

33/02
REPUBLICQUE ALGERINNE DEMOCRATIQUE POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'étude
Pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique
Option : Propulsion

Thème

Calcul Des performances d'un turboréacteur
double corps double flux
à différents régime de fonctionnement
appliqué au CFM56-7B

Réalisé par :

BOUKEHIL & BOULAKHRAS
Afaf Zohra

Promoteur :

M.BENCHIHEB

Co-promoteur :

O.ABADA

Promotion 2002

REMERCIEMENTS

Avant tout, nous tenons à remercier notre promoteur M^r Ben Chiheb. M ainsi que notre co-promoteur M^r Abada. O d'avoir proposé ce sujet, d'avoir accepté d'encadrer le présent travail et pour leurs précieuse aide.

Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à M^r Belhachette.H (cadre à AIR ALGERIE) pour son aide et d'avoir prodigué des conseils au long du cette modeste étude.

Nos remerciements les plus sincères s'adressent également à M^r Ben Trad.H « enseignant à l'université de Blida » pour sa disponibilité et ses conseils éclairés.

Nous ne pouvons oublier de remercier M^r MADEN. A pour son aide précieuse.

En fin nous remercions toutes personnes ayant contribué de près ou de loin, dans l'élaboration de ce mémoire.

NOMENCLATURE

- Notations latines

A : Section [m^2]

a : Vitesse du son [m/s]

V : Vitesse [m/s]

C_{cc} : Capacité calorifique [$Kj/Kg.^{\circ}K$]

Ch : Consommation horaire [Kg/h]

C_{sp} : Consommation spécifique [$Kg/N.h$]

C_p : Chaleur spécifique [$Kj/Kg.^{\circ}K$]

F : Poussée [N]

f : dosage

H : Altitude [m]

M : Nombre de Mach

N : Régime de rotation [RPM]

N_e : Régime de rotation équivalent [RPM]

\bar{N} : Régime de rotation relatif [RPM]

P : Pression [Pas]

P_t : Pression totale [Pas]

P_{ci} : Pouvoir calorifique du carburant [Kj/Kg]

\dot{m}_a : Débit d'air [Kg/s]

\dot{m}_c : Débit carburant [Kg/s]

K : coefficient poly tropique

q : Densité de flux

\bar{q} : Densité de flux relative

T : Température statique [$^{\circ}K$]

T_t : Température totale [$^{\circ}K$]

W : Travail [Kj]

Y : Taux de dilution

- Notations grecques

γ : Coefficient adiabatique

η : Rendement

λ : Rapport de vitesse

β : Taux de détente dans une tuyère

σ : Efficacité

ξ_1 : Coefficient de soutirage aux conditions de vol

ξ_2 : Coefficient de soutirage aux conditions standard

π : Taux de compression

ρ : Masse volumique

- Les indices

a : Ambiante

CBP : Compresseur basse pression

CHP : Compresseur haute pression

CC : Chambre de combustion

Cr : Critique

F : Fan

IS : Isentropique

S : Standard

TBP : Turbine basse pression

THP : Turbine haute pression

Tuy : Tuyère

SOMMAIRE

- Introduction
- Chapitre I : Description générale du CFM 56-7B
 - I-1-*Définition*2
 - I-2-*Caractéristiques du moteur*4
 - I-3-*Différentes stations du moteur*.....5
 - I-4-*Les modules du CFM56-7B*.....5
 - I-5-*Boîte d'entraînement des accessoires AGB*.....8
 - I-6-*Capots du moteur*..... 9
 - I-7-*Système FADEC*.....11
 - I-8-*Différents circuits du CFM56-7B*.....16
- Chapitre II : Equations fondamentales régissant le turboréacteur
 - II-1-*Equation de continuité*.....19
 - II-2-*Equation de quantité de mouvement*.....20
 - II-3-*Equation d'énergie*.....21
 - II-4-*Lois générales d'un écoulement isentropique*.....23
 - II-5-*Autre formes de l'équation de conservation de débit*.....25
- Chapitre III : Etude énergétique de chaque composant d'un turboréacteur :
 - III-1-*Entrée d'air*.....26
 - III-2-*Compresseur*.....30
 - III-3-*Chambre de combustion*.....35
 - III-4-*Turbine*.....36
 - III-5-*Tuyère*.....38
 - III-6-*Calcul des performances*40
- Chapitre IV : Méthode de calcul
 - IV-1-*Introduction*.....43
 - IV-2-*Méthode de calcul*.....43
 - IV-3-*calcul paramétrique de chaque composants*.....45

IV-3-1-	<i>Entrée d'air</i>	45
IV-3-2-	<i>Fan</i>	46
IV-3-3-	<i>Tuyère secondaire</i>	48
IV-3-4-	<i>Compresseur basse pression</i>	50
IV-3-5-	<i>Compresseur haute pression</i>	52
IV-3-6-	<i>Chambre de combustion</i>	54
IV-3-7-	<i>Turbine haute pression</i>	55
IV-3-8-	<i>Turbine basse pression</i>	56
IV-3-9-	<i>Tuyère primaire</i>	56
IV-4-	<i>Calcul des performances</i>	57
IV-5-	<i>Calcul de la vitesse de rotation équivalente de l'attelage HP</i>	58
IV-6-	<i>Calcul de coefficient adiabatique</i>	58
•	<u>Chapitre V : Résultats et discussions</u>	
V-1-	<i>Analyse des performance au point fixe et en phase croisière</i>	67
V-2-	<i>Analyse des performances en vol</i>	76
V-3-	<i>Variation de la poussée et la consommation spécifique en fonction du taux de dilution</i>	85
V-4-	<i>Intérêt pratique</i>	87
V-5-	<i>Comparaison</i>	89
V-6-	<i>Conclusion des résultats</i>	89
•	<u>Conclusion</u>	91

Annexes

Bibliographie

Introduction
Générale

INTRODUCTION GENERALE

Dans le domaine de l'aéronautique le souci majeur est de connaître le comportement d'un turboréacteur et l'évolution de ces performances face à différents régimes de fonctionnement.

Les régimes de fonctionnement sont justement de deux types ; le régime adapté pour lequel les différents organes qui constituent le moteur atteignent leurs caractéristiques nominales, dans des conditions atmosphériques dites standards. Le deuxième régime est dit le régime hors adaptation pour lequel les conditions atmosphériques, l'altitude et le nombre de Mach varient. Les organes sont soumis à des différentes contraintes, certes minimisés par les différents systèmes de régulation ; mais limitant leur domaine de fonctionnement ce qui traduit par une diminution des performances du moteur.

Notre étude représente dans son ensemble, une étude thermoénergétique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement d'un moteur dans le domaine hors adaptation au sol et en vol. En utilisant comme référence les paramètres nominaux, nous pourrions à la fois déterminer les performances du réacteur qui sont essentiellement la poussée, la consommation carburant et cela à différents régimes pour des différents nombres de Mach et altitudes.

→ La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur les lois de conservation (énergie, quantité de mouvement et débit), reliant les différentes caractéristiques des écoulements qui traversent le moteur. Quelques formules et expressions empiriques établies sur la base de l'expérience Réf [1] sont utilisées.

Nous présenterons dans le 1^{er} chapitre, une description générale du moteur CFM56-7B. Le 2^{ème} représente les différentes équations et lois régissant le turboréacteur. Dans le 3^{ème} chapitre, nous essayerons de donner l'étude énergétique globale classique d'un turboréacteur. Le 4^{ème} chapitre, représente un exposé sur la méthode de calcul concernant le turboréacteur double corps double flux. Le dernier chapitre bien sur, comporte les résultats des performances qui sont représentées sur des courbes et une discussion sera établie.

A la fin, nous terminons notre étude par une conclusion générale.

CHAPITRE I

Description générale

1-1-Définition :

Le CFM56-7B (figure(1-1)) est un moteur double corps double flux, turbo fan à écoulement axial avec un taux de dilution élevé, Il est court donc léger, et se compose relativement de peu de pièces (40% de moins que les moteurs CF6-50 et CF6-80). De plus, il est d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance, développé à partir d'un programme qui date de 1974 issue d'une fusion de deux sociétés internationales occupant des places importantes à l'échelle mondiale à savoir SNECMA (Société Nationale Française d'Etude et de Construction de Moteur Aéronautique) et GE(Général Electric).

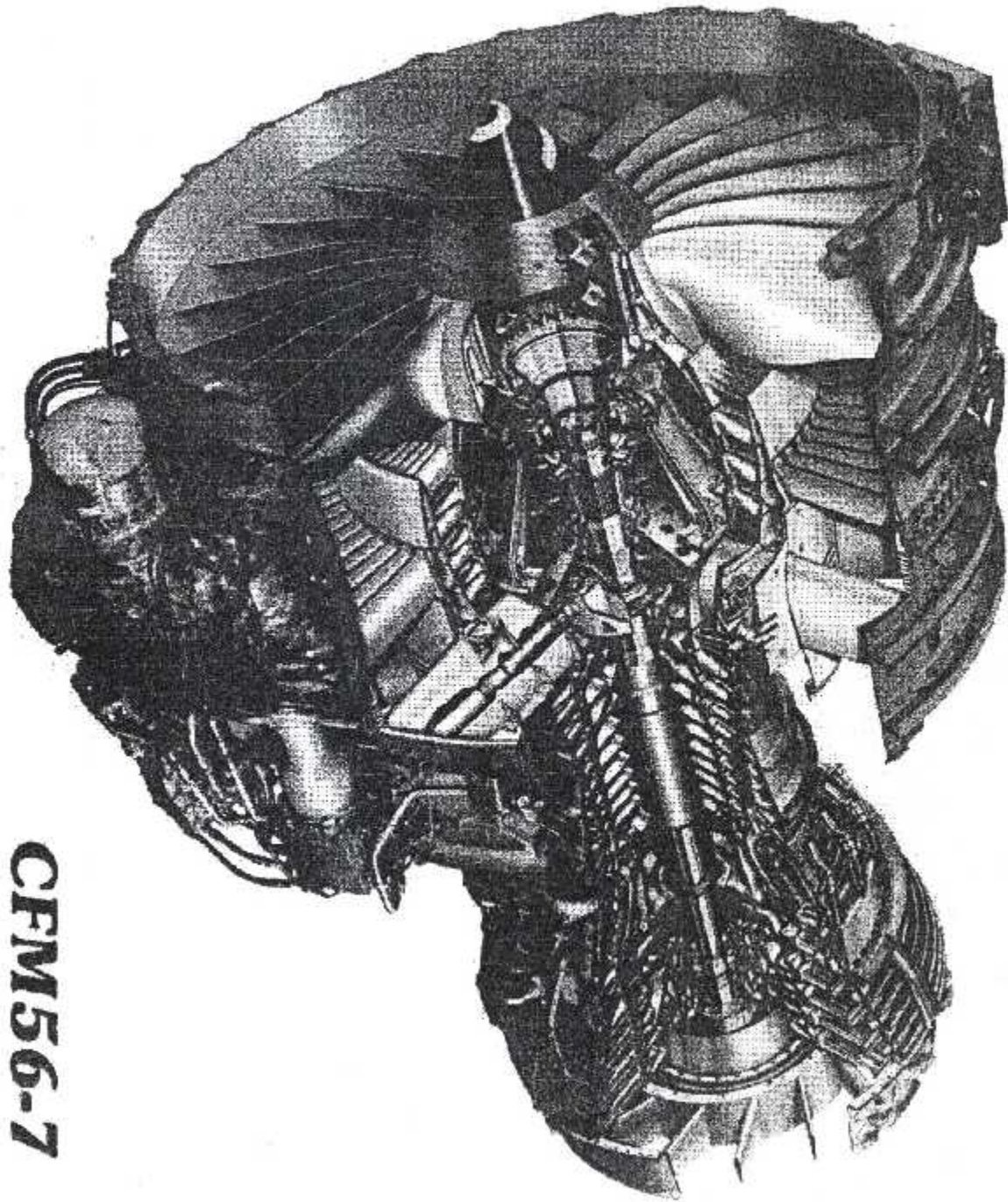
La maintenance du CFM56-7B est un acronyme issu de l'appellation CF6 -compressor fan- de GE et M - motor - de SNECMA.

<u>SNECMA</u>	<u>GE</u>
FAN	CORE
Gear box	CHP
TBP	C.C
	TIIP

Pour sa conception, les constructeurs font appelle à l'ensemble des techniques avancées a ce jour pour l'amélioration des performances et la durée de vie. Les moteurs disposent en particulier d'une régulation numérique pleine autorité, ainsi que d'un ensemble complet de contrôle actif des jeux entre rotors et carters.

Son rôle et de fournir :

- La force de poussée nécessaire au vol ;
- La force de poussée inverse à l'atterrissage pour assister le freinage de l'avion ;
- Les puissances pneumatiques et hydrauliques nécessaires à bord de l'avion. Les puissances électriques et hydrauliques sont fournies par des accessoires (alternateurs, pompe hydraulique) entraînés mécaniquement par le moteur.



CFM56-7

Figure (1-1)

1-2- Les caractéristiques du CFM56-7B :

Le CFM56-7B est caractérisé par :

- Poussée 18000-27300 lbs
- Diamètre du fan 1,55m
- Poids à vide 2358 kg
- Masse de la nacelle 3300 kg
- Longueur 2,5m
- Mach 0,8
- N1 Max 55380RPM(104%)
- N2 Max 15183RPM(105%)
- Taux de compression 32
- Débit d'air au décollage 385kg/ s
- Vitesse moyenne d'éjection des gaz 295kg/h
- Consommation spécifique 0,59à35kl (0,59Kg carburant/kgf)
- Taux de dilution 5,6
- Générateur électrique 90 kVa
- Générateur hydraulique 3000 psi
- Limite de démarrage 725°C
- EGT Max 950°C

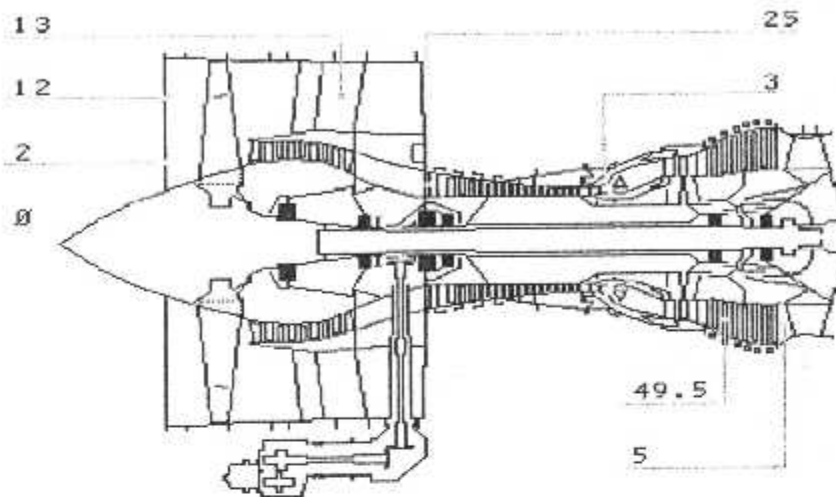
I -3-les stations du CFM 56-7B :

Figure (I -2)

la Figure (I -2) représente les différentes stations du CFM56-7B :

<u>Station0</u> :	air ambiant.	<u>Station13</u> :	décharge de la soufflante.
<u>Station12</u> :	entrée soufflante.	<u>Station25</u> :	admission de HPC.
<u>Station25</u> :	temps d'admission du HPC.	<u>Station50</u> :	décharge de la LPT.
<u>Station30</u> :	décharge du HPC.	<u>Station49,5</u> :	2eme étage de la tuyère LPT.

I -4-les modules de CFM56-7B :Module FAN :

Composé d'une soufflante et d'un compresseur basse pression.

➤ La soufflante: est un compresseur composé de 24 ailettes, qui a pour rôle de diviser le flux d'air en deux : primaire et secondaire.

Le flux primaire pénètre dans le corps du moteur tandis que le flux secondaire passe à travers la tuyère secondaire.

➤ Compresseur basse pression: Composé de trois étages et de 12 vannes de décharges qui permettent d'évacuer (dans le canal du flux secondaire) l'excès d'air, évitant ainsi le pompage de ce dernier.

La soufflante et le compresseur basse pression sont entraînés par la turbine BP.

Module CORE :

Composé d'un compresseur haute pression (CHP) et d'une chambre de combustion de type annulaire.

➤ Compresseur haute pression : Compresseur axial comporte neuf étages, Il a pour rôle d'augmenter la pression de l'air provenant du compresseur BP et de l'envoyer vers la chambre de combustion. Il assure également de l'air prélevé pour le système pneumatique de l'avion et le système d'air du moteur (VSV, VBV, LPTACC, HPTACC et TBV)

➤ Chambre de combustion : De type annulaire comportant 20 injecteurs et deux bougies d'allumage pour le CFM56-7B SAC et 40 injecteurs dans le cas du CFM56-7B DAC. Le carburant pulvérisé se mélange avec le flux d'air provenant du compresseur haute pression et la combustion du mélange produit une énergie thermique ou calorifique.

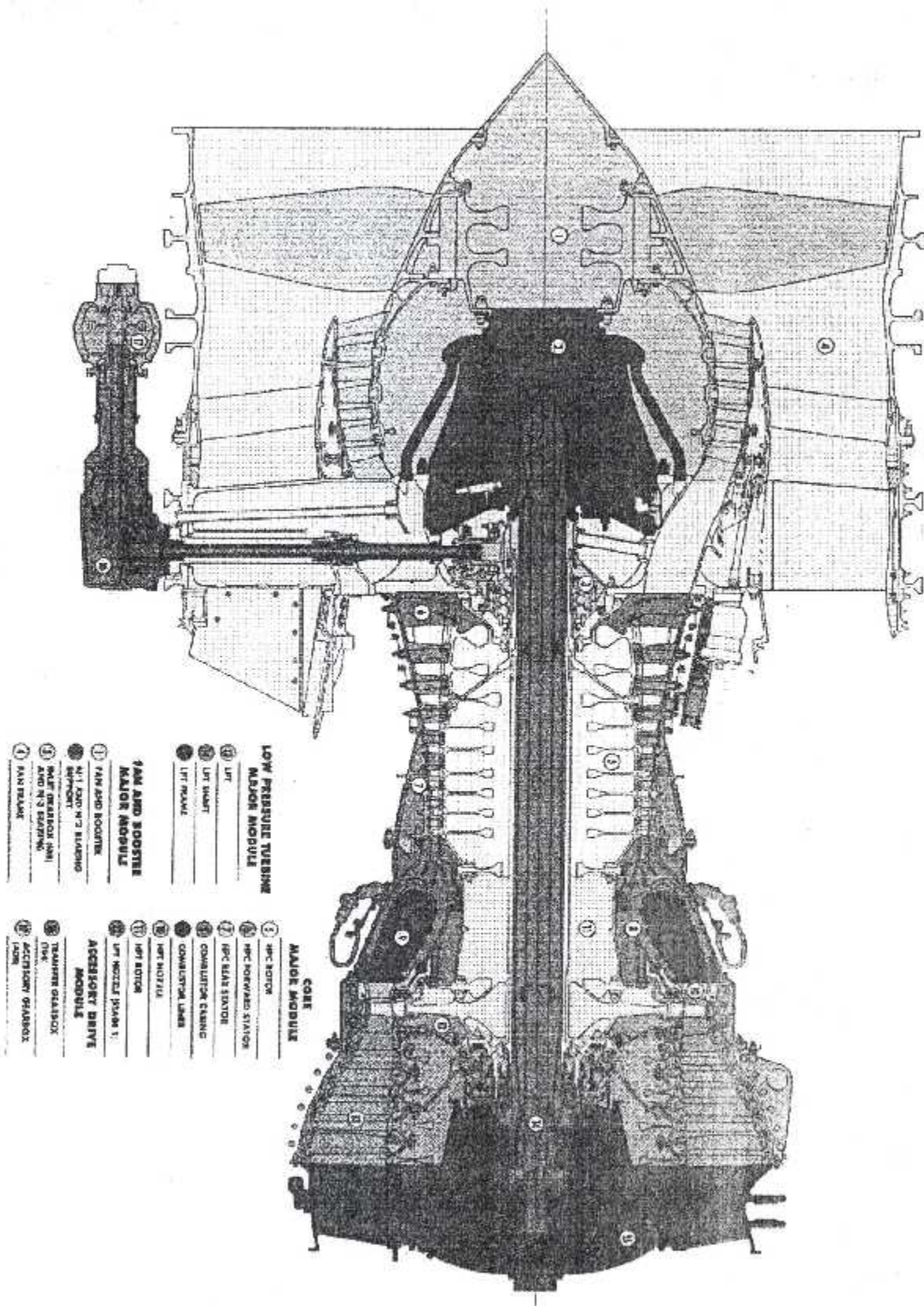
Module LPT :

Composé de la turbine basse pression (TBP) et de la turbine haute pression (THP) :

➤ Turbine haute pression THP : Constitué d'un seul étage, elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner le compresseur HP et la commande des accessoires. L'ensemble CHP et THP forme l'attelage haut pression, il tourne à une vitesse N2 (vitesse de rotation max = 105%).

➤ Turbine basse pression TBP : c'est une turbine à 4 étages, elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner le CBP et la soufflante. L'ensemble CBP et TBP forme l'attelage BP, il tourne à la vitesse N1 (avec une vitesse de rotation max = 104%).

CFM56-7 Modular Design



- | | | |
|--|---|---|
| <p>LOW PRESSURE TURBINE MAJOR MODULE</p> <p>① LPT</p> <p>② LPT SHAFT</p> <p>③ LPT FRAME</p> | <p>FAN AND BOOSTER MAJOR MODULE</p> <p>④ FAN AND BOOSTER</p> <p>⑤ N1 LOFT N°2 BLADING</p> <p>⑥ N1 LOFT N°1 BLADING</p> <p>⑦ N1 LOFT N°3 BLADING</p> <p>⑧ N1 LOFT N°4 BLADING</p> <p>⑨ N1 LOFT N°5 BLADING</p> <p>⑩ FAN BELLAIR</p> | <p>CORE MAJOR MODULE</p> <p>⑪ HPC ROTOR</p> <p>⑫ HPC FORWARD STATOR</p> <p>⑬ HPC REAR STATOR</p> <p>⑭ COMBUSTION CHAMBER</p> <p>⑮ COMBUSTION LINER</p> <p>⑯ HPT NOZZLE</p> <p>⑰ HPT ROTOR</p> <p>⑱ HPT NOZZLE PLANK 1</p> <p>ACCESSORY DRIVE MODULE</p> <p>⑲ TRAINING GEARBOX</p> <p>⑳ OLV</p> <p>㉑ ACCESSORY GEARBOX</p> <p>㉒ LAMP</p> |
|--|---|---|

Figure (1-3)

1-5- Boite d'entraînement des accessoires (AGB) :

La boite d'entraînement des accessoires (Accessory gear box) est située dans le côté gauche du moteur sur le carter entré fan. Elle est entraînée par l'attelage HP et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une boite de transfert.

Les unités et les portes de service associées, localisées sur la face avant sont :

- Joints magnétiques ;
- Joints sealol ;
- Alternateur EEC ;
- Démarreur pneumatique ;
- Lancement de la garniture à la manivelle ;
- Coussinets de ventilation (utiliser pour tourner le rotor N2 lors de l'inspection boroscopique) ;
- Pompe hydraulique ;
- Générateur intégré d'entraînement IDG.

Les unités de ligne remplaçable et les portes de services associées localisées sur la face arrière sont :

- Joints magnétiques ;
- Joints sealol ;
- HMU ;
- Pompe carburant ;
- Pompe de lubrification ;
- Echangeur principal de l'huile(carburant) ;
- Servo réchauffeur carburant .

L'arbre du rotor N1 envoie un couple moteur vers la AGB et la TGB pour faire tourner les accessoires du moteur et de l'avion.

L'arbre N2 entraîne l'AGB a travers les arbres et boites à engrenage suivant :

- IGB(boite à engrenage d'entrée) ;
- RDS(arbre d'entraînement radial) ;
- TGB(boite à engrenage de transfert) ;
- HDS(arbre d'entraînement horizontal).

1-6- Capots moteur :

1-6-1-Bâtis moteurs : Le moteur contient des bâtis avant et arrière. Chacun attache le moteur à la contrefiche. Les attaches du bâti avant à l'armature de soufflante(fan frame) et celle de l'arrière à l'armature turbine(turbine frame).

1-6-2-Nacelle et mat réacteur :

➤ Le CFM56-7B est constitué des capots suivants :

- Capot soufflante.
- Capot soufflante avant.
- Capot soufflante arrière.

les capots assurent les fonctions suivantes:

- Ils forment le canal du flux secondaire et sa tuyère ;
- Ils comportent les dispositifs d'inversion de poussée ;
- Ils sont capables de contenir un incident pendant 15mn ;
- Ils contiennent les effets de l'explosion ou d'une fuite éventuelle importante d'une tuyauterie pneumatique ;
 - Entre les carters moteur et leurs parois interne, Ils forment des compartiments isolés pour contenir les fuites ;
 - Les entrées d'air moteur sont très exposées à l'accumulation de givre, le capot d'entrée d'air est anti-givré surtout le bord d'attaque par le prélèvement de l'air chaud de 5ème étage de CHP.

Les capots comportent de nombreuses portes de visite pour facilité les opérations d'entretiens courants.

➤ Mât réacteur :

Le mât réacteur réunit le moteur à la voilure et achemine de l'avion vers le moteur et du moteur vers tous les tuyaux, conduits et fils électriques nécessaire :

- Tuyaux carburant ;
- Câble électrique (signaux de commande) ;
- Conduite d'air sous pression ;
- Tuyauteries hydrauliques ;
- Câble électrique de puissance alimentant le réseau de bord de l'avion à partir des alternateurs ;
- Faisceaux de câble électrique véhiculant les valeurs des paramètres moteurs et d'autres signaux.

Le mât réacteur du CFM56-7B est constitué de longerons en acier ; De nervures en titane pour la plus part, et il est fixé à la voilure par des liaisons articulées.

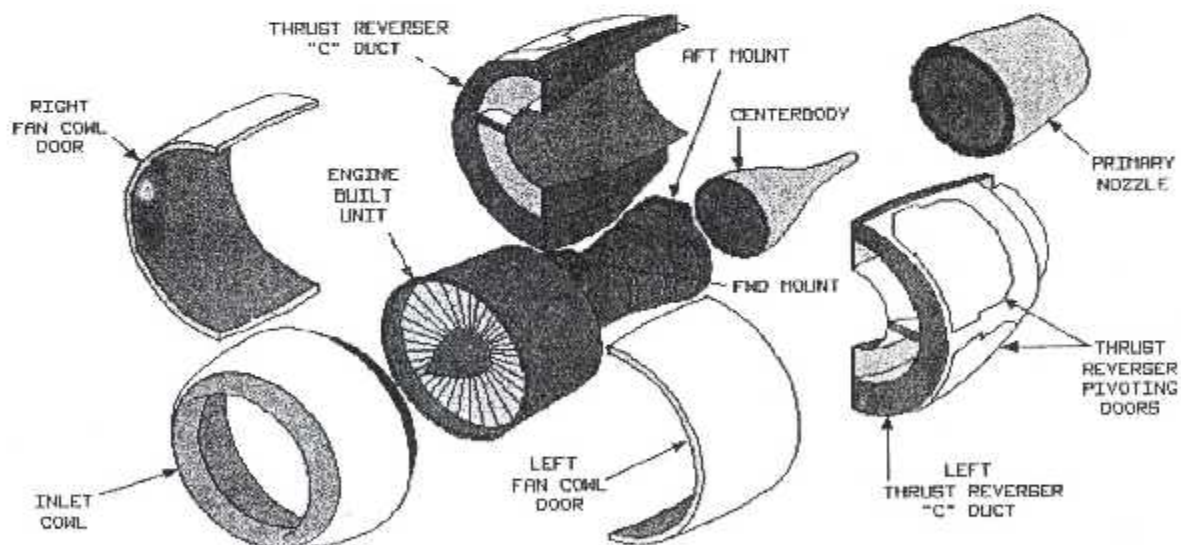


Figure (1-4) Capots moteur

1-7-Le système FADEC : (Full Authority Digitale Engine Control)

1-7-1- Introduction :

En 1980, les régulateurs des moteurs des avions de transport civil étaient hydromécaniques. Le régulateur à masselottes, avec un dispositif d'avance de phase pour éviter les oscillations continues de régime N, et un limiteur d'accélération, assurait les fonctions principales requises.

De 1980 à 1985, on adjoint au régulateur hydromécanique un dispositif commandé par un calculateur numérique et destiné à donner un dosage plus fin du carburant.

Depuis 1985, il existe des régulateurs numériques à pleine autorité qui assurent électroniquement toutes les fonctions de la régulation (seul le doseur lui-même reste naturellement électromécanique : Il reçoit les ordres électriques du régulateur numérique et module le débit carburant en fonction de ces ordres).

Les organes de commandes et de régulation numérique sont appelés FADEC. Il commande le moteur d'après les ordres de l'équipage ou du système de commande automatique de la poussée (Auto manette) dans toute la gamme de régime autorisé et en plus il assure une surveillance continue du fonctionnement du moteur en empêchant le franchissement des limites calculées.

1-7-2- Les fonctions du FADEC :

- La commande précise du débit carburant en fonction des ordres pilotes ou auto manette et des paramètres extérieurs pour assurer en toutes circonstances (régime stabilisé, accélération ou décélération) la conduite du moteur d'après les lois programmées, en conjonction avec la commande des organes anti- pompage.
- La commande du calage des aubes de stator à calage variable VSV, l'ouverture des vanes de décharge VBV quand l'auto manette est activé car elle commande les variations de poussée propres à assurer le maintien d'une vitesse ou d'un nombre de Mach sélectionné ou de la poussée maximum disponible ou du régime ralenti vol.
- La protection contre les survitesses des mobiles et les sur températures.
- Le calcul instantané de la valeur de vitesse du mobile BP pour la position manette choisie par le pilote, et que ce mobile atteindra en régime stabilisé.

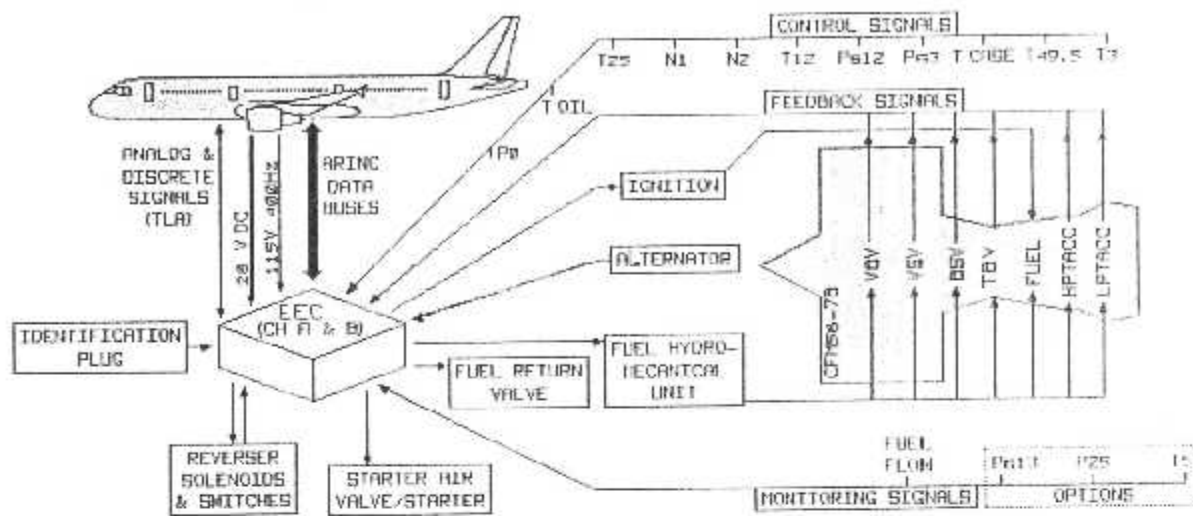


Figure (1-5) - PRESENTATION DU FADEC -

En particulier, le calcul de cette valeur limite pour chacun des modes que le pilote peut présélectionner en amenant la manette dans le cran correspondant :

- Décollage à poussée maximum (TO pour take off).
- Décollage à poussée adaptée à la longueur de la piste, aux obstacles du terrain, aux conditions ambiantes, à la masse de l'avion au décollage (FLX TO pour flexible take off).
- Montée (CL pour Climb).
- Maximum continu, en cas de panne d'un moteur, qui donne le régime maximum que l'on peut obtenir en continu sur l'autre moteur (MCT pour Maximum continuous).
- Remise des gaz (GA pour Go around).
- Poussée inverse maximum (REV pour Reverse)
- La modulation du régime de ralenti en fonction de la température extérieure et de configuration avion (sol ou vol en croisière ou en approche), pour éviter l'extinction du moteur et avoir les temps d'accélération garantis.
- La commande de déploiement des dispositifs d'inversion de poussée sur ordre pilote, dès le touché des roues. L'interdiction de l'application de la poussée inverse tant que ces

dispositifs ne sont pas pleinement déployés, et enfin la régulation du régime moteur dans son fonctionnement en poussée inverse, en évitant les pompages et les sur-régimes.

- L'envoi des paramètres moteur sous forme numérique vers les autres systèmes avion pour indication au pilote, enregistrement.
- La commande et la surveillance automatique de toute la séquence de mise en route du moteur, en soumettant les parties chaudes au cours de cette séquence, le FADEC commande au moment opportun chaque action nécessaire, telle qu'ouverture du robinet carburant HP, et arrêt automatique du moteur en cas d'anomalie détectée par la surveillance automatique de l'évolution des paramètres. Le FADEC peut même effectuer une ventilation du moteur pour chasser le carburant résiduel qui pourrait s'être accumulé dans la chambre au cours de la tentative de démarrage ayant échoué et retenter automatiquement un nouveau démarrage.
- L'arrêt normal correct du moteur, avec récupération dans un circuit spécial du carburant continu dans le système d'injection de carburant.
- La détection de ses propres pannes et de celles de tous les organes de commande et des capteurs, et transmission en temps réel des signaux de panne correspondant au système d'alarme et de maintenance de l'avion.

1-7-3-L'unité de contrôle électronique (EEC) :

La EEC est un calculateur numérique qui comprend deux canaux (A et B) d'acquisition et de calcul. Chaque canal peut contrôler les opérations du moteur, quand l'un est actif l'autre est en attente (stand by).

Chaque canal comprend trois microprocesseurs, un pour les fonctions principales de commande, contrôle et surveillance, autre pour les fonctions d'interface avec les capteurs de pression, et enfin un autre pour la gestion des échanges de signaux entre l'avion et la EEC, par signaux discrets câblés et par liaison analogique transmettant des mots sériés de 32 bits.

L'unité de contrôle électronique a pour rôle de recevoir des données pour calculer les signaux de commande dans le canal, et envoyer des signaux de contrôle pour opérer le moteur. Il est fait en aluminium, et localiser à 2h00 sur le carter du fan.

La EEC commande aussi la circulation d'air du moteur pour la poussée, et mesure la position de ces composants dans le système de contrôle de jeux turbine (HPTCC et LPTCC)

et elle mesure la position de ces composantes dans le système anti-pompage (VSV, VBV et TBV). Il envoie des commandes à la HMU pour contrôler la valve de dosage carburant. Ce dernier assure la quantité correcte du combustible pour la combustion et maintient le débit carburant nécessaire pour une poussée requise.

Il contrôle aussi l'alimentation du courant alternatif de l'avion pour actionner les circuits d'allumage du moteur.

1-7-4-Unité hydraulique (HMU) :

L'unité hydraulique reçoit des signaux électriques de la EEC et les convertit (grâce à des moteurs couples et des servo-vannes) en ordres hydrauliques pour la commande du dosage du carburant envoyer aux injecteurs, la commande des dispositifs anti-pompage et des vannes de contrôle actif des jeux.

L'unité hydraulique se relie électriquement à ces composantes :

- Canal A et B de la EEC ;
- Le solénoïde du robinet d'arrêt haute pression (HPSOV) ;
- Indicateur de colmatage de valve (HPSOV)

Le HMU à 6 moteurs-couples et vannes pilotes associées (EHSV) qui régulent les signaux de commande hydraulique en débit et pression, en fonction des ordres reçus de la EEC à destination des moteurs et vérins des systèmes suivants :

- La vanne de dosage carburant (FMV) ;
- La vanne de décharge et de transition (TBV) ;
- La vanne de contrôle de jeux TBP et THP (LPTACC,HPTACC);
- Les vannes de décharge (VBV) ;
- Les stators à calage variable (VSV)

1-7-5-Régulation des jeux turbine :

Le système d'air contrôle l'expansion du carter basse et haute pression de la turbine en contrôlant la quantité d'air froide ou chaude, envoyer au carter turbine, Ce jeu diminue quand le carter est refroidi.

a-Contrôle actif de jeu THP (HPTACC) :

Ce système contrôle la quantité d'air prélevée du compresseur HP au niveau du 4^{ème} et 9^{ème} étage et renvoyée vers le support du bouc lier de la THP pour contrôler le jeu, l'air coule à travers la vanne HPTACC.

b-Contrôle actif de jeu TBP (LPTACC) :

Ce système contrôle la quantité d'air prélevé du flux secondaire du fan qui est dirigée vers le carter, de la TBP pour le contrôle du jeu, ceci à travers la vanne LPTACC.

1 -7-6-Contrôle de l'écoulement d'air du compresseur :**a- Stator à calage variable (VSV) :**

Ce système contrôle l'écoulement d'air du compresseur HP, il assure une quantité exacte de l'air qui coule à travers le CHP en ajustant l'écoulement autour des profils d'aubes à différents régimes de fonctionnement moteur. Leur calage est fonction de N2 et T25, il est déterminé pour avoir le meilleur rendement compresseur possible en régime stabilisé et une bonne marge au pompage en transitoire. Elles sont fermées à faible vitesse et ouverte à grande vitesse.

b- Vanne de décharge (VBV) :

Ce système contrôle la décharge d'air du compresseur BP vers l'écoulement secondaire, pour cela 12 vannes sont prévus, ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans les aubages du compresseur BP pendant les décélérations rapides. Il permet d'éviter les particules non désirées comme l'eau et les corps étrangers (FOD) d'atteindre le compresseur HP durant les faibles vitesses et durant l'utilisation des inverseurs. Elles sont pleines ouvertes en décélération rapide.

c-Vanne de transition (TBV) :

Ce système contrôle la quantité d'air qui sera soutirée du 9ème étage du compresseur HP, et envoyer au distributeur (aubes stator) du 1^{er} étage turbine BP. La TBV est en position ouverte en deux conditions qui sont :

- Pendant le démarrage : la TBV sera en position ouverte pour permettre à l'air sous pression du 9ème étage de passer au distributeur du 1^{er} étage TBP, ceci pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur HP.

- Pendant l'accélération : la TBV s'ouvre aider l'accélération rapide du rotor N2.

1-8-Les différents circuits de CFM 56 :

1-8-1-Circuit d'allumage :

Le système d'allumage permet d'enflammer le mélange air carburant au cours de démarrage moteur au sol ou le redémarrage moteur en vol (s'il y'a extinction accidentelle ou volontaire. Si les conditions météo sont telles que l'équipage craint un arrêt moteur en vol il y'a des possibilités de commande d'allumage continue : qui est déclenché dès que l'anti-givrage nacelle est activé.

Le circuit d'allumage comprend deux circuits indépendants A et B. Chacun se compose des éléments suivants :

- Un boîtier d'allumage capable de délivrer des étincelles haute énergie ;
- Une bougie dont l'électrode centrale est en Iridium ;
- Un câble électrique.

1-8-2-Circuit de démarrage :

Pour démarrer un moteur il faut d'abord entrainer le rotor HP par un démarreur puis lorsqu'une vitesse suffisante est atteinte, donnant une pression d'air suffisante dans la chambre, le carburant est pulvérisé dans celle-ci et aussitôt enflammé par la bougie d'allumage active.

Lorsque le rotor atteint une certaine vitesse dite d'auto maintien, le démarreur est alors arrêté, l'allumage est coupé car la combustion est entretenue et le moteur conserve sa vitesse de façon autonome.

Le circuit de démarrage comprend :

- Une conduite pneumatique qui amène au démarreur l'air sous pression venant de l'APU, de l'autre moteur s'il est déjà en marche ou d'un groupe de parc ;
- Une vanne de démarrage électro-pneumatique qui commande le passage de l'air vers le démarreur. C'est une soupape à papillon actionné par un électroaimant et maintenu par un ressort de rappel ;

- Un démarreur a air constitué d'une turbine rapide attaquant un train d'engrenage réducteur, dont l'arbre de sortie entraîne les pignons du relais d'accessoires qui communiquent le mouvement au rotor HP.-

1-8-3-Circuit d'air :

Le rôle du système d'air est de contrôler le fonctionnement du moteur, en réalité il empêche son disfonctionnement en pompage et surpression ainsi que le contrôle de l'efficacité au niveau des turbines. Les éléments concernés par ce système sont la EEC, HIMU,vbv,VSV ,.....,alors le système d'air assure :

- Le contrôle du débit d'air a travers le compresseur ;
- La régulation du débit d'air de refroidissement moteur et accessoire
- Le dispositif de contrôle des jeux de la turbine BP et HP ;
- Le refroidissement des bougies et de l'huile de l'alternateur IDG ;
- La ventilation nacelle.....

1-8-4-Circuit d'huile :

Au mode de fonctionnement le niveau d'huile diminue avec l'augmentation du nombre de tour par minute, lors du démarrage la quantité d'huile diminue d'environ 4 L. et au décollage d'environ 2L. A l'arrêt moteur l'huile est partiellement récupérée.

Pour la distribution de ce dernier, on trouve trois systèmes :

- Système d'alimentation : qui renvoi l'huile aux roulements et aux engrenages pour la lubrification.
- Système d'aspiration : récupère l'huile des roulements et des engrenages et le renvoi vers le réservoir.

Système d'aération : équilibre la pression d'air dans le système de graissage.

1-8-5-Circuit de carburant :

Le carburant venant des réservoirs de voilure passe par une pompe centrifuge (partie BP de la pompe), l'échangeur huile/ carburant, une pompe volumique (partie HP de la pompe), des filtres. Le carburant est ensuite délivré au HIMU puis sera divisé en deux parties, une

partie (la plus grande) travers la HMU passe par le doseur asservi FMV puis va au débit-mètre et enfin aux injecteurs, l'autre partie va d'abord au réchauffeur carburant puis au HIMU pour élaborer les pressions d'asservissement nécessaire a tous les vérins et actionneurs VSV, VBV,BSV...etc).

Le carburant qui n'est pas envoyé aux injecteurs et celui qui revient des asservissements va au IDG(Alternateur a vitesse constante fournit la puissance électrique aux réseaux avion) puis il retourne à la pompe BP.

Si la vanne de retour carburant (FRV) est ouverte (commandée par la EEC), il va vers les réservoirs avion. Si la température est élevée, la pompe carburant délivre un débit supérieur et le carburant est envoyé en excès vers les réservoirs voilure par une conduite séparée.

La consommation importante de carburant s'effectue dans le réservoir central, c'est pourquoi on met dans ce dernier des pompes assez puissantes. La pression de refoulement des deux est plus grande que ceux délivrés par les pompes des réservoirs principaux, pour cette raison le carburant contenu dans le réservoir central sera consommé en 1^{er} lieux.

CHAPITRE II

*Equations fondamentales
régissant
le turboréacteur*

II -1-Equation de continuité (conservation de masse) :

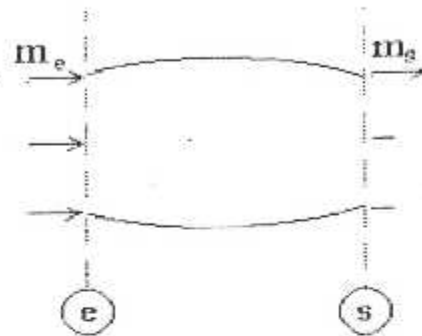
Elle exprime la conservation de la masse des particules du fluide traversant une section de volume de contrôle.

➤ La masse contenue dans un volume de contrôle est :

$$m_v = \iiint_V \rho \cdot dv \quad (\text{II -1})$$

➤ La masse qui entre par la surface (e) et sorte de la surface (s) :

$$m_e - m_s = \iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds \quad (\text{II -2})$$



avec \vec{V} : le vecteur vitesse

➤ La variation locale de la masse au cours du déplacement des particules du fluide à travers le volume de contrôle est :

$$M_t = \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dv \quad (\text{II -3})$$

Alors l'équation de continuité sous forme intégrale sera :

$$\iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds + \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dv = 0 \quad (\text{II -4})$$

D'après le théorème de Gauss, on a :

$$\iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds = \iiint_V \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) dv$$

En remplaçant dans l'équation (II -4), on trouve :

$$\iiint_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \right] \cdot dv = 0 \quad (\text{II -5})$$

Après intégration on obtient :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) = 0 \quad (\text{II -6})$$

(II-6) représente l'équation de continuité sous la forme différentielle.

Pour les trois composantes de \vec{V} (u, v, w), sur les trois axes (x, y, z), l'équation de continuité devient :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho.u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho.v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho.w)}{\partial z} = 0. \quad (\text{II-7})$$

II-2- Equation de quantité de mouvement:

Par définition la quantité de mouvement d'une masse M est donnée par:

$$I = M \cdot V \quad (\text{II-8})$$

V: la vitesse.

La variation totale de la quantité de mouvement doit être égale à la résultante de toutes les forces agissantes sur la masse, et égale aussi à la quantité de mouvement de la masse qui entre respectivement sort à travers la surface du volume de contrôle, augmenté du taux de variation locale $\left[\frac{\partial}{\partial t} (m\vec{V}) = \sum F_{ext} \right]$.

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

$$I = \iiint_V \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dv. \quad (\text{II-9})$$

La variation de la quantité de mouvement locale est :

$$I_l = \iiint_V \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) dv. \quad (\text{II-10})$$

Avec : $\sum F_{ext} = F_{massique} + F_{surfacique}$.

Or :

$$F_{massique} = \iiint_V \rho \cdot g \cdot dv.$$

$$F_{surfacique} = \iint_S P \vec{n} \cdot ds.$$

Avec P est la pression exercée sur la surface du volume de contrôle.

L'équation du volume de contrôle devient :

$$\iint_S \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) \vec{v} \cdot d\vec{s} + \iiint_V \frac{\partial(\rho \cdot \vec{V})}{\partial t} dv = \iiint_V \rho \cdot \vec{g} \cdot dv - \iint_S P \cdot \vec{n} \cdot ds. \quad (II-11)$$

L'équation (II-11) représente l'équation de quantité de mouvement sous la forme intégrale.

D'après le théorème de Gauss, on a :

$$\iint_S P \cdot \vec{n} \cdot ds = \iiint_V \overline{\text{grad} P} \cdot dv$$

Et
$$\iint_S \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) \vec{v} \cdot d\vec{s} = \iiint_V \rho \cdot \vec{V} \cdot \overline{\text{grad} \vec{V}} \cdot dv$$

D'où :
$$\iiint_V \frac{\partial(\rho \cdot \vec{V})}{\partial t} dv + \iiint_V \rho \cdot \vec{V} \cdot \overline{\text{grad} \vec{V}} \cdot dv = \iiint_V \rho \cdot \vec{g} \cdot dv - \iiint_V \overline{\text{grad} P} \cdot dv$$

$$\Rightarrow \iiint_V \left[\frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) + \rho \cdot \vec{V} \cdot \overline{\text{grad} \vec{V}} \right] dv = \iiint_V \left[\rho \cdot \vec{g} - \overline{\text{grad} P} \right] dv$$

$$\Rightarrow \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \overline{\text{grad} \vec{V}} - \vec{g} \frac{\text{grad} P}{\rho} \quad (II-12)$$

C'est l'équation de la quantité de mouvement sous la forme différentielle.

II -3- Equation d'énergie :

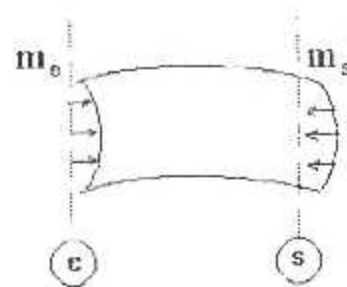
La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un turboréacteur représente le travail reçu et la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation d'énergie interne $((u_1 - u_2) dm)$, cinétique $(\frac{1}{2}(V_1^2 - V_2^2) dm)$ et potentielle $(g(z_1 - z_2) dm)$

Alors l'équation d'énergie sera :

$$dw + dq = (u_1 - u_2) dm + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_2^2) dm + g(z_1 - z_2) dm \quad (II-13)$$

Le seul travail de pression sur les surfaces S_e et S_s :

$$dw = dm(p_e v_e - p_s v_s) = dm \left(\frac{P_e}{\rho_e} - \frac{P_s}{\rho_s} \right)$$



Avec v : volume spécifique.

Pour une transformation adiabatique : $dq=0$

$$D'où : \left(\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2} V_e^2 + gZ_e + u_e \right) dm = \left(\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2} V_s^2 + gZ_s + u_s \right) dm$$

Après intégration on trouve :

$$\frac{P}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 + gZ = cte \tag{II-14}$$

On définit l'enthalpie : $h = U + \frac{P}{\rho}$

$$D'où : h + \frac{1}{2} V^2 - gZ = Cte$$

Pour les turboréacteurs le terme $(g.Z)$ est négligeable.

Alors :

$$h + \frac{1}{2} V^2 = Cte \tag{II-15}$$

Si le gaz est un gaz parfait : $h = C_p T$

C_p : chaleur spécifique à pression constante.

$$Donc : C_p T + \frac{1}{2} V^2 = cte$$

$$\Rightarrow C_p \left(T + \frac{1}{2 C_p} V^2 \right) = cte$$

Posant $T + \frac{1}{2 C_p} V^2 = Tt$ (température totale)

$$\Rightarrow C_p T + \frac{V^2}{2} = C_p T_t = \text{cte} \quad (\text{II-16})$$

D'après l'équation (II-16) on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$C_p T_t = C_p T_{ts} \Rightarrow T_t = T_{ts} \quad (\text{II-17})$$

II-4- Lois générales d'un écoulement isentropique :

Pour un écoulement isentropique, on a :

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

alors : $C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1}$

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

Remplaçant $C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1}$ dans la relation (II-16), on trouve :

$$\begin{aligned} \frac{\gamma r}{\gamma - 1} T + \frac{V^2}{2} &= \frac{\gamma r}{\gamma - 1} T_t \\ \Rightarrow \frac{\gamma r}{\gamma - 1} T \left[1 + \frac{(\gamma - 1) V^2}{\gamma r T} \right] &= \frac{\gamma r}{\gamma - 1} T_t \\ \Rightarrow \frac{T_t}{T} &= \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V^2}{a^2} \right] \end{aligned}$$

Avec $a = \sqrt{\gamma r T}$ vitesse du son.

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

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

l'équation précédente devient :

$$T_t = T \left[1 + \frac{V^2}{a^2} \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right] \quad (\text{II-18})$$

Si la transformation est réversible, on a :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \text{cte}$$

En remplaçant dans (II-18), on trouve :

$$P_t = P \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II-19})$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \text{cte}$ (transformation réversible)

En remplaçant dans l'équation (II-19), on trouve :

$$\rho_t = \rho \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{II-20})$$

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

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

Entre les deux sections 1 et 2 :

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

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{\rho_1 V_1}{\rho_2 V_2} = \frac{\rho_1 M_1 a_1}{\rho_2 M_2 a_2}$$

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

D'où : $\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$

En introduisant la relation (II -18), on trouve :

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (\text{II -21})$$

II -5- Autre forme de l'équation de conservation de débit :

Le débit d'air capté par un turboréacteur est donné par :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (\text{II -22})$$

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

Si on remplace V et ρ dans l'équation (II -22) :

$$\dot{m} = \frac{P}{rT} \cdot M(\gamma \cdot r \cdot T)^{1/2} \cdot A$$

d'autre part et d'après les relations (II -18) et (II -19) on a :

$$P = \frac{P_t}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad \text{et} \quad T = \frac{T_t}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right]}$$

En remplaçant dans l'expression du débit, on obtiendra :

$$\dot{m} = \frac{P_t \cdot A \cdot M}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \left(\frac{\gamma}{r \cdot T_t} \right)^{1/2} \quad (\text{II -23})$$

Multiplions et divisions la relation (II -23) par $\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$:

$$\dot{m} = \frac{\left(\frac{\gamma}{r \cdot T_t} \right)^{1/2} \cdot P_t \cdot A \cdot M \cdot \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

$$\dot{m} = \frac{\left(\frac{\gamma}{r}\right)^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \cdot \frac{P_t A}{(T_t)^{\frac{1}{2}}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \frac{M}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{\gamma-1}{2(\gamma-1)}}}$$

$$\dot{m} = C_{air} \frac{P_t A}{(T_t)^{\frac{1}{2}}} q(\lambda) \tag{II-24}$$

avec : $C_{air} = \frac{\left(\frac{\gamma}{r}\right)^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$ (II-25)

C_{air} : Constante de l'air

Et : $q(\lambda) = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \cdot \frac{M}{\lambda}$ (II-26)

$q(\lambda)$: densité de flux, Réf [9].

λ est défini comme étant le rapport de la vitesse de l'écoulement à une section donnée sur la vitesse critique de cet écoulement à la section critique (l'écoulement est sonique $M=1$)

$$\lambda = \frac{V}{a} = \frac{M \sqrt{\gamma r T}}{\sqrt{\gamma r T_{cr}}} = M \sqrt{\frac{T}{T_{cr}}} \tag{II-27}$$

Déterminons la relation entre T et T_{cr} :

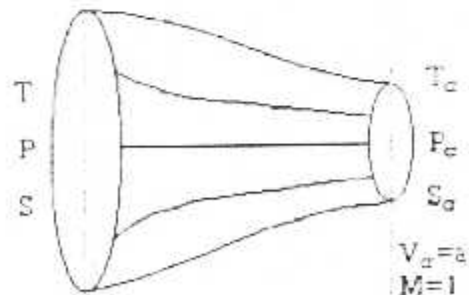
On a :

$$C_p T_{cr} + \frac{V_{cr}^2}{2} = C_p T$$

$$\Rightarrow \frac{\gamma r}{\gamma-1} \frac{a^2}{\gamma r} + \frac{a^2}{2} = C_p T = \frac{r}{\gamma-1} T$$

$$\Rightarrow \frac{a^2}{\gamma-1} + \frac{a^2}{2} = \frac{\gamma r}{\gamma-1} T$$

$$\Rightarrow a = \sqrt{\frac{2\gamma r}{\gamma+1} T} = \sqrt{\gamma r T_{cr}}$$



$$\Rightarrow T_{02} = \frac{2}{\gamma+1} T_{01} = \frac{2}{\gamma+1} T_{01} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right] \quad (\text{II-28})$$

En remplaçant (II-28) dans (II-27), on trouve :

$$\lambda = M \sqrt{\frac{\gamma+1}{2 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]}} \quad (\text{II-29})$$

D'où en remplaçant λ par sa valeur dans la relation (II-26), on trouve :

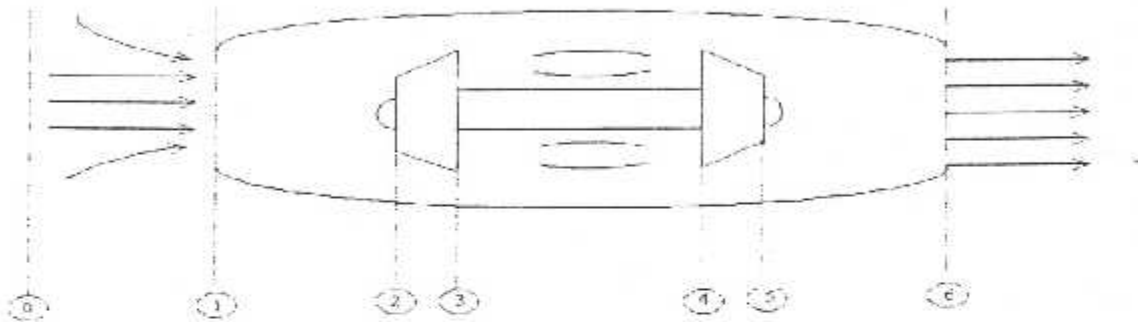
$$q(\lambda) = M \left(\frac{\lambda}{M} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (\text{II-30})$$

CHAPITRE III

*Etude énergétique
de chaque composant
d'un turboréacteur*

Etude énergétique d'un turboréacteur

L'étude qui suit portera sur les différents paramètres (température, pression, taux de compression, taux de détente...), au niveau de chaque organe. Puis les performances du moteur (poussée, consommation et rendements..),



III-1-Entrée d'air :

L'entrée d'air est une conduite qui permet de capter et de canaliser l'air dans les meilleures conditions vers l'entrée du compresseur.

III-1-1-Efficacité de l'entrée d'air :

Elle est définie comme étant le rapport entre la pression totale réelle et la pression totale théorique à la sortie.

$$\sigma_1 = \frac{P_{t_{2\text{réelle}}}}{P_{t_{2\text{théorique}}}}$$

avec : $P_{t_{2\text{théorique}}} = P_{t_1}$

D'où : $\sigma_1 = \frac{P_{t_2}}{P_{t_1}} \quad (0,97 < \sigma_1 < 0,99)$ (III-1)

III-1-2-Calcul paramétrique :

L'écoulement est supposé isentropique entre l'entrée du réacteur et l'entrée du Fan.

En appliquant le premier principe de la thermodynamique on aura l'équation suivante :

$$dW + dQ = dh + dV \quad (\text{III-2})$$

avec :

$dW = 0$: pas d'échange de travail.

$dQ = 0$: évolution adiabatique

$$dh = C_{p_a} \cdot dT$$

Donc l'équation (III-2) après intégration devient :

$$C_{p_a} T_2 + \frac{V_2^2}{2} = C_{p_a} T_1 + \frac{V_1^2}{2} = \text{Cte}$$

$$C_{p_a} \left(T + \frac{V^2}{2C_{p_a}} \right) = \text{Cte}$$

Si on remplace V et C_{p_a} par ses valeurs (Chapitre précédent), on trouve :

$$C_{p_a} T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) = \text{Cte} \quad (\text{III-3})$$

De plus, comme il est déjà vu au chapitre précédent :

$$T t_2 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) = T t_1 \quad (\text{III-4})$$

la pression totale se conserve à l'entrée d'air donc :

$$P t_2 = P t_1 = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III-5})$$

La vitesse d'écoulement au passage de l'entrée d'air est donnée par la relation suivante:

$$V_1 = M_1 \sqrt{\gamma T_1}$$

Remarque :

a- Au point fixe : le nombre de Mach est nul, et les paramètres d'entrée d'air sont égaux aux paramètres de sortie.

b- En hors adaptation : une compression d'air s'exerce entre l'amont de l'entrée d'air et la section de cette dernière, on appelle ce phénomène l'effet de RAM, représenté par un taux de compression Π_r et un rapport de température τ_r , défini par :

$$\Pi_r = \frac{P_{t0}}{p_0} = \left(\frac{T_{t0}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \Pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

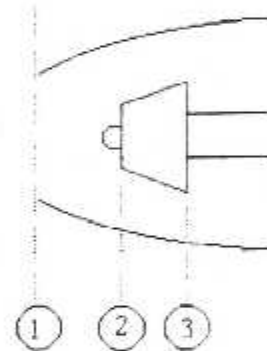
III-2-Compresseur :**III-2-1-Travail du compresseur :**

D'après le premier principe de la thermodynamique appliqué à une turbomachine : On a la relation suivante :

$$W_{2,3} + Q_{2,3} = H_{2,3} + \left(\frac{V^2}{2} \right)_{2,3} \quad (\text{III-6})$$

$Q_{2,3} = 0$: Compression adiabatique

On aura :
$$W_{2,3} = C_p (T_1 - T_2) + \frac{1}{2} (V_1^2 - V_2^2)$$



$$W_{2,3} = C_p \left[\left(T_1 + \frac{V_1^2}{2C_p} \right) - \left(T_2 + \frac{V_2^2}{2C_p} \right) \right] \quad (\text{III-7})$$

D'après (II-16)
$$T_1 - T_2 + \frac{V_1^2 - V_2^2}{2C_p}$$

Donc le travail le long du compresseur sera :

$$W_{2,3} = C_p (T_{t1} - T_{t2}) = \Delta H \quad (\text{III-8})$$

III-2-2- Taux de compression :

Le taux de compression est défini comme le rapport de la pression totale de sortie à la pression totale d'entrée compresseur.

$$\Pi = \frac{P_{t_3}}{P_{t_2}}$$

P_{t_2}, P_{t_3} : pression totale entrée et sortie compresseur

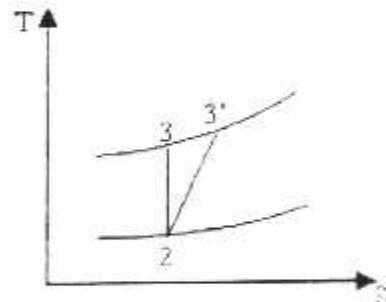
De même. On définit le rapport de température : $\tau = \frac{T_{t_3}}{T_{t_2}}$

T_{t_2}, T_{t_3} : température totale entrée et sortie compresseur

III-2-3- Rendement de compresseur :

Le rendement du compresseur est défini comme étant le rapport de travail réel au travail isentropique.

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{P_{t_3'}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}$$



Pour remplacer P_{t_3}' par P_{t_3} , il faut intervenir le coefficient polytropique K . Donc le rendement sera :

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{K}} - 1}{\left(\frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}$$

Donc le rendement peut s'écrire sous la forme :

$$\eta_c = \frac{\Pi^{\frac{\gamma-1}{K}} - 1}{\Pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} \quad (III-39)$$

Le rendement du compresseur η_c est compris généralement entre 0.8 et 0.85.

Le rendement polytropique est donné par la formule suivante :

$$\eta_p = \left(\frac{k}{k-1} \right) \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) \quad (\text{III-10})$$

D'après le chapitre précédent. On a :

$$\begin{aligned} \frac{Tt_3}{Tt_2} &= \left(\frac{Pt_3}{Pt_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \\ \ln \tau &= \frac{k}{k-1} \ln \Pi \quad \Rightarrow \quad \frac{k-1}{k} = \frac{\ln \tau}{\ln \Pi} \\ \eta_p &= \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{\ln \Pi}{\ln \tau} \\ \eta_c &= \frac{\Pi^{\frac{\gamma-1}{k}-1}}{\Pi^{\frac{k-1}{k}-1}} = \frac{\Pi^{\frac{\gamma-1}{k}-1}}{\Pi^{k\eta_p-1}} \\ \Rightarrow \Pi^{\frac{\gamma-1}{k}-1} &= \eta_c \left(\Pi^{k\eta_p-1} \right) \end{aligned} \quad (\text{III-11})$$

D'après la relation (III-8) le travail réel du compresseur sera :

$$W_c = \frac{C_p Tt_2}{\eta_c} \left(\Pi^{\frac{\gamma-1}{k}-1} \right) \quad (\text{III-12})$$

Remplaçant (III-11) dans (III-12), on obtient :

$$\Rightarrow W_c = \frac{C_p Tt_2 \eta_c}{\eta_c} \left(\Pi^{k\eta_p-1} \right)$$

$$\text{D'où :} \quad W_c = C_p Tt_2 \left(\Pi^{k\eta_p-1} \right) \quad (\text{III-13})$$

III-2-4- Analyse dimensionnelle :

Pour l'étude des caractéristiques d'une turbomachine (en particulier un compresseur). On est amené à travailler avec des variables réduites, afin de caractériser le fonctionnement de la machine.

En effet, le théorème de Vachy Buckingham nous apprend qu'une loi reliant (n) grandeurs physiques d'un phénomène, peut également s'exprimer en fonction de ($n-3$) grandeurs sans dimensions, si nous prenons (3) de ces grandeurs physiques comme grandeurs de base.

Ainsi dans le cas d'un compresseur, les grandeurs physiques intéressantes sont :

D : diamètre de compresseur

\dot{m} : débit d'air

N : vitesse de rotation

P_2, P_3 : pressions totales d'entrée et de sortie compresseur

T_2 : température entrée compresseur

En appliquant le théorème de Vachy, on abouti aux nombres ad dimensionnels suivant :

$$1\text{-Débit} : \quad Q_{\text{réduit}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_2}}{P_2}$$

$$2\text{-Régime(vitesse de rotation)} : \quad N_{\text{réduit}} = \frac{N}{\sqrt{T_2}}$$

$$3\text{- Rapport de compression} : \quad \Pi = \frac{P_3}{P_2}$$

A partir de cette analyse dimensionnelle, on pourrait voir aisément les zones de fonctionnement optimal sur les courbes caractéristiques des compresseurs, données par leurs constructeurs(Figure (III-1.2.3)).

Le but de cette analyse dans notre étude et de pouvoir faire une extrapolation, c'est à dire : en connaissant un régime à une température donnée, on peut avoir le régime équivalent dans les conditions standards.

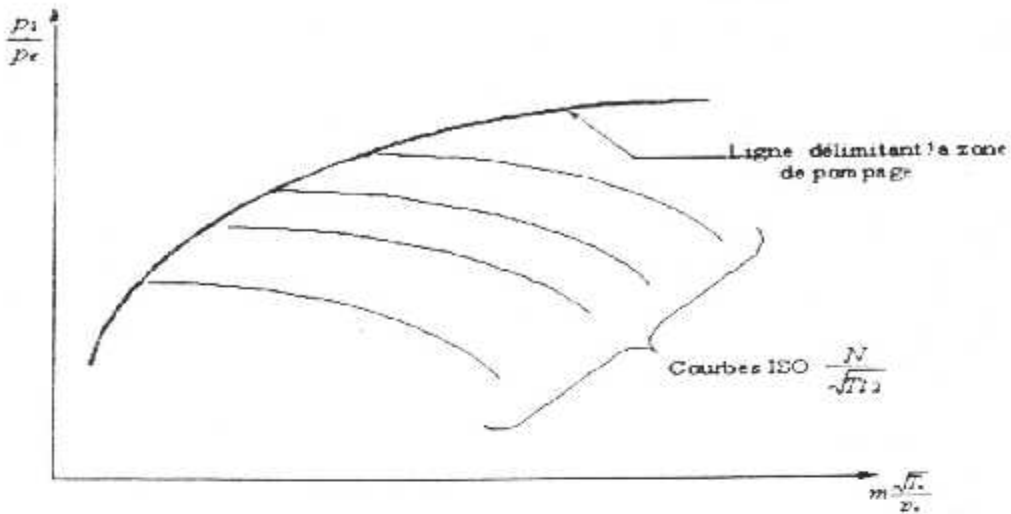


Figure (III-1) - Caractéristique d'un compresseur à différents régimes -

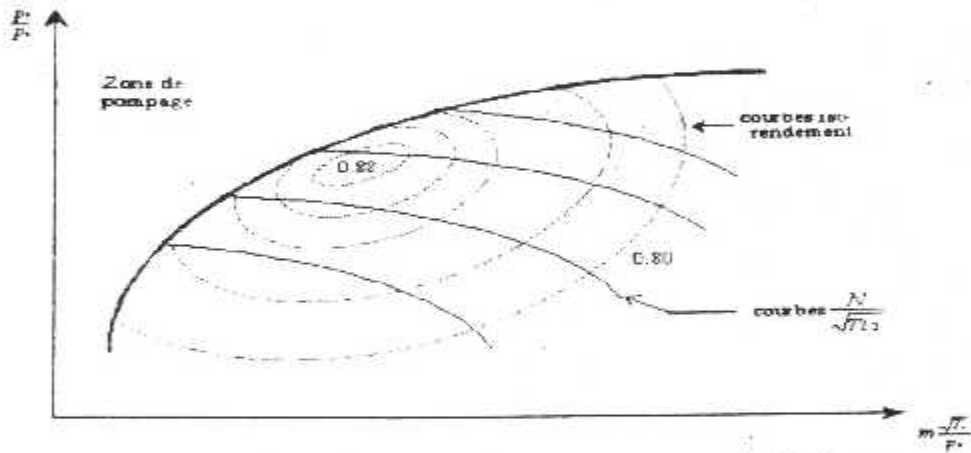


Figure (III-2) - Caractéristiques d'un compresseur à différents régimes et rendements -

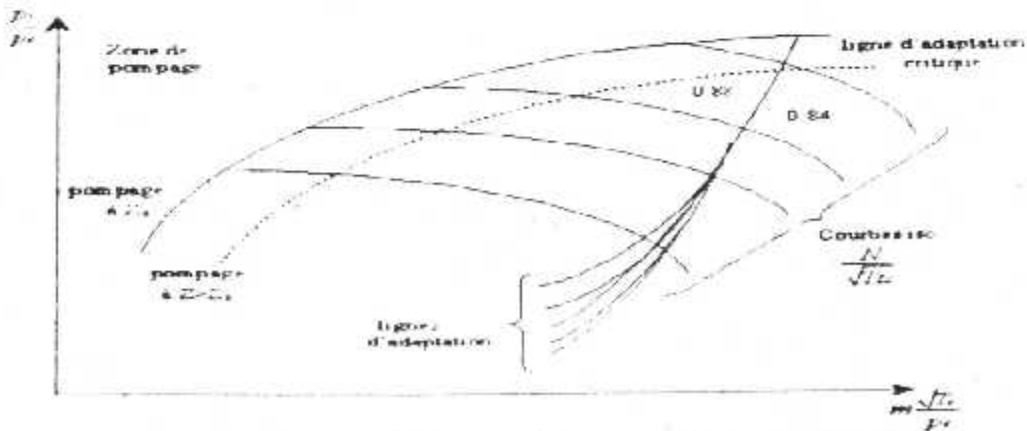


Figure (III-3) - Caractéristiques d'un compresseur adapter à différents altitudes -

III-3-Chambre de combustion :**III-3-1- Le dosage :**

Il est défini comme étant le rapport de la masse de carburant par la masse d'air qu'il lui est mélangé pour effectuer la combustion.

A partir de l'équation chimique de combustion du Kérosène C_7H_{16} , on peut déduire le dosage stœchiométrique (combustion complète) :



$$f_s = 1/15 = 0,067$$

f_s : dosage stœchiométrique

III-3-2- la richesse :

C'est le rapport du dosage réel par le dosage stœchiométrique que l'on notera :

$$r = \frac{f_r}{f_s} \quad (III-14)$$

Si $r > 1$ on a un mélange riche en carburant.

Si $r < 1$ on a un mélange pauvre en carburant.

Dans la chambre de combustion des turboréacteurs actuels, la richesse r est comprise entre 0,018 et 0,025 .

III-3-3- Calcul énergétique :

La puissance mise en jeu dans la C-C est donnée par :

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_c) C_{cc} (T_{t_4} - T_{t_3}) = \dot{m}_c P_{cc} \quad (III-15)$$

\dot{m}_a : débit d'air dans la chambre.

\dot{m}_c : débit carburant.

C_{cc} : La capacité calorifique est donnée par une formule empirique Réf [1].

$$C_{cc} = 878 + 0.208(Tt_4 + 0.48.Tt_3) \quad (\text{III-16})$$

P_{cc} : pouvoir calorifique du carburant ($P_{cc} = 4.4.10^6$ J/Kg)

Tt_3, Tt_4 : température entrée et sortie chambre de combustion.

On a le dosage : $f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}$ (III-17)

De l'équation (III-15) on a : $\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} = \frac{C_{cc}(Tt_4 - Tt_3)}{P_{cc}}$ (III-18)

Le \dot{m}_c est négligeable devant \dot{m}_a , alors l'équation (III-18) devient :

$$\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} = \frac{C_{cc}(Tt_4 - Tt_3)}{P_{cc}}$$

Donc pour un dosage réel :

$$f = \frac{C_{cc}(Tt_4 - Tt_3)}{\sigma_c P_{cc}(1-\xi)} \quad (\text{III-19})$$

Avec ξ : coefficient de soutirage.

σ_c : perte de charge.

III-4 - La turbine :

Le même raisonnement que celui du compresseur

III-4-1-Travail de la turbine :

On a prit comme hypothèse que la détente dans la turbine est adiabatique ($Q_{4,5} = 0$) et que la chaleur spécifique est constante ($C_p = Cte$).

Le premier principe de la thermodynamique. donne :

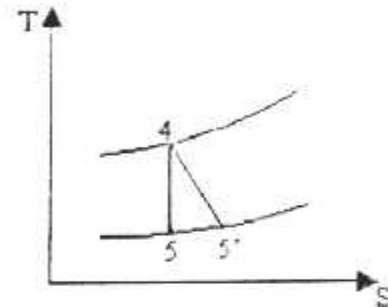
$$W_{4,5} = W_{t,4,5} = \left(h_4 + \frac{V_4^2}{2} \right) - \left(h_5 + \frac{V_5^2}{2} \right)$$

$$W_{4-5} = C_p \left[\left(T_4 + \frac{V_4^2}{2C_p} \right) - \left(T_5 + \frac{V_5^2}{2C_p} \right) \right]$$

$$W_{TIS} = C_p (T_{t4} - T_{t5}) \tag{III-20}$$

III-4 -2- Rendement de la turbine :

Le rendement de la turbine représente aussi le rapport de travail réel sur le travail isentropique.



$$\eta_T = \frac{W_{ir}}{W_{TIS}} = \frac{\Delta H_{ir}}{\Delta H_{TIS}} = \frac{T_{t4} - T_{t5'}}{T_{t4} - T_{t5}}$$

$$\Rightarrow \eta_T = \frac{T_{t4} \left(1 - \frac{T_{t5'}}{T_{t4}} \right)}{T_{t4} \left(1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)} = \frac{1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{k}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

Le rendement polytropique pour une détente est : $\eta_P = \frac{k-1}{k} \frac{\gamma}{\gamma-1}$

Donc : $\frac{k-1}{k} = \eta_P \frac{\gamma-1}{\gamma}$

D'où :
$$\eta_T = \frac{1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\eta_P \frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$\eta_T = \frac{1 - (\tau_r)^{\eta_P \frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (\tau_r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \tag{III-21}$$

III-4-3- Travail de la turbine en fonction du rendement poly tropique :

On sait déjà que le rendement c'est le rapport de travail réel sur le travail isentropique. A partir de sa on peut écrire que :

$$W_T = \eta_T W_{is} = \eta_T C_p (T_{t_4} - T_{t_5})$$

Donc :

$$W_T = C_p T_{t_4} \left[1 - \left(\frac{P_{t_5}}{P_{t_4}} \right)^{\eta_T \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \right] \quad (\text{III-22})$$

III-5- la tuyère :

La tuyère est un convergent dans le quel l'écoulement est isentropique, sans échange 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.

La pression totale à la sortie tuyère est donnée par la formule suivante :

$$P_{t_6} = \sigma_{nv} P_{t_5}$$

σ_{nv} : efficacité de la tuyère.

La température peut être calculer par : $T_{t_6} = T_{t_5} \left(\frac{P_{t_6}}{P_{t_5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ (III-23)

III-5-1-Calcul paramétrique :

Rapport critique : on appel rapport critique, le rapport P_t/P lorsqu'on à un mach égale à 1.

Or :
$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Pour $M=1$:
$$r_c = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Pour $\gamma=1,4$ on trouve $r_c = 1,9$

III-5-2-Fonctionnement pratique :

Lorsqu'on considère une tuyère d'avion, la pression totale à l'amont de la tuyère (secondaire) est celle de sortie turbine HP. Quant à la pression en aval, ça sera la pression atmosphérique (tuyère adaptée).

On aura deux cas de fonctionnement :

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

- **Fonctionnement sub-critique :**

On a :
$$\frac{Pt_5 - Pt_6}{P_0 - P_6} < \gamma_c$$

$Pt_5 = Pt_6$ (transformation adiabatique)

$P_6 = P_0$ (détente complète des gaz)

$$\frac{Pt_6}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{Avec } M < 1$$

D'où :
$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{Pt_6}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (\text{III-24})$$

Sachant que :
$$T_6 = \frac{T_5}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}}$$

En déduit la vitesse d'échappement : $V_e = M \sqrt{\gamma r T_6}$

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} T_5 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{Pt_6}{P_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right)} \quad (\text{III-25})$$

- Fonctionnement critique :

Dans ce cas, on a : $\frac{Pt_6}{P_0} = r_c = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

La vitesse d'éjection est donnée par :

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} r T t_6} \quad (\text{III-26})$$

III-5-3-Rendement :

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

$$\sigma_{ty} = \frac{Pt_6}{Pt_3}$$

Ce rendement est de l'ordre de 0.99

III-6-Calcul des performances d'un turboréacteur double corps double flux :

III-6-1-La poussée :

La poussée d'un réacteur est la force qui s'oppose à la résultante de toutes les forces exercées par l'air sur le réacteur avionné.

En faisant un bilan des forces et en appliquant le théorème des quantités de mouvement, on obtient la formule suivante de la poussée.

$$F = \dot{m}_p (V_e - V_0) + \dot{m}_s (V_s - V_0) + A_1 (P_{s1} - P_0) + A_2 (P_{s2} - P_0) + \dot{m}_c V_c \quad (\text{III-27})$$

\dot{m}_p, \dot{m}_s : débit d'air primaire et secondaire

V_c : vitesse d'éjection des gaz chauds

V_s : vitesse d'éjection des gaz froids

V_0 : vitesse d'entrée de l'air (vitesse de vol)

P_{s1} : pression statique sortie gaz chauds

P_{s2} : pression statique sortie gaz froids

\dot{m}_c : débit de carburant

Dans notre cas, les tuyères sont adaptées donc :

$$P_{s1} = P_{s2} = P_0$$

De plus l'effet du terme ($\dot{m}_c V_c$) est négligeable devant les autres termes.

D'où l'équation (III-27) devient :

$$F = \dot{m}_r (V_r - V_0) + \dot{m}_s (V_s - V_0) \quad (\text{III-28})$$

III-6-2- Taux de dilution :

Il est défini par le rapport de débit primaire sur le débit secondaire :

$$Y = \frac{\text{Flux Secondaire}}{\text{Flux Primaire}} = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_r} \quad (\text{III-29})$$

III-6-3- Poussée spécifique :

Elle est défini par le rapport de poussée sur le débit massique d'air capté par le réacteur :

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (\text{III-30})$$

III-6-4- La Consommation du carburant :

- La consommation horaire : c'est le débit carburant consommé par le moteur dans une heure.

$$C_h = 3600 \cdot \dot{m} \quad (\text{III-31})$$

- La consommation spécifique : c'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée.

$$C_{sp} = \frac{Ch}{F} \quad (\text{III-32})$$

III-6-5-Puissances :

- Puissance calorifique :

$$P_c = \dot{m}_c P_{ci} \quad (\text{III-33})$$

Avec P_{ci} : pouvoir calorifique du carburant

- Puissance thermique :

$$P_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (V_c^2 - V_0^2) \quad (\text{III-34})$$

$\frac{1}{2} \dot{m}_a V_0^2$: L'énergie cinétique des gaz à l'entrée du moteur

$\frac{1}{2} \dot{m}_a V_c^2$: L'énergie cinétique des gaz à la sortie du moteur

- Puissance de propulsion :

$$P_r = F \cdot V_0 \quad (\text{III-35})$$

III-6-6-Rendements :

- Rendement thermique :

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c} \quad (\text{III-36})$$

- Rendement de propulsion :

$$\eta_r = \frac{P_r}{P_{th}} \quad (\text{III-37})$$

- Rendement global :

$$\eta_G = \frac{P_r}{P_c} = \eta_{th} \eta_r \quad (\text{III-38})$$

CHAPITRE IV
Méthode de calcul

IV-1- Introduction :

Une turbomachine se calcul et se dimensionne pour un point de fonctionnement stabilisé bien déterminé (pour un avion civil ce sera en général le point de vol croisière).

Le cycle pour ce point de fonctionnement s'optimise en fonction de certains critères (poussée, consommation spécifique, état actuel de la technologie).

A la fin de cette étape on a donc déterminé le cycle de cette machine et par suite son dimensionnement. Il reste à étudier le comportement de la machine tournant pour les autres points du domaine de vol, c'est ce qui constitue le fonctionnement hors adaptation de la turbomachine, dont la finalité est de trouver la ou les lignes de fonctionnement en régime établi.

En régime transitoire le problème est différent (le moment cinétique du rotor intervenant dans l'équilibre mécanique turbine-compresseur)

IV-2-Méthode de calcul :

En vol, le turboréacteur est soumis à des contraintes diverses qui limitent son domaine de fonctionnement et fait diminuer ses performances, de ce fait il est intéressant d'étudier le comportement du turboréacteur et l'évolution de ses paramètres et performances en fonctionnement hors adaptation, de ce fait on a opté pour l'utilisation d'une nouvelle méthode qui fait introduire des formules empiriques ; mais pour l'obtention de certaines paramètres il faut utiliser toujours une formule de correction.

Les formules utilisées dans notre étude sont essentiellement basées sur les lois de conservation (énergie, quantité de mouvement et débit) en plus de quelques formules empiriques élaborées sur la base de l'expérience par des professeurs du centre de recherche de « KIEV », Réf [1]

Cette méthode est utilisable pour les turboréacteurs doubles corps doubles flux à grands taux de dilution. Les paramètres fonctionnels du turboréacteur seront détaillés et calculés pour chaque station.

Hypothèses de calcul :

- Les tuyères primaire et secondaire sont supposées adaptées.
- Le débit carburant est négligeable devant le débit d'air.

- Les termes additionnels tel que la trainée de crène sont négligés.

Données du point fixe nécessaire pour l'utilisation de la méthode :

Dans la procédure de calcul, On a besoin des données suivantes :

- Les taux de compression et les différents rendements de compresseurs basses et hautes pressions et du fan :

$$\Pi_{FS} \cdot \Pi_{CBPS} \cdot \Pi_{CHPS} \cdot \eta_{FS} \cdot \eta_{CBPS} \cdot \eta_{CHPS}$$

- Les températures génératrices (d'arrêt) aux stations 3 et 5 :

$$Tt_{3N} \cdot Tt_{5N}$$

- Les vitesses de rotation standard du rotor HP et BP :

$$N_{15} \cdot N_{25}$$

- Les densités de flux standards :

$$q_{15} \cdot q_{35}$$

- Le taux de dilution : Y

- Le taux de détente de la THP : Π_{THPS}

- Le travail standard du CHP : W_{CHPS}

- Les données géométriques nécessaires :

$$A_1 \cdot A_2 \cdot A_3 \cdot A_5$$

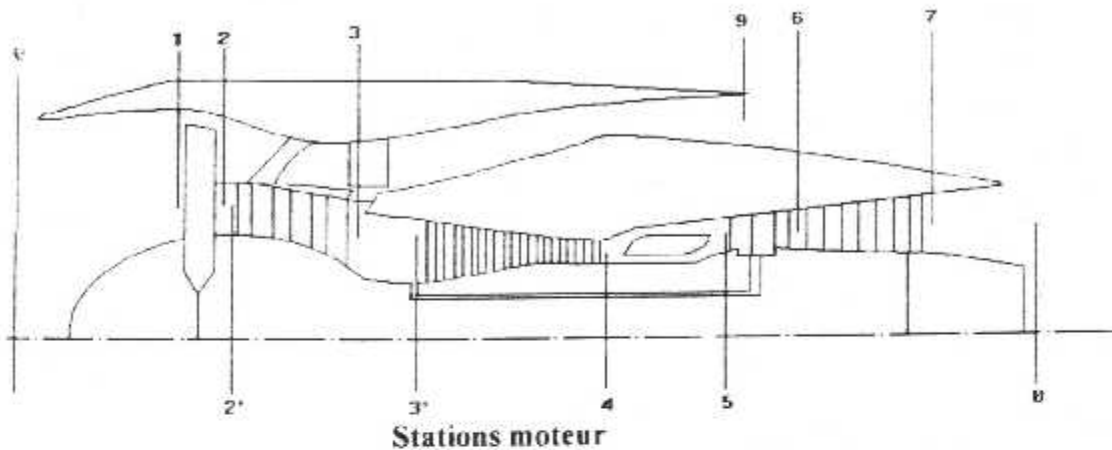
Remarque :

Avant d'entamer le calcul il faut choisir des intervalles de variation du nombre de Mach.

l'altitude, $\overline{N_1}$ ($\overline{N_1} \geq 0,7$)

IV-3- Calcul des paramètres de chaque station du moteur :

Stations moteur : dans notre étude on a utilisé les stations suivantes :



- | | |
|------------------------------------|--------------------------------------|
| Station 0 : Entrée d'air | Station 1 : Entrée fan |
| Station 2 : Sortie fan | Station 2' : Entrée CBP |
| Station 3 : Sortie CBP | Station 3' : Entrée CHP |
| Station 4 : Sortie CHP | Station 5 : Entrée THP |
| Station 6 : Entrée TBP | Station 7 : Sortie TBP |
| Station 8 : Sortie tuyère primaire | Station 9 : Sortie tuyère secondaire |

IV-3-1-Entrée d'air :

➤ La pression et la température de l'air pour une altitude H donnée :

Pour ce maître aux conditions ambiantes à une altitude donnée on calcule la pression et la température par rapport à ce niveau Réf [3]

$$P_o = P_a \left(1 - \frac{H}{44330}\right)^{5.256} \tag{IV-1}$$

$$T_o = T_a - 0.0065.H \tag{IV-2}$$

Avec P_a et T_a : Pression et température aux conditions standards

$$P_a = 1.01325 \text{ bar} \quad , \quad T_a = 288.15^\circ K$$

IV-3-2-Le Fan :➤ La pression et la température à l'entrée du Fan :

Comme il est déjà vu aux chapitres précédents, on peut écrire la température et la pression totale à l'entrée du fan en fonction du Mach, sous la forme suivante:

$$Tt_1 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (IV-3)$$

$$Pt_1 = \sigma_1 P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (IV-4)$$

Avec σ_1 : l'efficacité de l'entrée d'air ; $0,92 < \sigma_1 < 0,98$

➤ Vitesse de rotation équivalente de l'attelage BP (N_{e1}) :

Il existe plusieurs vitesses qui rentrent dans le calcul de la vitesse (N_{e1}) car elle est donnée par des formules empiriques Réf[1]:

On a la vitesse de rotation N_1 de l'attelage BP est donnée par la formule suivante:

$$N_1 = \overline{N}_r N_{1r} \quad (IV-5)$$

Avec \overline{N}_r : vitesse de rotation relative de l'attelage BP.

$$\overline{N}_{e1} = \overline{N}_r \sqrt{\frac{T_0}{Tt_1}} \quad (IV-6)$$

Avec \overline{N}_{e1} : vitesse de rotation relative équivalente de l'attelage BP.

$$N_{e1} = \overline{N}_{e1} N_{1r} \quad (IV-7)$$

➤ Taux de compression du Fan :

Le taux de compression du Fan peut être calculé par les formules empiriques suivantes Réf[1]:

$$\overline{\Pi}_f = N_{e1}^{0,0008} \overline{\Pi}_{fz}^{-0,005} \quad (IV-8)$$

$\overline{\Pi}_F$: Taux de compression relatif du Fan.

$$\overline{\Pi}_F = \overline{\Pi}_F \cdot \overline{\Pi}_{FS} \quad (\text{IV-9})$$

➤ Rendement du Fan :

Le rendement du Fan dans notre étude est une fonction du taux de compression de ce dernier et de la vitesse de rotation relative équivalente il est donné par la formule empirique suivante Réf[1] :

$$\overline{\eta}_F = \overline{\Pi}_F^{(1 - \overline{N}_{rel})} \left(1,022 - (\overline{N}_{rel} - 0,85)^2 \right) \quad (\text{IV-10})$$

$\overline{\eta}_F$: rendement relatif du Fan.

$$\overline{\eta}_F = \overline{\eta}_F \cdot \overline{\eta}_{FS} \quad (\text{IV-11})$$

$\overline{\eta}_{FS}$: rendement standard du Fan.

➤ Densité de flux :

La densité de flux à l'entrée du Fan est donnée par les formules empiriques suivantes Réf[1] :

$$\overline{q}_F = 1 - \left(-\overline{N}_{rel} \right) \cdot 0,205 \cdot \overline{\Pi}_F^{0,5} \quad (\text{IV-12})$$

\overline{q}_F : densité de flux relatif.

$$\overline{q}_F = \overline{q}_F \cdot \overline{q}_{FS} \quad (\text{IV-13})$$

\overline{q}_{FS} : densité de flux standard.

➤ Pression et température totales de sortie Fan :

$$pt_2 = pt_1 \cdot \overline{\Pi}_F \quad (\text{IV-14})$$

$$Tt_2 = Tt_1 \left[1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\Pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (\text{IV-15})$$

➤ Travail du fan :

Comme on a déjà vu au chapitre précédent le travail du Fan s'exprime comme le travail d'un compresseur donc on peut l'écrire sous la forme:

$$W_f = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \frac{Tt_1}{\eta_f} \left(\Pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (\text{IV-16})$$

IV-3-3-Tuyère secondaire :

➤ Vitesse d'échappement des gaz frais :

Puisque la tuyère secondaire est supposée adaptée alors : $p_9 = p_0$

$$\beta_9 = \frac{p_{t_2}}{p_9} \quad (\text{IV-17})$$

β_9 : taux de détente de la tuyère secondaire.

D'après l'équation (III-25) on peut écrire que la vitesse d'échappement sera donnée par la formule suivante :

$$V_9 = \sqrt{2 \eta_{nv} \frac{\gamma}{\gamma - 1} r Tt_2 \left(1 - \frac{1}{\beta_9^2} \right)} \quad (\text{IV-18})$$

η_{nv} : rendement de la tuyère secondaire.

➤ Rapport des vitesses λ_9 :

$$a_{cr9} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} C_p Tt_2} \quad (\text{IV-19})$$

a_{cr9} : vitesse critique de la tuyère secondaire, elle correspond à un Mach égal à 1.

On définit le rapport de la vitesse d'éjection de la tuyère secondaire à la vitesse critique par :

$$\lambda_{vs} = \frac{V_{vs}}{a_{cr2}} \quad (\text{IV-20})$$

Si on remplace la formule de (λ) exprimée par la formule (II-29) on trouve que la densité de flux au niveau de la tuyère secondaire:

$$q_v = \lambda_{vs} \sqrt{\frac{2}{\gamma+1 - (\gamma-1)\lambda_{vs}^2}} \quad (\text{IV-21})$$

➤ Taux de dilution :

Le taux de dilution peut être exprimé par le rapport du débit secondaire sur le débit primaire:

$$Y = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \quad (\text{IV-22})$$

$$\dot{m}_p = \dot{m}_t - \dot{m}_s \quad (\text{IV-23})$$

(IV-22) et (IV-23) donnent :

$$Y = \frac{1}{\frac{\dot{m}_t}{\dot{m}_s} - 1} \quad (\text{IV-24})$$

D'autre part on a :

- Le débit total est donné par :

$$\dot{m}_t = m \cdot A_t \frac{p_{t1}}{\sqrt{T_{t1}}} q_t(\lambda) \quad (\text{IV-25})$$

- Le débit secondaire est donnée par :

$$\dot{m}_s = m \cdot A_s \frac{p_{s2} \sigma_{ny}}{\sqrt{T_{s2}}} q_s \quad (\text{IV-26})$$

En remplaçant (IV-25) et (IV-26) dans (IV-24) on obtient :

$$Y = \frac{1}{\left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right) \left(\frac{1}{\sigma_{\text{sec}}^2} \right) \left(\frac{1}{\Pi_F} \right) \left(\frac{T_{t_2}}{T_{t_1}} \right)^2 \left(\frac{q_1}{q_2} \right)^{-1} \right]} \quad (\text{IV-27})$$

σ_{sec} : Efficacité de la tuyère secondaire

➤ Débit d'air secondaire :

En théorie, la pression totale se conserve tout le long de la tuyère lorsqu'il n'y a pas d'ondes de choc. Pendant le fonctionnement du moteur, à cause des frottements ; la pression totale chute légèrement dans cette dernière. Pour cela on introduit un facteur de pertes dans l'expression du débit.

Donc le débit secondaire devient :

$$\dot{m}_s = m \cdot A_2 \cdot \frac{P_{t_2} \sigma_{\text{sec}}}{\sqrt{T_{t_2}}} \cdot q_2 \quad (\text{IV-28})$$

Avec $m=0,0404$

➤ Débit d'air primaire : D'après l'équation (IV-22) on a :

$$\dot{m}_p = \frac{\dot{m}_s}{Y} \quad (\text{IV-29})$$

IV-3-4-compresseur basse pression :

➤ Densité du flux à l'entrée du CBP :

Le taux de dilution peut s'écrire : $Y = \frac{\dot{m}_1 - \dot{m}_2}{\dot{m}_1}$

Avec : $\dot{m}_2 = m \cdot A_2 \cdot \frac{P_{t_2}}{\sqrt{T_{t_2}}} \cdot q_2$

Si on remplace le débit primaire par sa valeur dans la formule de taux de dilution. On trouve que la densité de flux au niveau du compresseur basse pression est donné par :

$$q_2 = \left(\frac{1}{\Pi_{cp}} \right) \left(\frac{Tt_2}{Tt_1} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{A_1}{A_2} \right) \left(\frac{q_1}{1+Y} \right) \quad (\text{IV-30})$$

➤ Taux de compression :

Le taux de compression du CBP dépend que du régime de vol. et il est donné par les formules suivantes Réf[1] :

$$\overline{\Pi}_{CBP} = \overline{N}_{et}^{N_{et}^{0.45}} \Pi_{CBP}^{0.45} \quad (\text{IV-31})$$

$\overline{\Pi}_{CBP}$: Taux de compression relatif du CBP.

Π_{CBPS} : Taux de compression standard du CBP.

$$\overline{\Pi}_{CBP} = \overline{\Pi}_{CBP} \Pi_{CBPS} \quad (\text{IV-32})$$

➤ Rendement du compresseur basse pression :

Le rendement du compresseur basse pression s'exprime comme suit, Réf[1] :

$$\overline{\eta}_{CBP} = \Pi_{CBPS}^{-4(1-N_{et})^2} (1.022 - (N_{et} - 0.85)^2) \quad (\text{IV-33})$$

$\overline{\eta}_{CBP}$: Rendement relatif du CBP.

$$\overline{\eta}_{CBP} = \overline{\eta}_{CBP} \eta_{CBPS} \quad (\text{IV-34})$$

η_{CBPS} : Rendement du CBP standard.

➤ Pression et température totales sortie compresseur basse pression :

La pression de sortie CBP s'exprime par le produit de la pression d'entrée par le taux de compression :

$$pt_3 = pt_2 \Pi_{CBP} \quad (\text{IV-35})$$

On sait que le rendement égal à: $\eta_{CBP} = \frac{W_{CBP}}{W_{IS}}$

➤ Travail du compresseur basse pression :

De l'équation(III -22)on a :

$$W_{CBP} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{r}{\eta_{CBP}} \cdot Tt_2 \left(\Pi_{CBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (IV-36)$$

Donc, de (IV-36)on trouve:
$$Tt_3 = Tt_2 \left(1 + \frac{1}{\eta_{CBP}} \left(\Pi_{CBP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right) \quad (IV-37)$$

IV-3-5-Compresseur haute pression :

➤ Densité de flux :

Si on applique la loi de conservation de débit entre entrée CHP et entrée CBP, On trouve :

$$q_3 = \left(\frac{A_2}{A_3} \right) \left(\frac{Pt_2}{Pt_3 \sigma_{33'}} \right) \left(\frac{Tt_3}{Tt_2} \right) q_2 \quad (IV-38)$$

q_3 : densité de flux à la sortie CBP.

$\sigma_{33'}$:perte de charge entre les stations 3 et 3'(0,92 < $\sigma_{33'}$ < 0,98)

$$\overline{q_3} = \frac{q_3}{q_{3s}} \quad (IV-39)$$

$\overline{q_3}$: densité du flux relatif entrée CHP.

q_{3s} : Densité du flux entrée CHP standard.

➤ Vitesse de rotation de l'attelage HP :

$$N_e = \overline{N_e} N_{e0} \quad (IV-40)$$

$\overline{N_e}$: vitesse de rotation relative équivalente de l'attelage HP.

N_{e0} : vitesse de rotation standard équivalente de l'attelage HP.

$$\overline{N}_2 = \overline{N}_{e2} \sqrt{\frac{T_{t3}}{T_{t3s}}} \quad (\text{IV-41})$$

$$N_2 = \overline{N}_2 N_{e2s} \quad (\text{IV-42})$$

➤ Taux de compression :

$$\overline{\Pi}_{CHP} = \overline{N}_{e2}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Pi_{CHP}^{e2} \quad (\text{IV-43})$$

$\overline{\Pi}_{CHP}$: Taux de compression relatif du CHP.

Π_{CHPS} : Taux de compression standard du CHP.

$$\Pi_{CHP} = \overline{\Pi}_{CHP} \Pi_{CHPS} \quad (\text{IV-44})$$

➤ Rendement du compresseur haute pression :

Le rendement relatif du CHP est :

$$\overline{\eta}_{CHP} = \overline{N}_{e2} \left(\Pi_{CHPS}^{0,05} (\overline{N}_{e2} - \overline{N}_{e2}^2) \right) \quad (\text{IV-45})$$

Donc:

$$\eta_{CHP} = \overline{\eta}_{CHP} \eta_{CHPS} \quad (\text{IV-46})$$

η_{CHPS} : Rendement du CHP standard.

➤ Travail du compresseur haute pression :

Pression totale à la sortie CHP :

$$pt_4 = \sigma_w pt_3 \Pi_{CHP} \quad (\text{IV-47})$$

Température totale à la sortie CHP :

$$Tt_4 = Tt_3 \left(1 + \frac{1}{\eta_{CHP}} \left(\Pi_{CHP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right) \quad (\text{IV-48})$$

Donc, et d'après l'équation (III-8) on peut écrire que le travail du CHP:

$$W_{CHP} = \frac{\gamma}{\gamma-1} r (Tt_4 - Tt_3) \quad (\text{IV-49})$$

IV-3-6-Chambre de combustion :➤ Température sortie chambre de combustion :

Pour obtenir la température la (Tt_s), on procède à la démonstration suivante :

D'après l'équilibre mécanique entre la turbine HP et le compresseur HP:

On aura : $W_{CHP} = W_{THP} \eta_m$

η_m : Rendement mécanique.

D'où :

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{CHPnom} = \frac{\gamma_p}{\gamma_c - 1} \cdot R_c \cdot Tt_{snom} \left(1 - \frac{1}{\Pi_c^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \right) \eta_m \eta_c \end{array} \right. \quad (IV-50)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{CHP} = \frac{\gamma_p}{\gamma_c - 1} \cdot R_c \cdot Tt_s \left(1 - \frac{1}{\Pi_c^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \right) \eta_m \eta_c \end{array} \right. \quad (IV-51)$$

En divisant (IV-50) par (IV-51), on obtient :

$$Tt_s = Tt_{snom} \frac{W_{CHP}}{W_{CHPnom}}$$

Si en prend en considération les soutirages d'air, on aura :

$$Tt_s = Tt_{se} \left(\frac{W_{CHP}}{W_{CHPse}} \right)^{\frac{1 - \xi_1}{1 - \xi_2}} \quad (IV-52)$$

Tt_{se} : Température sortie chambre de combustion nominale.

ξ_1 et ξ_2 : Coefficients de soutirage nominal et réel.

W_{CHPse} : Travail nominal du CHP.

➤ Capacité calorifique :

La capacité calorifique est donnée par la formule empirique suivante :

$$C_{cc} = 878 + 0.208(T_{t_5} - 0.48 T_{t_4}) \quad (IV-53)$$

➤ Dosage du carburant :

D'après la formule (III-19) et si on prend en considération le soutirage d'air on peut écrire que :

$$f = C_{cc} \frac{T_{t_5} - T_{t_4}}{\eta_{cc} P_G (1 - \xi_2)} \quad (IV-54)$$

η_{cc} : Rendement de combustion.

IV-3-7-Turbine haute pression :

➤ Travail de la turbine haute pression :

A partir de l'équilibre de puissance entre le CHP et la THP on obtient :

$$W_{THP} = \frac{W_{CHP}}{(1+f)(1-\xi_2)\eta_m} \quad (IV-55)$$

➤ Pression et température sortie THP :

σ_{cc} : Perte de charge à la chambre de combustion.

Π_{THP} : Taux de détente nominal de la THP.

D'après l'équation (III-20) on trouve que :

$$T_{t_6} = T_{t_5} \left(\frac{W_{THP} \gamma_g^{-1}}{\eta_{THP} \gamma_g r_g} \right) \quad (IV-57)$$

γ_g : coefficient adiabatique du mélange gazeux.

r_g : constante des gaz chauds.

IV-3-8-Turbine basse pression :**➤ Travail de la turbine basse pression :**

De même raisonnement à celui de l'attelage HP on obtient le travail de la turbine basse pression :

$$W_{TBP} = \frac{(1+Y) \cdot W_{\text{e}} + W_{\text{CBP}}}{(1+f) \cdot (1-\xi_2) \cdot T_{1e}} \quad (\text{IV-58})$$

➤ Pression et température sortie turbine basse pression :

$$T_{t_7} = T_{t_6} \cdot \left(\frac{W_{TBP} \cdot \gamma_e^{-1}}{\eta_{TBP} \cdot \gamma_e \cdot r_e} \right) \quad (\text{IV-59})$$

η_{TBP} : Rendement de la TBP.

$$\Pi_{TBP} = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_{TBP}} \left(1 - \frac{T_{t_7}}{T_{t_6}} \right) \right)^{\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1}}} \quad (\text{IV-60})$$

Π_{TBP} : Taux de détente de la TBP.

$$pt_7 = \frac{pt_6}{\Pi_{TBP}} \quad (\text{IV-61})$$

IV-3-9-Tuyère primaire :**➤ Vitesse d'éjection :**

La tuyère est supposée adaptée donc : $p_s = p_e$

- Le taux de détente de la tuyère primaire :

$$\beta_s = \frac{pt_9}{p_s} \quad (\text{IV-62})$$

-Taux de détente critique de la tuyère primaire (pour un $M=1$)

$$\beta_{CR} = \left(\frac{\gamma_e + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1}} \quad (IV-63)$$

Si :

$$\beta_k > \beta_{CR} \Rightarrow V_{Ej} = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1} \cdot r \cdot T_{t_1}} \quad (IV-64)$$

Si non

$$\Rightarrow V_{Ej} = \sqrt{2 \eta_{av} \frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1} r \cdot T_{t_1} \left(1 - \frac{1}{\beta \frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1}} \right)} \quad (IV-65)$$

IV-4- Calcul des performances moteur :

IV-4-1-Vitesse de vol :

$$a = \sqrt{\gamma_e \cdot r \cdot T_0}$$

$$V = a \cdot M \quad (IV-66)$$

IV-4-2-Poussée :

$$F = \dot{m}_r (V_{Ej} - V) + \dot{m}_c (V_e - V) \quad (IV-67)$$

IV-4-3-Consommation horaire du carburant :

$$C_h = 3600 \cdot f \cdot \dot{m}_p \quad (IV-68)$$

IV-4-4-Consommation spécifique du carburant :

$$C_{sp} = \frac{C_h}{F} \quad (IV-69)$$

IV-4-5-Rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{F \cdot V}{\frac{1}{2} \dot{m}_r (V_{Ej}^2 - V^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_c (V_e^2 - V^2)} \quad (IV-70)$$

IV-5- Calcul de la vitesse $\overline{N_{e2}}$:

Pour le calcul de ($\overline{N_{e2}}$) on utilise la méthode de Newton. Puisque la résolution de la fonction de densité de flux est très compliquée et qui est donnée par la formule suivante :

$$\overline{q_3} = \overline{N_{e2}}^{0.1 \Pi_{comp}} + \overline{N_{e1}}^{-1}$$

Le principe de calcul s'expose comme suit :

- A chaque régime calculé ; $\overline{q_3}$, à une valeur fixée, qui sera prise comme référence.
- Le calcul de $\overline{N_{e2}}$ correspond à la valeur de $\overline{q_3}$ peut être fait par la méthode de Newton et cela par la détermination de la valeur qui annule le terme $F(X)$ avec $X = \overline{N_{e2}}$:

$$F(X) = \overline{q_3^{ref}} - X^{0.1 \Pi_{comp}} + X^{-1}$$

- La condition $F(X)F'(X) > 0$ est suffisante pour assurer la convergence de la méthode de Newton, si cela n'est pas respecté, on incrémente X et on poursuit jusqu'à ce que cette dernière soit vérifiée après la méthode en elle-même commence suivant le schéma de Newton bien connu.

- Pour bien comprendre le calcul voir l'organigramme-1-

IV-6- Calcul du coefficient adiabatique :

A différentes stations du moteur le coefficient adiabatique doit être calculer car c'est une fonction de température. Alors pour augmenter la précision du calcul établi. On a utilisé des sous-routines semblables à chaque élément (compresseur, turbine, tuyère).

Ces sous-routines sont basées sur le respect de deux conditions qui sont :

$$\gamma_s = \frac{C_p}{C_p - r}$$

$$\frac{T_b}{T_a} = \left(\frac{P_b}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

T_a, T_b : températures d'entrée et de sortie de chaque organe moteur.

La chaleur spécifique à pression constante C_p peut être calculer par les formules suivantes Réf [1] :

a- pour l'air :

$$C_p = \frac{28,11(T_b - T_a) + 0,0009835(T_b^2 - T_a^2) + 4802,10 \cdot 10^{-9} \left(\frac{T_b^3 - T_a^3}{3} \right) + 1,966,10 \cdot 10^{-9} \left(\frac{T_b^4 - T_a^4}{4} \right)}{28,972(T_b - T_a)} \cdot 1000$$

b- pour les gaz chauds :

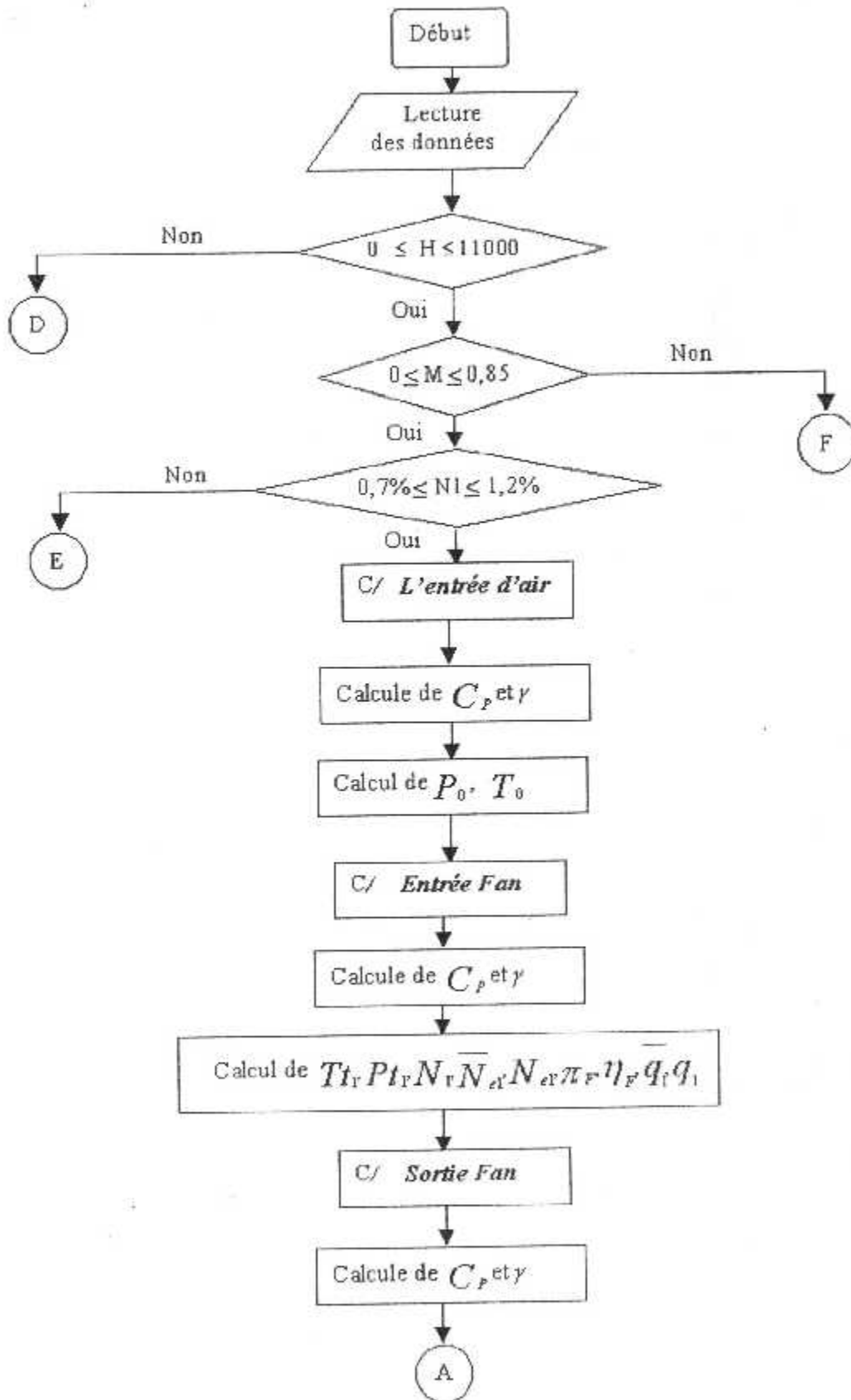
$$C_p = (0,9102 + 0,1187 \cdot 14,9 \cdot f + 0,1187 \cdot 10^{-3} (T_a + T_b)) \cdot 1000$$

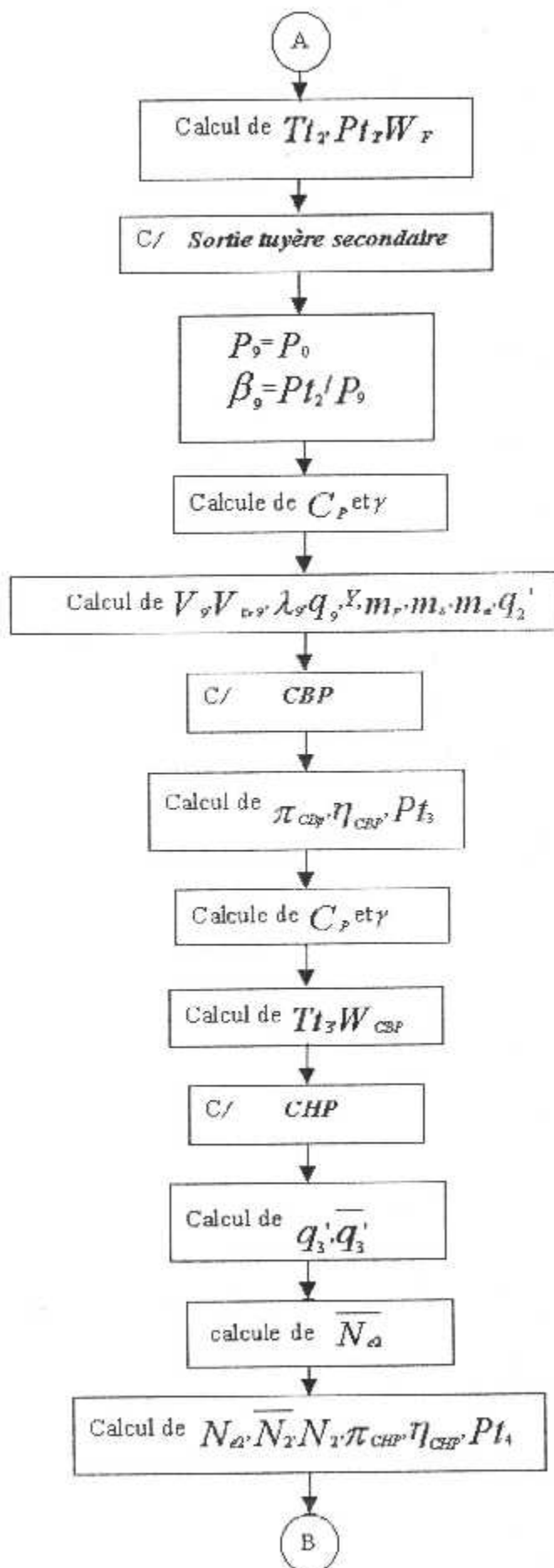
Remarques :

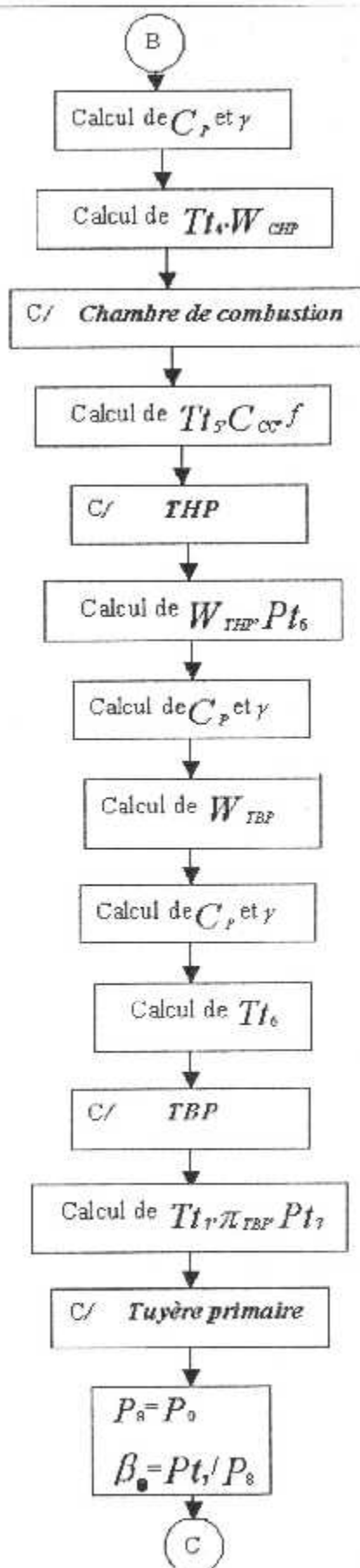
Nous avons tenu compte dans le calcul de :

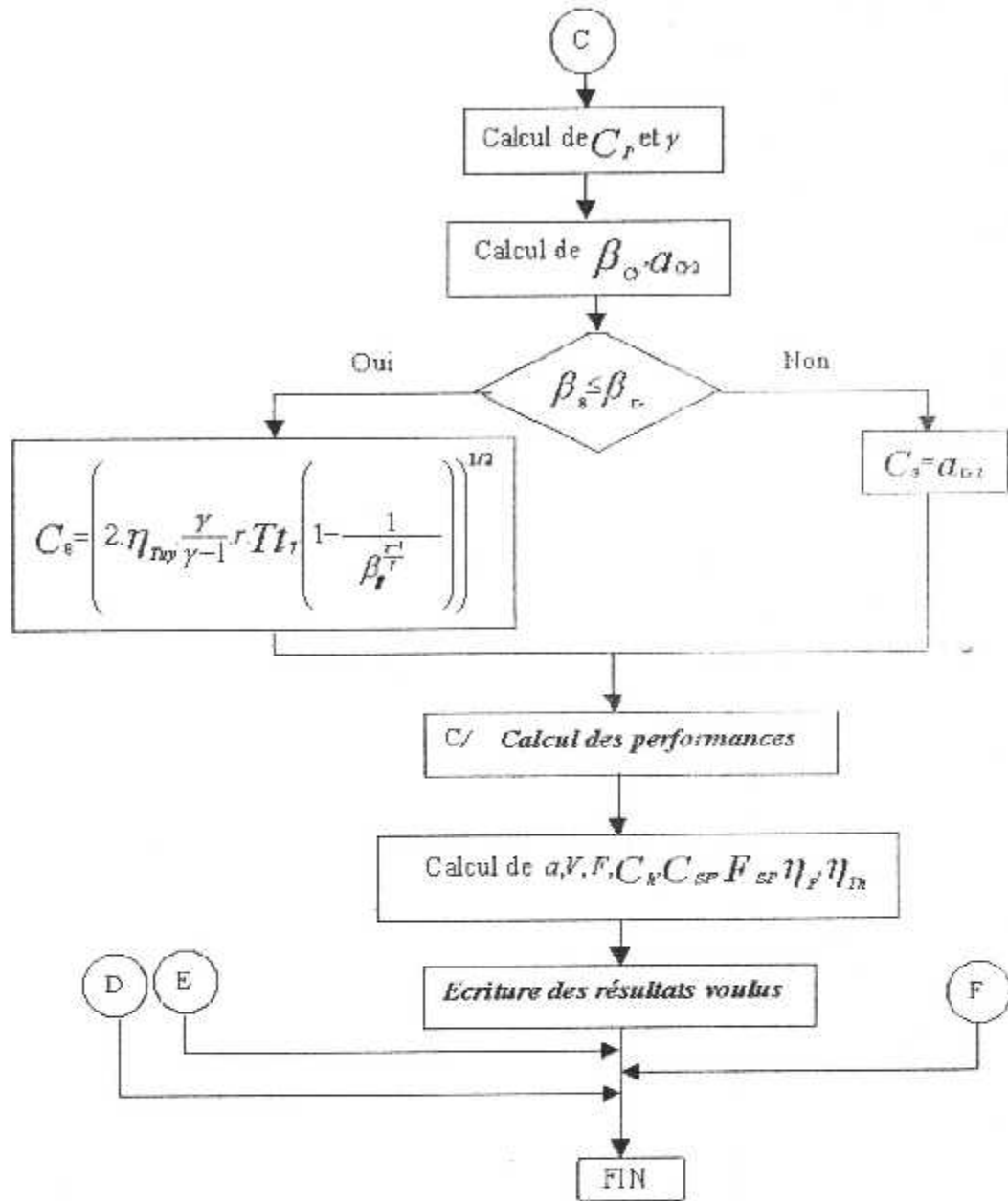
- La variation de pression et de température en fonction de l'altitude.
- La variation de la capacité calorifique C_p ainsi que le rapport des capacités calorifiques à pression et volume constant γ dans les différentes parties du réacteur en fonction de la température.
- La variation des taux de compression et des rendements en fonction du régime.

Organigramme principal N°1 :

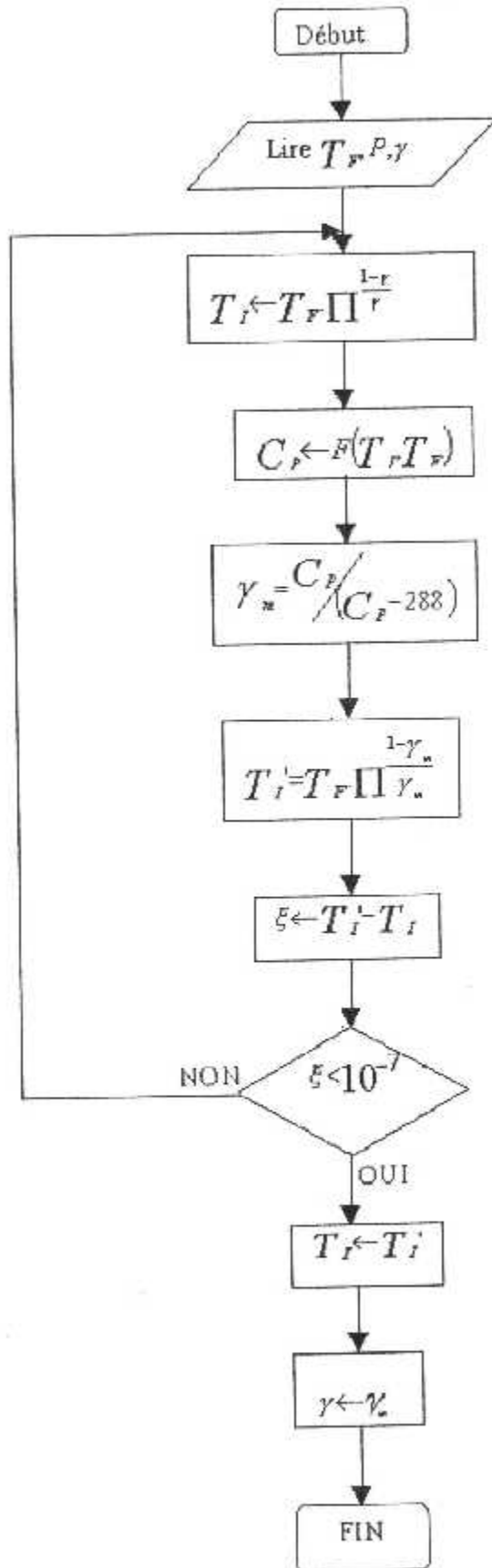




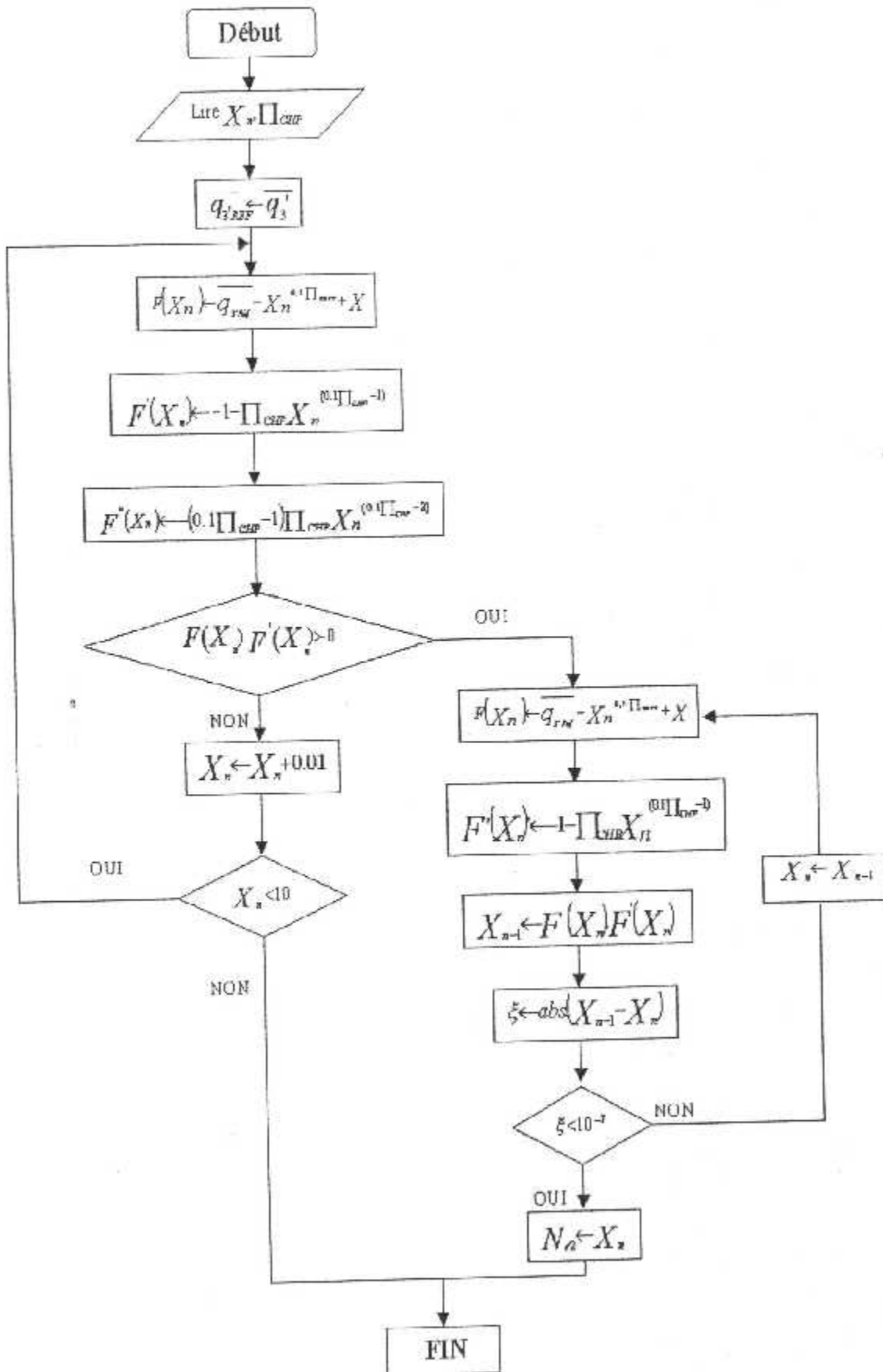




Organigramme de calcul de γ et de C_p N°2 :



Organigramme de calcul de N_a N°3 :



CHAPITRE V

Résultats et discussion

RESULTATS ET DISCUSSION

Les performances d'un turboréacteur représentent l'efficacité de ce dernier pour cela, pour comparer des turboréacteurs de même conception il faut voir leurs performances qui sont basées sur la poussée, la consommation carburant et les rendements. Ces performances varient selon différents paramètres.

V-1-Analyse des performances au point fixe et en phase croisière :

Le point fixe est un essai très important réalisé au sol. Il consiste à étudier le comportement des éléments composant le moteur et de s'assurer de ses performances, après une révision ou une certaine durée d'exploitation.

Le point fixe a lieu à une pression et température ambiante; Dans notre étude on a pris les conditions standards $P=1,01325 \text{ atm}$, $T=288,15^\circ\text{K}$.

V-1-1-La poussée : figure (V-1)

Au point fixe : la poussée augmente rapidement et d'une manière continue jusqu'à la vitesse de décollage cela s'explique par l'augmentation de la masse d'air captée à l'entrée du réacteur qui dépend du régime de rotation; Sachant que la poussée est directement proportionnelle au débit d'air entrant. Cette zone avant et pendant le décollage représente la plage des régimes d'utilisation. A la vitesse de décollage le régime est limité en temps, car il entraîne l'élévation de la température entrée turbine. La zone après le décollage est limitée à 104% de NI ou la poussée continue à augmenter, cette plage de fonctionnement ne peut être atteinte qu'accidentellement, et si c'est le cas elle indique une défectuosité ou il y a risque d'endommagement des parties chaudes du moteur.

Phase croisière : a haute altitude et avec un nombre de Mach ($M=0,8$) les valeurs de la poussée diminuent par rapport aux ceux du point fixe, elle prend sa valeur minimale et augmente progressivement en fonction du régime.

V-1-2-Consommation horaire : figure (V-2)

Au point fixe : L'augmentation de la consommation horaire avec le régime de rotation s'explique par le fait que le débit d'air entrant augmente, nous avons plus de carburant pour maintenir le dosage réel dans une plage bien défini – éviter l'extinction de la flamme – cela peut s'expliquer autrement : ayant un grand débit d'air à comprimer par le compresseur,

nécessite plus d'énergie pour le faire tourner, or cette énergie provient de la combustion, donc on doit forcément augmenter le débit carburant.

Phase croisière : la consommation horaire prend la même allure avec la poussée mais avec un écart d'augmentation plus grand.

V-1-3-Consommation spécifique : Figure (V-3)

Au point fixe : la consommation spécifique chute aux bas régimes jusqu'à atteindre un minimum à $N1= 93,5\%$, suivi d'une augmentation jusqu'au régime maximum. Cela s'explique comme suit : $C_{sp} = \frac{Ch}{F}$

Donc la C_{sp} fait intervenir deux variables. Aux bas régimes c'est l'augmentation de la poussée qui l'emporte sur l'augmentation de Ch , mais a régime élevé c'est l'effet inverse qui se produit car nous y fournissons beaucoup plus de carburant pour une augmentation minimale de poussée. Sachant que le rendement global est inversement proportionnel à la C_{sp} ; D'où l'intérêt d'avoir une C_{sp} minimale pour maximiser le rendement global du moteur. Nous voyons bien que l'utilisation du moteur soit optimale pour des régimes très proches correspond à la C_{sp} minimale, c'est à dire ; Le régime maximal.

Phase croisière : La consommation spécifique augmente rapidement par rapport au point fixe, et sa s'explique par l'écart d'augmentation de la Ch par rapport à celle de la poussée.

V-1-4-Poussée spécifique : Figure (V-4)

Au point fixe : La poussée spécifique c'est le rapport de la poussée sur le débit d'air entrant donc l'augmentation de cette dernière s'explique par l'augmentation de la poussée d'une façon plus grande par rapport au débit c'est pour cela elle prend la même évolution avec la poussée dans les deux cas ($M=0, H=0$) et ($M=0,8, H=11000$ m).

Figure (V-1) - Evolution de la poussée en fonction du régime de rotation -

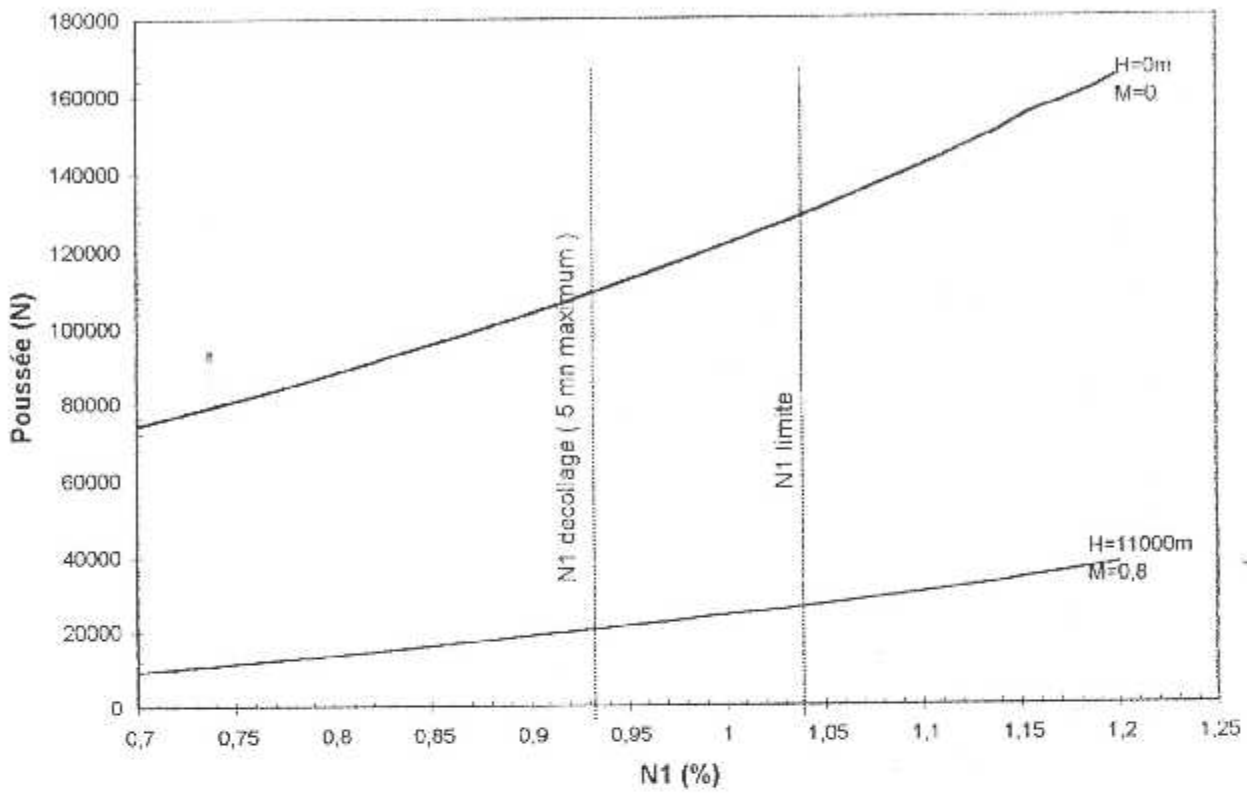


Figure (V-2) - Evolution de la consommation horaire en fonction du régime -

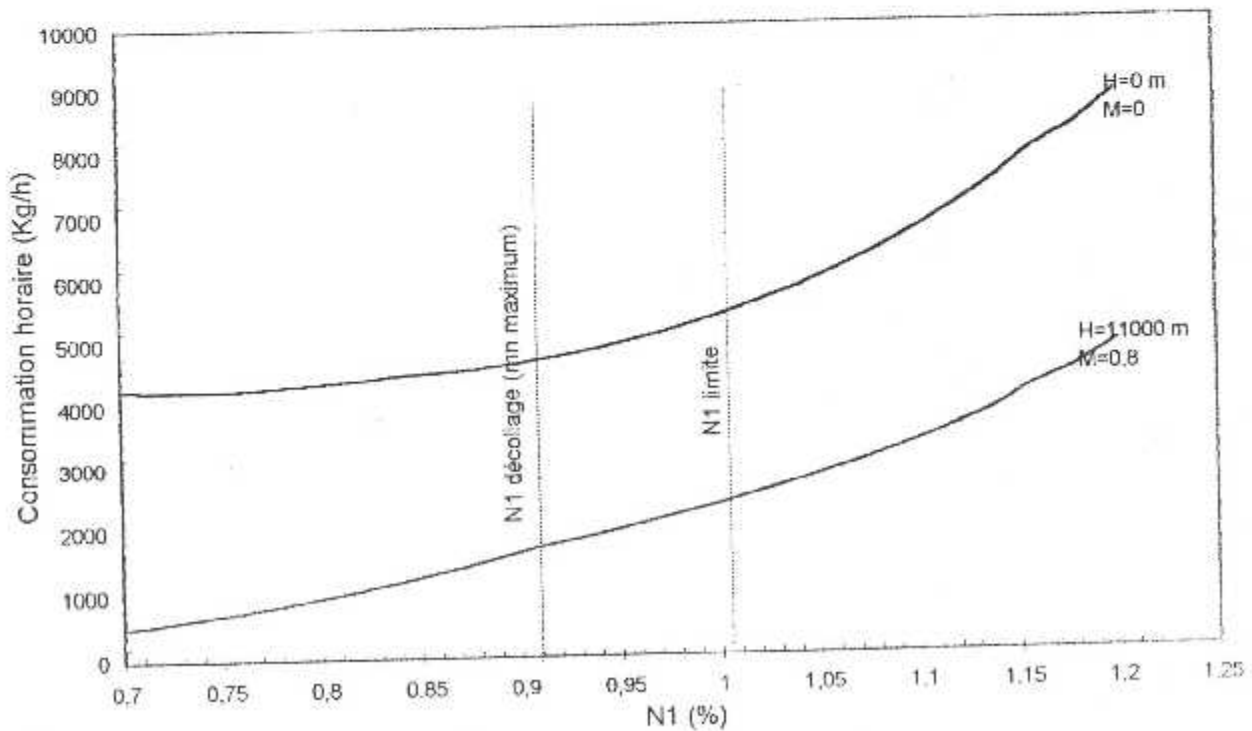


Figure (V-3) - Evolution de la consommation spécifique en fonction du régime de rotation -

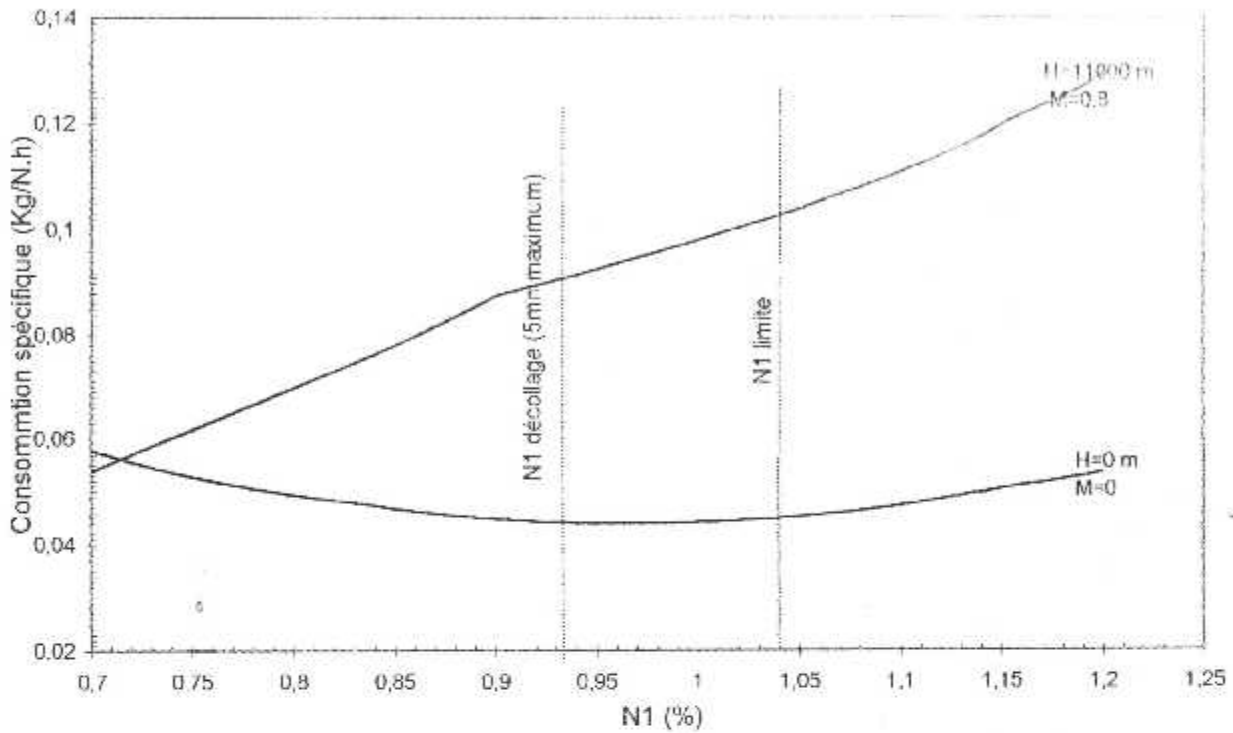
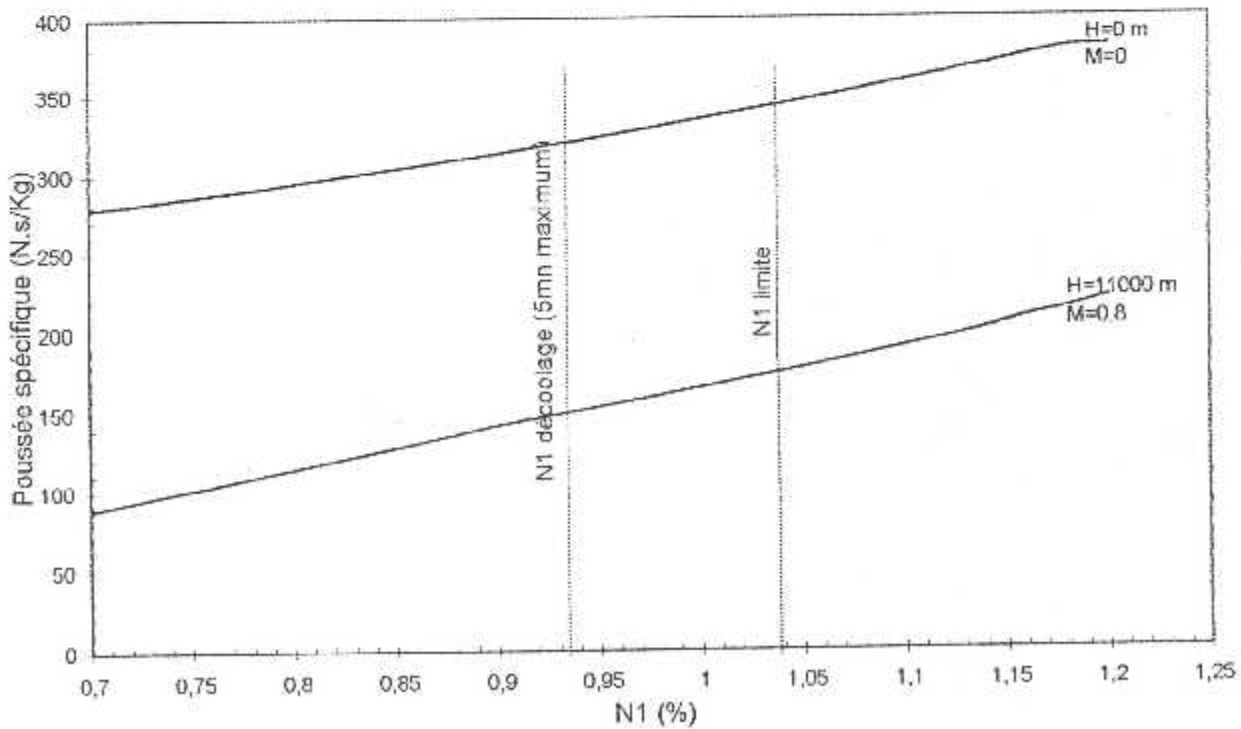


Figure (V-4) - Evolution de la poussée spécifique en fonction du régime de rotation -



V-1-5-Débit d'air : figure (V-5)

Au point fixe : L'évolution croissante du débit d'air capté par le moteur en fonction du régime de rotation peut être interprétée par : que plus la vitesse de rotation croît plus l'effet de dépression entrée compresseur croît, ce qui engendre un débit d'air croissant.

Phase croisière : Avec l'augmentation de l'altitude; le débit d'air diminue d'une façon remarquable mais il augmente toujours avec l'augmentation du Mach et de NI.

V-1-6-Taux de dilution : figure (V-6)

Au point fixe : Le taux de dilution augmente avec le régime de rotation jusqu'à ce qu'il atteigne sa valeur maximale au décollage puis il diminue progressivement, à cause de l'augmentation de débit d'air primaire, car le taux de dilution est inversement proportionnel à ce dernier.

Phase croisière : Le taux de dilution diminue avec l'augmentation de l'altitude puisque le débit diminue, on remarque aussi qu'il atteint des valeurs très élevées pour un NI compris entre 0,7 et 0,85 et en réalité on ne prend pas en considération ces valeurs car elles ne rentrent pas dans la zone de limitation.

V-1-7-Taux de compression : figure (V-7)

Au point fixe : Le taux de compression du compresseur haute pression reste presque constant avec la variation du régime de rotation jusqu'au décollage, puis il croît sensiblement car le NI est élevé et la masse de débit d'air captée est grande, cela nécessite une augmentation de compression, On peut dire que le compresseur dans cette zone est en risque de pompage.

Pour le compresseur basse pression on remarque que le taux de compression augmente progressivement avec le régime NI.

Phase croisière : Pour les bas régimes le taux de compression atteint sa valeur minimale puis il augmente progressivement jusqu'il atteint sa valeur optimale pour NI=0,9 qui est légèrement inférieur à celle du point fixe.

Pour le compresseur basse pression la compression diminue légèrement par rapport au point fixe mais son évolution reste la même. La diminution des taux de compression peut être expliquée par la diminution de densité de flux en fonction de l'altitude.

Figure (V-5) - Evolution du débit en fonction du régime de rotation -

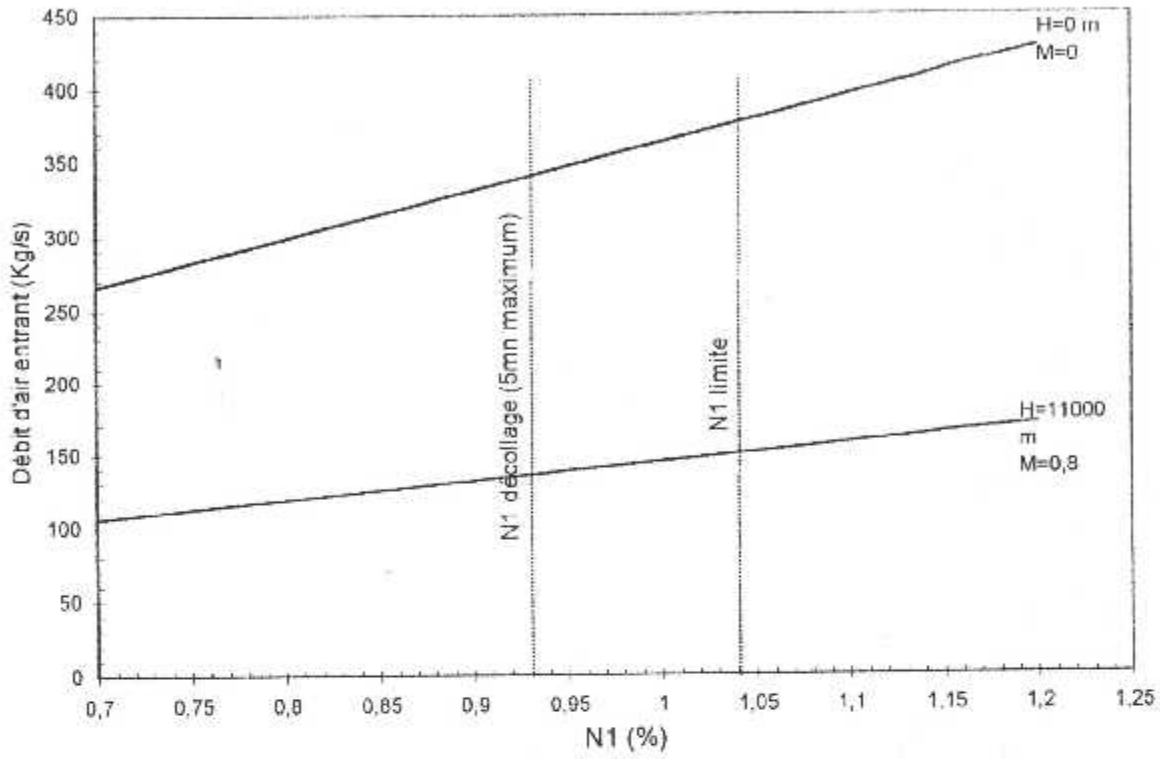


Figure (V-6) - Evolution du taux de dilution en fonction du régime de rotation -

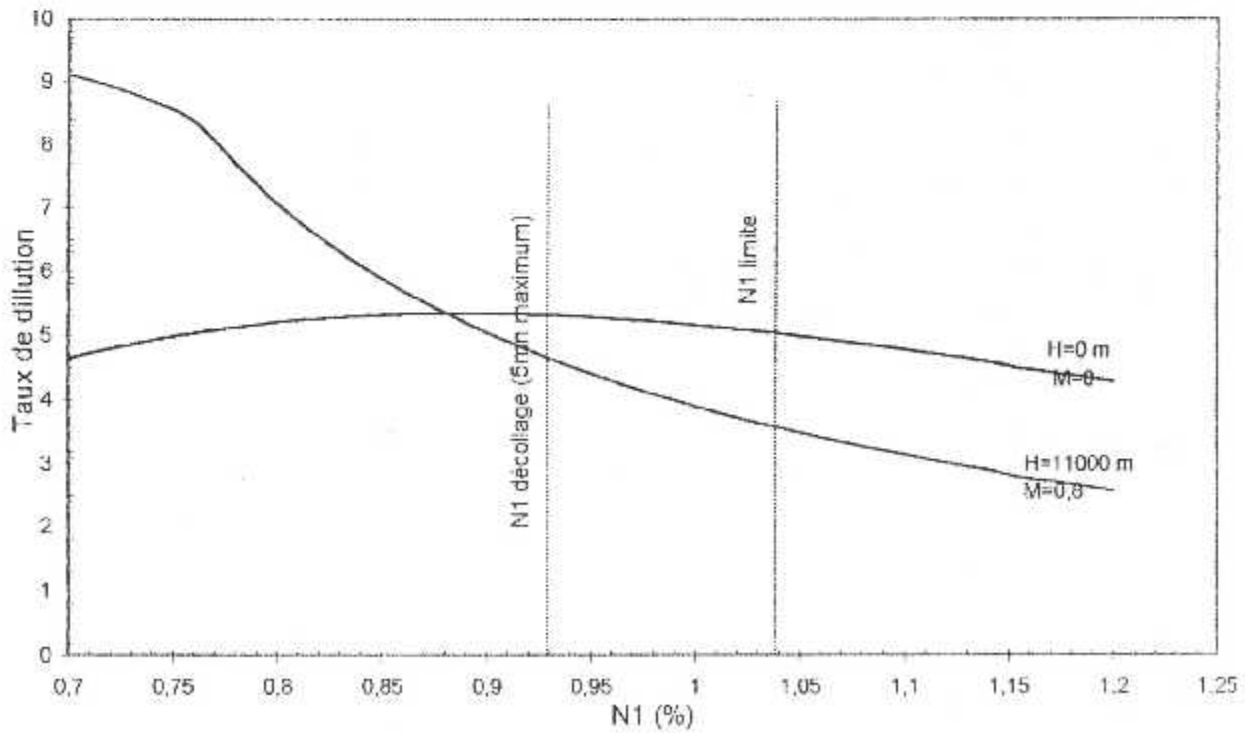


Figure (V-7) - Evolution des taux de compression en fonction du régime de rotation -

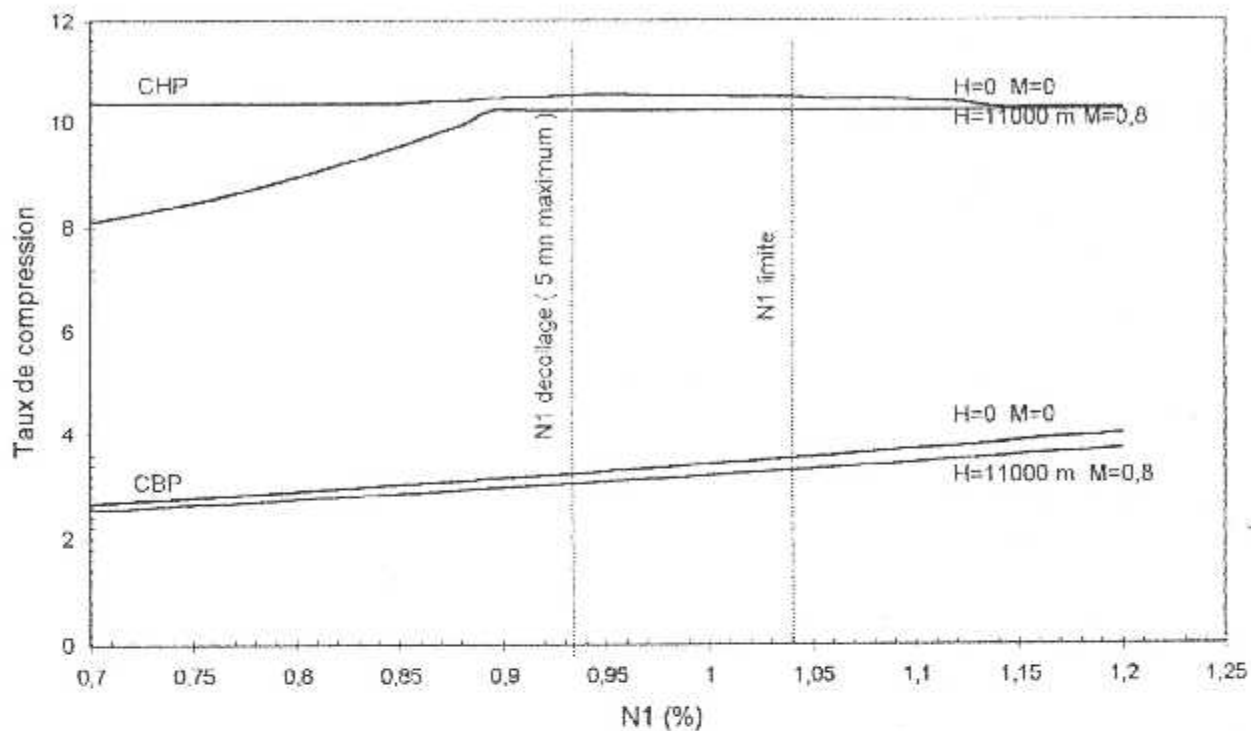
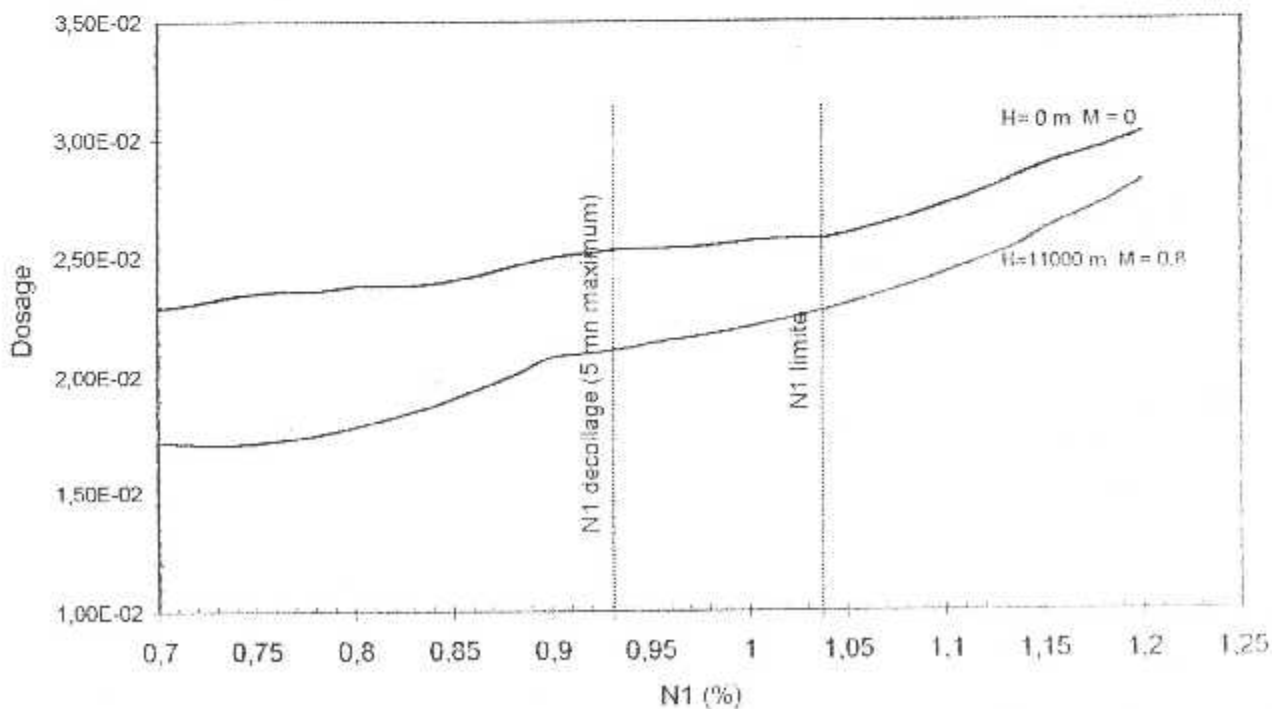


Figure (V-8) - Evolution du dosage en fonction du régime de rotation -



V-1-8- Le dosage : figure (V-8)

Au point fixe : Le dosage croit progressivement avec le régime de rotation, cela est dû au fait que le débit d'air entrant augmente ce qui nécessite une augmentation de débit carburant pour assurer une combustion complète et puisque la température sortie combustion augmente influe sur l'augmentation du dosage.

Phase croisière : Le dosage à haute altitude augmente toujours avec l'augmentation du régime de rotation mais d'une façon moins importante qu'au celle du point fixe.

V-1-9- Température sortie combustion : figure (V-9)

Au point fixe : La température sortie combustion étant une donnée du constructeur elle est gérée par le FCU (Régulateur carburant).

La variation de la température sortie chambre de combustion reste toujours en accroissement avec le régime de rotation N1 qui fait augmenter le débit d'air entrant.

V-1-10- Rendement thermique : figure (V-10)

Cette caractéristique met en évidence le taux de conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique des gaz d'échappement.

Au point fixe : Le rendement maximum est obtenu pour un régime de rotation élevé, correspond à une poussée élevée. Ce qui ne signifie pas nécessairement des pertes faibles, cependant ; Ce résultat est satisfaisant même si les pertes sont importantes, pourvu que l'énergie utile reste élevé.

Synthèse du point fixe :

Après les remarques notées, nous pourrions conclure que la zone de bon fonctionnement et qui donne les performances moteur nominales est autour de 90% à 95% de N1. Nous relevons que :

- La poussée à une valeur assez grande.
- La consommation spécifique est à son minimum.
- Le taux de compression des deux compresseurs prend sa valeur optimale.
- Le rendement est à son maximum.

Figure (V-9) - Evolution de la température sortie combustion en fonction du régime de rotation -

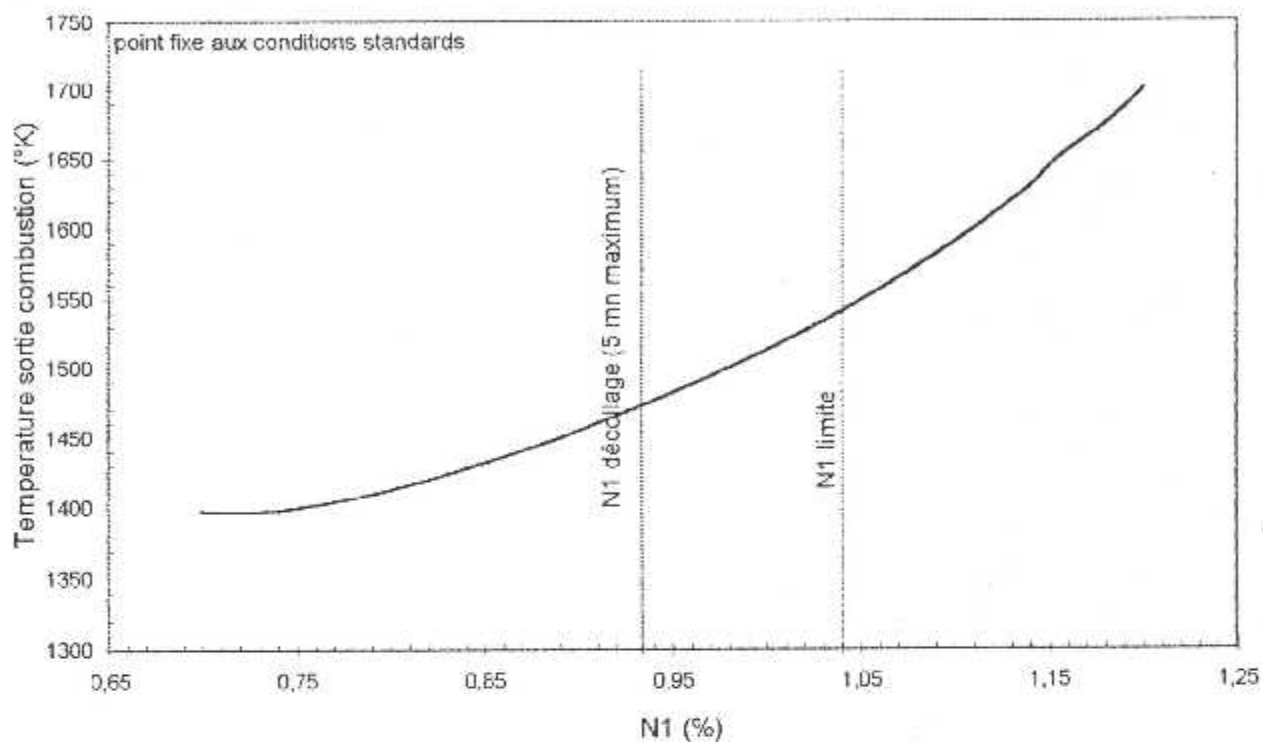
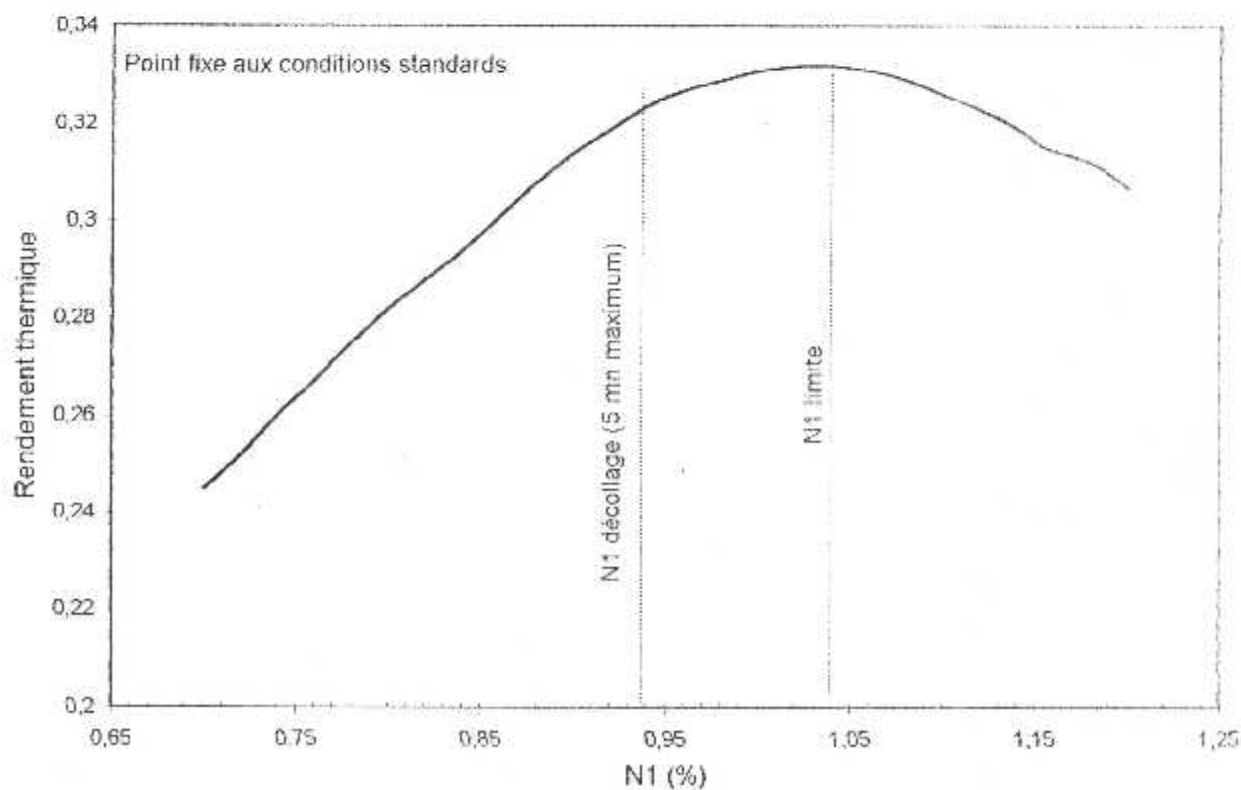


Figure (V-10) - Evolution du rendement en fonction du régime de rotation -



V-2-Analyse des performances en vol :

Le domaine du vol est caractérisé par le régime hors adaptation, où les performances moteur varient d'une altitude à une autre et selon le Mach de vol.

V-2-1- La poussée : Figure (V-11)

Pour une altitude fixe ; la poussée diminue en fonction du Mach puis se stabilise pour des nombres de Mach proche de 1. L'écart de cette chute varie d'une altitude à une autre et diminue avec l'évolution en altitude, car les paramètres d'entrée deviennent constants (niveau d'altitude atteint les couches isothermique de stratosphère)

On note aussi que la poussée diminue au fur et à mesure que l'on grimpe en altitude.

Cette variation se traduit par la diminution du débit d'air (la densité décroît) ainsi que l'apparition d'une force de traînée sur les profils d'ailes.

Pour un nombre de Mach fixe, la poussée décroît en fonction des altitudes, pour un régime donné la vitesse d'entrée et la vitesse de rotation sont constantes, et plus on évolue vers des nombre de Mach élevés plus la poussée diminue.

Donc pour augmenter la poussée d'un avion, il faudrait qu'il perde de son altitude ou qu'il diminue de sa vitesse.

V-2-2- la consommation horaire : Figure (V-12)

Pour une altitude fixe ($H > 4000$ m), la consommation horaire reste constante pour des nombres de Mach compris entre 0 et 0,5 au delà de cette valeur la consommation horaire augmente puisque les conditions d'entrée moteur diminuent et a fin de minimiser les pertes de performances moteur il est nécessaire d'augmenter la pulvérisation de fuel.

En faisons varier l'altitude la consommation horaire diminue du fait que le débit d'air entrant diminue avec l'altitude, donc la consommation doit diminuer pour maintenir le dosage carburant nécessaire.

V-2-3- Consommation spécifique : Figure (V-13)

Pour une altitude fixe et des conditions d'entrée fixes, la consommation spécifique augmente en fonction du nombre du Mach, mais ces valeurs régressent sensiblement en évoluant en altitude.

En effet le débit d'air augmente en fonction des nombres de Mach, d'où l'augmentation du débit carburant pour garder un dosage constant, alors que la poussée diminue ce qui explique l'accroissement de la consommation spécifique. Par contre le débit d'air diminue en fonction des altitudes donc la diminution de la consommation carburant.

En fixant le nombre de Mach et en faisant varier l'altitude, on constate que la consommation diminue, mais sa variation s'avère négligeable au-delà de 11000 m. on peut dire qu'en point de vue économique il est nécessaire de voler à des hautes altitudes.

V-2-4- Poussée spécifique : Figure (V-14)

La poussée spécifique n'étant que la poussée réduite, par rapport au débit d'air donc son évolution est inversement proportionnelle à celle du débit.

Comme il est déjà dit, Le débit d'air augmente avec l'augmentation du nombre de Mach et diminue avec la diminution de l'altitude. Ceci engendre la diminution de la poussée spécifique en fonction de Mach et sa régression en altitudes.

La variation de la poussée spécifique devient négligeable au-delà de 11000 m.

Figure (V-11) - Evolution de la poussée en fonction du Mach à différentes altitudes -

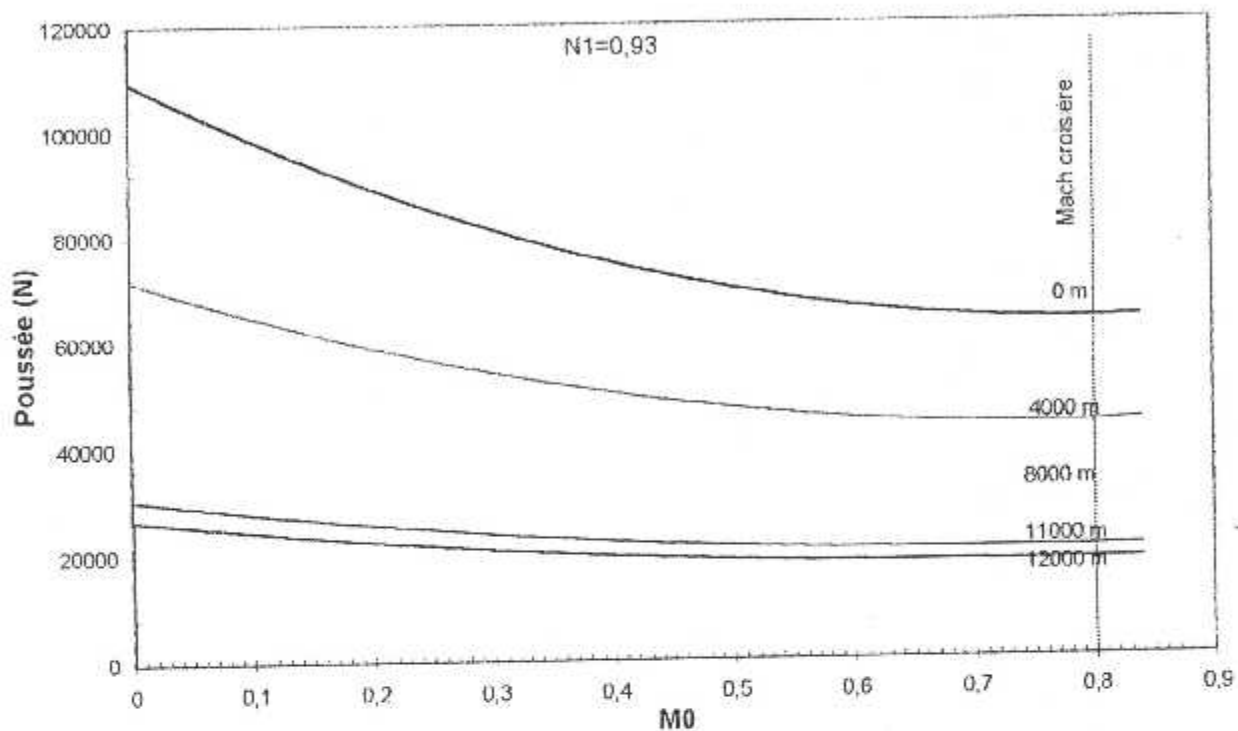


Figure (V-12) - Evolution de la consommation horaire en fonction du Mach à différentes altitudes -

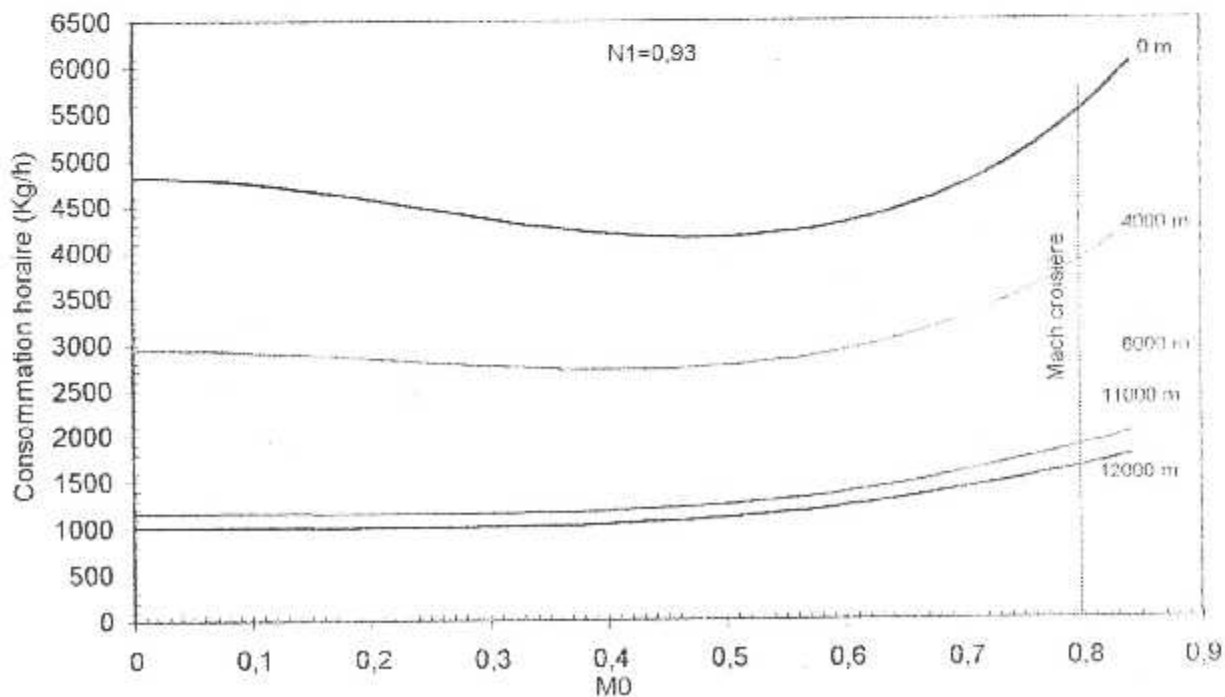


Figure (V-13) - Evolution de la consommation spécifique en fonction du Mach à différentes altitudes -

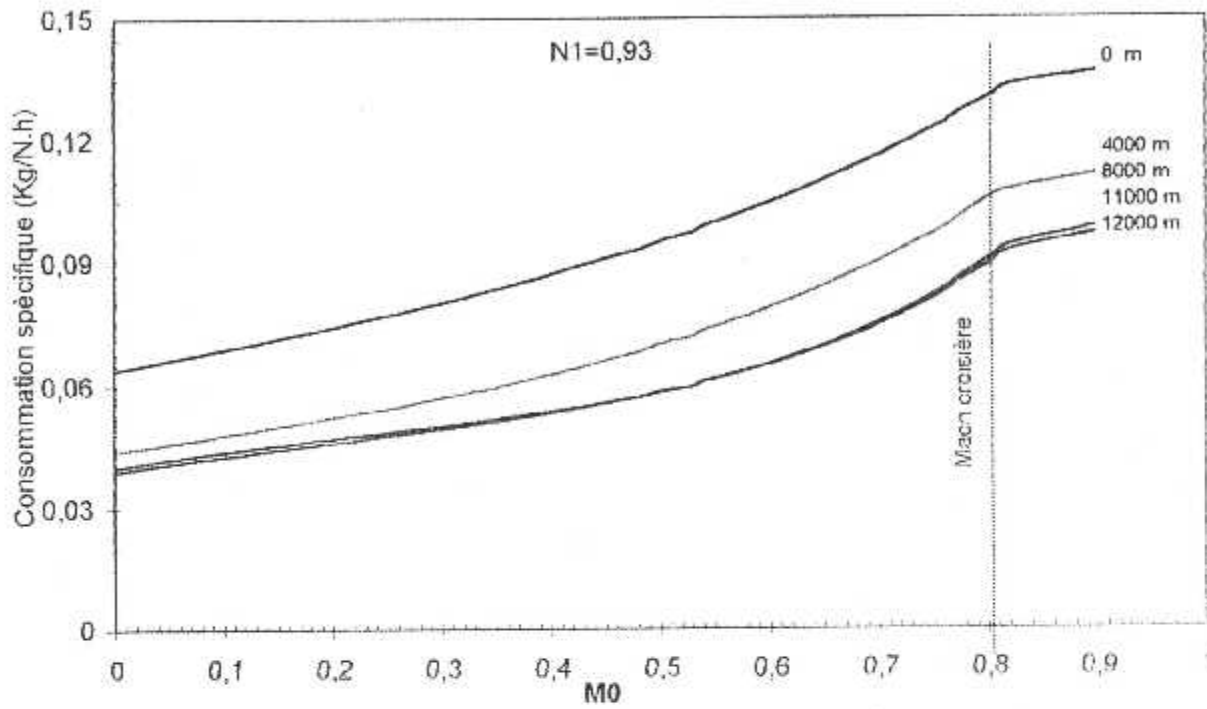
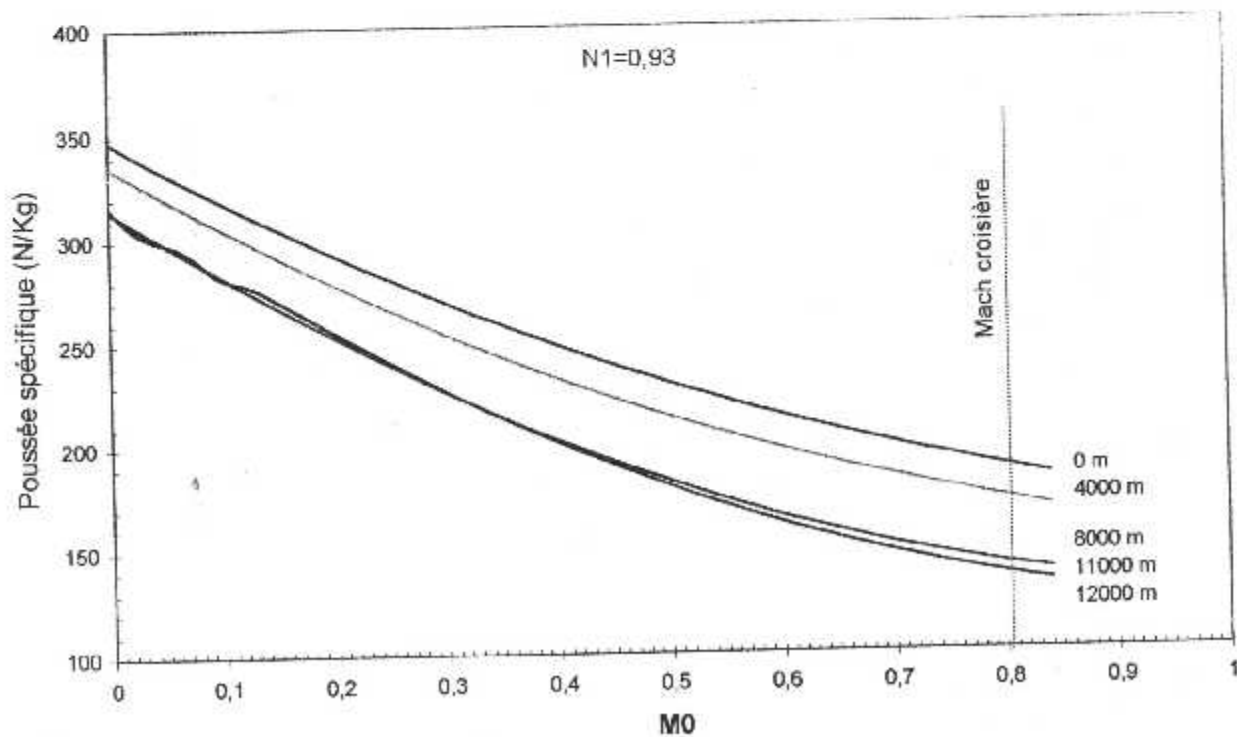


Figure (V-14) - Evolution de la poussée spécifique en fonction du Mach à différentes altitudes -



V-2-5- Débit d'air total : Figure (V-15)

Pour une altitude fixe, on remarque l'évolution croissante de débit d'air en fonction du Mach car plus la vitesse augmente plus que le débit capté est important.

On évolue en altitude, la densité de l'air diminue ceci explique la régression du débit avec l'altitude.

V-2-6-Taux de dilution : Figure (V-16)

Pour une altitude fixe ; le taux de dilution augmente en fonction de Mach jusqu'à une certaine valeur puis il chute au-delà de Mach=0,7.

Pour un nombre de Mach fixe ; en faisant varier l'altitude on constate que le taux de dilution diminue pour atteindre une valeur minimale ($Y=4,75$) cependant à une altitude donnée il augmente graduellement avec le nombre de Mach.

Pour des Mach supérieurs à 0,5 et à basses altitudes le taux de dilution dépasse sa limite.

En réalité le taux de dilution ne dépasse pas une certaine valeur ($Y=6$) or il existe des limitations à respecter pour le calcul de ce dernier.

V-2-7-Taux de compression: Figure (V-17)

Pour le compresseur haute pression et à basse altitude le taux de compression reste presque constant en évoluant dans l'altitude le taux de compression chute légèrement puis se stabilise.

Pour le compresseur basse pression le taux de compression ne varie pas en fonction du Mach et diminue légèrement en fonction de l'altitude.

V-2-8-Le dosage : Figure (V-18)

Pour des nombres de Mach entre 0 à 0,4 le dosage diminue jusqu'à qu'il atteint un minimum puis il ré augmente pour atteindre sa valeur maximale à un Mach de 0,8 ; Car à des nombres de Mach faibles la poussée est en maximum donc température sortie combustion élevée implique un dosage important. Avec l'augmentation de Mach ; la poussée diminue jusqu'à qu'elle atteint sa valeur de croisière donc sa stabilité implique que le dosage est stable aussi.

Figure (V-15) - Evolution du débit d'air en fonction du Mach à différentes altitudes -

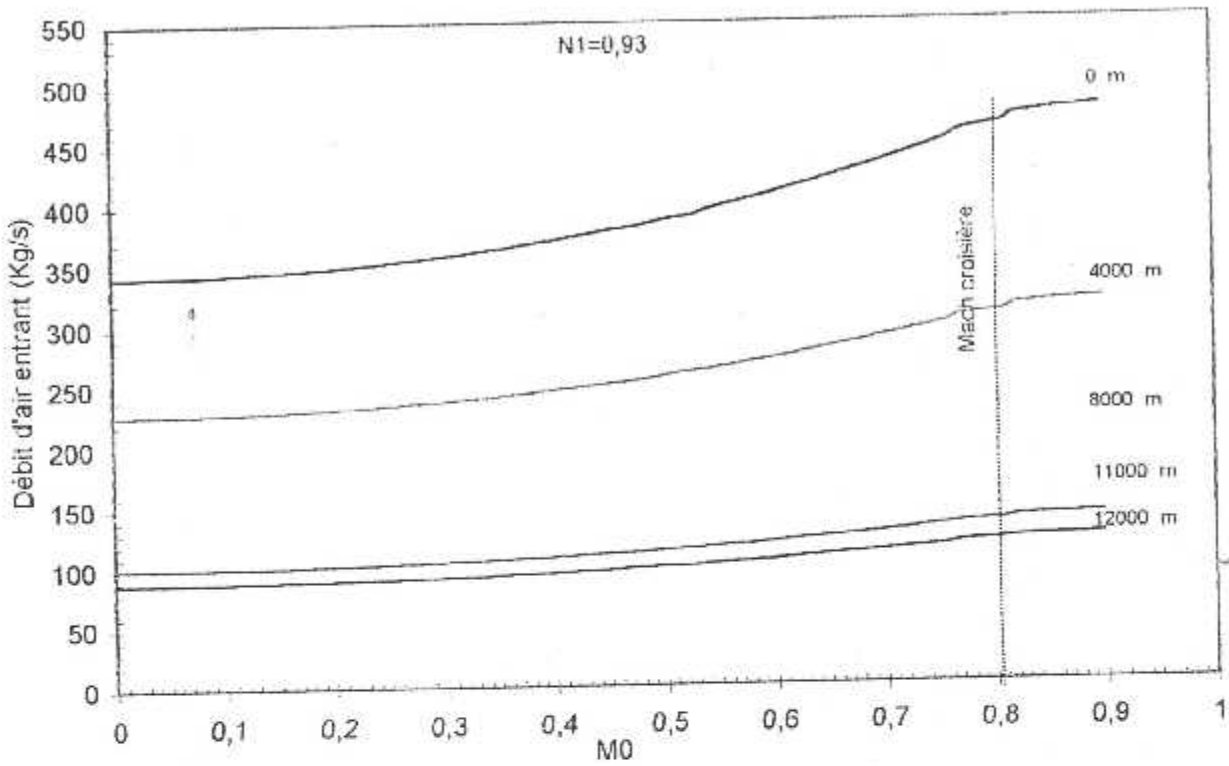


Figure (V-16) - Evolution du taux de dilution en fonction du Mach à différentes altitudes -

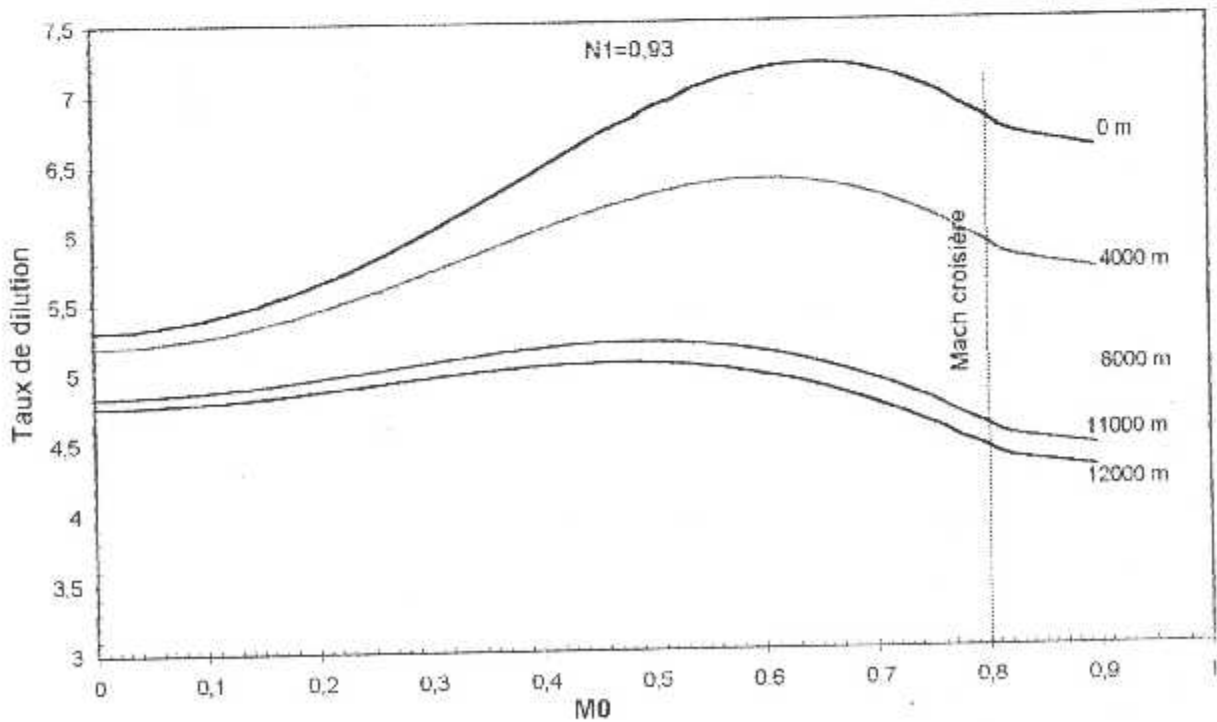


Figure (V-17) - Evolution du dosage en fonction du nombre de Mach à différentes altitudes -

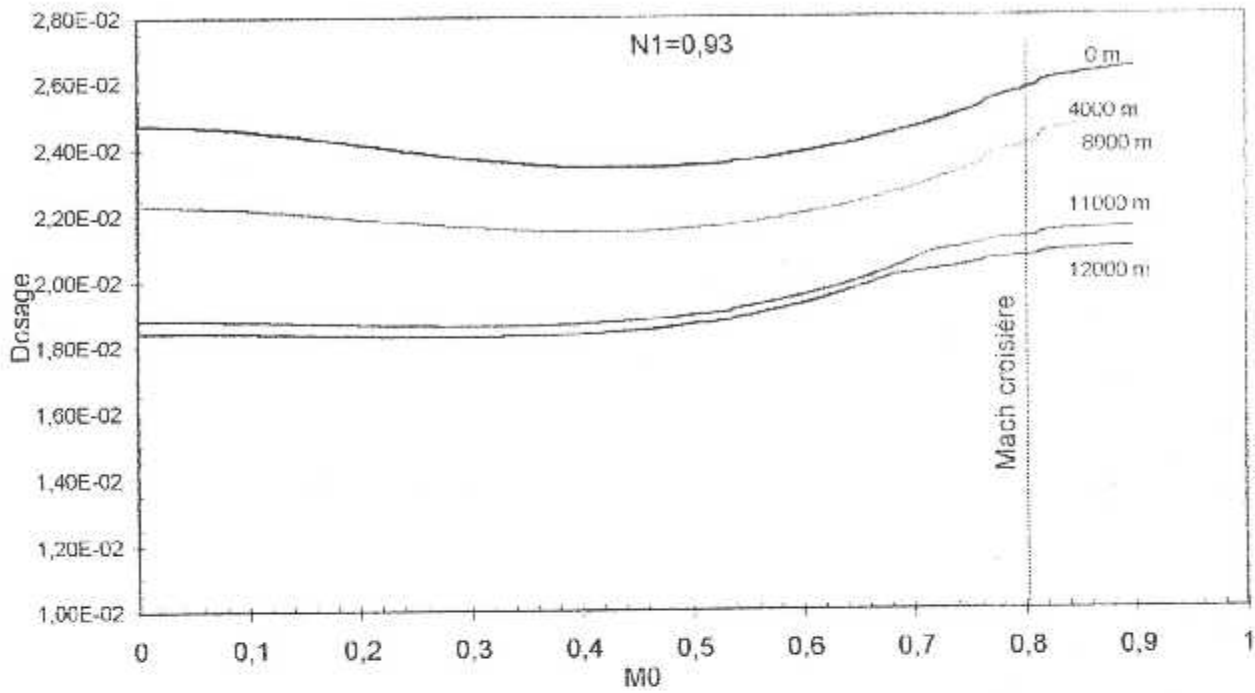
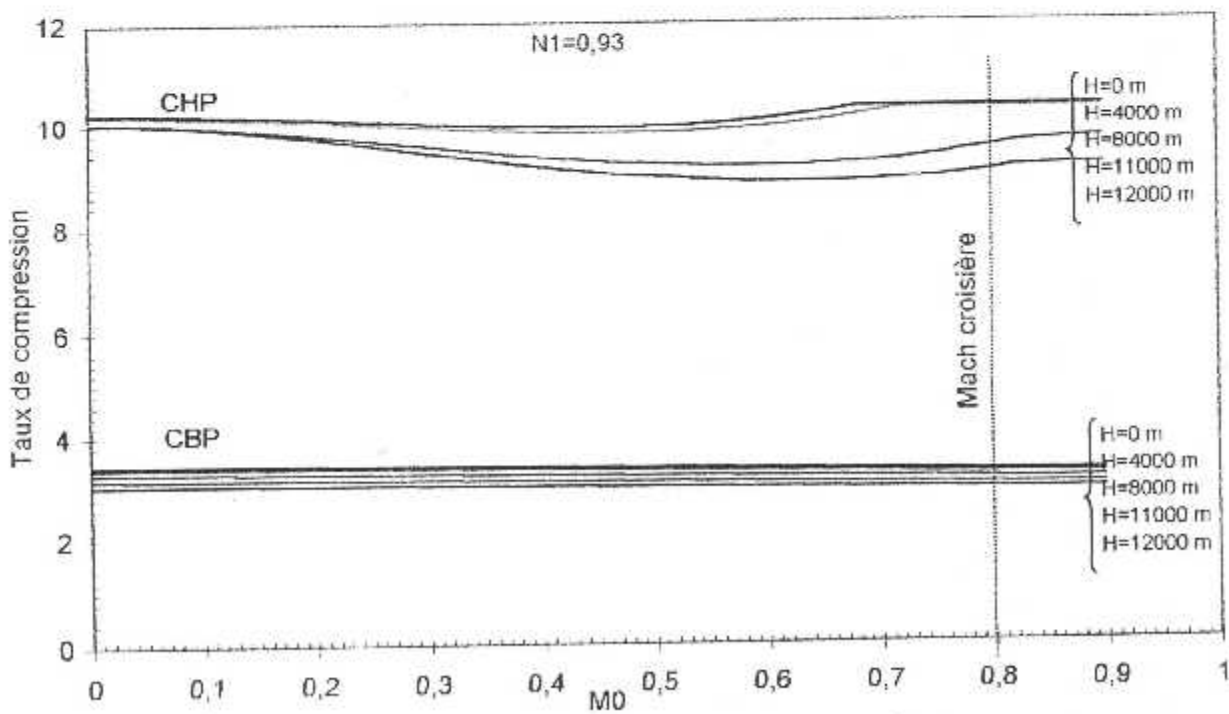


Figure (V-18) - Variation des taux de compression en fonction du Mach à différentes altitudes -



V-2-9- Rendement de propulsion : Figure (V-19)

Le rendement de propulsion augmente en fonction du Mach car il exprime le taux de puissance propulsif qui augmente en fonction du Mach du fait qu'elle caractérise l'évolution de la vitesse en vol. En évoluant dans l'altitude le rendement de propulsion diminue légèrement.

V-2-10- Le rendement thermique : Figure (V-20)

La figure montre l'évolution croissante du rendement thermique en fonction du nombre de Mach, la vitesse augmente à l'entrée ce qui engendre une augmentation de l'énergie cinétique tout en diminuant en fonction des altitudes, ce qui se traduit par le fait qu'à haute altitude la température ambiante diminue de plus en plus qu'on augmente en altitude, or pour un régime donné la température sortie combustion est pratiquement constante, cette conservation est assurée par une augmentation du débit carburant d'où la diminution du rendement.

Synthèse de vol : Les paramètres les plus significatifs et démonstratifs du domaine de fonctionnement sont la poussée et la consommation spécifique.

Après la caractéristique de la consommation spécifique en fonction de l'altitude pour différents nombres de Mach, nous avons constaté une diminution remarquable, mais pour une altitude supérieure à 11000 m, cette dernière reste presque constante.

Néanmoins, la caractéristique de la poussée montre une chute brusque au-delà de cette altitude.

Nous concluons que pour une question économique, il n'est pas nécessaire de voler au-delà de ce plafond dit plafond économique.

Figure (V-19) - Evolution du rendement thermique en fonction du Mach à différentes altitudes -

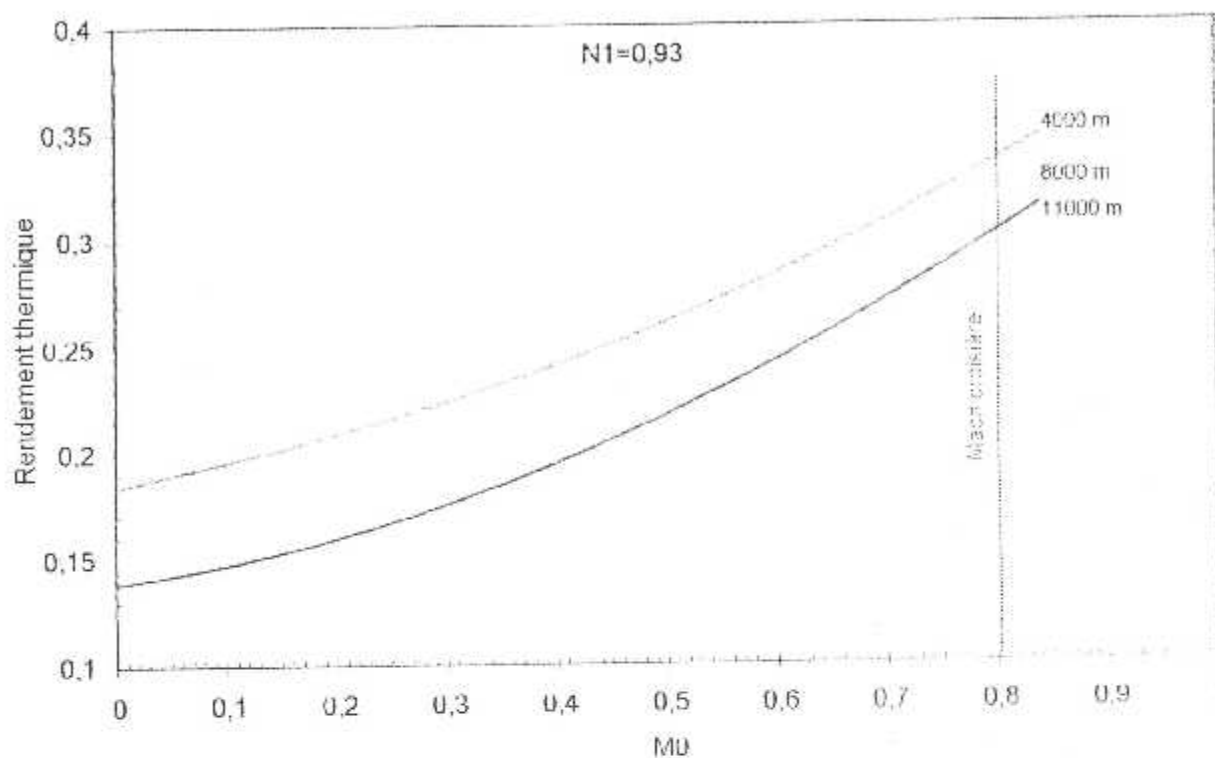
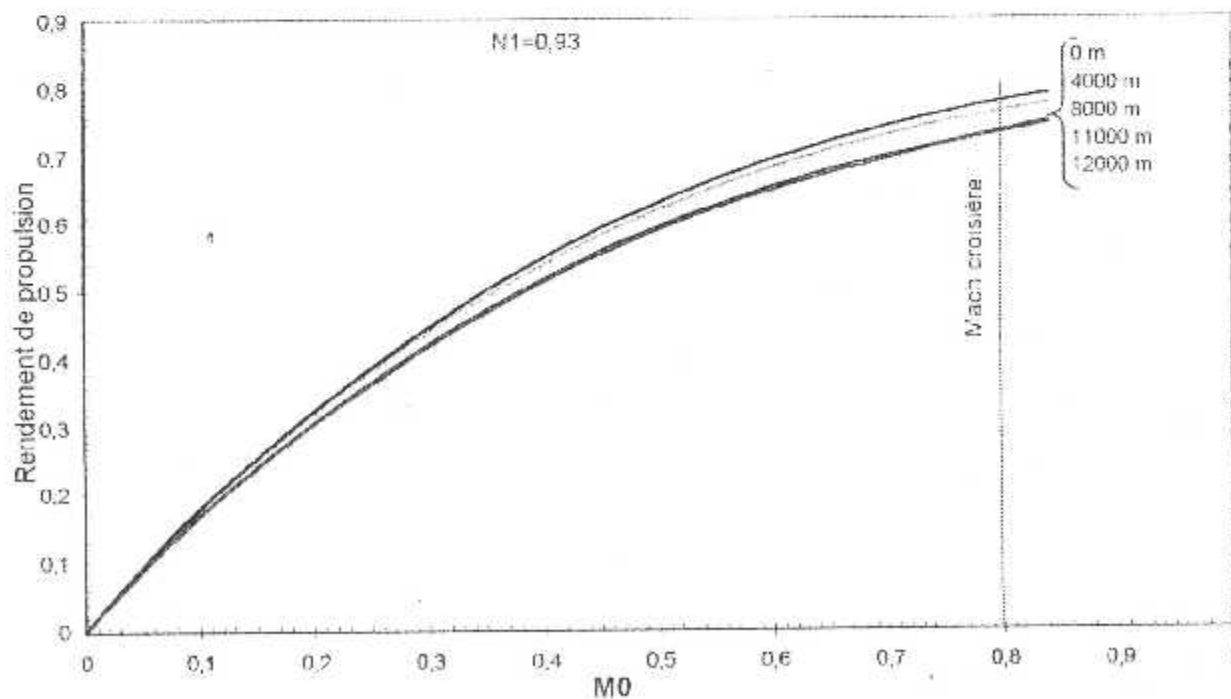


Figure (V-20) - Evolution du rendement de propulsion en fonction du Mach à différentes altitudes -



V-3- Variation de la poussée et la consommation spécifique en fonction de taux de dilution :

V-3- 1-La poussée : Figure (V-21)

Pour un nombre de Mach fixe la poussée est d'autant plus faible que le taux de dilution est plus fort à haute altitude et à grande vitesse le débit d'air primaire augmente plus le taux de dilution diminue et inversement, ce qui explique la diminution de la poussée en fonction du taux de dilution.

On peut dire aussi qu'à même énergie, la poussée est variable suivant la vitesse d'éjection et cette poussée est d'autant plus forte que la vitesse est plus faible mais s'obtient à un débit plus fort.

V-3- 2-La consommation spécifique : Figure (V-22)

Pour un Mach fixe la consommation diminue avec le taux de dilution. L'énergie de propulsion étant fournie par le carburant, la consommation spécifique augmente avec le débit d'air qui est inversement proportionnel au taux de dilution, par ailleurs la consommation est d'autant plus faible que le taux de dilution est plus fort.

Figure (V-21) - Evolution de la poussée en fonction du Mach à différents taux de dilution -

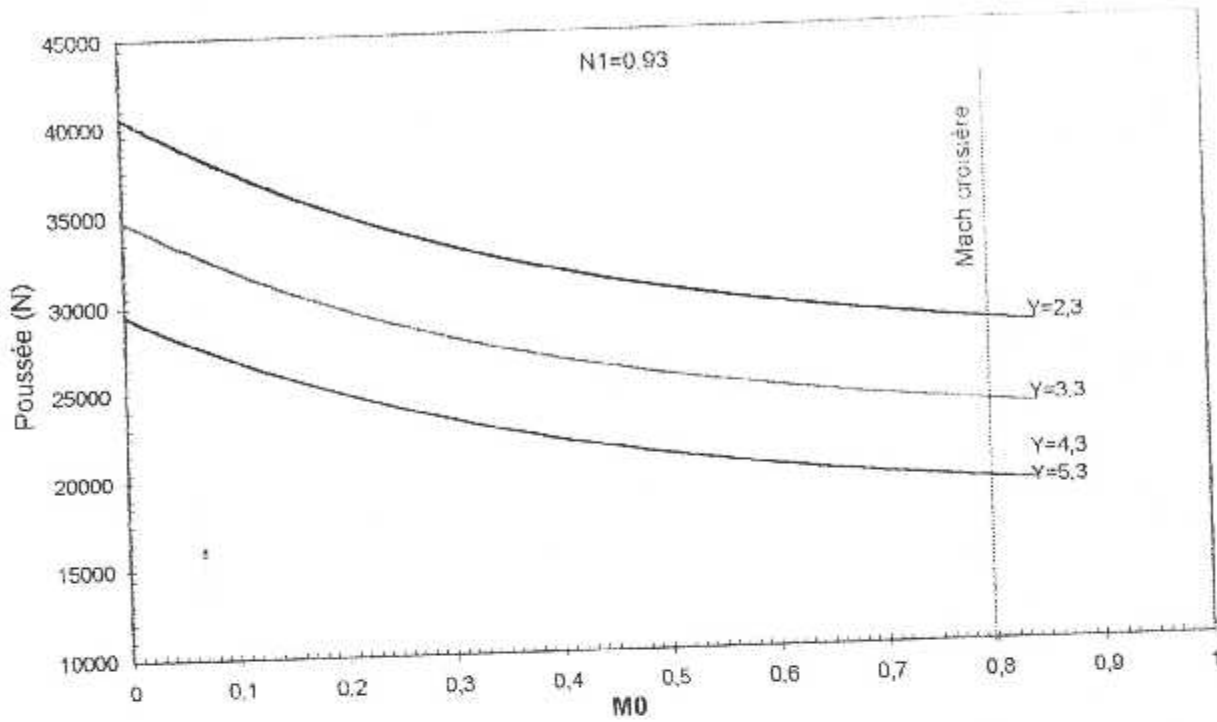
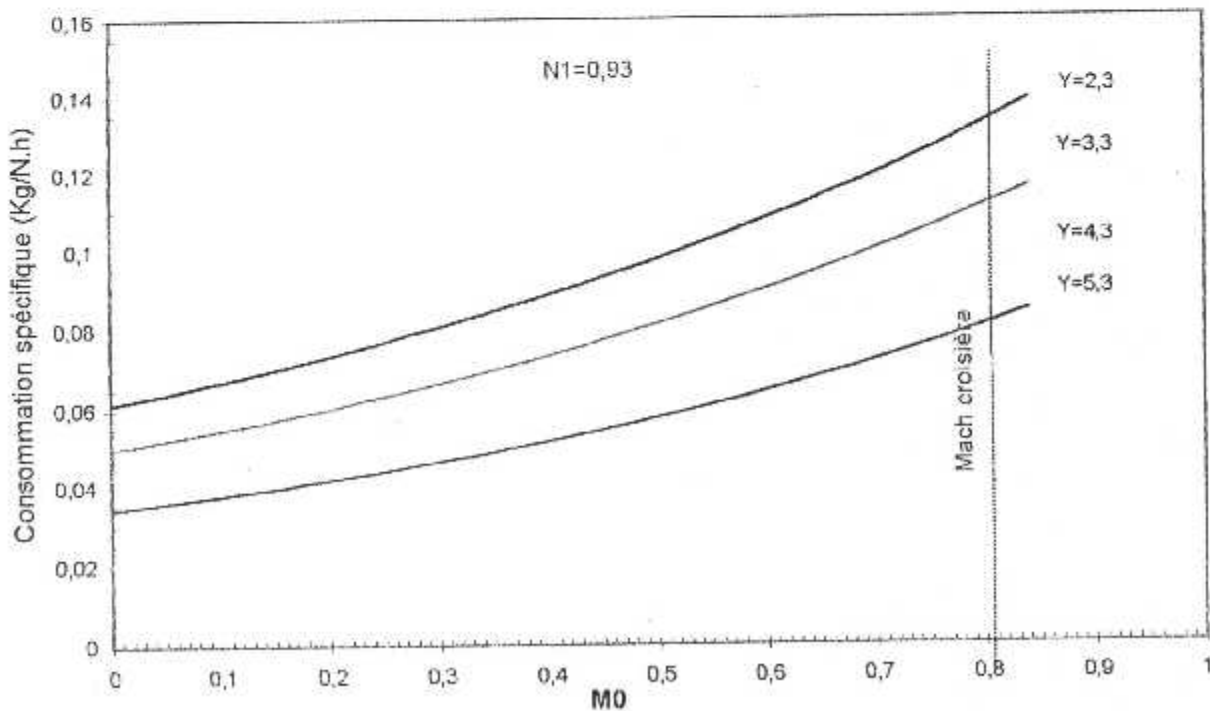


Figure (V-22) - Evolution de la consommation spécifique en fonction du Mach à différents taux de dilution -



V-4- Intérêt pratique :

La méthode de calcul présentée met en évidence l'impacte de chaque paramètre à chaque station sur l'évolution des performances d'un turboréacteur du moment qu'ils sont optimisés et calculés suivant leurs emplacements (de l'amont à l'aval) et bien sûr en fonction des conditions ambiantes.

De ce fait, cette méthode s'avère très intéressante en domaine de conception et en domaine d'exploitation.

- En domaine de conception : une fois le moteur est dimensionné à un cycle et à un débit d'air fixé, un tel programme peut donner une estimation ou une optimisation des caractéristiques nominales retenues (à ce point d'adaptation) que le moteur peut réaliser physiquement.

En faisant intervenir directement la géométrie du moteur (les sections), il permet d'évaluer l'influence des variations de celle-ci et par la suite d'optimiser le comportement du moteur, soit au niveau de la mise au point et de développement de ce dernier, soit le réajustement des géométries soit au niveau de la régulation et de l'utilisation continue.

De plus, une telle étude peut définir les limites de fonctionnement d'un moteur.

- En domaine de l'exploitation : dans ce domaine le moteur aura à fonctionner dans des conditions variées (nombre de Mach, altitude, régime de rotation).

La construction physique des organes du moteur fait apparaître des contraintes qui limitent leurs domaines de fonctionnement. Or, la méthode déjà citée peut programmer – suivant les paramètres de commande – le moteur pour donner les meilleures performances dans n'importe quelles conditions de vol, et ceci en respectant les limites. Autrement dit, elle commande des lois de fonctionnement sain du moteur ; ces lois définissent la régulation, comme elle peut être considérée comme un système d'analyse des performances en fonctionnement hors adaptation

Prenant par exemple la figure (V-23) : Pour maintenir une poussée maximale au décollage en faisant varier le régime de rotation on remarque qu'il faut jouer sur le nombre de Mach (cela rentre dans le domaine de comportement aérodynamique de l'appareil) en 1^{er} lieu, ainsi que le facteur de la consommation carburant-figure(V-24)-. En dernier et avec certains changements cette méthode peut faire l'objet d'un programme de recherche de panne.

Figure (V-23) - Evolution de la poussée en fonction du régime à différents nombre de Mach -

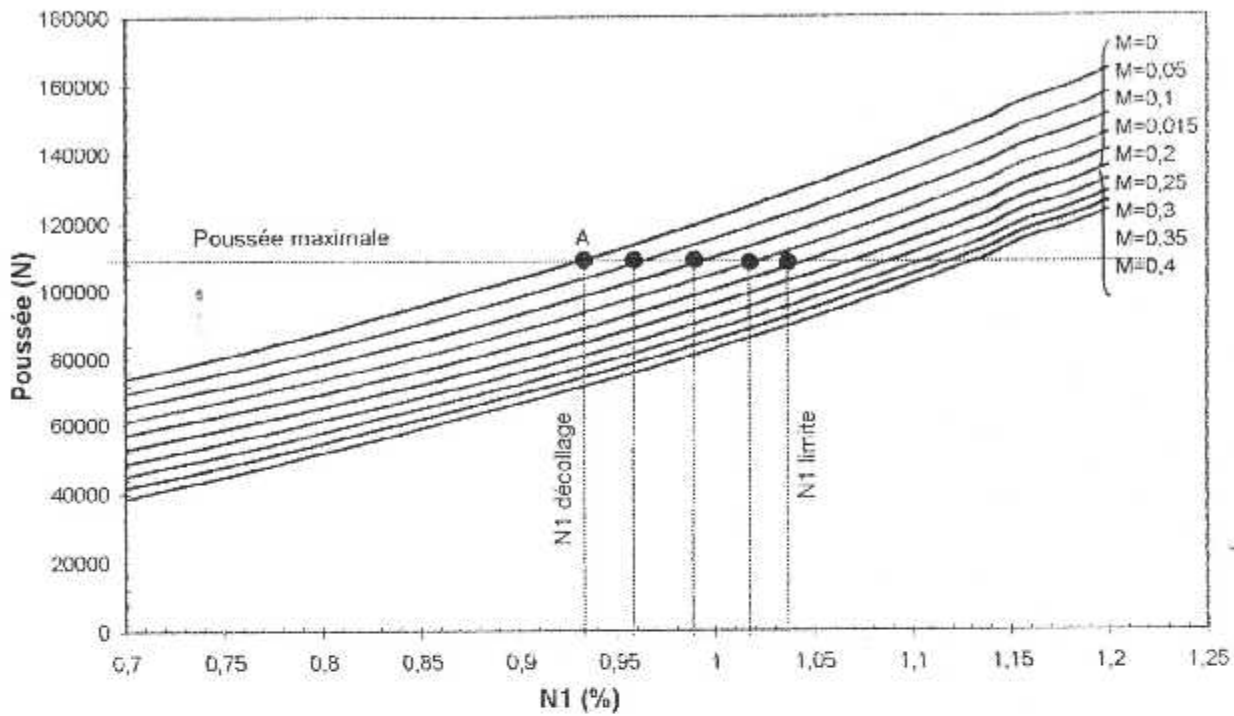
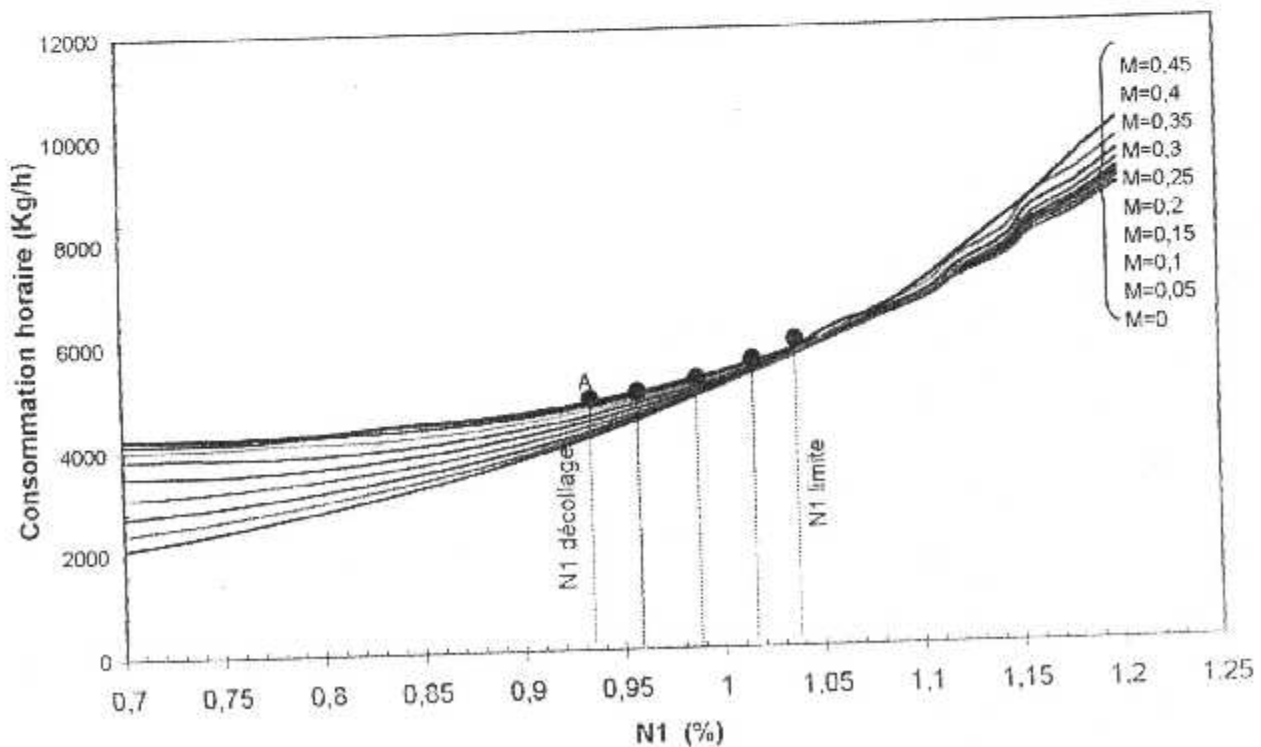


Figure (V-24) - Evolution de la consommation horaire en fonction du régime à différents nombres de Mach -



V-5- Comparaison :

La confrontation de nos résultats à ceux donnés par le constructeur se sont avérés satisfaisants, et pour concrétiser notre méthode on a procédé à une comparaison avec des résultats obtenus par une méthode de calcul classique (calcul de cycle thermodynamique) Réf[8].

Pour que la comparaison soit justifiée et comme le moteur de notre étude n'était pas encore traité au paravent (Nouvelle génération) on devait le comparer avec un moteur de construction c'est à dire double corps double flux à grand taux de dilution, de ce fait notre choix c'est porté sur le CF6-80-A3(Les caractéristiques des deux moteurs sont proches).

Si on observe les graphes à comparer, on constate que d'après la poussée en fonction du Mach représenté sur la figure(V-25), l'allure de l'évolution est semblable mais les valeurs de CF6-80 sont nettement supérieures.

De plus la figure (V-26) qui représente l'évolution de la consommation spécifique en fonction du Mach montre qu'effectivement la consommation spécifique augmente avec le Mach et diminue avec l'altitude.

V-6- Conclusion des résultats :

L'intérêt d'un constructeur des moteurs d'avions est d'avoir une poussée spécifique maximale pour une consommation spécifique minimale (Pour réaliser un rendement global de la machine maximum). Mais ces deux performances ne peuvent être réalisées ensemble.

Dans notre étude nous avons pu extraire les régimes et les plages de bon fonctionnement du moteur, ce qui engendre les meilleurs rendements ainsi que les domaines les plus économiques. Ces champs d'exploitations sont cernés par des vitesses de rotation entre 90 à 95% de NI, des nombres de Mach élevés ainsi que des altitudes proche à 11000 m.

Figure (V-25) - Evolution de la poussée en fonction du Mach à différentes altitudes -

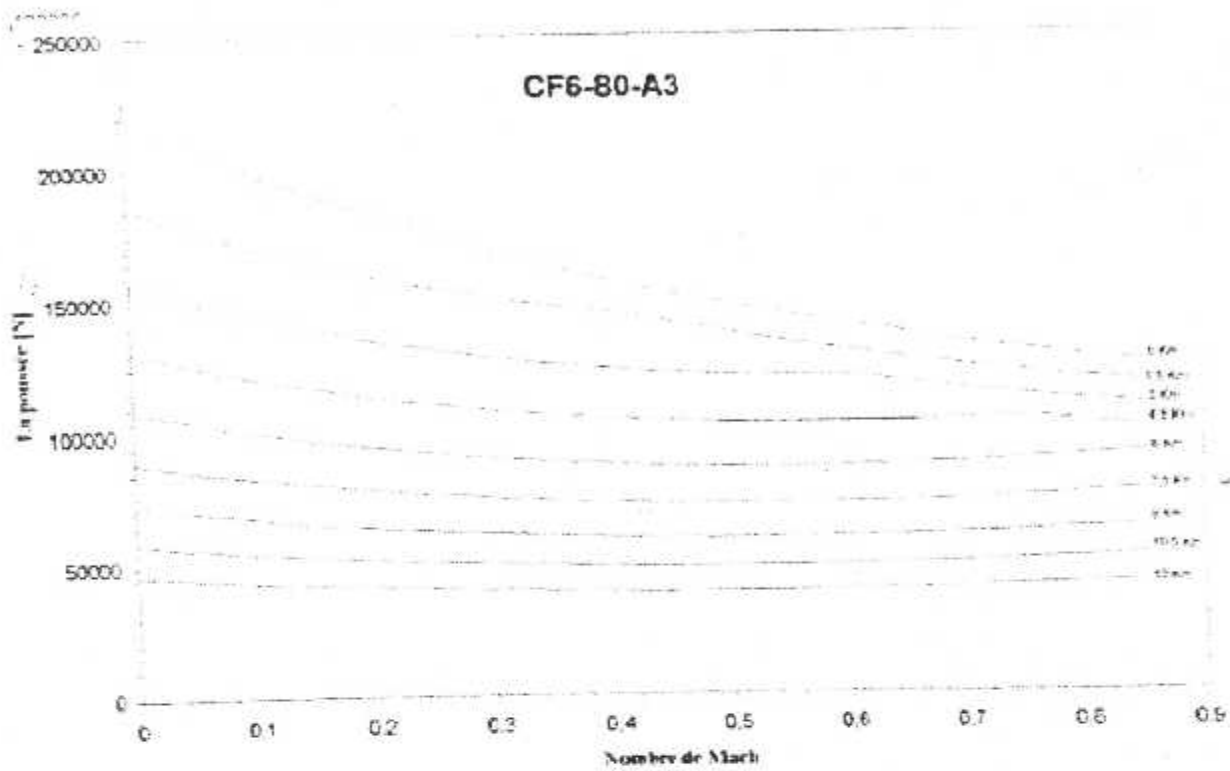
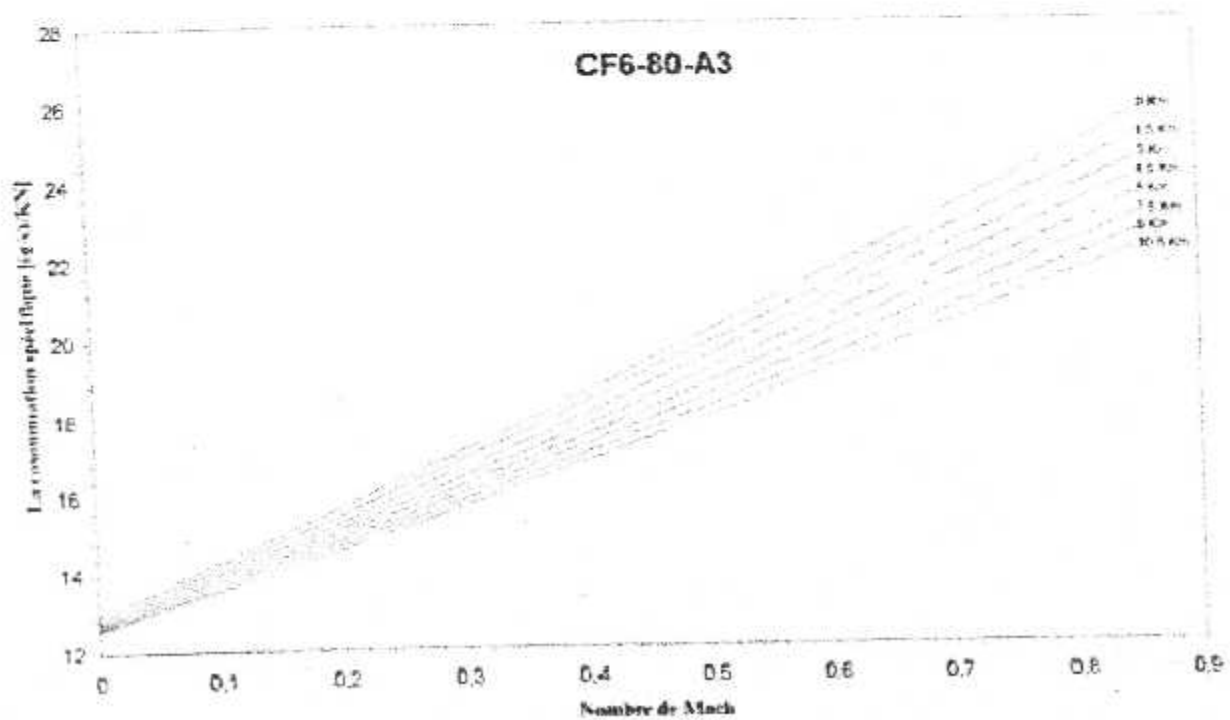


Figure (V-26) - Evolution de la consommation spécifique en fonction du Mach à différentes altitudes -



Conclusion

Annexes

```

////////////////////////////////////
////Programme de calcul des performances des turboreacteurs////
//// double corps double flux par l'introduction des////
//// formules empiriques applique au CFM 56-7B24////
////////////////////////////////////

```

```
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H,O-Z)
```

```
common EpsMax
```

```

Real H,H,N1,P0,T0,Pa,Ta,Tt1,K,Pt1,Ne1b,N1b,N1s,P1fb,P1fs,Ne1
+,P1f,R1b,Rf,Rfs,q1b,q1,q1s,Pt2,Tt2,Wf,R,p9,B9,V9,R2,ac1,da,q9,
+y,A1,A9,A2,A3,O11,mm,Q1,q2p,Rcbb,P1cbb,Rcb,Rcbs,P1cb,Pt3,Tt3,Wcb
+,q3p,q3pb,q3ps,N2b,N2,N2s,P1cbs,P1cb,Rchb,Rch,Rchs,Pt4,Tt4
+,wch,Tt5,Tt5n,wchn,e1,e2,Ccc,f,Rc,Pci,wR,Rm,Pt6,P1thn,Tt6,Rth,Kg
+,wtb,Tt7,Rtb,P1tb,Pt7,B8,P8,Bcri,V8,Ac2,E1,V,a,F,Ch,Csp,Tt3n,Ne2b
+,Ne2,Rp,P1chs,Rg,Q111,Psp,Rthe,mp

```

```

open(Unit=3,file='Necis.dat',Status='OLD')
open(4,file='d4.dat',Status='NEW')
open(5,file='d5.dat',Status='NEW')
open(6,file='d6.dat',Status='NEW')
open(7,file='d7.dat',Status='NEW')
open(8,file='d8.dat',Status='NEW')
open(9,file='d9.dat',Status='NEW')
open(10,file='d10.dat',Status='NEW')
open(11,file='d11.dat',Status='NEW')
open(12,file='d12.dat',Status='NEW')
open(13,file='d13.dat',Status='NEW')
open(14,file='d14.dat',Status='NEW')
open(15,file='d15.dat',Status='NEW')
open(16,file='d16.dat',Status='NEW')
open(17,file='d17.dat',Status='NEW')

```

```

Read(3,*)q1s,A9,Pa,K,N1s,P1fs,Rfs,R,R2,A1,mm,A2,P1chs,Rcbs,
+R3,N2s,P1chs,Rchs,Tt5n,wchn,e1,e2,Rc,Pci,Rm,P1thn,Rth,Kg,Rtb,
+R1,Tt3n,EpsMax,q3ps

```

```

Write(6,*)' N1b=',N1b
Write(6,*)' M=',M
Write(6,11)

```

```
11 Format(x,75('**'))
```

```
Write(6,12)
```

```

12 Format(x,'**',4x,'H',3x,'**',5x,'F',6x,'**',3x,'Ch',5x,'**',2x,
+'Csp',2x,'**',3x,'Qt',4x,'**',2x,'Fsp',3x,'**',2x,'Rg',2x,'**',2x,
+'Rth',1x,'**')

```

```
Write(6,11)
```

```
do 10 H=0.,11000,1000.
```

```
Write(5,*)' H=',H
```

```
Write(5,*)' N1b=',N1b
```

```
Write(5,111)
```

```
111 Format(x,75('**'))
```

```
Write(5,112)
```

```

112 Format(x,'**',3x,'M',3x,'**',5x,'F',6x,'**',3x,'Ch',5x,'**',2x,
+'Csp',2x,'**',3x,'Qt',4x,'**',2x,'Fsp',3x,'**',2x,'Rg',2x,'**',2x,
+'Rth',1x,'**')

```

```
Write(5,111)
```

```
do 20 M=0.000000000001,.85,.02
```

```
Write(4,*)' H=',H
```

```
Write(4,*)' M=',M
```

```
Write(4,121)
```

```
121 Format(x,75('**'))
```

```
Write(4,122)
```

```

122 Format(x,'**',2x,'N1b',2x,'**',5x,'F',6x,'**',3x,'Ch',5x,'**',1x,
+'Csp',2x,'**',3x,'Qt',4x,'**',3x,'Fsp',3x,'**',3x,'Rg',2x,'**',2x,
+'Rth',1x,'**')

```

```
Write(4,121)
```

```
do 30 N1b=.7,1.201,.02
```

```
***** Entree d'air *****
```

```
P0=Pa*(1-H/44330.77)**5.25588
```

```
T0=Ta-.0365*H
```

```
Tt1=T0*(1+((K-1)/2.)*M**2)
```

```
Pt1=.98*P0*(1+((K-1.)/2.)*M**2)**(K/(K-1.))
```

```
N1=N1b*N1s
```

```
Ne1b=N1b*((Ta/Tt1)**.5)
```

```
Ne1=Ne1b*N1s
```

```
***** FAN *****
```

```

P1ib=Ne1b**((Ne1b**.44)*(P1fs**(-.53)))
P1f=P1ft*P1fs
Rfb=P1fs**(-(1-Ne1b)**2)*(1.022-(Ne1b-.85)**2)
Rf=Rfb*Rfs
q1b=1-(1-Ne1b)*.205**((P1fs**(-.5))
q1=q1b*cls
pause
call Fan(Tt1,P1fs,K)
Pt2=Pt1*P1f
Tt2=Tt1*(1+((P1f**((K-1)/K))-1)/Rf)
Wf=(K/((K-1)*Rf))*R*Tt1*(P1f**((K-1)/K)-1)
Write(*,*)p0,'Tt1=',Tt1,' Pt1=',Pt1,' P1f=',P1f,' Rf=',Rf
+, 'q1=',q1,' q1b=',q1b,' Pt2=',Pt2,' Tt2=',Tt2,' Wf=',Wf
P9=P0
B9=Pt2/P9
pause

```

*****Tuyère Secondaire*****

```

call Lays(Tt2,B9,K)
V9=(2*R2*(K/(K-1))*R*Tt2*(1-1/(B9**((K-1)/K))))**.5
Ac2=(2*(K/(K+1))*R*Tt2)**.5
da=V9/Ac2
q9=((K+1)/2)**(1/(K-1))*da*(1-((K-1)/(K+1))*da**2)**(1/(K-1))
Y=1/(((A1/A9)**(1/.98))*1/P1f)*(Tt2/Tt1)**(.5)*(q1/q9)-1
QII=mm*A9*.99*Pt2/(Tt2**.5)*q9
QI=QII/Y
QIII=QI+QII
q2p=(1/P1f)*((Tt2/Tt1)**(.5))*(A1/A2)*(q1/(1+Y))
Write(*,*)'Lamda=',da,' q9=',q9,' Y=',Y,' QII=',QII,' QI=',QI
+, ' q2p=',q2p

```

*****Compresseur HP & BP*****

```

P1cbb=Ne1b**((Ne1b**.44)*(P1fs**(-.53)))
P1cb=P1cbb*P1chs
Rcbb=P1chs**(-(1-Ne1b)**2)*(1.022-(Ne1b-.85)**2)
Rcb=Rcbb*Rchs
call Fan(Tt2,P1cb,K)
Pt3=Pt2*P1cb
Tt3=Tt2*(1-(P1chs**((K-1)/K)-1)/Rcb)
Wcb=(K/((K-1)*Rcb))*R*Tt2*(P1cb**((K-1)/K)-1)
q3p=(A2/A3)*(Pt2/((.96*Pt3)))*(Tt3/Tt2)**(.5)*q2p
q3pb=q3p/q3ps
pause
Write(*,*)'Tt3=',Tt3,' Pt3=',Pt3,' P1cb=',P1cb,' Rcb=',Rcb
+, 'q3p=',q3p,' Wcb=',Wcb
call Ne(q3pb,Ne2b)
N2=Ne2b*N2s
N2b=Ne2b*(Tt3/Tt3n)**.5)
P1chb=Ne2b**((Ne2b**2.15*P1chs**.2)
P1ch=P1chb*P1chs
Rchb=Ne2b**((P1chs**.05)*(Ne2b-Ne2b**2))
Rch=Rchb*Rchs
pause
call Fan(Tt3,P1ch,K)
Pt4=.92*P1ch*Pt3
Tt4=Tt3*(1+(P1ch**((K-1)/K)-1)/Rch)
Wch=(K/(K-1))*R*(Tt4-Tt3)
mp=Q1*(Tt4**.5)/Pt4
Write(*,*)N2,'Tt4=',Tt4,' Pt4=',Pt4,' P1ch=',P1ch,' Rch=',Rch
+, 'Wch=',Wch

```

*****Chambre de combustion*****

```

Tt5=Tt5n*Wch/wch*(1-e1)/(1-e2)
Ccc=878+.209*(Tt5+.48*Tt4)
f=Ccc*(Tt5-Tt4)/(Rc*Pci*(1-e2))
Wth=Wch/((1+f)*(1-e2)*Rr)
Pause
Write(*,*)'Tt5=',Tt5,' Ccc=',Ccc,' Wth=',Wth,' f=',f
Pt6=Pt4*.85*P1thn

```

*****Turbine HP & BP*****

```

call Tur(Tt5,P1thn,Kg,f)
Tt6=Tt5-Wth/((Kg/(Kg-1))*R*Rth)

```

```

Wtb= ((1+Y)*Wf+Wcb)/((1+I)*(1-c2)*Rm)
pause
Write(17,*)F
Format(f7.5)
177 call Tur(Tt6,Pitha,Kg,f)
It7-Tt6 Wtb/((Kg/Kg-1))^R*Rtb)
Pitb=1./((1-(1./Rtb)*(1-(Tt7/Tt6)))^(Kg/(Kg-1)))
Pt7=Pt6/Pitb
Write(*,*)'Tt6=',Tt6,' Pt6=',Pt6,' PItb=',Pitha,' Pitb=',Pitb,
+' Wcb=',Wcb,' Pt7=',Pt7,' Tt7=',Tt7
P8-P0
R8=Pt7/P8
pause
c ***** Tuyère primaire *****

call tuyt(Tt7,B8,Kg,f)
Bcri=(Kg+1)/2)^(Kg/(Kg-1))
Acl=(2*(Kg/(Kg+1))^(Tt7))^*.5
TF(B8.le.Bcri)goto 500
V8=Acl
goto 600
500 V8=(2*R1*(Kg/(Kg-1))^R*Tt7*(1-1/(B8^(Kg-1)/Kg)))^.5

c ////////////////////////////////////////////////////
c ***** Calcul des performances *****
c ////////////////////////////////////////////////////

600 K=1.4
A=(K*R+T0)^*.5
V=A*M
Write(*,*)'V8=',V8,' V9=',V9,' V=',V
P=QI*(V8-V)+QII*(V9-V)
Ch=f*QI*3600
Csp=Ch/p
Psp=P/QIII
Rp=2*V/(.5*(QI*(V8**2-V**2)+QII*(V9**2-V**2)))
Rg=3600*V/(Csp*Pci)
Rthe=Rg/Rp
write(9,1)Y
Format(1x,f6.3)
Write(10,2)P
Format(1x,1x,f10.3)
Write(11,3)Ch
Format(1x,f10.3)
write(12,4)Csp
Format(1x,1x,f5.4)
Write(13,5)QIII
Format(1x,1x,f7.3)
Write(14,6)Psp
Format(1x,1x,f7.3)
Write(15,7)Rp
Format(1x,1x,f4.3)
Write(16,8)Rthe
Format(1x,1x,f4.3)
Write(4,113) Nlb, P, ch, Csp, QIII, Psp, Rg, Rthe
113 Format(1x,1x,f5.3,1x,1x,f10.3,1x,1x,f9.3,1x,1x,f5.4
+,1x,1x,f7.3,1x,1x,f7.3,x,1x,f4.3,2x,1x,f4.3,x,1x)
Write(*,*)' P=',P,' Ch=',Ch,' Csp=',Csp,' Rp=',Rp,
+' Rg=',Rg,' Rthe=',Rthe
30 continue
Write(4,121)
Write(5,133) M, P, ch, Csp, QIII, Psp, Rg, Rthe
133 Format(1x,1x,f5.3,1x,1x,f10.3,1x,1x,f10.3,1x,1x,f5.4,
+,1x,1x,f7.3,1x,1x,f7.3,x,1x,f5.3,x,1x,f5.3,1x)
20 continue
Write(5,111)
Write(6,134) H, P, ch, Csp, QIII, Psp, Rg, Rthe
134 Format(1x,1x,f9.1,1x,1x,f10.3,1x,1x,f10.3,1x,1x,
+,f5.4,1x,1x,f7.3,1x,1x,f7.3,x,1x,f4.3,x,1x,f4.3,1x)
10 continue
Write(6,11)
stop
end

c ////////////////////////////////////////////////////
c ***** Les sous programmes *****
c ////////////////////////////////////////////////////

```



```

***** Calcul de Ne2b *****
////////////////////////////////////
SUBROUTINE Ne(q3pb,Ne2b)
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H,O-Z)
Real Ne2b,Q3r,X,Xc,F,Fp,Fp2,Pi,eps,Q3pb
Integer j
X=1.0
j=0
Q3r=Q3pb
F=Q3r-(X**1.021)-X+1
22  Fp=-1-(1.021*X**(.021))
    Fp2=-.021*(X**(-0.979))
    Pi=F*Fp2
    if(Pi.gt.0)goto 11
    X=X+0.01
    if(X.lt.10)goto 22
    goto 33
11  write(7,*)x
44  F=Q3r-(X**1.021)-X+1
    Fp=-1-(1.021*X**(.021))
    Xn=X-(F/Fp)
    j=j+1
    eps=abs(Xn-X)
    if(eps.lt.C.000001)goto 55
    X=Xn
    goto 44
55  Write(7,*)xn
33  Ne2b=Xn
    return
End

```

```

*****Calcul de Gama de Fan & CBP & CHP*****
////////////////////////////////////
Subroutine Fan(Ta,Pi,K)
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H,O-Z)
Real Ta,Tb,Tbb,K,Km,W,Cpm,epsi,Pi
Integer j
common epsMax
j=0
K=1.4
100 Tb=Ta*Pi**((K-1)/K)
    W=((28.11*(Tb-Ta)+.0009035*(Tb**2-Ta**2)+4802e-9*((Tb**3-Ta**3)
    +/3.)+1.966e-9*((Tb**4-Ta**4)/4.))/28.97**1000
    Cpm=W/(Tb-Ta)
    Km=Cpm/(Cpm-287.)
    Tbb=Ta*Pi**((Km-1.)/Km)
    j=j+1
    epsi=ABS(Tbb-Tb)
    if (epsi.LT.EpsMax) goto 110
    Tb=Tbb
    K=Km
    goto 100
110 return
end

```

```

*****Calcul de Gama de la turbine *****
////////////////////////////////////
subroutine Tur(Ta,Pi,Kg,f)
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H,O-Z)
real Ta,Tb,Tbb,Kg,Km,Cpm,epsi,Pi,f
integer j
common epsMax
j=0
Kg=1.33
300 Tb=Ta*Pi**((Kg-1.)/Kg)
    Cpm=(0.9102+0.1187*14.9*f+0.1187*(Ta+Tb)/1000.)*1000.
    Km=Cpm/(Cpm-287.)
    Tbb=Ta*Pi**((Km-1.)/Km)
    j=j+1
    epsi=ABS(Tbb-Tb)
    if(epsi.LT.EpsMax) goto 330
    Tb=Tbb
    Kg=Km
    W=Cpm*(Tbb-Ta)
    goto 300

```

```
330 return
end
```

```
//////
*****Calcul de Gama de la tuyère Primaire*****
//////
```

```
Subroutine Tuyp(Ta, Pi, Kg, f)
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H, O-Z)
Integer j
Real Ta, Tb, Tbb, Kg, Km, Cpw, epsi, Pi, f
common EpsMax
j=0
Kg=1.33
200 Tb=Ta*PI**((Kg-1)/Kg)
Cpw=(0.9102+0.1187*16.*f+0.1187*(Ta+Tb)/1000)*1000
Km=Cpw/(Cpw-287)
Tbb=Ta*PI**((Km-1)/Km)
j=j+1
epsi=ABS(Tbb-Tb)
if (epsi.LT.EpsMax) goto 220
Tb=Tbb
Kg=Km
goto 200
220 return
end
```

```
//////
*****Calcul de Gama de la tuyère secondaire *****
//////
```

```
Subroutine Tuys(Ta, b9, K)
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H, O-Z)
Real Ta, Tb, b9, Tbb, K, Km, W, Cpw, epsi
Integer j
common epsMax
K=1.4
j=0
400 Tb=Ta*b9**((K-1.)/K)
W=((28.11*(Tb-Ta)+.0009835*(Tb**2-Ta**2)+4802e-9*((Tb**3-Ta**3)
+ /3.)+1.966e-9*((Tb**4-Ta**4)/4.)/28.97)*1000
Cpw=W/(Tb-Ta)
Km=Cpw/(Cpw-287.)
Tbb=Ta*b9**((Km-1.)/Km)
j=j+1
epsi=ABS(Tbb-Tb)
if (epsi.LT.EPSmax) goto 440
Tb=Tbb
K=Km
goto 400
440 return
end
```

Comparaison des résultats au sol

	Résultats de notre programme	Données du constructeur
Y	5,307319	5,3
QII	287,780200	286,96
QI	54,223280	54,14
P	10951,75 daN	10764,16 daN
Ch	4823,39 Kg/h	4208,78 Kg/h
Csp	0,04404 Kg/N.h	0,0391 Kg/N.h
Π _c	31,14	32

Comparaison des résultats en vol

	Résultats de notre programme	Données du constructeur
Y	4,587111	4,74
QII	119,7162 Kg/s	124,662 Kg/s
QI	25,35437 Kg/s	26,3 Kg/s
P	2506,393 daN	2651 daN
Ch	1880,709 Kg/h	1855,7 Kg/h
Csp	0,0919 Kg/N.h	0,07 Kg/N.h
Π _c	31,2	32,7

Performance Characteristics

Régime de rotation (N1)	Flat Rat Tem °F °C	Limites	Standard day		Hot day	
			F/NK Rated LBS (daN)	EGT °F (°C)	N2 RPM	
4880	86 (30)	MAX	—	1688 (920)	14808	
		MIN	24200 (10765)	—	—	
4770	77 (25)	MIN	22800 (10142)	1630 (888)	—	

Conversion des unités :• **Longueur :**

$$1 \text{ in} = 2,54 \text{ cm}$$

$$1 \text{ ft} = 0,3048 \text{ m}$$

• **Masse :**

$$1 \text{ kg} = 2,2046 \text{ Lbm} = 6,8521 \cdot 10^{-7} \text{ Slug}$$

$$1 \text{ Slug} = 1 \text{ Lbf} \cdot \text{s}^2/\text{ft} = 32,174 \text{ Lbm}$$

• **Force :**

$$1 \text{ Lbf} = 4,448 \text{ N}$$

• **Température :**

$$1^\circ\text{K} = 1,8^\circ\text{R} = 273,15 + ^\circ\text{C}$$

$$1^\circ\text{F} = 5/9 \cdot (T(^{\circ}\text{C}) - 32)$$

• **Pression :**

$$1 \text{ PSI} = 6892,8751 \text{ Pas}$$

• **Poussée spécifique :**

$$1 \text{ Lbf}/(\text{Lbm}/\text{s}) = 9,8 \text{ N}/(\text{Kg}/\text{s})$$

• **Consommation spécifique :**

$$1 \text{ Lbm}/(\text{Lbf} \cdot \text{h}) = 28,325 \text{ m}/(\text{N} \cdot \text{s})$$

Variation de la température et de la pression en fonction de l'altitude :

La température varie d'une façon linéaire avec l'altitude jusqu'à une certaine limite (Tropopause), à une altitude d'environ 11000m. au delà de cette altitude, elle garde une valeur constante de 56,5°C.

Or on peut écrire :

$$T = T_0 - \alpha H \quad (1)$$

L'air étant un gaz parfait, on a :

$$\frac{P}{\rho} = R.T \quad (2)$$

Donc
$$\rho = \frac{P}{R(T_0 - \alpha H)} \quad (3)$$

Or :

$$dP = -\rho.g.dH \quad (4)$$

(3) et (4) donnent :

$$dP = -\frac{P}{R(T_0 - \alpha H)} . g . dH \quad (5)$$

Après intégration de (5), on obtient :

$$P = P_0 \left(1 - \frac{\alpha H}{T_0} \right)^{\frac{g}{R\alpha}}$$

Avec : $T_0 = 288^\circ\text{K}$

En posant $T = 56,5^\circ\text{C}$ pour $H = 11000\text{m}$, on obtient :

$$\alpha = 5,256$$

BIBLIOGRAPHIE

- [1]- « Institut d'aéronautique de KIEV » (Centre de recherche)
- UKRAINE -
- [2]- « Construction d'un moteur à trois arbres pour un long courrier de masse au décollage
160 t » P.F.E
M BELHACHETTE.H
-KIEV 1992 -
- [3]- « performances methods » BOEING FLIGHT OPERATIONS ENGINEERING
- Edition May 1989 -
- [4]- « Engin Maintenance Manuel CFM 56-7B »
- [5]- « Fonctionnement hors adaptation des turbomachines » BENSIMHON
-Edition May 1989-
- [6]- « Théorie des turboréacteurs d'aviation » KOULAGAIN
- Edition Moscou 1967-
- [7]- « Technologie des turboréacteurs » LEHMANN, G & LEPOURG.P
- Edition 1989-
- [8]- « Analyse des performances des turbofans » P.F.E
MAKHLOUF, N & MEKKI, R
- 1999/2000 -
- [9]- « Turboréacteur d'aviation » MASLENIKOV
- Edition Mir 1978-
- [10]- « Engin shop Manuel CFM 56-7B »