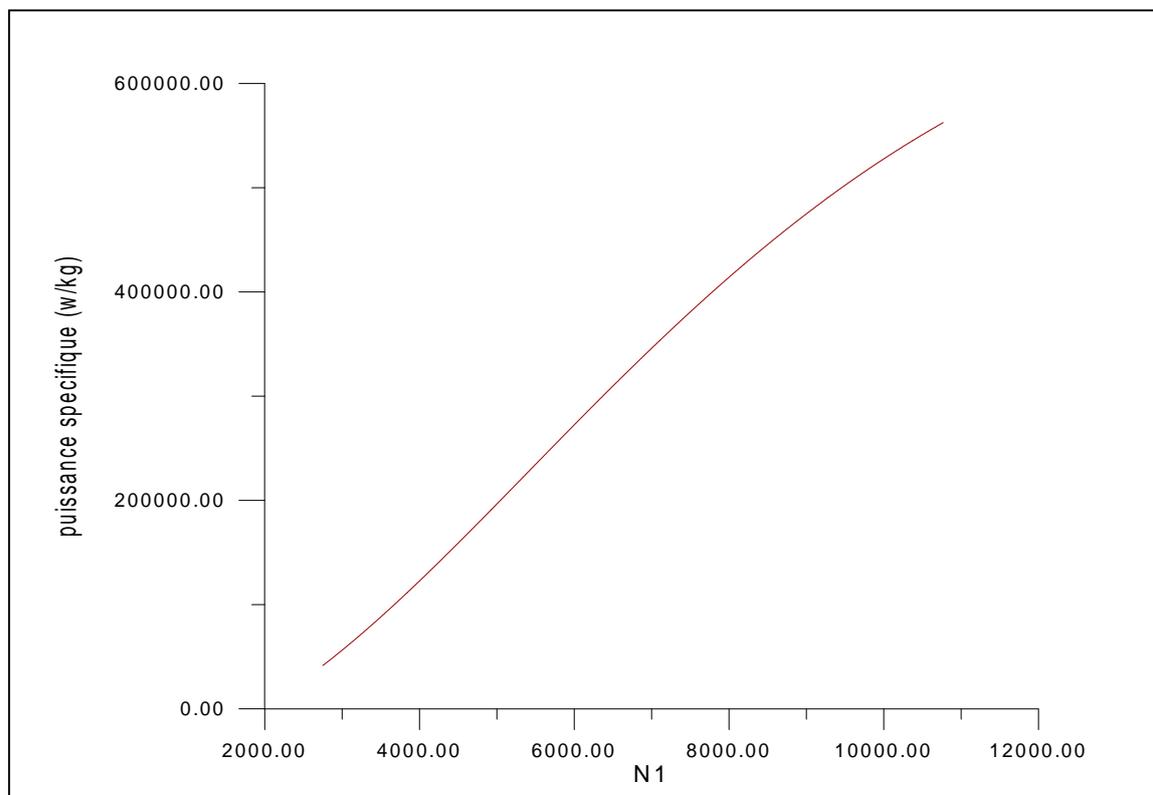
CHAPITRE IV**SIMULATIONS ET INTERPRETATION DES
DONNEES GRAPHIQUES**

Le présent chapitre à 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.

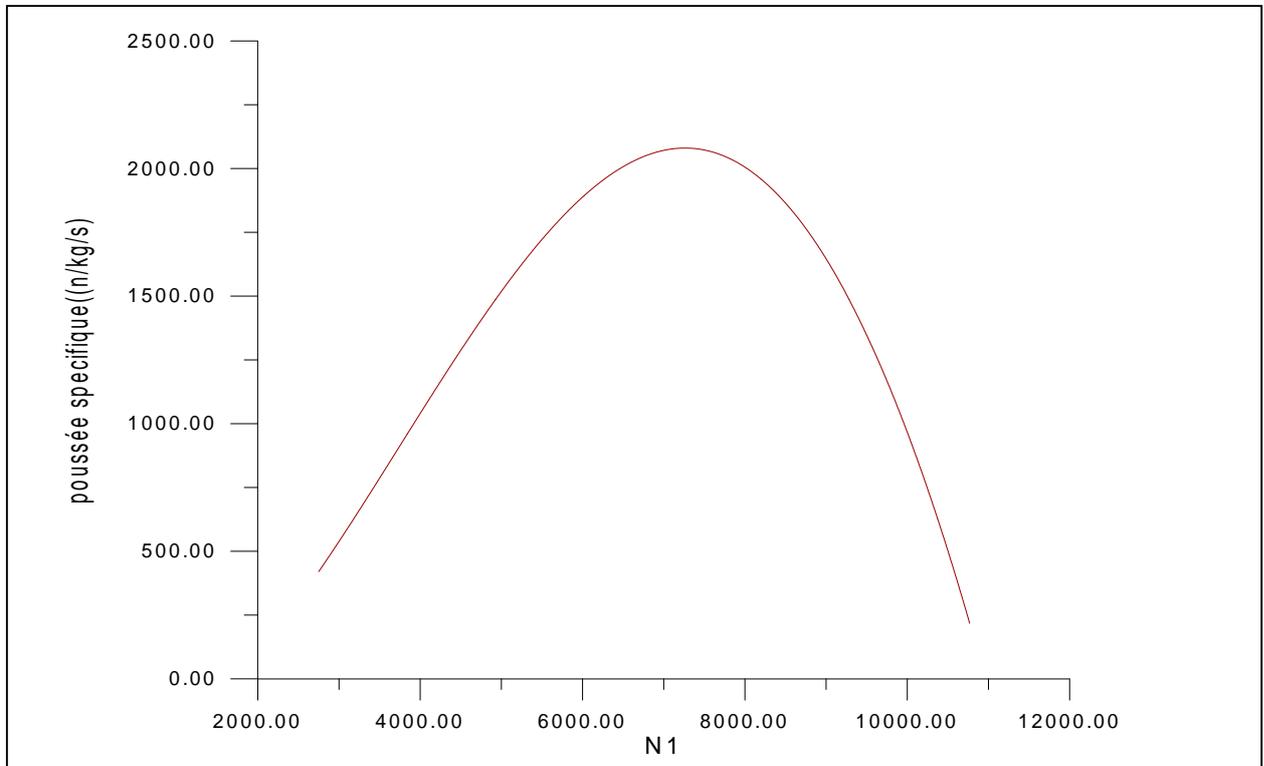


Figure (IV-2)

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.

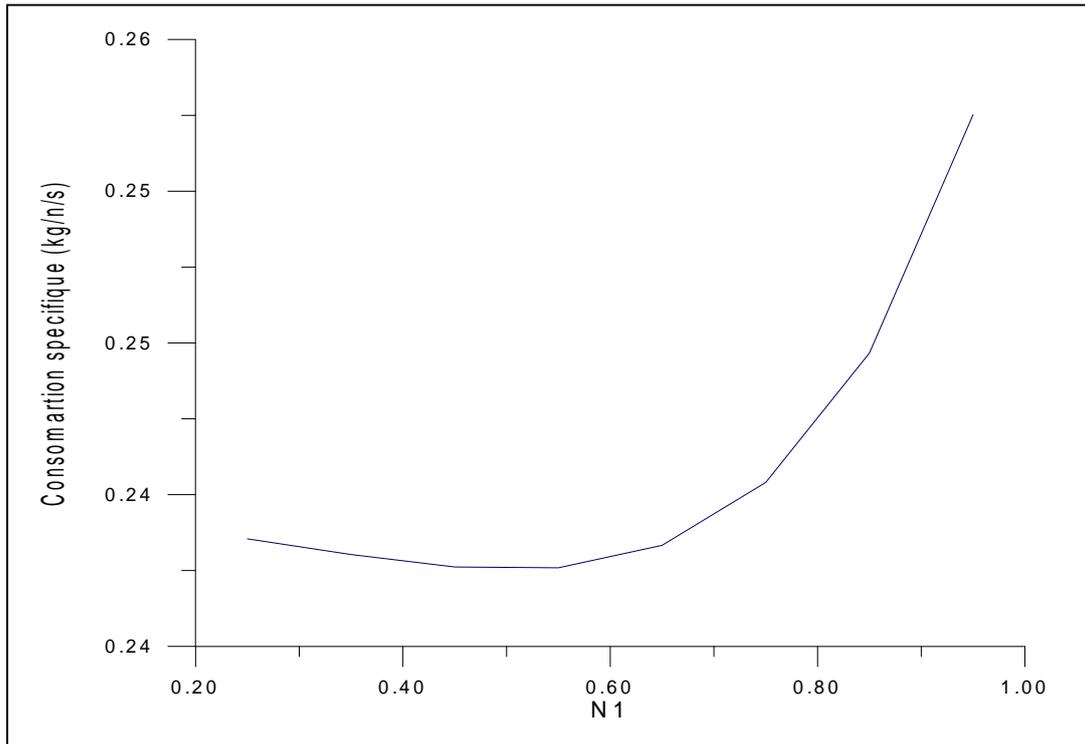


Figure :(IV-3)

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.

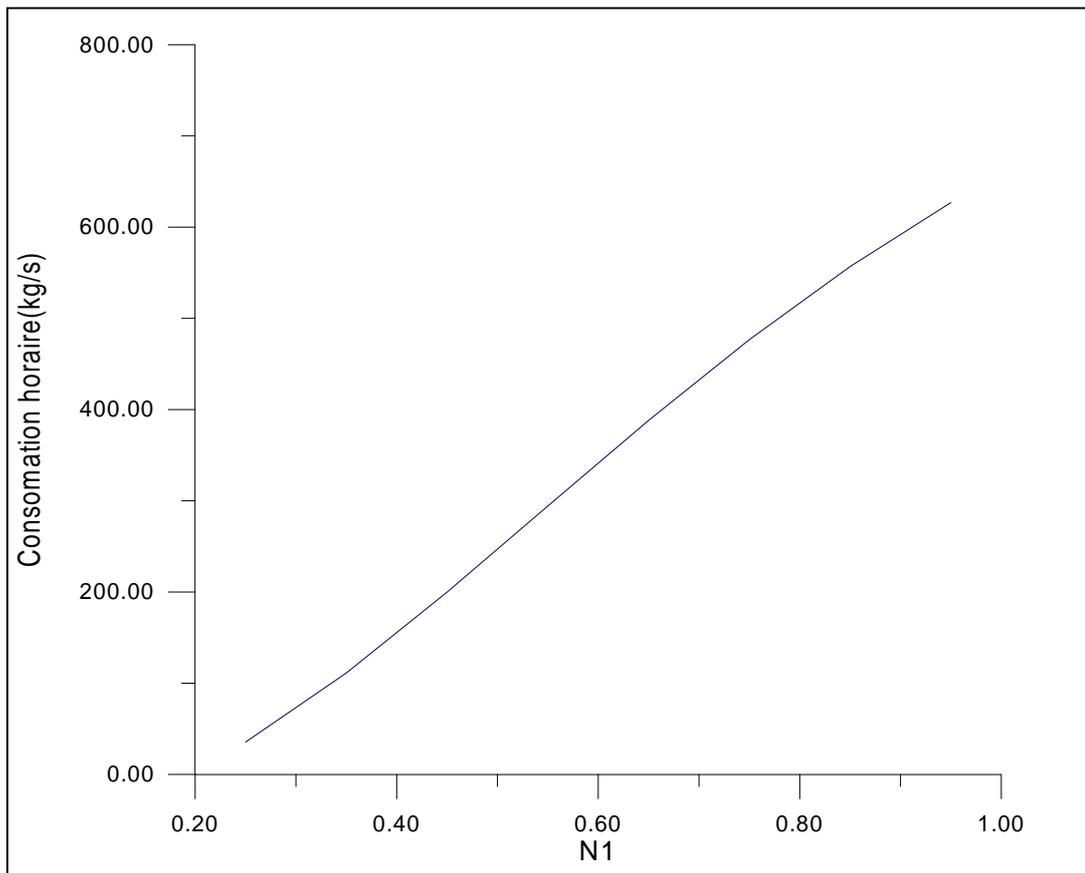


Figure :(IV-4)

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.

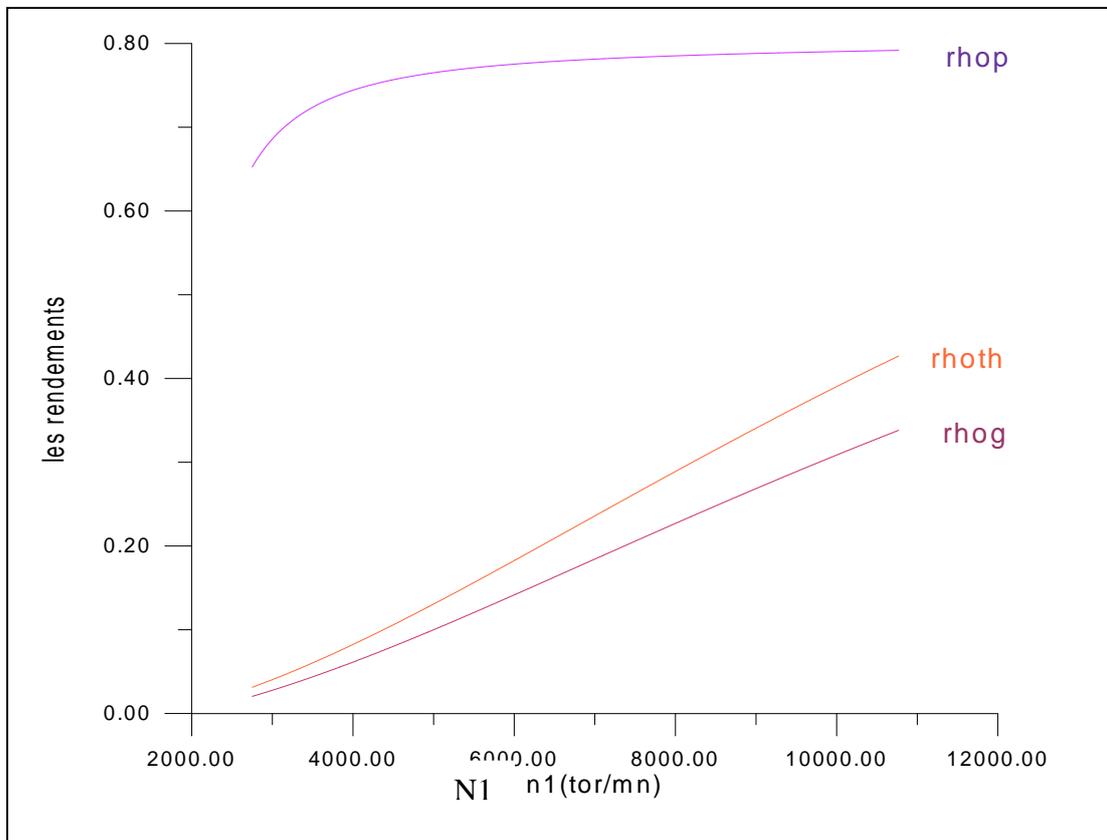


Figure :(IV-5)

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.

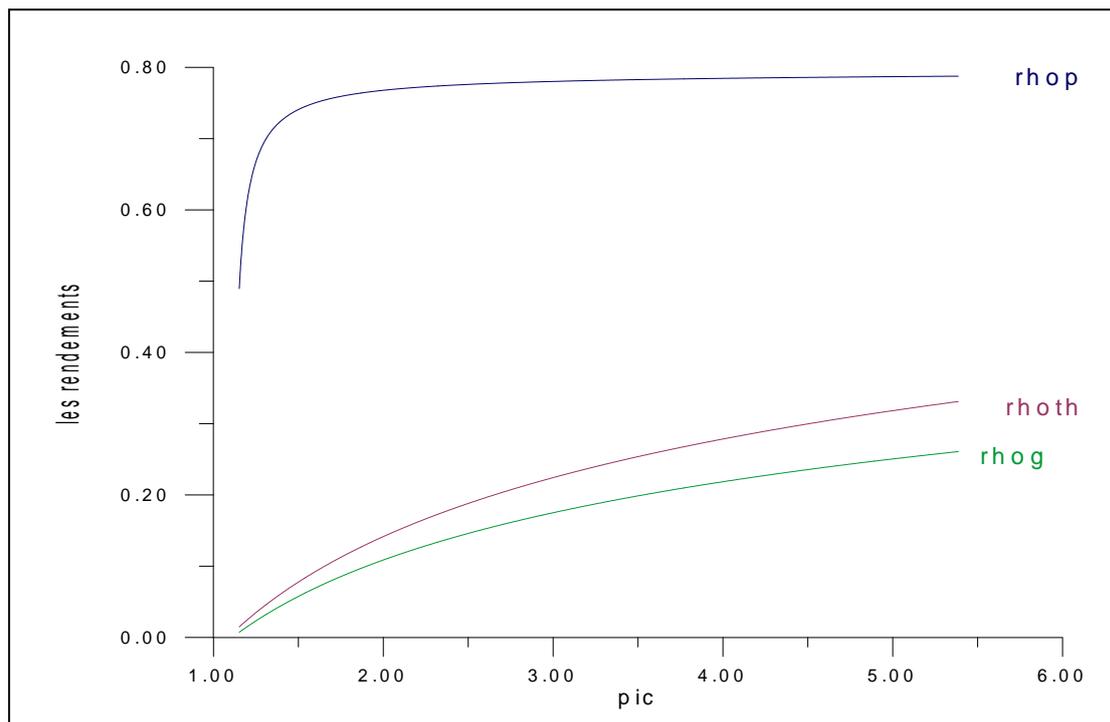


Figure :(IV-6)

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.

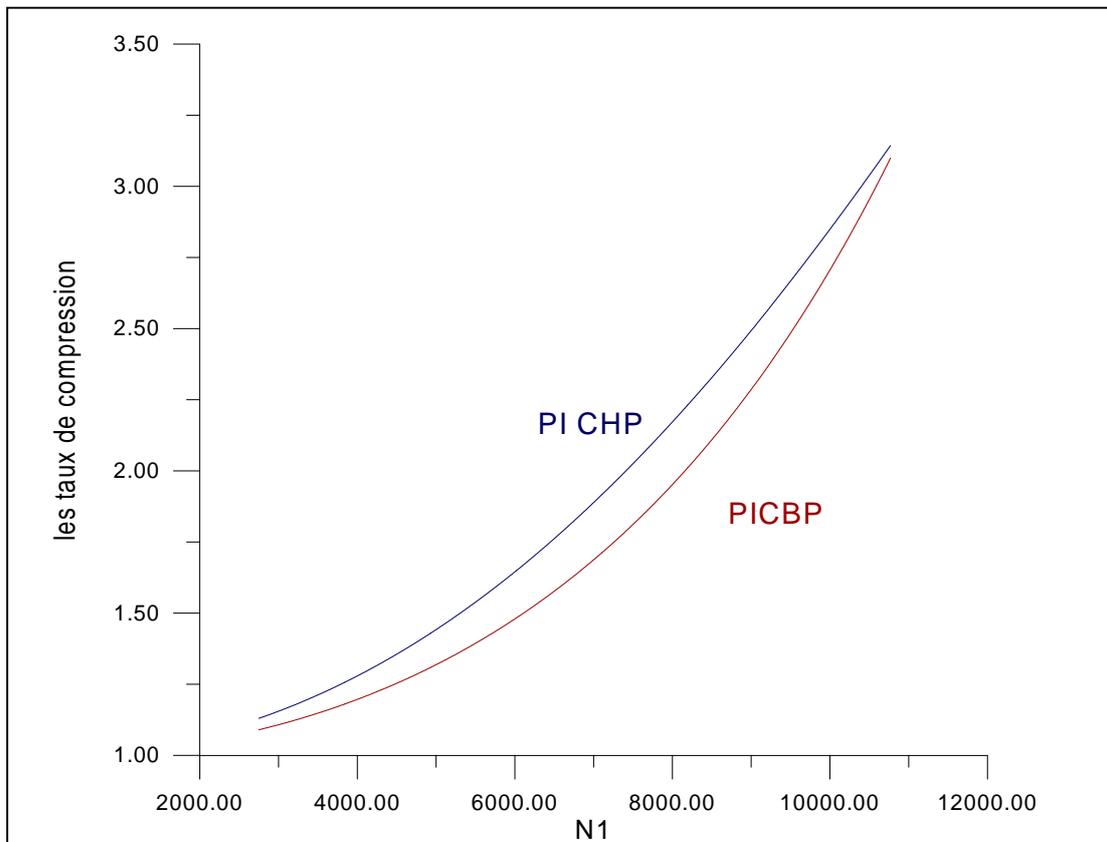


Figure :(IV-7)

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.

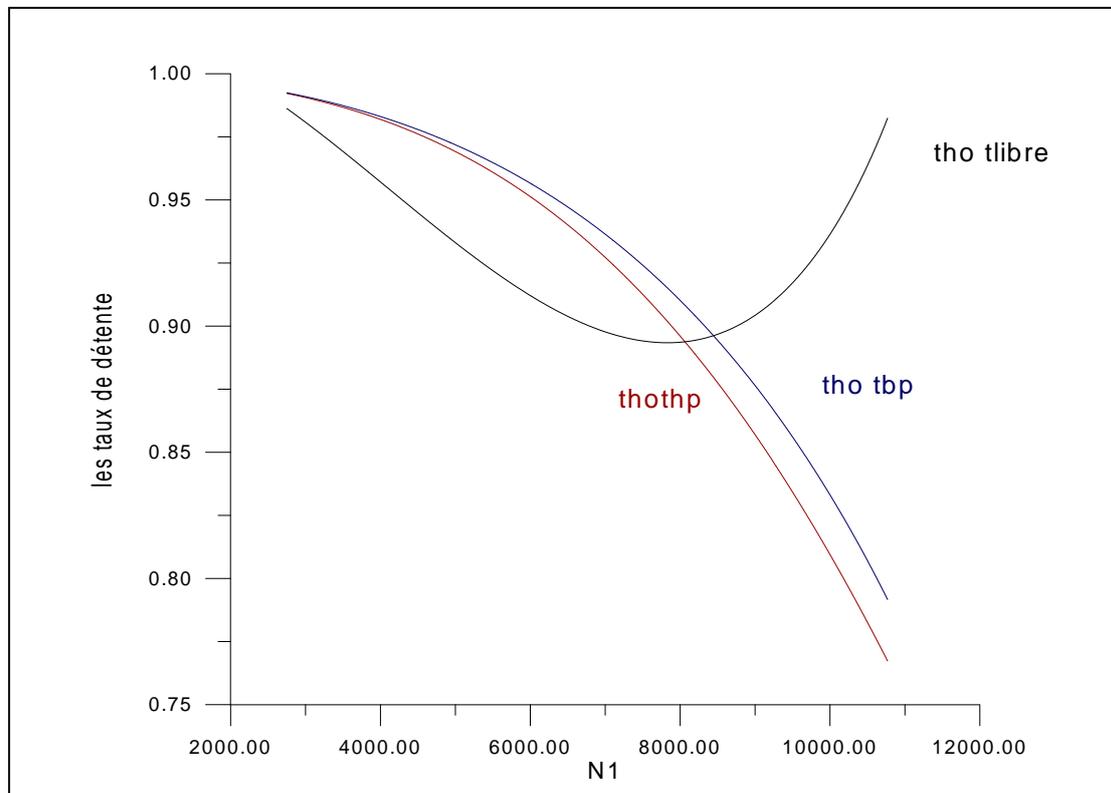
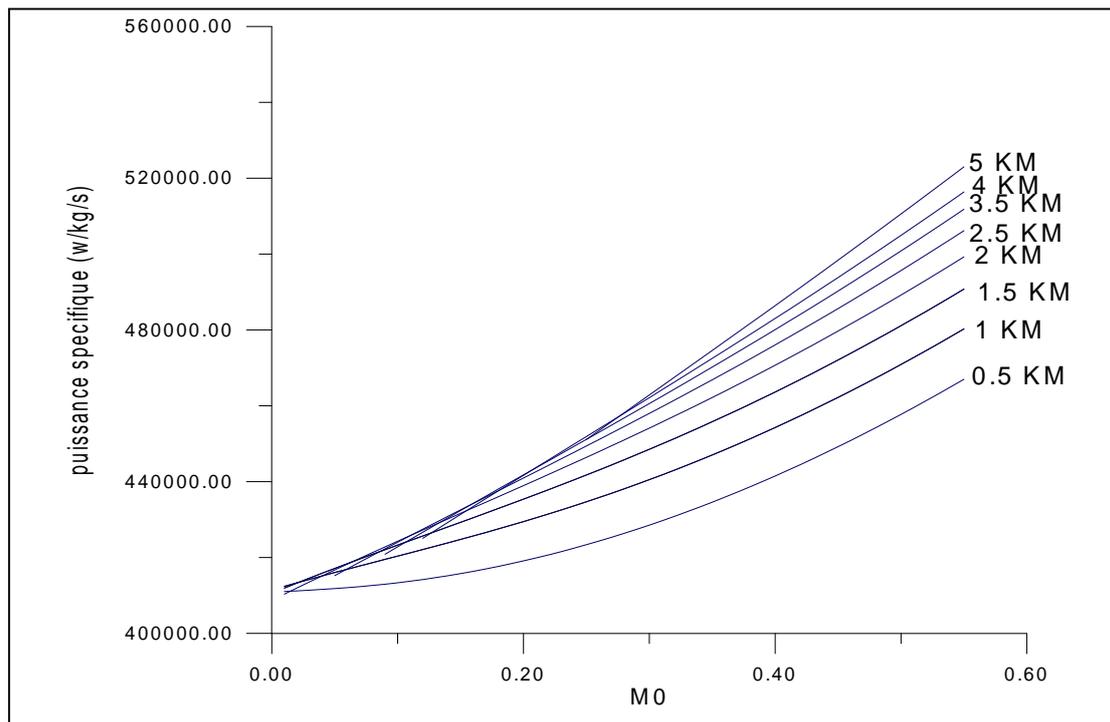


Figure :(IV-8)

La figure (IV-8), ci-dessus, représente l'évolution du taux de détente, en fonction du nombre de tours de l'attelage basse pression.

Le taux de détente aura tendance à diminuer en fonction de la vitesse de rotation. Pour la turbine libre, et à une vitesse de rotation élevée, nous remarquons que son taux de détente prend le chemin inverse. Cela se traduit par que la turbine libre a atteint sa limite de fonctionnement.

IV.2- Au vol :**Figure :(IV-9)**

La figure (IV-9), ci-dessus, représente l'évolution de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Pour une altitude déterminée, on constate une augmentation de la puissance spécifique, en fonction du nombre de mach. En effet, l'augmentation de la puissance spécifique est dû à l'augmentation de la vitesse d'avancement de l'avion et de la diminution de la poussée spécifique.

En faisant varier l'altitude, pour un nombre de mach constant, la puissance spécifique a tendance à augmenter du fait de la diminution du débit d'air.

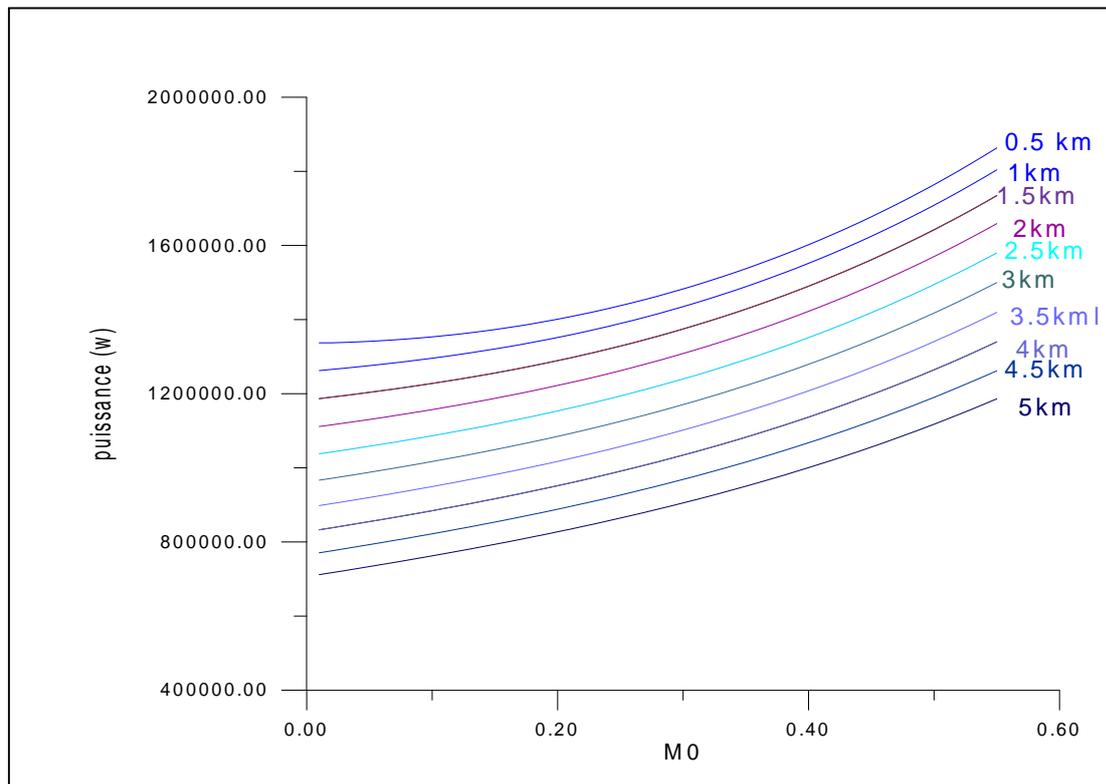


Figure : (IV-10)

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.

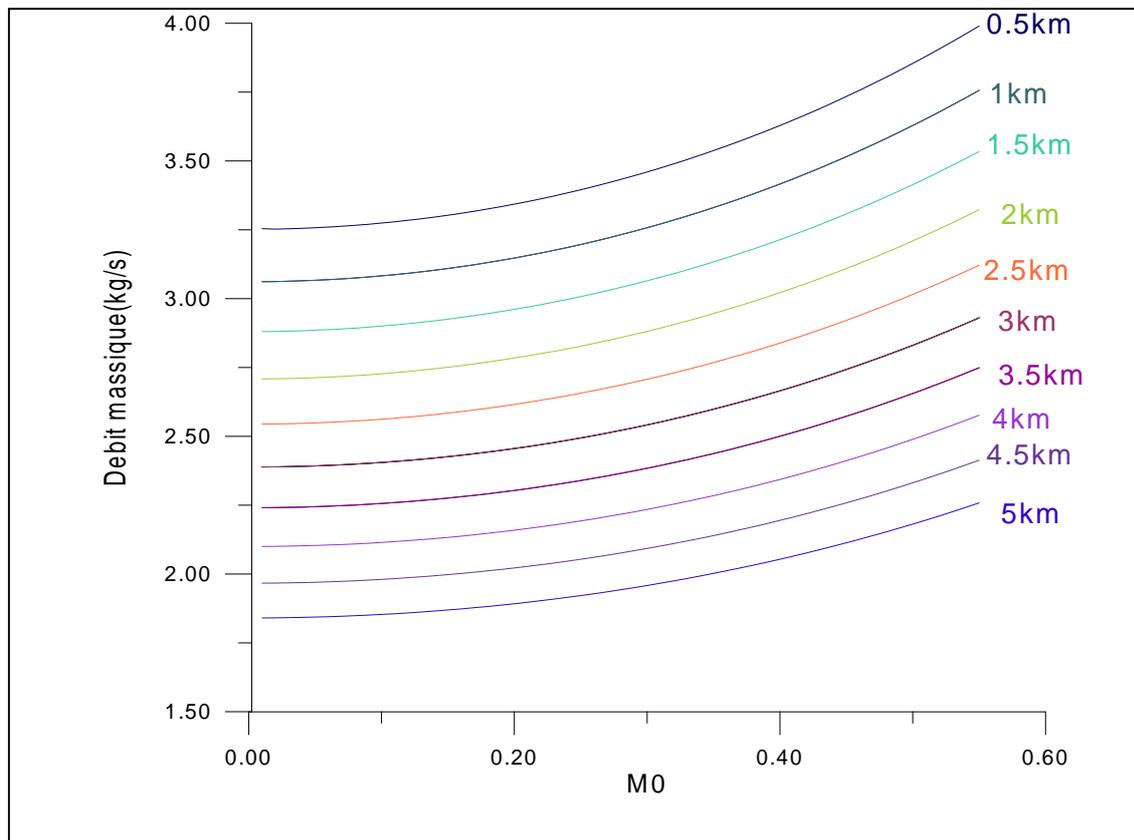


Figure :(IV-11)

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.

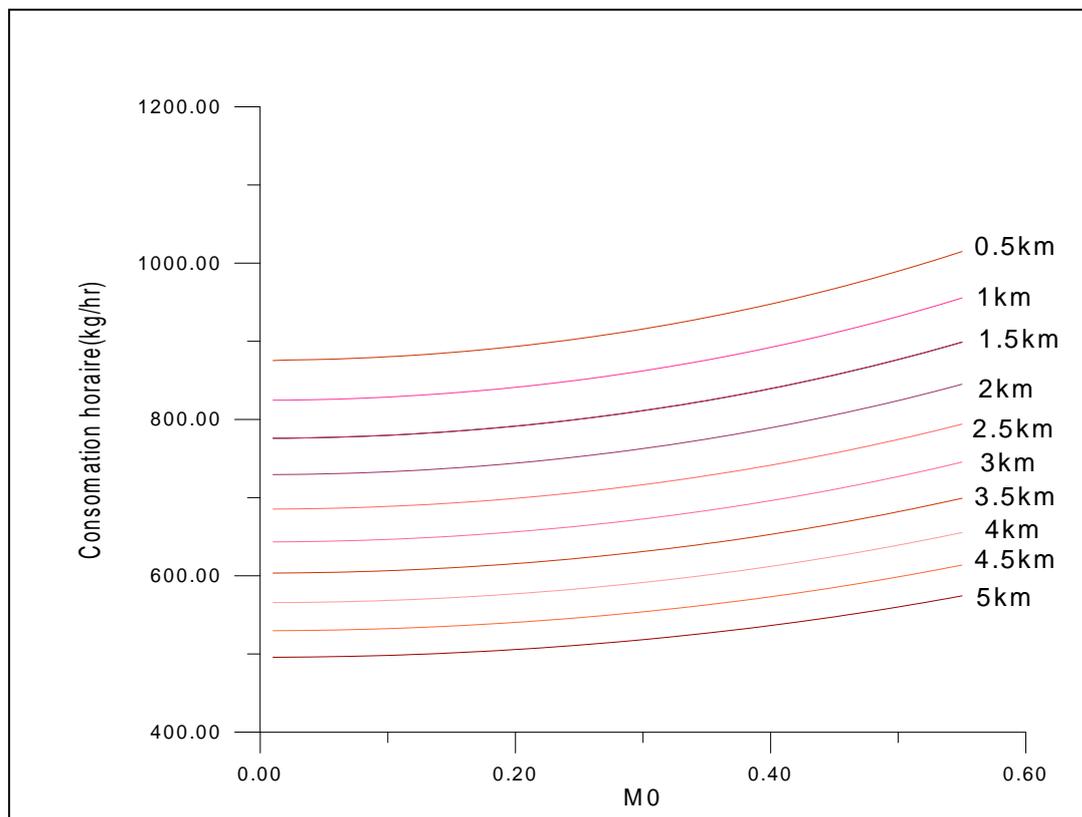


Figure :(IV-12)

La figure (IV-12), ci-dessus, représente l'évolution de la consommation horaire, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

La consommation horaire augmente avec l'augmentation du nombre de mach, du fait qu'elle nécessite une augmentation du débit d'air qui lui-même implique, une augmentation du débit de carburant, afin d'assurer un bon dosage. La consommation horaire augmente avec la vitesse d'avancement mais dans une proportion moindre que la puissance.

Pour un nombre de mach constant, et en faisant varier l'altitude, nous constatons une diminution de la consommation horaire, du fait, de la diminution du débit d'air.

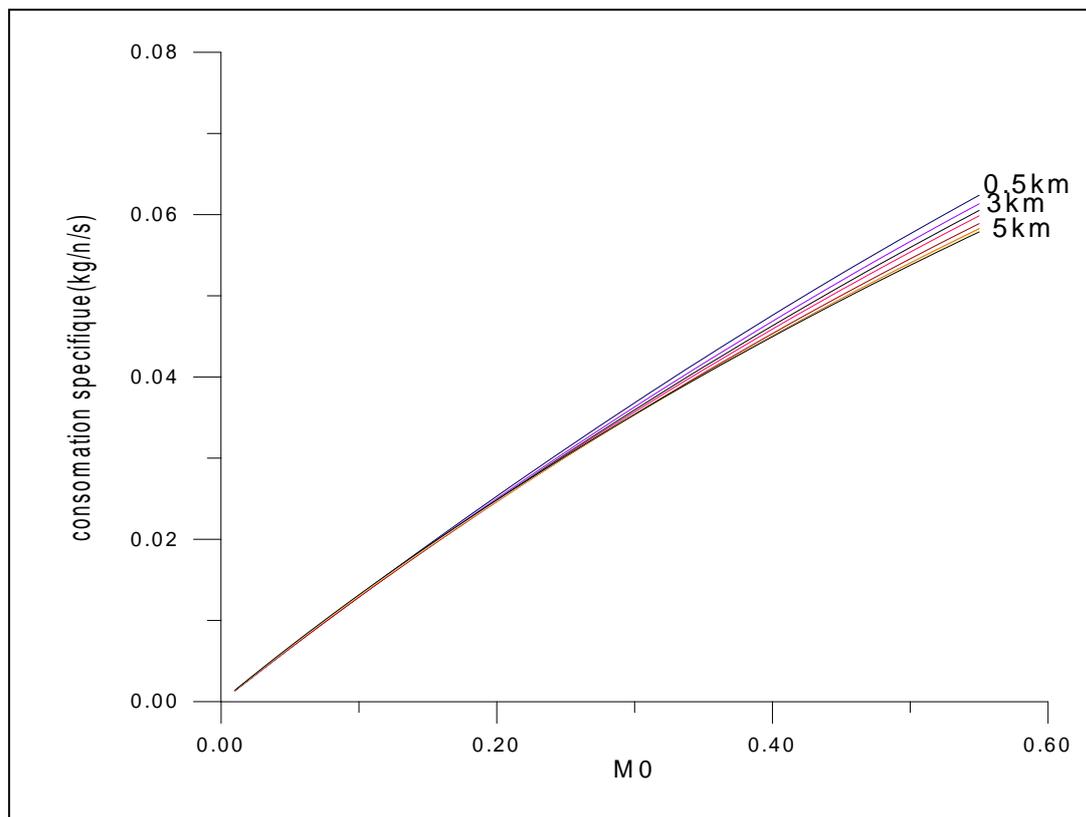


Figure : (IV-13)

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.

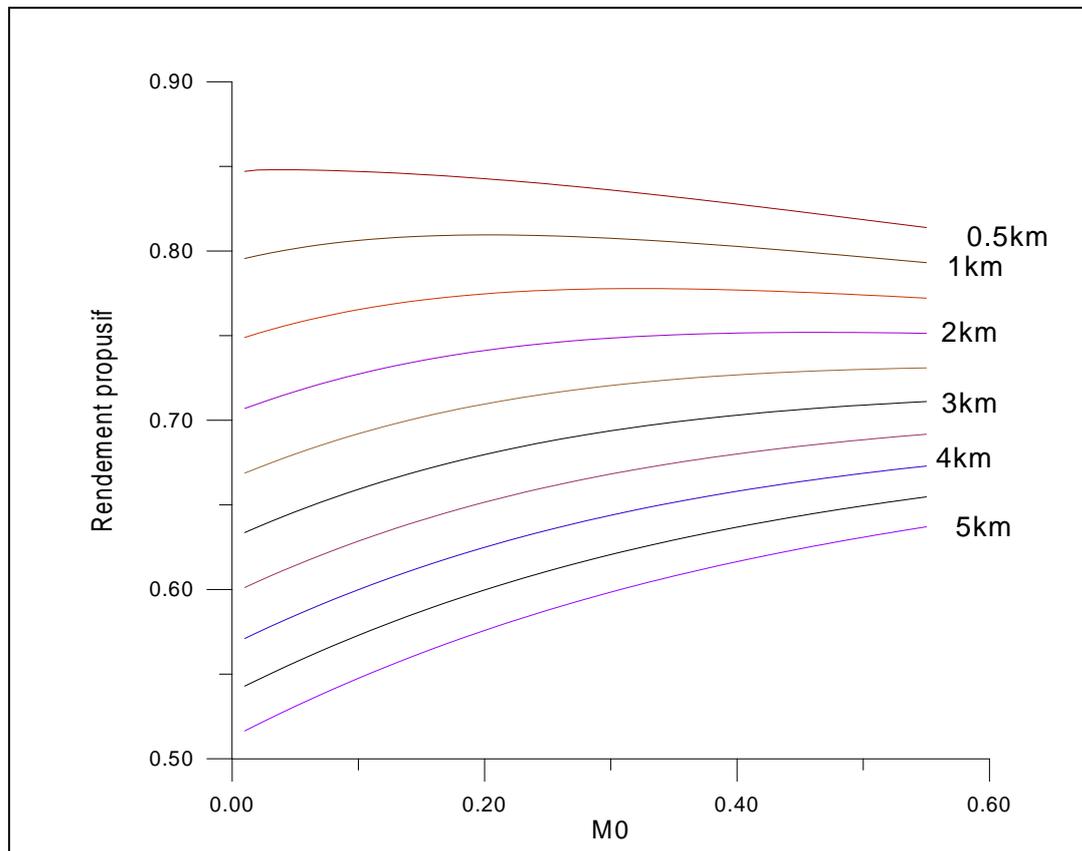


Figure :(IV-14)

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.

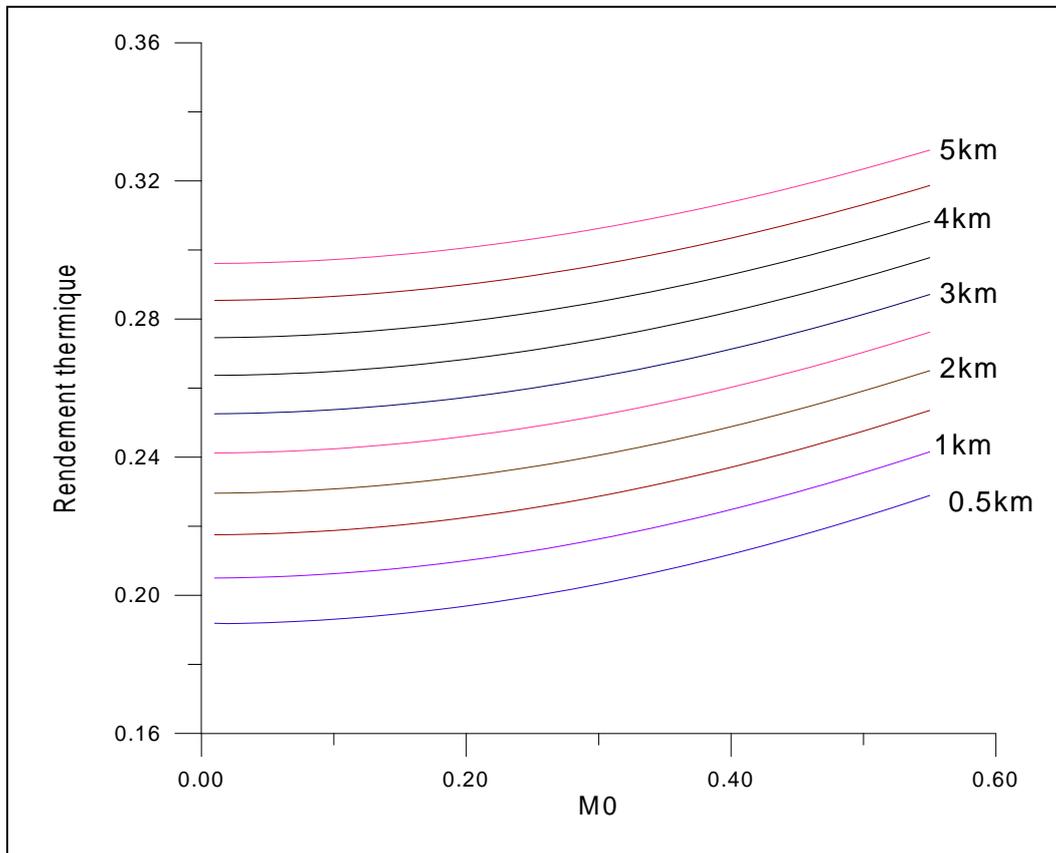


Figure :(IV-15)

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.

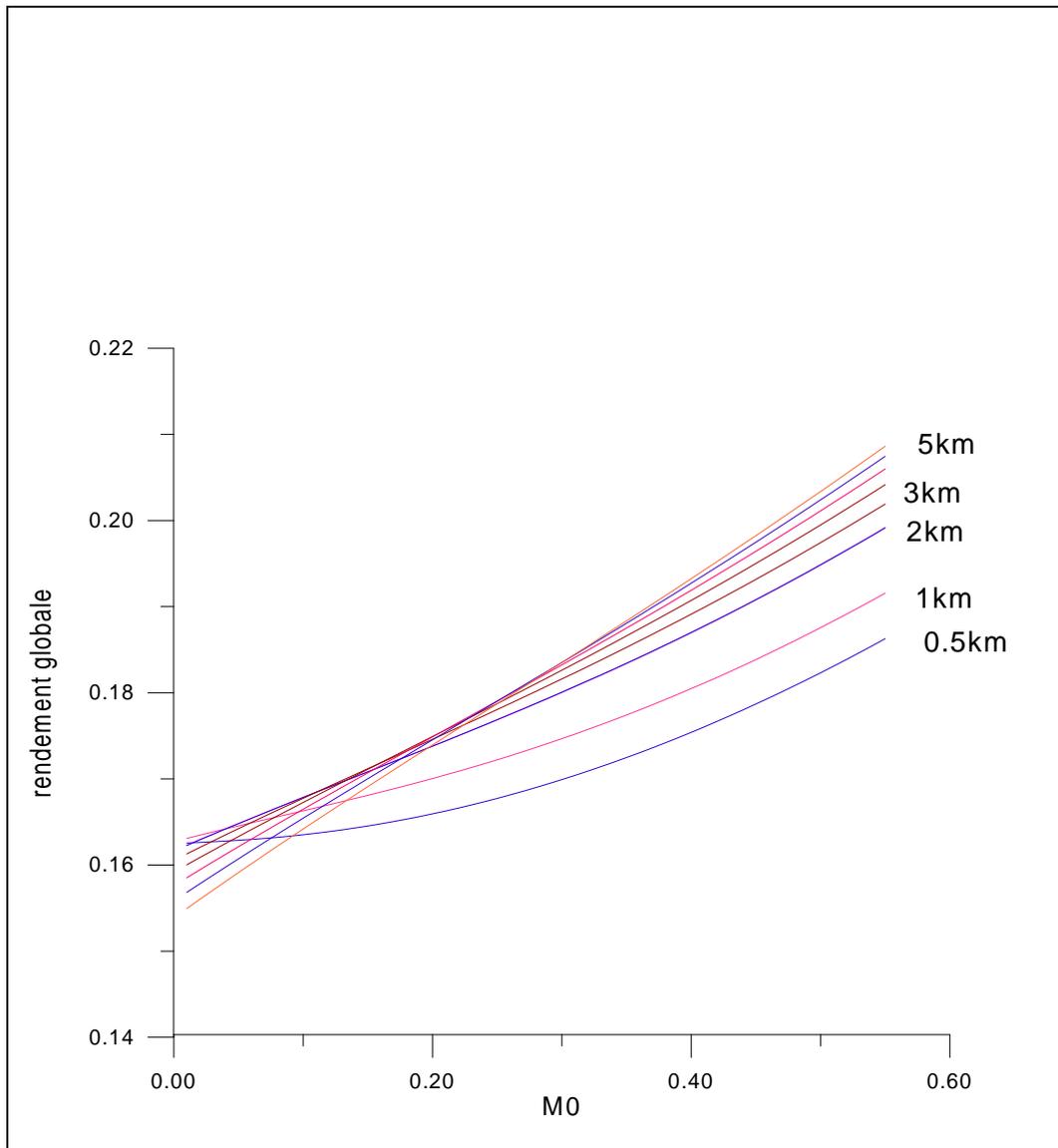


Figure :(IV-16)

La figure (IV-16), ci-dessus, représente l'évolution de la rendement global, en fonction du nombre de mach à différentes altitudes.

Nous constatons que rendement global augmente avec le nombre de mach, pour une altitude déterminée, en raison de, l'augmentation de la puissance et de la vitesse d'éjection.

En faisant varier l'altitude pour un nombre de mach constant, nous relevons une augmentation du rendement global, en raison de la diminution du débit d'air et de la consommation spécifique.

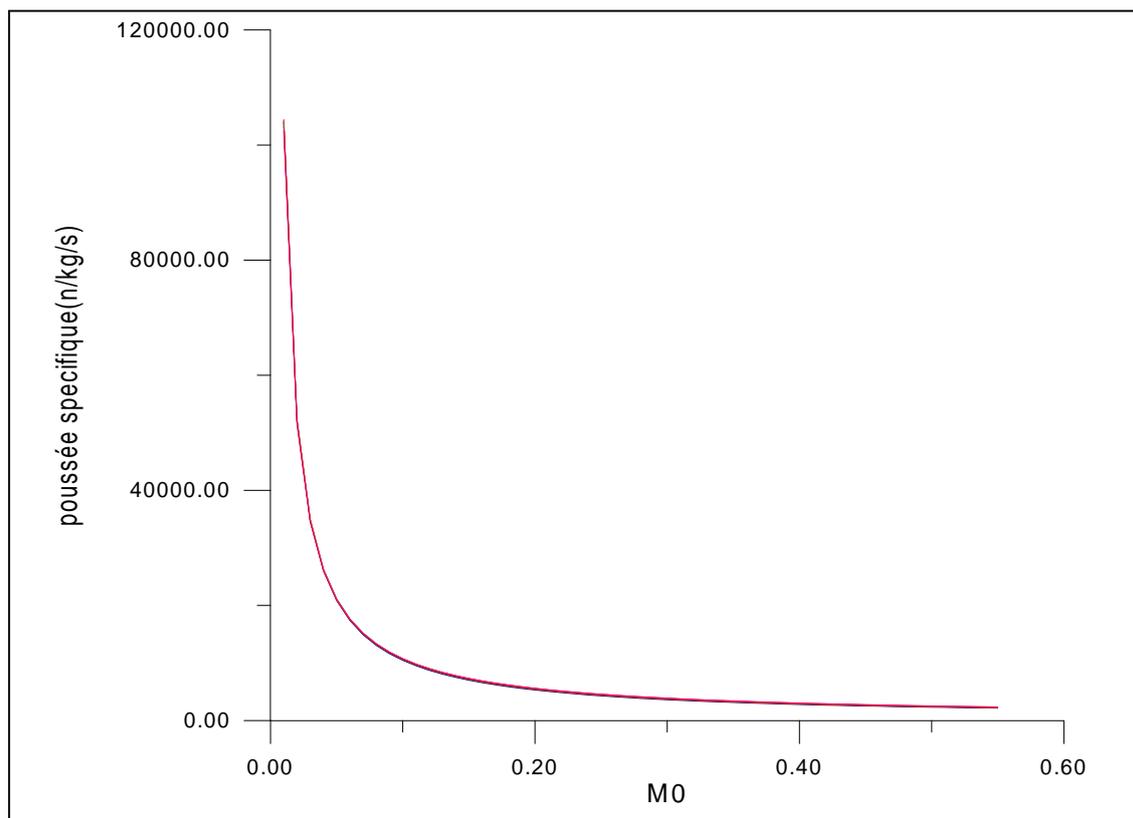


Figure : (IV-17)

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.

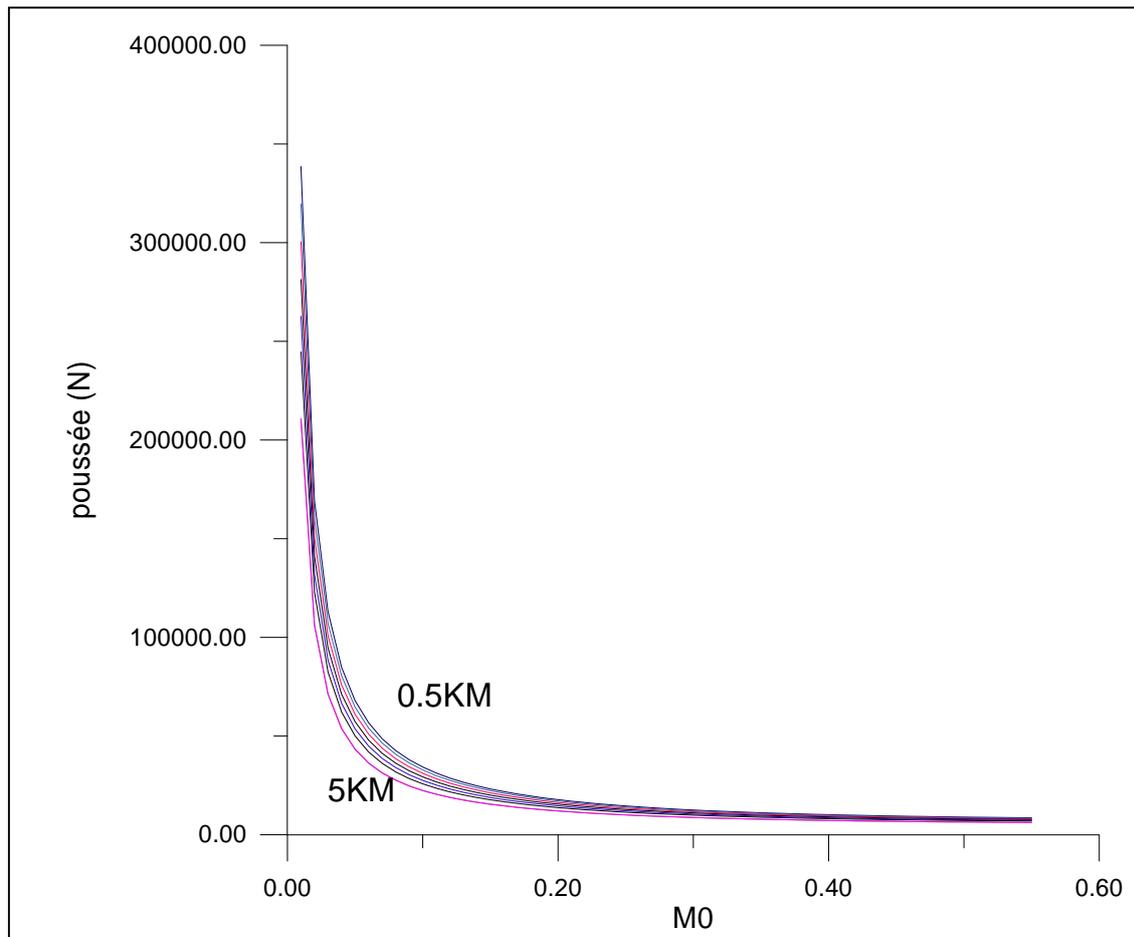


Figure :(IV-18)

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.

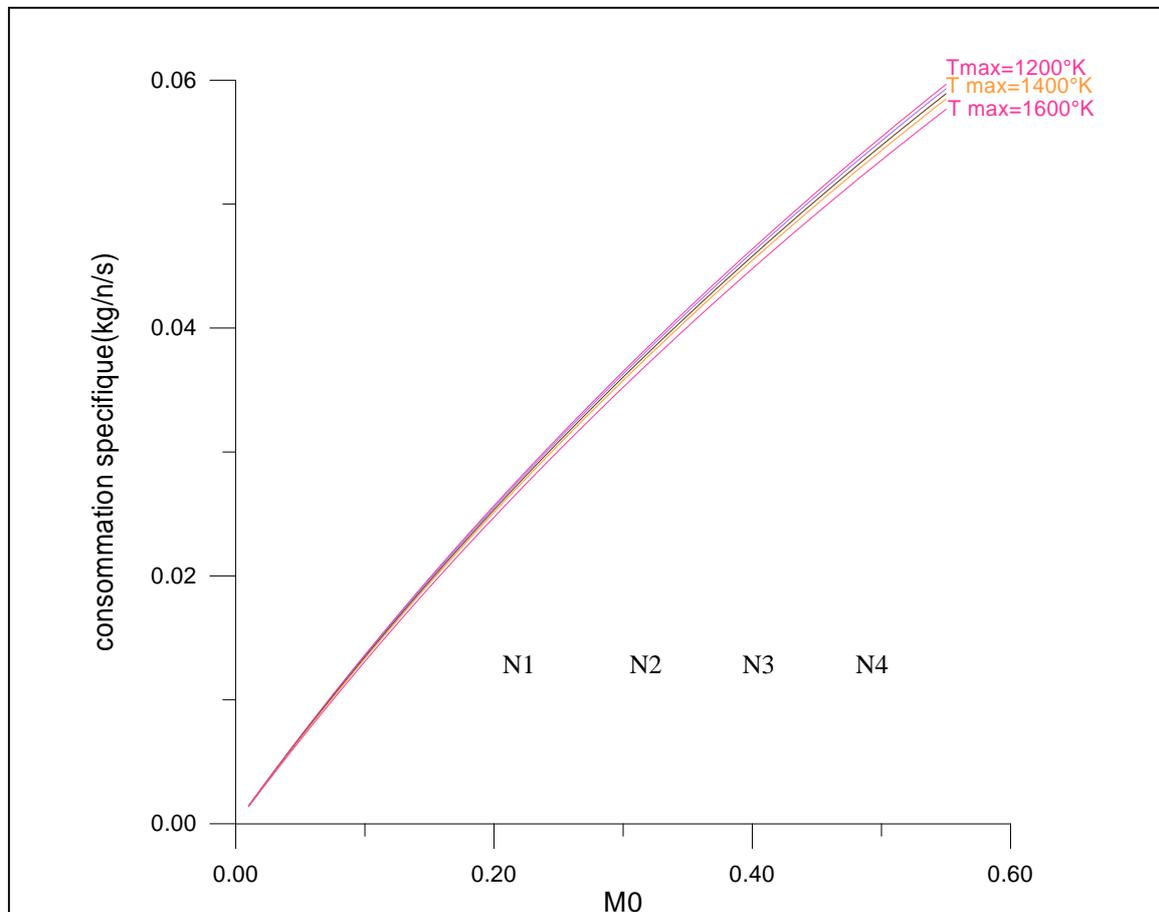


Figure : (IV-19)

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.

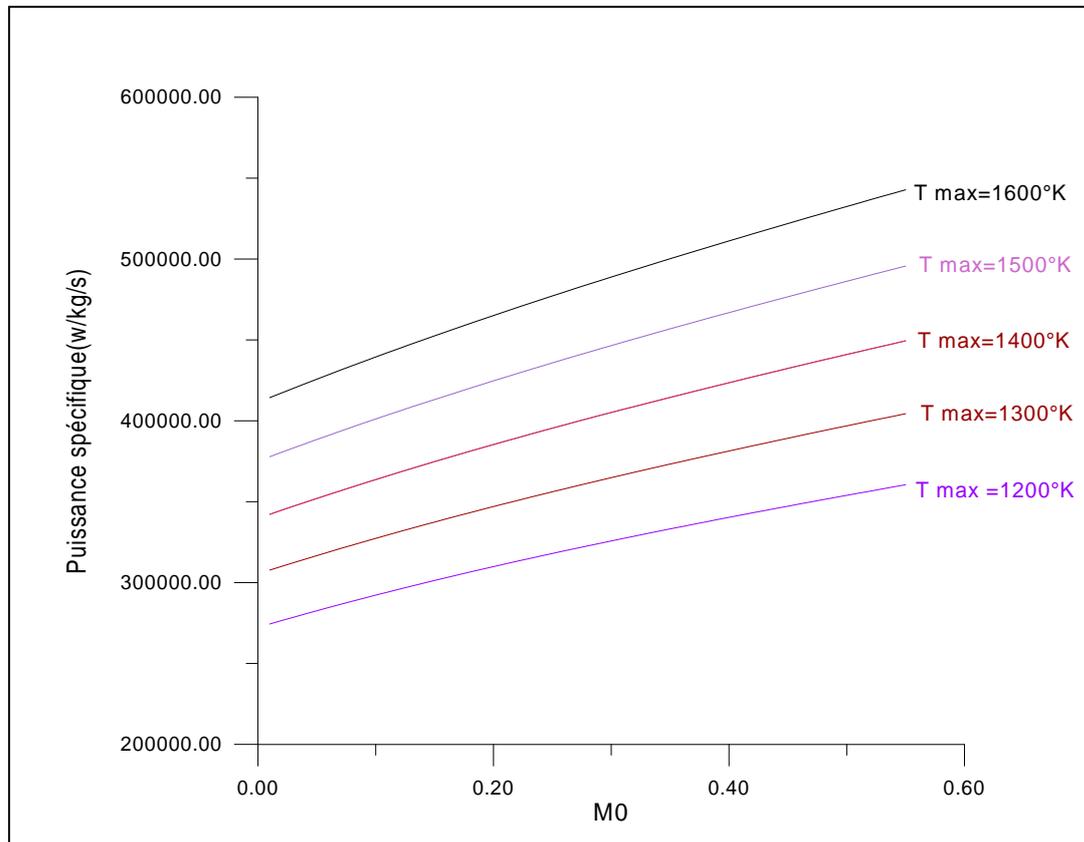


Figure : (IV-20)

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.

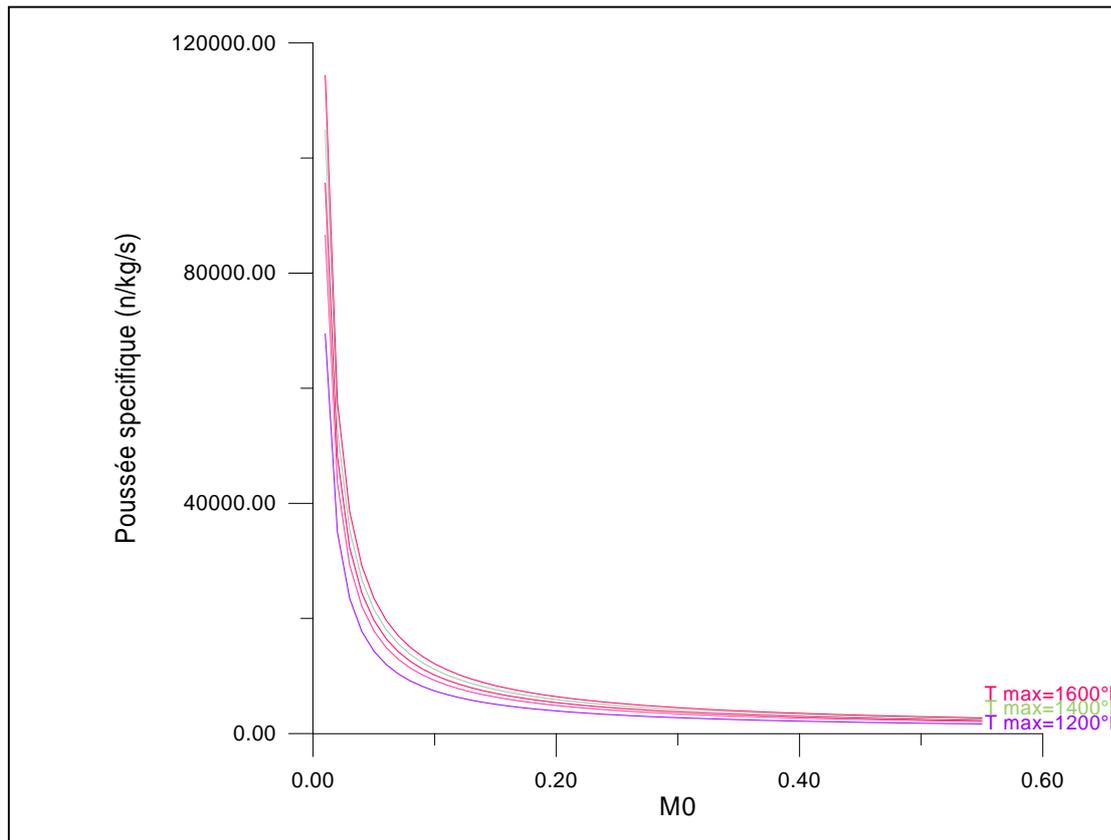


Figure :(IV-21)

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.

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.

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.

Aujourd'hui, le constructeur d'avions régionaux ATR, dont le siège social est à Toulouse, est le leader mondial sur le marché des turbopropulseurs de 50 à 70 sièges.

La flotte des ATR-72 et ATR-42 représente 67% du marché mondial, en ce qui concerne plus précisément les turbopropulseurs dans la version de 40 à 70 sièges. Les appareils ATR sont prisés pour leur fiabilité au plan technique et leur rentabilité au plan de l'exploitation.

La compagnie Air-Algérie possède 8 ATR 72-500 sur les lignes intérieures et moyen courrier

Les exploitants comprennent de plus en plus les avantages économiques propres aux avions à turbopropulseurs, surtout en période d'inflation galopante dans le secteur de l'énergie. Les avions à turbopropulseurs consomment 40 pour cent de moins d'énergie que les jets de transport régional. Les appareils à turbopropulseurs, dernier

cri, proposent en outre, un confort cabine et des vitesses de déplacement dignes des meilleurs réactés.

Aujourd'hui, plus de 100 passagers abordent un avion ATR chaque minute. Sur trois turbopropulseurs, un est un ATR.

Pourtant, si les ATR continuent à se vendre, ils le sont moins spectaculairement. Ils trouvent un écho favorable auprès de petites compagnies et dans les régions de l'Asie et de l'Afrique.

Depuis peu, l'avenir des ATR semble reposer beaucoup plus sur les avions cargo commandés d'origine ou convertis.

En 2001, la flotte des 370 ATR-42 et 292 ATR-72 se répartissent ainsi dans le monde : Afrique Moyen Orient : 56 ; Amérique du nord : 187 ; Amérique Latine : 41 ; Asie-Pacifique : 105 ; Europe : 273.

Face à son concurrent direct, le De Havilland Dash 8-300, l'ATR-42 occupe 64% du marché, alors que l'ATR-72 représente 80% par rapport au Dash 8-400. En revanche, malgré un succès incontestable jusqu'à ce jour, les concurrents les plus acharnés des ATR ne sont pas des turbopropulseurs, mais des jets. Depuis leur arrivée sur le marché, les CRJ et ERJ n'ont cessé d'entamer les parts de marché d'ATR, lui faisant même perdre sa place de favori au sein des grandes compagnies américaines, comme American-Airlines ou Continental.

Depuis le commencement du programme, de 1985 jusqu'à 2001, ATR a vendu 613 ATR (359 ATR-42 et 254 ATR-72) pour 100 opérateurs dans 65 pays.

Ainsi, ATR confirme sa position de numéro 1, en termes de livraisons cumulées. En effet, il représente le seul programme civil d'avions turbopropulseurs à avoir atteint un tel niveau de vente, en seulement vingt ans.

Si pour l'ATR, l'année 2005 se profile comme l'une des meilleurs depuis longtemps, il devra prouver qu'il est capable de résister sur le long-terme, en apportant des innovations majeures dans la version moyen-courrier.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES :

- [1] **Gaz turbine theory** (H.COHEN ; G.F.C.ROGERS ; H.I.H.SARAVANAMUTTOO).
Edition 1987.
- [2] **Mechanics and thermodynamics of propulsion** (PHILIP G.HILL; CARL
R.PETERSON).
Edition 1989.
- [3] **Fonctionnement hors adaptation des turbomachines** (VICTOR BENSIMHON).
Edition: MASSON, PARIS, 1986.
- [4] **Le turboréacteur théorie** (G.LEHMANN; P.LEPOURRY).
- [5] **Technologies des turboréacteurs** (LEHMANN ET LEPOURRY).
- [6] **Moteur d'avion** (G.DAVERDIN) **TOME 1** . INSTITUT AERONAUTIQUE JEAN
MERMOZ.Edition 1994.
- [7] **Le turbopropulseur** (P.LEPOURRY) .Edition 1990.
- [8] **Propulseurs aéronautiques** (P.LEPOURRY ET R.CIRYCI). Edition 1991.
- [9] **Elément de propulsion** (A.CARRERE) .Edition E.N.S.A.E 1987.
- [10] **Les turbines à gaz** (CENTRE D'INSTRUCTION TURBOMECA) .Edition Mai 1993.
- [11] **Les réacteurs ; principe de fonctionnement** (IRWIN A.TREAGER). Edition 1989.
- [13] **Mr.BADRE –EDDINE.AIMED-EDDINE(Cours de propulsion quatrième et
cinquième année ingénieur).**
- [14] **J.D.MARINGLY(Fundamental gas turbine theory)**
- [15] **CD - ROM** des moteurs P&WC de Canada.
- [16] **AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL « AMM »** de
L'ATR 72(description, opération).
- [17] **T1 COURSE ATR72-500 ; ATA70 ENGINE SYSTEMS.**

Thèses :

[18] « Etude du fonctionnement hors adaptation de la partie propulsive des turbopropulseurs ; application au moteur **GLSK** » (Promotion 2002).

[19] « Etude descriptive et maintenance du moteur **PW127F** équipant l'avion **ATR72-500** » (Promotion2002).

[20] « Description technologique maintenance et suivi du turbopropulseur **PW127F** équipant l'aéronef **ATR72-500** » (Promotion 2004).

[21] « Logiciel de calcul des performances d'un turbopropulseur en hors adaptation (**DART**) » (promotion 2003).

[22] « Maintenance et fiabilité du moteur turbopropulseur **PW127F** équipant l'**ATR72-212A (500)** » (Promotion2004).

[23] « Calcul et optimisation des performances d'un turbopropulseur a turbine libre » (Promotion 2003).

[24] Etude descriptive d'un turboréacteur **JT8D-15** double corps, double flux mélangé à différents régime de fonctionnement. (Promotion Décembre 2003).

[25] **Sites Internet :**

www.atr.fr

www.pwc.ca

www.atraircraft.fr

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

ANEXES

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>

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

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)	<i>2800</i>	<i>2750</i>	<i>0,459</i>	<i>325</i>
Décollage normal (normale take-off)	<i>2593</i>	<i>2475</i>	<i>0,470</i>	<i>297</i>
Maximum continu (max.continuous)	<i>2619</i>	<i>2500</i>	<i>0,469</i>	<i>299</i>
Régime maximum de montée (max.climb)	<i>2299</i>	<i>2192</i>	<i>0,4846</i>	<i>268</i>
Régime maximum de croisière (max.cruise)	<i>2237</i>	<i>2132</i>	<i>0,491</i>	<i>262</i>

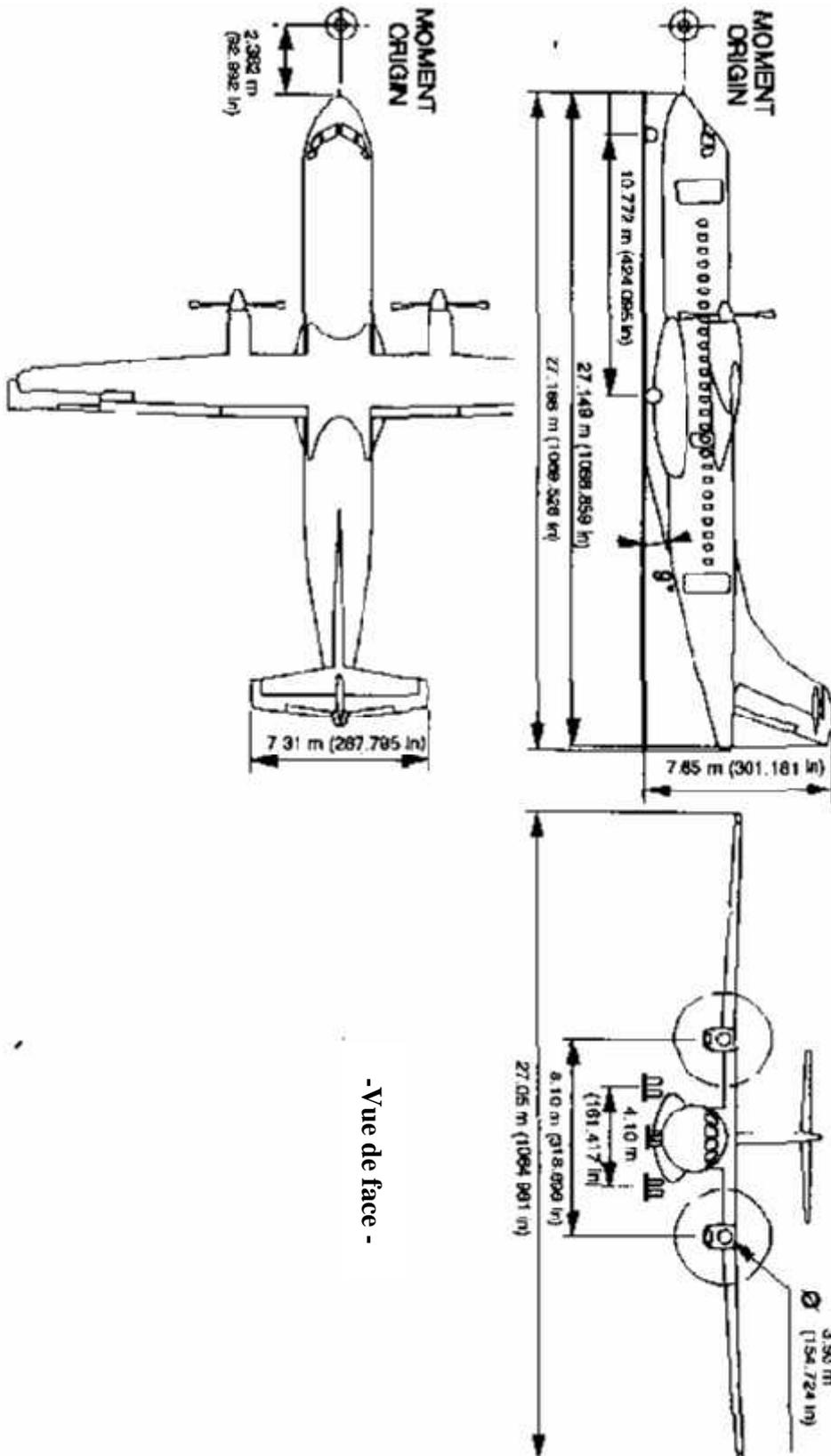
Spécifications du moteur :

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 Ibs (480,8 kg)</i>

Limites opérationnelles du moteur :

	Régime permanent	Transitoire
<i>N_h max</i>	<i>34600 RPM-103,2%</i>	<i>35440 RPM-103,7%</i>
<i>N_{Prop} max</i>	<i>1212 RPM-101%</i>	<i>1272 RPM-106%(En cas de survitesse)</i>
<i>N_b max</i>	<i>28870 RPM-104,2%</i>	<i>29575 RPM-106,8%</i>

Trois vues de l'ATR 72-500 :



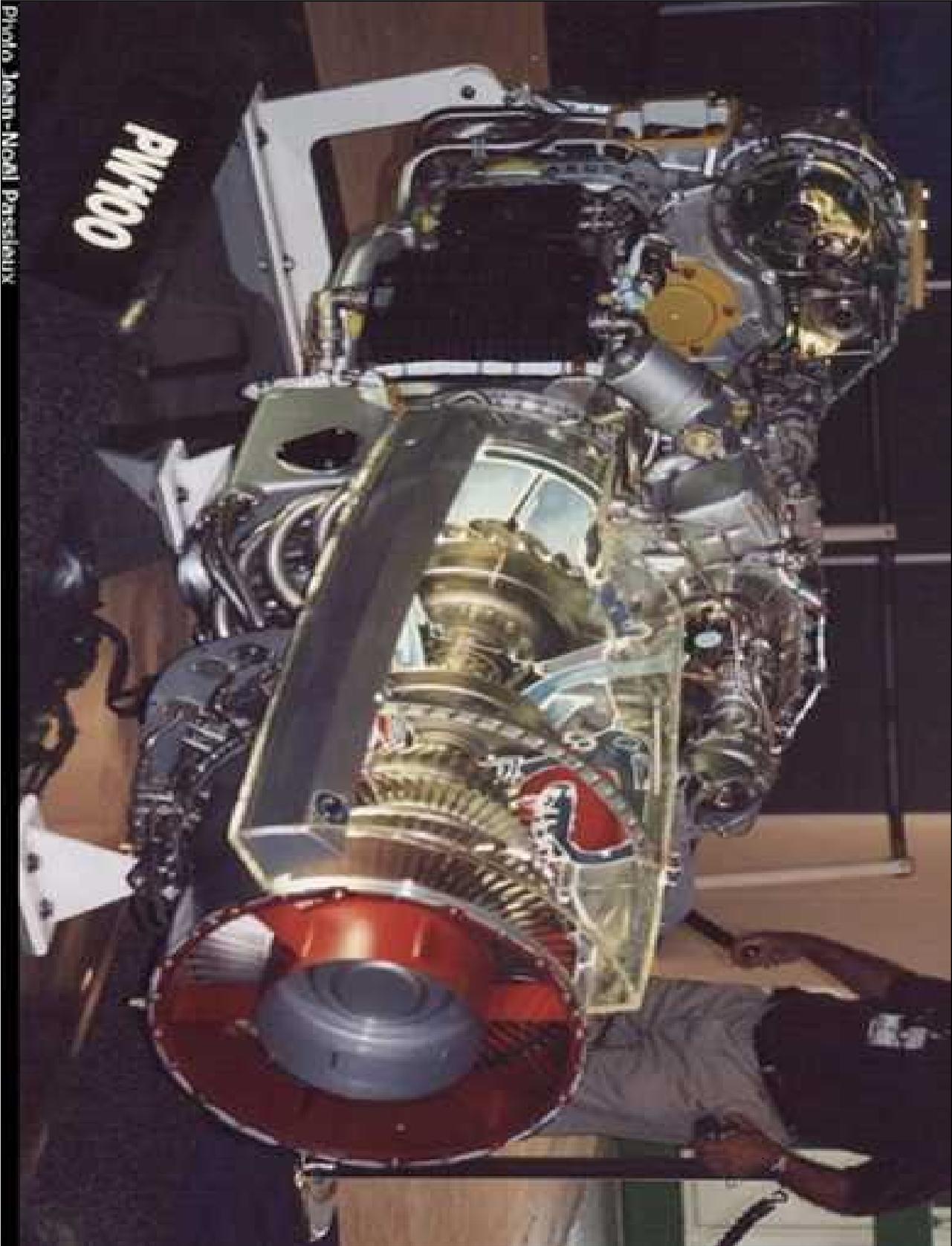
- Vue de haut -

- Vue de profile -

- Vue de face -

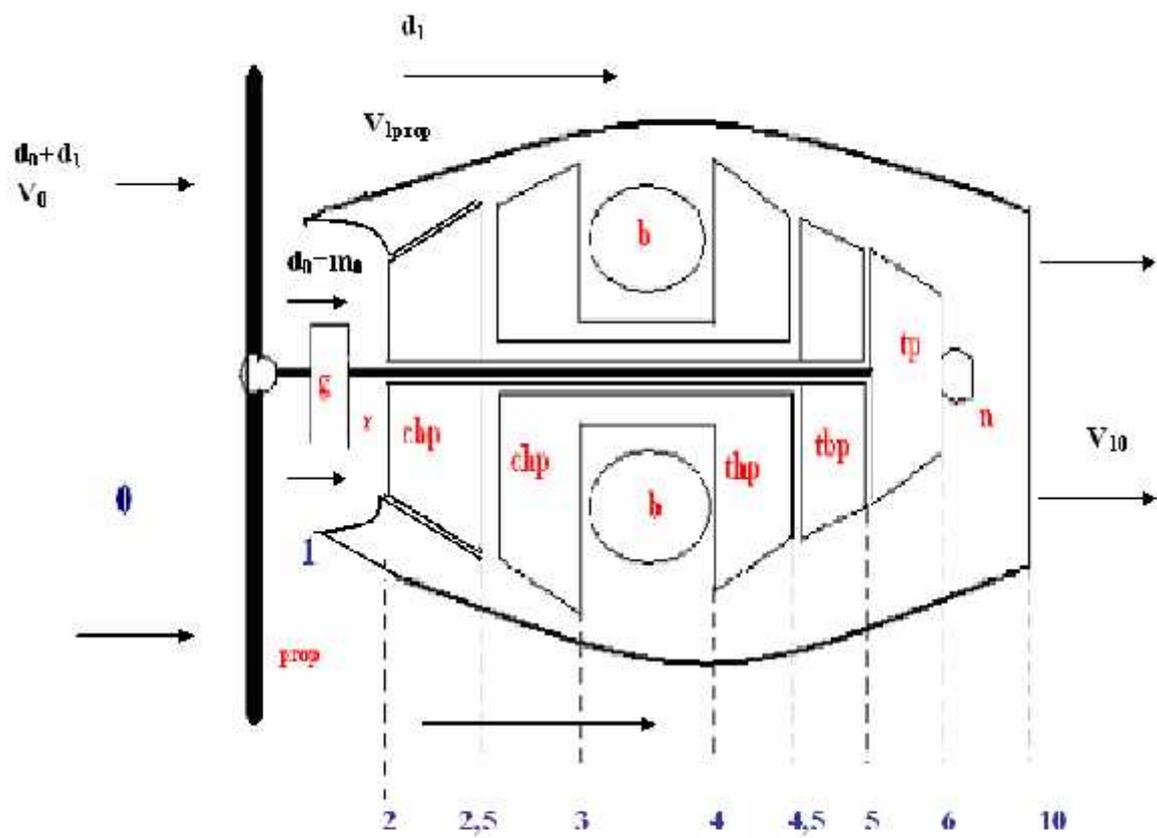
Fabricants des différents organes de l'ATR :





-Turbopropulseur PW100-

Turbopropulseur à turbine libre (double corps) :



Turbopropulseur à turbine libre (double corps)



ATR 42-500 et ATR 72-500



ATR 72-500

CORRESPONDANCE UNITES US - SYSTEME METRIQUE :

Grandeur	APPELLATION		CORRESPONDANCE
Masse	(pound) où 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)(") où 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)(') où 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) où 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 ou: 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 f /60 rad/s 1 tr/s=2 f /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=10³ 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=10⁵ pa 1 torr=1 /760 atm=1 mm Hg 1 Lbf/in² ≈ 6,895 KN/m²
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/m³		1 Lb/ft³ ≈ 16,02 kg/m³
Torque	N.m		1 ft Lbf ≈ 1,356 N.m

ABREVIATIONS :

AC	COURANT ALTERNATIF.
ACOC	RADIATEUR D'HUILE REFROIDI PAR AIR.
AGB	BOITE D'ACCESSOIRES.
ATPCS	SYSTEME DE CONTROLE AUTOMATIQUE DE LA PUISSANCE DE DECOLLAGE.
AFU	UNITE DE MISE EN DRAPEAU.
AUO FEATHER	MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE.
BP	BASSE PRESSION.
CL	LEVIER DE CONDITION.
CLB	MONTEE.
CRZ	CROISIERE.
DC	COURANT DIRECT.
EEC	UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE.
ENG START	DEMARRAGE MOTEUR.
ESHP	PUISSANCE EQUIVALENTE SUR ARBRE (BRUTE).
FF/FU	DEBIT CARBURANT/ CARBURANT UTILISE.
FI	RALENTI EN VOL.
FEATHER (FTR)	MISE EN DRAPEAU.
FOD	DOMMAGE CAUSES PAR LES OBJETS ETRANGERS.
GCU	RALENTI AU SOL.
HBV	VANNE DE DECHARGE (DISPOSITIF ANTI - POMPAGE).
HMU	UNITE HYDROMECHANIQUE (REGULATEUR DU MOTEUR).
HP	HAUTE PRESSION.
IBV	VALVE DE DECHARGE D'INTERCOMPRESSEUR.
ITT (T4)	TEMPERATURE D'ENTREE TURBINE HAUTE PRESSION.
MCR	POUSSEE DE CROISIERE MAXIMALE.

MCT	CONTINU MAXIMUM.
NH	VITESSE DE ROTOR HP.
NL	VITESSE DE ROTOR BP.
NP	VITESSE HELICE.
NPT	VITESSE DE LA TURBINE LIBRE.
PEC	UNITE DE CONTROLE HELICE.
PIU	UNITE D'INTERFACE DE L' HELICE.
PL	MANETTE DES GAZ.
PVM	MODULE VALVE D' HELICE.
P&WC	PRATT ET WHITNEY CANADA.
RGB	REDUCTEUR DE VITESSE.
RPM	REVOLUTION PAR MINUTE.
SHP	PUISSANCE SUR L'ARBRE.
TO (TAKE OFF)	DECOLLAGE.
VDC	VOLT(S),COURANT DIRECT.

SIGNIFICATION DES SYMBOLES :

- y_r Rendement de l'entrée d'air.
- y_b Rendement de la chambre de combustion.
- y_t Rendement de la turbine.
- y_{tp} Rendement turbine de puissance.
- y_{prop} Rendement hélice.
- y_p Rendement de propulsion.
- y_{th} Rendement thermique.
- y_{gl} Rendement global.
- y_{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.
- χ_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.
- P_t Pression totale en Pa.
- T_t Température totale en °K.
- P Pression statique en Pa.
- T Température statique en °K.

f	Dosage.
H	Altitude.
W	Travail en Joule.
Q	Quantité de chaleur en Joule.
U	Energie interne en kj/kg.
\dot{m}	Débit massique en kg/s.
H_{pr}	Pouvoir calorifique inférieur.
H	Enthalpie en kj/kg.
C_V	Chaleur spécifique à volume constant en J/kg.
...	Masse volumique en kg/m ³ .
E_C	Énergie cinétique.
E_P	Énergie potentielle.
f	Rapport de pression totale.
‡	Rapport de température totale.
T_{MAX}	Température maximale à la sortie de la chambre de combustion.
K_1	La charge de la turbine haute pression.
K_2	La charge de la turbine basse pression.
v_4	La charge de la chambre de combustion.
C_{EQ}	Consommation spécifique équivalente.
C_{SPE}	Consommation spécifique.
P_{SPE}	Puissance spécifique.
P_{EQ}	Puissance équivalente.
T_n	Poussée résiduelle.
T_{nS}	Poussée spécifique résiduelle.
T_{SPE}	Poussée spécifique.
T	Poussée.
T_{Pr}	Poussée engendrée par l'hélice.
d_0, \dot{m}_0	Débit massique en kg/s.
D	Débit réduit.
r	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).

Les équations du cycle réel :

$$R_c = \frac{x_c - 1}{x_c} \cdot cp_c$$

$$R_t = \frac{x_t - 1}{x_t} \cdot cp_t$$

$$(a_0)_r = \sqrt{x_c \cdot R_c \cdot (T_0)_r}$$

$$(\ddagger_r)_r = 1 + (x_c \cdot R_c \cdot (T_0)_r)$$

$$(y_r)_r = 1 + \frac{x_c - 1}{x_c} \cdot M_0^2$$

$$(f_r)_r = (\ddagger_r)_{r^{x_c - 1}}$$

$$(f_d)_r = pid \max \cdot y_r$$

$$(\ddagger_c)_r = \frac{\left[(f_c)_r \frac{x_c - 1}{x_c} - 1 \right]}{y_c} + 1$$

$$(\ddagger_b)_r = \frac{T_{t4}}{(\ddagger_r)_r \cdot (\ddagger_c)_r \cdot (T_0)_r}$$

$$(f)_r = \frac{((\ddagger_b)_r - \frac{cp_c}{cp_t}) \cdot (\ddagger_b)_r}{y_b \cdot hpr \cdot (cp_b \cdot T_{MAX}) - 1}$$

$$\ddagger_{thp} = 1 - \frac{\ddagger_r \cdot \ddagger_{cbp} \cdot (\ddagger_{chp} - 1)}{(1 + f) \cdot \ddagger_j \cdot y_{ml}}$$

$$f_{thp} = \ddagger_{thp} \left(\frac{x_t}{(x_t - 1) y_p} \right)$$

$$\ddagger_{thp} = 1 - \frac{\ddagger_r \cdot \ddagger_d (\ddagger_{cbp} - 1)}{(1 + f) \cdot \ddagger_j \cdot y_{ml}}$$

$$f_{thp} = \ddagger_{thp} \left(\frac{x_t}{(x_t - 1) y_p} \right)$$

$$(\ddagger)_{\text{r}} = \frac{\frac{cpt}{(T_{i4})_{\text{r}}}}{\frac{cp_c}{(T_0)_{\text{r}}}}$$

$$(f_{thp})_{\text{r}} = (\ddagger_{thp})_{\text{r}} \frac{x_i}{(x_i-1) \cdot e_{thp}}$$

$$P_{i3} = (P_0)_{\text{r}} \cdot (f_d)_{\text{r}} \cdot (f_r)_{\text{r}} \cdot (f_c)_{\text{r}}$$

$$P_{i5} = (P_0)_{\text{r}} \cdot (f_d)_{\text{r}} \cdot (f_r)_{\text{r}} \cdot (f_c)_{\text{r}} \cdot (f_b)_{\text{r}} \cdot (f_t)_{\text{r}}$$

$$T_{i5} = (T_0)_{\text{r}} \cdot (\ddagger_r)_{\text{r}} \cdot (\ddagger_c)_{\text{r}} \cdot (\ddagger_b)_{\text{r}} \cdot (\ddagger_t)_{\text{r}}$$

$$(\Delta h)_{\text{r}} = CpTp \cdot (T_{i5})_{\text{r}} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{i5}}\right)_{\text{r}}^{\frac{x_{tp}}{x_{tp}-1}}\right)$$

$$(r)_{\text{r}} = 1 - \frac{(V_0)_{\text{r}}^2}{2\Delta h} \left(\frac{y_{ml}}{y_{pr}^2 \cdot y_g^2 \cdot y_{tp}^2}\right)$$

$$(\ddagger_{tp})_{\text{r}} = 1 - \frac{y_{tp} \cdot (r)_{\text{r}} \cdot (\Delta h)_{\text{r}}}{Cp_{tp} \cdot (T_{i5})_{\text{r}}}$$

$$(f_{tp})_{\text{r}} = \left[\frac{(\ddagger_{tp})_{\text{r}} - 1}{y_{tp}} + 1 \right]^{\frac{x_{tp}}{x_{tp}-1}}$$

$$(T_{i6})_{\text{r}} = (T_{i5})_{\text{r}} \cdot (\ddagger_{tp})_{\text{r}}$$

$$(P_{i6})_{\text{r}} = (P_{i5})_{\text{r}} \cdot (f_{tp})_{\text{r}}$$

$$(V_{i0})_{\text{r}} = \sqrt{2 \cdot cptp \cdot (T_{i6})_{\text{r}} \cdot y_{ml} \cdot \left(\frac{(P_0)_{\text{r}}}{(P_{i6})_{\text{r}}}\right)^{\frac{y_{ml}-1}{y_{ML}}}}$$

$$(V_{1P})_{\text{r}} = \left(\frac{2 \cdot (V_0)_{\text{r}}}{y_{prop}}\right) - (V_0)_{\text{r}}$$

$$(Pe)_r = \left(y_g \cdot y_{ml} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (r)_r \cdot cP_t \cdot (T_{t4}) \cdot \left(1 - ((f_d)_r \cdot (f_r)_r \cdot (f_c)_r \cdot (f_b)_r)^{\frac{1-x_t}{x_t}} \right) \right) - (T_0)_r \cdot (t_r)_r \cdot cP_c \cdot ((t_c)_r - 1)$$

$$(Pes)_r = \frac{(Pes)_r}{(d_0)_r}$$

$$(T_{NS})_r = (1 + (f)_r) \cdot (V_{10})_r - (V_0)_r$$

$$(P_{eqs})_r = (P_{es})_r + \left(\frac{(T_{ns})}{8.5} \right)$$

$$(C_{SPE})_r = \frac{(f)_r \cdot 3600}{(P_{SPE})_r}$$

$$(Y_p)_r = \frac{y_{prop} \cdot (P_{eqs})_r}{(P_{EQS})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r}$$

$$(Y_{th})_r = \frac{(P_{EQS})_r + \frac{1}{2} \cdot (1 + (f)_r) \cdot (V_{10}^2)_r}{(f)_r \cdot hpr}$$

$$(Y_{gl})_r = (Y_{th})_r \cdot (Y_p)_r$$

$$(C_{EQ})_r = (C_{SPE})_r \cdot (P_{EQ})_r$$

$$\left(\frac{P_{t9}}{P_{t0}} \right) = (f_d)_r \cdot (f_r)_r \cdot (f_c)_r \cdot (f_b)_r \cdot (f_t)_r \cdot (f_{tp})_r$$

$$(M_9)_r = \sqrt{\left(\frac{2}{x_t - 1} \right) \cdot \left(\left(\frac{P_{t9}}{P_0} \right)^{\frac{x_t - 1}{x_t}} - 1 \right)}$$

Les équations du cycle hors adaptation :

$$R_c = \frac{x_c - 1}{x_c} \cdot cp_c$$

$$R_t = \frac{x_t - 1}{x_t} \cdot cp_t$$

$$f_b = (f_b)_r$$

$$f_d = (f_d)_r$$

$$a_0 = \sqrt{x_c \cdot R_c \cdot T_0}$$

$$\dagger_r = 1 + \left(\frac{x_c - 1}{2}\right) \cdot M_0^2$$

$$f_r = \dagger_r^{\left(\frac{x_c - 1}{x_c}\right)}$$

Si $M < 1$

$$y_r = 1$$

Si non

$$y_r = 1 - 0,0075 \cdot ((M_0 - 1)^{1,35})$$

Fin de si

$$\dagger_{cbp} = \left(\frac{(f_{cbp})_r}{\sqrt{(\dagger_{cbp})_r}} \right)^{\frac{2(x_c - 1)}{x_c}}$$

$$f_{CbP} = \left[1 + y_{is_{cbp}} \cdot (\dagger_{CbP} - 1) \right]^{\frac{x_c}{x_c - 1}}$$

$$\dagger_{Chp} = \left(\frac{\dagger_b}{(\dagger_b)_r} \right) \cdot \left(\frac{(\dagger_r)_r}{\dagger_r} \right) \cdot \left(\frac{(\dagger_{cbp})_r}{\dagger_{Chp}} \right) \cdot ((\dagger_{chp})_r - 1) + 1$$

$$f_{Chp} = \left[1 + y_{is_{chp}} \cdot (\dagger_{Chp} - 1) \right]^{\frac{x_c}{x_c - 1}}$$

$$\ddagger_j = \frac{Cp_t \cdot T_{t4}}{Cp_c \cdot T_0}$$

$$\ddagger_b = \frac{T_{t4}}{(\ddagger_r \cdot \ddagger_c \cdot T_0)}$$

$$f = \frac{\left(\frac{\ddagger_b - Cp_a}{Cp_g} \right) \cdot \ddagger_b}{\left(\frac{y_b \cdot (h_p)_r}{Cp_b \cdot T_{MAX}} - 1 \right)}$$

$$\ddagger_{thp} = (\ddagger_{thp})_r$$

$$f_{thp} = (f_{thp})_r$$

$$\ddagger_{ibp} = (\ddagger_{ibp})_r$$

$$f_{ibp} = (f_{ibp})_r$$

$$T_{t2} = T_0 \cdot \ddagger_r$$

$$P_{t2} = (P_0 \cdot f_d \cdot f_r)$$

$$P_{t3} = (P_0 \cdot f_d \cdot f_r \cdot f_{cbp} \cdot f_{chp})$$

$$P_{t5} = (P_0 \cdot f_d \cdot f_r \cdot f_b \cdot f_{thp} \cdot f_{ibp})$$

$$T_{t5} = (T_0 \cdot \ddagger_r \cdot \ddagger_{cbp} \cdot \ddagger_{chp} \cdot \ddagger_b \cdot \ddagger_{ibp} \cdot \ddagger_{chp})$$

$$\Delta H = Cp_{tp} \cdot T_{t5} \cdot \left(1 - \frac{P_0}{P_{t5}} \right)^{\frac{x_{tp}}{x_p}}$$

$$r = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{y_{ml}}{y_{pr}^2 \cdot y_g^2 \cdot y_{tp}^2} \right)$$

$$100 \quad \dagger_{tp} = 1 - e_{tp} \cdot (1 - f_{tp}^{\frac{x_{tp}-1}{x_{tp}}})$$

$$\dagger_{tp} = 1 - e_{tp} \cdot (1 - f_{tp}^{\frac{x_{tp}-1}{x_{tp}}})$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = P_0 \cdot f_r \cdot f_d \cdot f_{chp} \cdot f_{cbp} \cdot f_{thp} \cdot f_{tbp} \cdot f_n$$

$$\text{Si } \frac{P_{t9}}{P_0} \geq \left(\frac{x_t + 1}{2}\right)^{\frac{x_t}{x_t - 1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(\frac{x_t + 1}{2}\right)^{\frac{x_t}{x_t - 1}}$$

$$M_9 = 1$$

Si non

$$\frac{P_0}{P_9} = 1$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_{t9}}{P_0}$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{x_t - 1} \cdot \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_0}\right)^{\frac{x_t-1}{x_t}} - 1 \right]}$$

$$(f_{tp})_n = (f_{tp})_r \cdot \sqrt{\frac{\dagger_{tp}}{(\dagger_{tp})_r} \cdot \frac{MFP(M_9)_r}{MFP(M_9)}}$$

$$\text{Delta} = |(f_{tp})_n - f_{tp}|$$

$$f_{tp} = (f_{tp})_n$$

Si(Delta > 0,001) Goto 100

Fin de si

$$f_{tp} = \left[\frac{\dagger_{tp} - 1}{y_{tp}} + 1 \right]^{\frac{x_{tp}}{x_{tp} - 1}}$$

$$T_{t6} = T_{t5} \cdot \dagger_{tp}$$

$$P_{t6} = P_{t5} \cdot f_{tp}$$

$$K_1 = 1 - \dagger_{tbp}$$

$$K_2 = 1 - \dagger_{thp}$$

$$\frac{D_4}{d_0} = \sqrt{T_{T4}} / P_{T4}$$

$$v_4 = 1 - \dagger_b$$

$$\frac{D_3}{d_0} = \frac{D_4}{d_0} \cdot \frac{1 - v_4}{1 + f} \cdot f_{chp} \cdot \sqrt{k_1 \cdot \frac{CP_t}{CP_c} \cdot \frac{1 + f}{(f_{chp})^{\frac{x_c - 1}{e_c \cdot x_c}} - 1}}$$

$$\frac{D_2}{d_0} = \frac{D_4}{d_0} \cdot \sqrt{\frac{CP_t}{CP_c} \cdot (1 + f) \cdot k_2 \cdot (1 - k_1)} \cdot \left[1 + \frac{k_1}{k_2 \cdot (1 - k_1)} \cdot (1 - f_{cbp}^{\frac{1 - x_c}{x_c \cdot e_{cbp}}}) \right]^{\frac{x_c \cdot e_{cbp}}{x_c - 1}} \cdot f_{cbp} \cdot \frac{1 - v_4}{1 + f}$$

$$d_0 = (d_0)_R \cdot \frac{P_{t3}}{(P_{t3})_R} \cdot \sqrt{\frac{(T_{t4})_R}{T_{t4}}}$$

$$D_2 = \frac{D_2}{d_0} \cdot d_0$$

$$D_3 = \frac{D_3}{d_0} \cdot d_0$$

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot y_{ml}} \cdot \sqrt{(1 - r) \cdot \Delta h}$$

$$V_{1P} = \frac{2 \cdot V_0}{y_{PROP}} - V_0$$

$$T_{NS} = (1 + f) \cdot V_{10} - V_0$$

$$T_N = T_{NS} \cdot d_0$$

$$S = cp_{ip} \cdot y_g \cdot 2 \cdot (1 + f) \cdot \left(\frac{T_{t5} - T_{t6}}{V_{1P}^2 - V_0^2} \right)$$

$$T_{PS} = S \cdot (V_{1P} - V_0)$$

$$T_p = T_{PS} \cdot d_0$$

$$T_{SPE} = T_{PS} + T_{NS}$$

$$T = T_{SPE} \cdot d_0$$

$$P_e = (y_g \cdot y_{ml} \cdot d_0 \cdot (1 + f) \cdot r \cdot cp_t \cdot T_{t4} \cdot (1 - f_r \cdot f_d \cdot f_c \cdot f_b)^{\frac{1-x_c}{x_c}} - (d_0 \cdot T_0 \cdot \ddagger_r \cdot cp_c \cdot (\ddagger_c - 1)))$$

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_N \cdot V_0}{y_{PROP}}$$

$$P_{SPE} = \frac{P_{EQ}}{d_0}$$

$$C_{SPE} = \frac{f \cdot 3600}{P_{SPE}}$$

$$y_p = \frac{T_{SPE} \cdot V_0}{\frac{S}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2}$$

$$y_{th} = \frac{\frac{S}{2} \cdot (V_{1P}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot (1 + f) \cdot V_{10}^2 - \frac{1}{2} \cdot V_0^2}{f \cdot hpr}$$

$$y_{gl} = y_{th} \cdot y_p$$

$$C_{EQ} = C_{SPE} \cdot P_{EQ}$$

PROGRAMME1 (cycle hors adaptation):

```

program pfe
doubleprecision Rc,Rt,a0,V0,Thor,Pir,Rhor,
+Pid,Tt4,Pic,Thot,Thoc,F,Rhoth,m0,k1,k2,dd0,tp,
+d2,delta,m9,m9r,m0r,thothp,thotbp ,mfp1,mfp2,t,pichp,picbp,kk,
+tn,cpaa,cpbb,cptt,tt55,cptpp,gammatpp,gammacc
open(100,file='les donnees.TXT',status='unknown')
open(31,file='ha.TXT',status='unknown')
open(32,file='ts.TXT',status='unknown')
open(33,file='ceq.TXT',status='unknown')
open(35,file='dd0.TXT',status='unknown')
open(34,file='cspe.TXT',status='unknown')
open(36,file='t.TXT',status='unknown')
open(39,file='rhogl.TXT',status='unknown')
open(40,file='rhoth.TXT',status='unknown')
open(41,file='rhop.TXT',status='unknown')
open(42,file='rhoc.TXT',status='unknown')
open(43,file='peq.TXT',status='unknown')
open(44,file='pic.TXT',status='unknown')
open(45,file='picbp.TXT',status='unknown')
open(46,file='pichp.TXT',status='unknown')
open(47,file='d2.TXT',status='unknown')
open(48,file='d3.TXT',status='unknown')
open(49,file='pspe.TXT',status='unknown')
open(50,file='M0.TXT',status='unknown')
call doubleprecision (a0R,V0R,ThorR,PirR,RhorR,PidR,Tt4R,PicR,
+ThotR,ThocR,FR,RhothR,pibr,thobr,rhob,pci,dd0r,pt3r,
+thotpr,pitbpr,pithpr,thotbpr,thothpr,m9r,m0r,thocbpr,picbpr,
+thochpr,pichpr,pitpr,gammacc,gammatpp,rhoml,etbp,ethp,rhoc,ecbp,
+echp,rhoprop,rhog,rhotp)
READ(31,*) tt4,hh
call cpair(cpaa,gammacc)
call cpcomb(tt4,cpbb,gammatpp)
rc=((gammacc-1)/gammacc)*cpaa
pib=pibr

```

```

pid=pidr
do 10 m0=0.01,0.55,0.01
a0=sqrt(gammacc*rc*T0(hh))
V0=a0*M0
Thor=1+(((Gammacc-1)/2)*(M0**2))
Pir=Thor**(Gammacc/(Gammacc-1))
if(M0.LE.1)THEN
Rhor=1
else
rhor=1-0.0075*((M0-1)**1.35)
endif
thocbp=(picbpr/sqrt(thocbpr))**(2*(gammacc-1)/gammacc)
picbp=(1+rhoc*(thocbp-1))**(gammacc/(gammacc-1))
kk=1.49
picbp=thocbp**(gammacc*ecbp/(gammacc-1))
11 ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc )
rhocbp=rhoc
rhocbp=(picbp**((gammacc-1)/gammacc)-1)/(picbp**((1/ecc)*
+(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-ecbp)
ecbp=ecc
if(deltta.gt.0.0001) goto 11
picbp=(1+rhocbp*(thocbp-1))**(gammacc/(gammacc-1))
thob=thobr*(tt4/tt4r)
thochp=((thob/thobr)*(thorr/thor)*(thocbpr/thocbp)*(thochpr-1))+1
pichp=(1+rhoc*(thochp-1))**(gammacc/(gammacc-1))
kk=1/(1-(log(thochp)/log(pichp)))
12 ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc )
rhochp=rhoc
rhochp=(pichp**((gammacc-1)/gammacc)-1)/(pichp**((1/ecc)*
+(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-echp)
echp=ecc
if(deltta.gt.0.0001) goto 12
pichp=(1+rhochp*(thochp-1))**(gammacc/(gammacc-1))

```

```

pic=pichp*picbp
thob=tt4/(THOR*thochp*thocbp*T0(hh))
F=((thob-(cpaa/cpbb))/thob)/((RHOB*pci/(cpbb*tt4))-1)
thoc=thocbp*thochp
thot=1-((cpaa/CPbb)*(thoc-1)/((1+F)*rhoml*thoc*thob))
thotbp=(pitbpr/sqrt(thotbpr))**(2*(gammatpp-1)/gammatpp)
pitbp=thotbp**(gammatpp*etbp/(gammatpp-1))
thothp=(pithpr/sqrt(thothpr))**(2*(gammatpp-1)/gammatpp)
pithp=thothp**(gammatpp*ethp/(gammatpp-1))
pitp=pitpr
pit=pithp*pitbp
100  thotp=1-ethp*(1-pitp**((gammatpp-1)/gammatpp))
pt9sp0=(p0(hh))*pid*pic*pithp*pitbp*pitp
if(pt9sp0.ge.(((gammatpp+1)/2)**(gammatpp/(gammatpp-1))))then
pt9sp9=((gammatpp+1)/2)**(gammatpp/(gammatpp-1))
p0sp9=pt9sp9/pt9sp0
m9=1
else
p0sp9=1
pt9sp9=pt9sp0
m9=sqrt(abs((2/(gammatpp-1))*(pt9sp0**((gammatpp-1)/gammatpp)-
+1)))
endif
mfp1=(m9*sqrt(Gammacc/Rc))/(1+((Gammacc-1)/2)*(m9**2))**
+((Gammacc+1)/(2*(Gammacc-1)))
mfp2=(m9r*sqrt(Gammacc/Rc))/(1+((Gammacc-1)/2)*(m9r**2))**
+((Gammacc+1)/(2*(Gammacc-1)))
pitpn=pitpr*sqrt((thotp/thotpr))*(mfp2/mfp1)
delta=abs(pitpn-pitp)
pitp=pitpn
if ( delta.gt.0.0001) goto 100
thotp=((pitp**((gammatpp-1)/gammatpp)-1)/rhoprop)+1
pitp=thotp**(gammatpp*ethp/(gammatpp-1))
tt2=t0(hh)*thor
pt2=(p0(hh))*pid*pir

```

```

pt3=(p0(hh))*pid*pir*pic
pt4=(p0(hh))*pid*pir*pic*pib
pt5=(p0(hh))*pid*pir*pic*pib*pithp*pitbp
tt5=tt4*thot
tt55=tt5
call cpturb(tt55,cptt)
rt=((gammatpp-1)/gammatpp)*cptt
tt55=tt5*thotp
call cpturbl(tt55,cptpp)
k1=1-thotp
k2=1-thotbp
d5sm0=(sqrt(tt4))/pt4
eps4=1-thob
d3sm0=d5sm0*((1-eps4)/(1+f))*pichp*sqrt((k1*cptt/cpaa)*
+((1+f)/(pichp**((gammacc-1)/gammacc*rhoc)-1)))
d2sm0=d5sm0*(sqrt(((cptt/cpaa)*(1+f)*k2*(1-k1))/
+(((picbp**((gammacc-1)/gammacc*echp))-1))))*((1+(k1/(k2*(1-k1))))*
+(1-picbp**((1-gammacc)/gammacc*ecbp)))**((gammacc*echp)/
+(gammacc-1))*picbp*(1-eps4)/(1+f))
dd0=dd0r*(pt3/pt3r)*sqrt(tt4r/tt4)
d2=d2sm0*dd0
d3=d3sm0*dd0
deltah=cptpp*tt5*(1-(p0(h)/(pir*pid*pic*pib*pit))**
+((gammatpp-1)/gammatpp))
alpha=1-((v0**2)/(2*deltah))*(rhoml/((rhoprop*rhog*rhotp)**2))
tt6=tt5*thotp
pt6=pt5*pitp
v10=sqrt(2*cptpp*tt6*rhoml*
+(1-((p0(hh)/(pic*pib*pir*pitbp*pithp))**0.25)))
v1p=(2*v0/RHOPROP)-v0
tnsm0=((1+F)*v10)-v0
TN=(tnsm0*dd0)
beta=cptpp*rhog*2*(1+f)*((tt5-tt6)/(v1p**2-v0**2))
tpsm0=beta*(v1p-v0)
TP=tpsm0*dd0

```

```
ts=tpsm0+tnsm0
t=ts*dd0
pspe=(ts*v0)/RHOPROP
peq=pspe*dd0
CSPE=f*3600/ts
ceq=(CSPE*t)
RHOP=(ts*v0)/(((betta/2)*((v1P**2)-(v0**2)))+(0.5*(1+F)*(V10**2))-
+ 0.5*(v0**2))
rhoth=(((betta/2)*((v1P**2)-(v0**2)))+(0.5*(1+F)*(V10**2))-
+ 0.5*(v0**2))/(f*pci)
RHOGI=(rhop*rhoth)
write(32,*)ts,m0
write(33,*)ceq,m0
write(34,*)cspe,m0
write(35,*)dd0
write(36,*)t
write(39,*)rhogl
write(40,*)rhoth
write(41,*)rhop
write(42,*)rhoc
write(43,*)peq
write(44,*)pic
write(45,*)picbp
write(46,*)pichp
write(47,*)d2sm0
write(48,*)d3sm0
write(49,*)pspE
write(50,*)m0
10 continue
stop
end
```

```

*****
*****subroutine qui calcule les valeurs de référence (réels)*****
*****
subroutine doubleprecision (a0R,V0R,ThorR,PirR,RhorR,PidR,Tt4R,
+PicR,ThotR,ThocR,FR,RhothR,pibr,thobr,rhob,pci,dd0r,pt3r,
+thotpr,pitbpr,pithpr,thotbpr,thothpr,m9r,m0r,thocbpr,picbpr,
+thochpr,pichpr,pitpr,gammacc,gammatpp,rhoml,etbp,ethp,rhoc,ecbp,
+echp,rhoprop,rhog,rhotp)
doubleprecision m9r,m0r ,cpaa,cpbb ,tt4,cptt,tt55 ,cptpp,gammatpp,
+gammacc,n1,n2,n2sn1,tt2r,nn
READ(100,*)nn
READ(100,*)echp
READ(100,*)ecbp
READ(100,*)ethp
READ(100,*)n2sn1
READ(100,*)etbp
READ(100,*)pidmax
READ(100,*)rhoprop
READ(100,*)rhog
READ(100,*)rhoml
READ(100,*)RHOC
READ(100,*)pibr
READ(100,*)pci
READ(100,*)TT4R
READ(100,*)rhob
READ(100,*)rhotp
READ(100,*) dd0r
h =0.0
tt4=tt4r
m0r=0
call cpair(cpaa,gammacc)
call cpcomb(tt4,cpbb,gammatpp)
rc=((gammacc-1)/gammacc)*cpaa
a0r=sqrt(gammacc*rc*T0(h))
V0R=a0R*M0R

```

```

ThorR=1+(Gammacc*Rc*T0(h))
VOR=aOR*MOR
ThorR=1+(((Gammacc-1)/2)*(MOR**2))
PirrR=ThorR** (Gammacc/(Gammacc-1))
if(MOR.LE.1)THEN
RhorR=1
else
rhorR=1-0.0075*((MOR-1)**1.35)
endif
PidR=Pidmax*RhorR
tt2r=thorr*t0(h)
n1=9000*nn
picbpr=(((3.14*0.35*n1/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
n2=n1*n2sn1
ThocbpR=((Picbpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
pichpr=(((3.14*0.35*n2/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r*thocbpR))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
thochpR=((Pichpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
ThocbpR=((Picbpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
thobr=(cpaa/cpbb)*(tt4r/(t0(h)*thorr*thocbpR*thochpR))
FR=((thobr-(cpaa/cpbb))/thobr)/((RHOB*pci/(cpbb*tt4r))-1)
thothpr=1-((thorr*thocbpR*(thochpR-1))/((1+fr)*thobr*rhoml))
pithpr=thothpr** (gammatpp/(gammatpp-1)*ethp)
thotbpr=1-(thorr*thochpR*(thocbpR-1))/((1+fr)*thobr*thothpr*rhoml)
pitbpr=thotbpr** (gammatpp/(gammatpp-1)*etbp)
picr=pichpr*picbpr
thotr=thothpr*thotbpr
pitr=pithpr*pitbpr
thocr=thochpR*thocbpR
tt5R=t0(h)*thorr*thochpR*thocbpR*thobr*thotr
tt55=tt5r
call cpturb(tt55,cptt)
rt=((gammatpp-1)/gammatpp)*cptt
pt3r=(p0(h))*pirr*pidr*pichpr*picbpr

```

```

pt5R=(p0(h))*pirr*pidr*picbpr*pichpr*pitr
deltahr=1148*tt5R*(1-(pirr*pidr*picr*pibr*pitrr)**
+((1-gammatpp)/gammatpp))
alphar=1-((v0r**2)/(2*deltahr))*(rhoml/((rhoprop*rhog*rhotp)**2))
thotpr=1-((rhotp*alphar*deltahr)/(1148*tt5r))
tt55=tt5r*thotpr
call cpturbl(tt55,cptpp)
deltahr=cptpp*tt5R*(1-(pirr*pidr*picr*pibr*pitrr)**
+((1-gammatpp)/gammatpp))
alphar=1-((v0r**2)/(2*deltahr))*(rhoml/((rhoprop*rhog*rhotp)**2))
thotpr=1-((rhotp*alphar*deltahr)/(cptpp*tt5r))
pitpr=(((thotpr-1)/RHOTP)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
tt6R=tt5r*thotpr
pt6r=pt5r*pitpr
v10r=sqrt(2*cptpp*tt6r*rhoml*(1-(1/(pirr*picr*pibr*pitpr*pitrr)**
+0.25))
thocr=thochpr*thocbpr
v1pr=(2*v0R/RHOPROP)-v0r
tnsm0R=((1+FR)*v10R)-v0R
per=(rhog*rhoml*dd0r*(1+fr)*alphar*cptt*tt4r*
+(1-((pirr*pidr*picr*pibr)**((1-gammatpp)/gammatpp))))-
+(dd0r*t0(h)*thorr*cpha*(thocr-1))
pesr=(rhog*rhoml*(1+fr)*alphar*cptt*tt4r*(1-((pirr*pidr*picr*pibr)
+**((1-gammatpp)/gammatpp))))-(t0(h)*thorr*cpha*(thocr-1))
tnr=(((1+fr)*v10r)-v0r)/dd0r
tnsr=((1+fr)*v10r)-v0r
peqsr=pesr+(tnsr/8.5)
peqr=peqsr/dd0r
CSPER=fr*3600/tnsr
rhopr=(rhoprop*peqsr)/(peqsr+(0.5*(1+fr)*(v10r**2)))
rhothr=(peqsr+(0.5*(1+fr)*(v10r**2)))/(fr*pci)
RHOGR=rhopr*rhothr
ceqr=csper*tnr
pt9sp0r=(p0(h))*pirr*pidr*picr*pithpr*pitbpr*pitpr
m9r=sqrt(abs((2/(gammatpp-1))*(pt9sp0r**

```

```

+((gammatpp-1)/gammatpp)-1)))
return
end
subroutine cpair(cpaa,gammacc)
doubleprecision theta,cpaa,gammacc
theta=(t0(hh)-1125)/875
cpaa=(53.442*(theta**4))-(29.355*(theta**3))-(89.592*(theta**2))+
+(115.139*theta)+1163.102
gammacc=cpaa/(cpaa- 297.4758)
return
end
subroutine cpcomb(tt4,cpbb,gammatpp)
doubleprecision theta,cpbb,tt4,gammatpp
theta=(tt4-1125)/875
cpbb=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
+(99.4754*(theta**2))+(204.786*theta)+1292.626
gammatpp=cpbb/(cpbb- 353.435)
return
end
subroutine cpturb(tt55,cptt)
doubleprecision theta,cptt,tt55
theta=(tt55-1125)/875
cptt=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
+(99.4754*(theta**2))+(204.786*theta)+1292.626
return
end
subroutine cpturbl(tt55,cptpp)
doubleprecision theta,cptpp,tt55
theta=(tt55-1125)/875
cptpp=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
+(99.4754*(theta**2))+(204.786*theta)+1292.626
return
end
function t0(x)
if(x.ge.0.and.x.le.11000)then

```

```
t0=(288.15-6.5E-3*x)
ENDIF
if(x.GE.11000.and.x.lt.32000)then
t0=216.65
ENDIF
if(x.ge.32000.and.x.le.47000)then
t0=(228.65+2.8E-3*(x-32000))
else
t0=270.65
ENDIF
RETURN
END
function p0(XX)
if(XX.ge.0.and.XX.lt.11000)then
P0=1.01325*(1-22.5576934E-6*XX)**5.2558774
ENDIF
if(xx.ge.11000.and.xx.lt.20000)then
p0=0.22632*exp(-157.688445E-6*(xx-11000))
endif
if(XX.ge.20000.and.XX.lt.32000) then
P0=5.4749*(1+4.6157398E-6*(XX-20000))**(-34.1632031)
ENDIF
if(XX.ge.32000.and.XX.lt.47000)then
P0=0.868014*(1+12.2457904E-6*(XX-32000))**(-12.2011445)
endif
return
end
```

PROGRAMME 2 (cycle réel):

```
program pfe
```

```
doubleprecision Rc,Rt,Pidmax,Rhoprop,Rhog,Rhoml ,mOr,per,rhopr,
```

```
+NR ,n1,n2,nn ,n2sn1 ,cpaa,cpbb,gammatpp,gammacc ,cptt,tt4r,tsr,
```

```
+tr,K1,K2,EPS4,d2,d3,d2sm0,d3sm0,d5sm0 ,kk,ecc,rhocbp,rhochp,s
```

```
open(1,file='pousticha11.TXT',status='unknown')
```

```
open(2,file='n1.TXT',status='unknown')
```

```
open(3,file='n2.TXT',status='unknown')
```

```
open(4,file='rhop.TXT',status='unknown')
```

```
open(5,file='rhoth.TXT',status='unknown')
```

```
open(6,file='rhog.TXT',status='unknown')
```

```
open(7,file='pspe.TXT',status='unknown')
```

```
open(8,file='cspe.TXT',status='unknown')
```

```
open(9,file='ts.TXT',status='unknown')
```

```
open(10,file='pichp.TXT',status='unknown')
```

```
open(11,file='picbp.TXT',status='unknown')
```

```
open(12,file='thothp.TXT',status='unknown')
```

```
open(13,file='thotbp.TXT',status='unknown')
```

```
open(14,file='thotp.TXT',status='unknown')
```

```
open(15,file='d2.TXT',status='unknown')
```

```
open(16,file='d3.TXT',status='unknown')
```

```
open(17,file='tr.TXT',status='unknown')
```

```
open(18,file='peqr.TXT',status='unknown')
```

```
open(19,file='ceqr.TXT',status='unknown')
```

```
open(20,file='rhocbp.TXT',status='unknown')
```

```
open(21,file='rhochp.TXT',status='unknown')
```

```
READ(1,*)h
```

```
READ(1,*)echp
```

```
READ(1,*)ecbp
```

```
READ(1,*)ec
```

```
READ(1,*)ethp
```

```
READ(1,*)rom
```

```
READ(1,*)etbp
```

```
READ(1,*)mOR
```

```

READ(1,*)pidmax
READ(1,*)rhoprop
READ(1,*)rhog
READ(1,*)Rhoml
READ(1,*)RHOC
READ(1,*)pibr
READ(1,*)pci
READ(1,*)TT4R
READ(1,*)thodr
READ(1,*)rhob
READ(1,*)rhotp
READ(1,*)dd0r
READ(1,*)n2sn1
READ(1,*)nr
call cpcomb(tt4r,cpbb,gammatpp)
call cpair(cpa,gammacc)
do 10 nn=0.25,0.8,0.001
if(mOR.EQ.0) then
a0r=sqrt(gammacc*rc*T0(h))
ThorR=1+(Gammacc*Rc*T0(h))
ThorR=1+(((Gammacc-1)/2)*(MOR**2))
PirR=ThorR** (Gammacc/(Gammacc-1))
VOR=a0R*MOR
rhorr=1
PidR=Pidmax*RhorR
tt2r=t0(h)*thorr
n1=9000*nn
n2=n1*n2sn1
picbpr=(((3.14*0.4*n1/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r))+1)
+** (gammacc/(gammacc-1))
ThocbprR=((PicbprR** ((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
kk=1/(1-(log(thocbpr)/log(picbpr)))
11 ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc )
rhocbp=rhoc
rhocbp=(picbpr** ((gammacc-1)/gammacc)-1)/(picbpr**

```

```

+ ((1/ecc)*(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-ecbp)
ecbp=ecc
if(deltta.gt.0.0001)      goto 11
picbpr=(((3.14*0.4*n1/30)**2)*(0.6*rhocbp/(cpaa*tt2r))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
Thocbpr=((Picbpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhocbp)+1
pichpr=(((3.14*0.4*n2/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r*thorr))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
Thochpr=((Pichpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
12  ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc )
rhochp=rhoc
rhochp=(pichpr**((gammacc-1)/gammacc)-1)/(pichpr**
+((1/ecc)*(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-echp)
echp=ecc
if(deltta.gt.0.0001)goto 12
pichpr=(((3.14*0.4*n2/30)**2)*(0.6*rhochp/(cpaa*tt2r*thorr))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
Thochpr=((Pichpr**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhochp)+1
thobr=tt4r/(THORR*thochpr*thocbpr*T0(h))
FR=((thobr-(cpaa/cpbb))/thobr)/((RHOB*pci/(cpbb*tt4r))-1 )
thothpr=1-((thorr*thocbpr*(thochpr-1))/((1+fr)*thobr*rhoml))
pithpr=(((thothpr-1)/0.92)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
thotbpr=1-((thorr*(thocbpr-1))/((1+fr)*thobr*thothpr*rhoml))
pitbpr=(((thotbpr-1)/0.92)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
pt5R=(p0(h)/100)*pirr*pidr*pichpr*picbpr*pibr*pithpr*pitbpr
tt5R=t0(h)*thorr*thochpr*thocbpr*thobr*thothpr*thotbpr
call cpturb(tt5r,cptt)
rc=((gammacc-1)/gammacc)*cptt
deltahr=cptt*tt5R*(1-(1/(pidr*pichpr*picbpr*pibr*pithpr*pitbpr))**
+((gammatpp-1)/gammatpp))
alphar=1-((v0r**2)/(2*deltahr))*(rhoml/((rho*prop*rhog*rhotp)**2))
thotpr=1-((rhotp*alphar*deltahr)/(cptt*tt5r))
pitpr=(((thotpr-1)/RHOTP)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))

```

```

tt6R=tt5r*thotpr
pt6r=pt5r*pitpr
v10r=sqrt(2*cptt*tt5r*rhoml*(1-(1/(pirr*picbpr*pichpr*pibr*pitpr
+*pithpr*pitbpr))**0.25))
per=(rhog*rhoml*dd0r*(1+fr)*alphan*cptt*tt4r*(1-((pirr*pidr*pichpr
+*picbpr*pibr)**((1-gammatpp)/gammatpp)))-(dd0r*t0(h)*thorr*cmaa*
+((thochpr*thocbpr)-1)))
pesr=(rhog*rhoml*(1+fr)*alphan*cptt*tt4r*(1-((pirr*pidr*pichpr*
+picbpr*pibr)**((1-gammatpp)/gammatpp)))-(t0(h)*thorr*cmaa*
+((thochpr*thocbpr)-1)))
tsr=((1+fr)*v10r)-v0r
tr=tsr*dd0r
peqr=per+(tr/8.5)
pSPER=pesr+(tr/8.5)
CSPER=fr*3600/tr
rhoqr=(rhoqr*pSPER)/(pSPER+(0.5*(1+fr)*(v10r**2)))
rhothr=(pSPER+(0.5*(1+fr)*(v10r**2)))/(fr*pci)
RHOGR=rhoqr*rhothr
ceqr=cspcr*peqr/1000
k1=1-thotpr
k2=1-thotbpr
pt4r=(p0(hh))*pidr*pirr*pichpr*picbpr*pibr
d5sm0=(sqrt(tt4r))/pt4r
eps4=1-thobr
d3sm0=d5sm0*((1-eps4)/(1+fr))*pichpr*sqrt((k1*cptt/cmaa)*((1+fr)
+/(pichpr**((gammacc-1)/gammacc*rhoc)-1)))
d2sm0=d5sm0*(sqrt(((cptt/cmaa)*(1+fr)*k2*(1-k1))/(((picbpr**
+((gammacc-1)/gammacc*echp))-1))))*((1+(k1/(k2*(1-k1)))*(1-
picbpr**
+((1-gammacc)/gammacc*ecbp))**((gammacc*echp)/(gammacc-1))))*
+(picbpr*(1-eps4)/(1+fr))
d2=d2sm0*dd0r
d3=d3sm0*dd0r
else
rc=((gammacc-1)/gammacc)*cmaa

```

```

rt=((gammatpp-1)/gammatpp)*cptt
a0r=sqrt(gammacc*rc*T0(h))
ThorR=1+(Gammacc*Rc*T0(h))
ThorR=1+(((Gammacc-1)/2)*(MOR**2))
tt2r=t0(h)*thorr
n1=11000*nn
n2=n1*n2sn1
picbpr=(((3.14*0.4*n1/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
ThocbpR=((PicbpR**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
pichpr=(((3.14*0.35*n2/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r*thocbpr))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
V0R=a0R*MOR
ThorR=1+(((Gammacc-1)/2)*(MOR**2))
PirR=ThorR** (Gammacc/(Gammacc-1))
if(MOR.LE.1)THEN
RhorR=1
else
rhorR=1-0.0075*((MOR-1)**1.35)
endif
PidR=Pidmax*RhorR
picbpr=(((3.14*0.4*n1/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
ThocbpR=((PicbpR**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
kk=1/(1-(log(thocbpr)/log(picbpr)))
13 ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc)
rhocbp=rhoc
rhocbp=(picbpr**((gammacc-1)/gammacc)-1)/
+(picbpr**((1/ecc)*(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-ecbp)
ecbp=ecc
if(deltta.gt.0.0001) goto 13
picbpr=(((3.14*0.4*n1/30)**2)*(0.6*rhocbp/(cpaa*tt2r))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
ThocbpR=((PicbpR**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1

```

```

VOR=aOR*MOR
ThorR=1+(((Gammacc-1)/2)*(MOR**2))
PirR=ThorR**(Gammacc/(Gammacc-1))
RhorR=1
PidR=Pidmax*RhorR
pichpr=(((3.14*0.35*n2/30)**2)*(0.6*rhoc/(cpaa*tt2r*thocbpr))+1)**
+(gammacc/(gammacc-1))
ThochpR=((PichpR**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhoc)+1
14 ecc=(kk/(kk-1))*((gammacc-1)/gammacc)
rhochp=rhoc
rhochp=(pichpr**((gammacc-1)/gammacc)-1)/(pichpr**
+((1/ecc)*(gammacc-1)/gammacc)-1)
deltta=abs(ecc-echp)
echp=ecc
if(deltta.gt.0.0001)goto 14
pichpr=(((3.14*0.35*n2/30)**2)*(0.6*rhochp/(cpaa*tt2r*thochpr))+1)
+***(gammacc/(gammacc-1))
ThochpR=((PichpR**((Gammacc-1)/(Gammacc))-1)/rhochp)+1
thobr=tt4r/(THORR*thochpr*thocbpr*T0(h))
FR=((thobr-(cpaa/cpbb))/thobr)/((RHOB*pci/(cpbb*tt4r))-1)
thothpr=1-((thocbpr-1)*thorr*thochpr)/((1+fr)*rhoml*thobr)
pithpr=(((thothpr-1)/0.85)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
thotbpr=1-((thorr*(thocbpr-1))/((1+fr)*thobr*thothpr*rhoml))
pitbpr=(((thotbpr-1)/0.85)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
pt5R=(p0(h)/100)*pirr*pidr*pichpr*picbpr*pibr*pithpr*pitbpr
tt5R=t0(h)*thorr*thochpr*thocbpr*thobr*thothpr*thotbpr
call cpturb(tt5r,cptt)
rc=((gammacc-1)/gammacc)*cptt
s=pirr*pidr*pichpr*picbpr*pibr*pithpr*pitbpr
if(s<1)then
s=1.1
endif
deltahr=cptt*tt5R*(1-(1/s))**((gammatpp-1)/gammatpp)
alphar=1-((vOr**2)/(2*deltahr))*(rhoml/((rhothp*rhog*rhotp)**2))
thotpr=1-((rhotp*alphar*deltahr)/(cptt*tt5r))

```

```

pitpr=(((thotpr-1)/RHOTP)+1)**(gammatpp/(gammatpp-1))
tt6R=tt5r*thotpr
pt6r=pt5r*pitpr
V10R=sqrt(2*rhoml*(1-ALPHAR)*deltahr)
v1pr=(2*v0R/RHOPROP)-v0r
tnsm0R=((1+FR)*v10R)-v0R
BETTAR=(2*(1+FR)*rhog*cptt*(tt5r-tt6r))/((v1Pr**2)-(v0R**2))
tprsm0R=bettar*(v1pr-v0r)
tsr=tprsm0R+tnsm0R
tr=tsr*dd0r
psper=(tsr*v0r)/(RHOPROP)
CSPER=fr*3600/tr
RHOPR=(tsr*v0r)/(((bettar/2)*((v1Pr**2)-(v0R**2)))+(0.5*(1+FR)*
+(V10r**2))-0.5*(v0R**2))
rhothr=(((bettar/2)*((v1Pr**2)-(v0R**2)))+(0.5*(1+FR)*(V10r**2))-
+0.5*(v0R**2))/(fr*pci)
RHOGR=rhopr*rhothr
peqr=dd0r*psper
ceqr=csper*peqr
k1=1-thothpr
k2=1-thotbpr
pt4r=(p0(hh))*pidr*pirr*pichpr*picbpr*pibr
d5sm0=(sqrt(tt4r))/pt4r
eps4=1-thobr
d3sm0=d5sm0*((1-eps4)/(1+fr))*pichpr*sqrt((k1*cptt/cpaa)*((1+fr)/
+(pichpr**((gammacc-1)/gammacc*echp)-1)))
d2sm0=d5sm0*(sqrt(((cptt/cpaa)*(1+fr)*k2*(1-k1))/(((picbpr**
+((gammacc-1)/gammacc*echp)-1))))*((1+(k1/(k2*(1-k1))))*
+(1-picbpr**((1-gammacc)/gammacc*ecbp)))*((gammacc*echp)/
+(gammacc-1))*picbpr*(1-eps4)/(1+fr))
d2=d2sm0*dd0r
d3=d3sm0*dd0r
ENDIF
write(*,*) m0r
write(2,*)n1

```

```
write(3,*)n2
write(4,*)rho pr
write(5,*)rho thr
write(6,*)rho gr
write(7,*)psper
write(8,*)csper
write(9,*)tsr
write(10,*)pichpr
write(11,*)picbpr
write(12,*)thothpr
write(13,*)thotbpr
write(14,*)thotpr
write(15,*)d2
write(16,*)d3
write(17,*)tr
write(18,*)peqr
write(19,*)CEQR
write(20,*)rho cbp
write(21,*)rho chp
10 continue
end

subroutine cpair(cpaa,gammacc)
doubleprecision theta,cpaa,gammacc
theta=(t0(h)-1125)/875
cpaa=(53.442*(theta**4))-(29.355*(theta**3))-(89.592*(theta**2))+
+(115.139*theta)+1163.102
gammacc=cpaa/(cpaa- 297.4758)
return
end

subroutine cpcomb(tt4r,cpbb,gammatpp)
doubleprecision theta,cpbb,tt4r,gammatpp
theta=(tt4r-1125)/875
cpbb=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
(99.4754*(theta**2))+
+(204.786*theta)+1292.626
```

```

gammatpp=cpbb/(cpbb- 353.435)
return
end
subroutine cpturb(tt5r,cptt)
doubleprecision theta,cptt
theta=(tt5r-1125)/875
cptt=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
+(99.4754*(theta**2))+(204.786*theta)+1292.626
return
end
subroutine cpturbl(tt5r,cptpp)
doubleprecision theta,cptpp
theta=(tt5r-1125)/875
cptpp=(39.359*(theta**4))-(17.6524*(theta**3))-
+(99.4754*(theta**2))+(204.786*theta)+1292.626
return
end
function t0(x)
if(x.ge.0.and.x.le.11000)then
t0=(288.15-6.5E-3*x)
ENDIF
if(x.GE.11000.and.x.lt.32000)then
t0=216.65
ENDIF
if(x.ge.32000.and.x.le.47000)then
t0=(228.65+2.8E-3*(x-32000))
else
t0=270.65
ENDIF
RETURN
END
function p0(XX)
if(XX.ge.0.and.XX.lt.11000)then
P0=101.325*(1-22.5576934E-6*XX)**5.2558774
ENDIF

```

```
if(XX.ge.11000.and.XX.lt.20000) then
P0=5.4749*(1+4.6157398E-6*(XX-20000))**(-34.1632031)
ENDIF
if(XX.ge.20000.and.XX.lt.32000)then
P0=0.868014*(1+12.2457904E-6*(XX-32000))**(-12.2011445)
endif
return
end
```

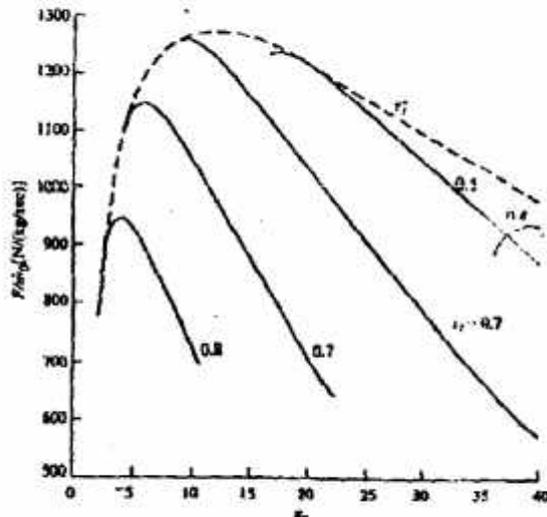
GRAPHES DE REFERENCE EN CYCLE REEL :

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

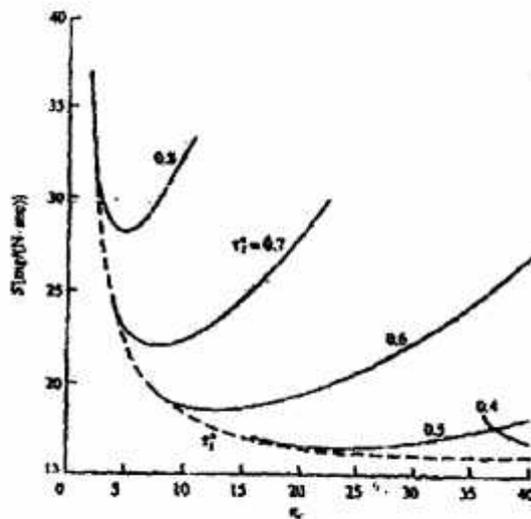


Figure (2) référence [14] : Représentation de la consommation spécifique en fonction de π_c à différentes valeurs de $Thot$.

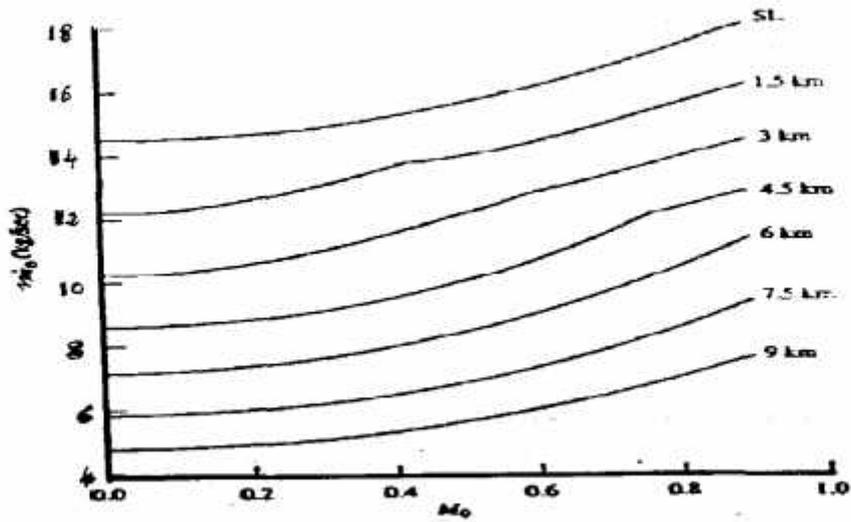
GRAPHES DE REFERENCE EN HORS ADAPTATION :

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

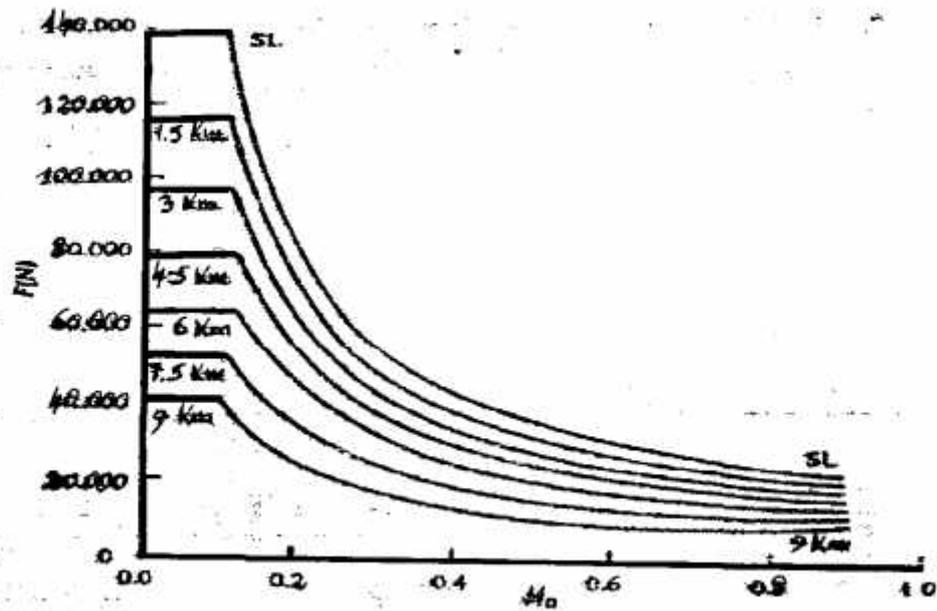


Figure (4) référence [14] : Représentation de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes.

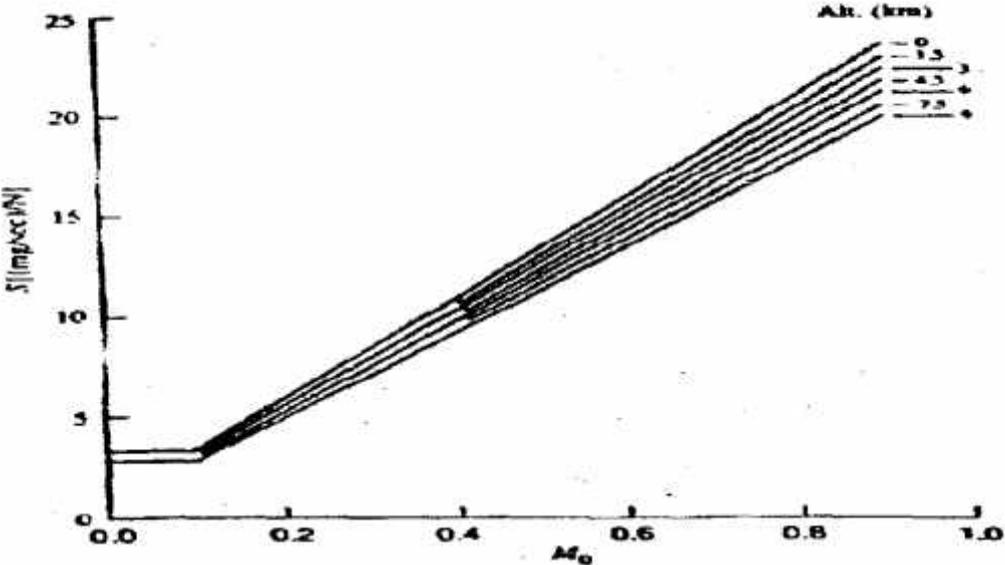
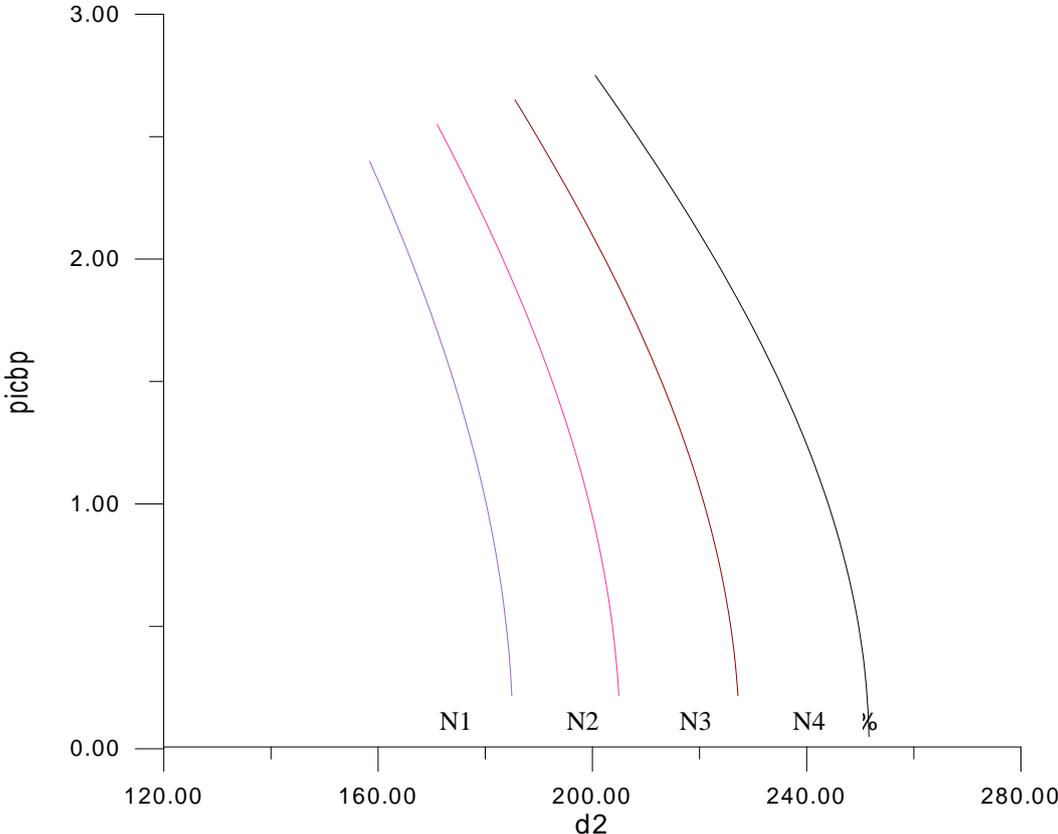


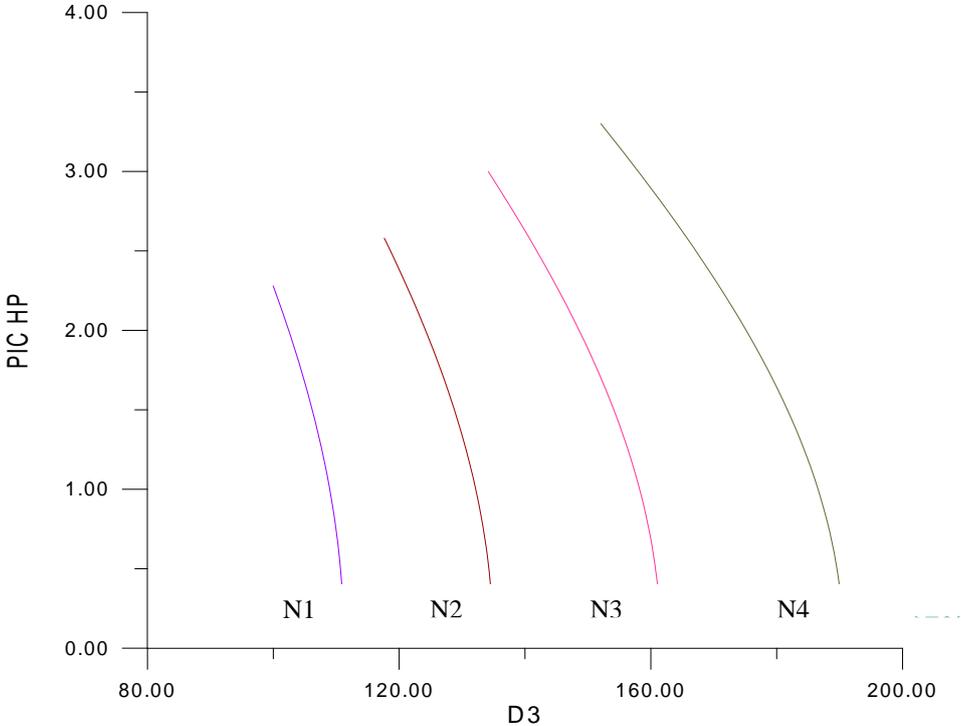
Figure (5) référence [14] : Représentation de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes.

Champ du compresseur basse pression :



-Figure 1-

Champ du compresseur haute pression :



-Figure 2-

-PRESENTATION DU LOGICIEL DE CALCUL DU PW127F EN CYCLE REEL ET EN CYCLE HORS ADAPTATION :

Le logiciel du cas d'étude a pour but de calculer les performances d'un turbopropulseur PW127F. Il comporte deux parties principales : le code de calcul et l'interface graphique.

Le code de calcul est le programme qui permet de calculer les performances du turbopropulseur PW127F. Pour faciliter la compilation, ce code se décline en programme principal et sous-programmes.

Le noyau du logiciel est constitué du fichier PROJECT1, écrit et compilé en langage DELPHI ; et des fichiers CYCLEREEL et HORD, compilés en langage FORTRAN.

A partir de ces deux derniers fichiers, on peut faire appel à des fichiers exécutables.

En cliquant deux fois sur le fichier PROJECT1 (voir figure (1)), une interface apparaît. Cette interface contient le cycle réel et le cycle hors adaptation.

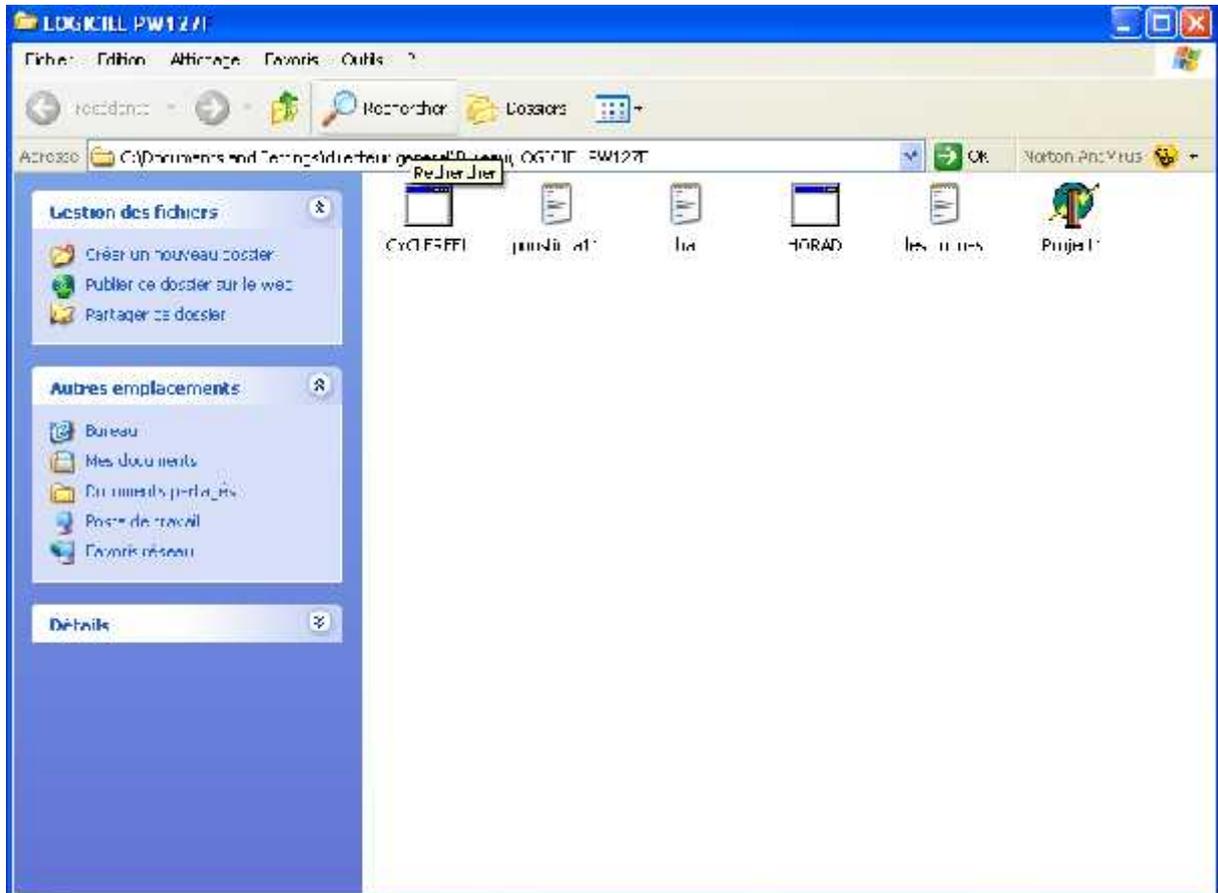
En cliquant sur le cycle réel (voir figure (2)) ou sur le cycle hors adaptation (voir figure (4)), on introduit les paramètres de vol pour chaque cycle.

-Pour le cycle réel, on introduit le nombre de mach, l'altitude, la température maximale à la sortie de la chambre de combustion, le débit d'air, le nombre de tours maximaux, le pouvoir calorifique inférieur, le rapport nombre de tours de l'attelage haute pression sur le nombre de tours de l'attelage basse pression ainsi que les rapports de pression et de température. En ce qui concerne les rendements, nous introduisons les rendements polytropiques et isentropiques. (Voir figure (2)).

-Pour le cycle hors adaptation, on introduit l'altitude, la température maximale à la sortie de la chambre de combustion, le pouvoir calorifique inférieur. En ce qui concerne les rendements, nous introduisons les rendements polytropiques et isentropiques initiaux. Pour les valeurs de référence, nous avons le débit d'air, le nombre de tours en pourcentage de l'attelage basse pression et du rapport nombre de tours de l'attelage haute pression sur le nombre de tours de l'attelage basse pression ainsi les rapports de pression et de température. (Voir figure (4)).

_Si nous introduisons les données des paramètres du cycle réel et que nous cliquons sur « calculer » nous obtenons des graphes qui correspondent aux performances du moteur en vol réel (poussée, poussée spécifique, puissance, puissance spécifique, rendement propulsif, rendement thermique, rendement global, consommation spécifique, consommation horaire, débit massique de l'air). (Voir figure (3)).

_Si nous introduisons les données des paramètres du cycle hors adaptation et que nous cliquons sur « calculer » nous obtenons des graphes qui correspondent aux performances du moteur en vol hors adaptation (poussée, poussée spécifique, puissance, puissance spécifique, rendement propulsif, rendement thermique, rendement global, consommation spécifique, consommation horaire, débit massique de l'air). (Voir figure (5)).



-Figure 1-

Form1

Condition de l'élève

Mfr: [0] Hauteur: [] (m)

Tmax: [100] % Deut: [45] % Masse: [0000] (kg)

Présentif: [4500000] % N301: [11]

Les rendements non-pilotés

Rh_{up}: [100] Rh_{down}: [00]

Rh_{up}: [089] Rh_{down}: [089]

Rh_{up}: [089] Rh_{down}: [089]

Les rendements pilotés

r_{1bp}: [0.89]

r_{2bp}: [0.05]

r_{3c}: [0.89]

r_{4bp}: [0.99]

r_{5bp}: [0.00]

Les rapports de pression et de température

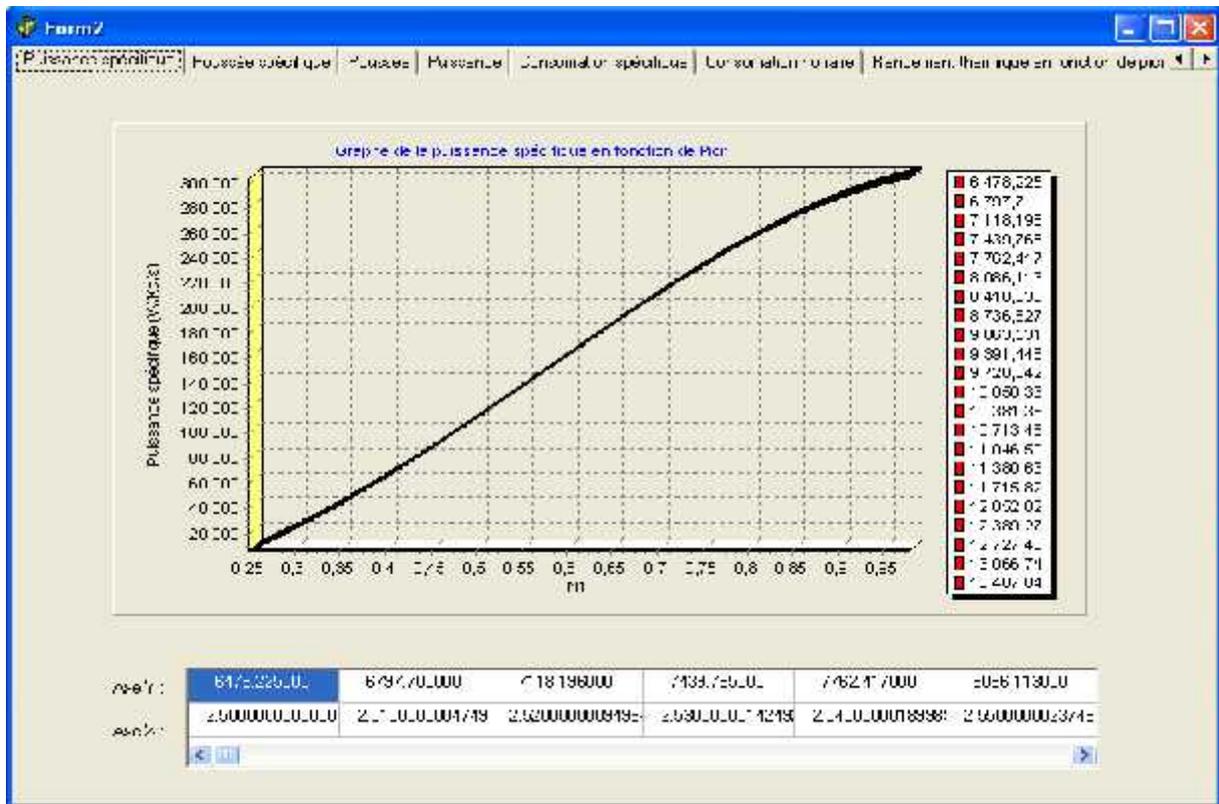
γ_{air}: [1]

γ_{h₂O}: [0.96]

γ_{h₂O}: [0.93]

Calculer Calculer

-Figure 2-



-Figure 3-

Form1
 Général | T de stabilisation

Conditions initiales

Fondéur: 5000 (m)
 Tmax: 1852 (K)
 Pmax: 4500000 (kg)

Paramètres de référence (Primitives)

D: 0,5 (m)
 N: 0,07 (1/s)
 H2O: 1,1
 T max: 952 (K)

Les rendements isentropiques initiaux

Rhop: 1,3
 Rhop: 1,80
 Rhoc: 1,89
 Rhoc: 1,98
 Rhoc: 1,85
 Rhoc: 1,98

Les rendements isentropiques initiaux

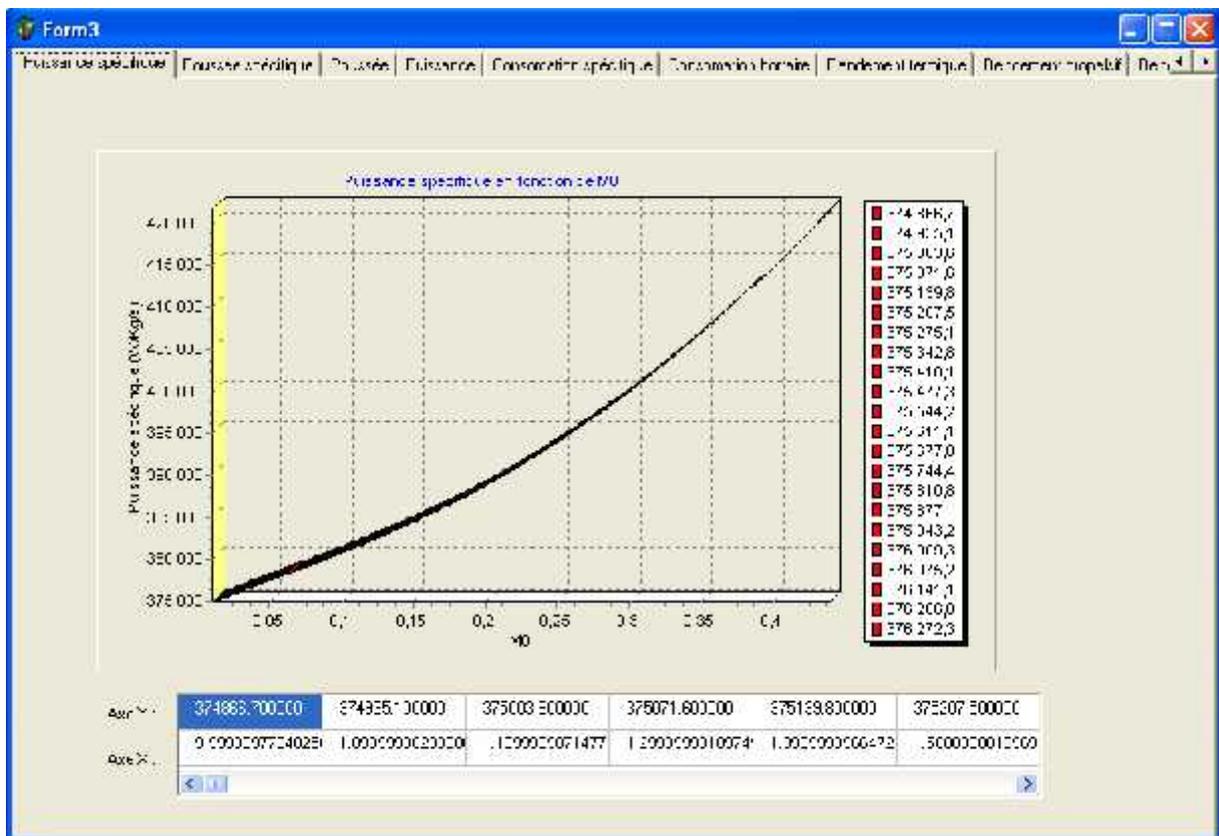
isep: 0,7
 isep: 0,3
 isep: 0,38
 isep: 0,31

Les rapports de pression et de températures

pi: 0,91
 pi: 0,91

Calculer Quitter

-Figure 4-



-Figure 5-

Paramètres du turbopropulseur PW 127F en vol



**DIRECTION TECHNIQUE
S/D ENGINEERING**

ENGINE PARAMETERS RECORDS

	GI / FEATHER PEC / EEC ON BLEED OFF		GI / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		FI / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		0,9 RTO / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		MAX REV / AUTO PEC / EEC ON BLEED OFF		RTO / AUTO PEC / EEC OFF BLEED OFF	
	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2	ENG 1	ENG 2
TQ %	00	00	4.1	5.1	18.8	25.5	90	89.7	45.2	30.0		
NP (%)	13.9	14.2	70.6	70.6	70.8	70.9	100	99.9	91.7	91.1		
ITT (C°)	365	388	397	415	449	482	679	685	570	539		
ITT (C°) ACTUEL MARGIN												
NH (%)	65.8	65.8	77.4	77.2	83.6	84.2	98.5	97.3	93	91.4		
NH (%) ACTUEL MARGIN												
NL (%)	42.0	42.0	62	62	75	78	98.5	97.3	84	84		
NL (%) ACTUEL MARGIN												
FF Kg/h	800	800	110	100	200	210	540	550	400	360		
OIL press (psi)	60	58	60	58	60	58	60	58	60	58		
OIL TEMP (°C)	70	75	70	70	80	80	85	82	80	82		
CLA	FTR	FTR	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO	AUTO
PLA	GI	GI	GI	GI	FI	FI			MAX REV	MAX REV		

Paramètres du turbopropulseur PW 127F en banc d'essai

PRATT & WHITNEY CANADA , UK LTD.

PW127F S/N:PCE-124444 FINAL ACCEPTANCE TEST RECORD

19 JAN 2005 TEST CELL : UK01
FINAL VANE FLOW CLASSES, FIRST STAGE : 0.00
SECOND STAGE : 0.00
THIRD STAGE : 0.00

PERFORMANCE DATA		TAKE-OFF		MAX-CRUISE	
		R. L. L.	SPEC	SPEC	ACTUAL
PROP SPEED	RPM		1200.	1200.	1200.
S. L. S. STD. DAY POWER	SHP		2750.	2750.	2132.
TRIMMED INTERTURBINE TEMP	DEG R	1932.	1728.		1628.
CALCULATED T6	DEG R		1891.		1773.
HIGH ROTOR SPEED	RPM	34300-	32950	-	31960
LOW ROTOR SPEED	RPM	28800-	27350	-	26200
FUEL FLOW @ 18400 BTU/LB	LB/HR		1333.	1314.	1089

FUEL TYPE : CPW 204
TEST L.H.V. : 18619. BTU/LB.
S.G. : .795 @ 49. DEG F

OIL TYPE : PWA 521 TYPE II
CONSUMPTION : 0.2 LB/HR.
T.O. DELTA OIL PRESSURE : 62. PSI

OIL TEMPERATURE : 186. DEG F

I. I. T. TRIM DELTA T (UNTRIMMED-TRIMMED) : 129 DEG F 72 DEG C

TRIM RESISTANCE : 3.50 OHMS

COLD HARNESS RESISTANCE : 11.00 OHMS

AFU TRIM CLASS : 3422

EEC IRIM GAIN : 9650. OFFSET : 10200.

ENGINE DRY WEIGHT : 1060.00 LBS

THE UNDERSIGNED CERTIFIES THAT THIS RECORD ACCURATELY SETS FORTH
HEREIN THE EVENTS DURING THE TEST MADE ON THE ENGINE IDENTIFIED.
(SIGNED)

TEST CELL OPERATOR: STAMP:  SIGNATURE:  DATE: 19 JAN 2005

WITNESS INSPECTION. STAMP:  SIGNATURE:  DATE: 19 JAN 2005

25P-16670