

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université de Saad Dahleb. Blida
Département des sciences
Faculté d'Aéronautique
Projet de Fin d'Etude
Pour l'Obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat
En Aéronautique
Option Propulsion

74/04
(LEX)

Thème :
Etude de la Régulation d'un Turbofan
à Haut Taux de dilution
-application CF6-80A3-



Réalisé par :
M^R HAFID Salim

Devant les membres de jury :

M^R KEBBABA H.
M^{ELLE} BOUDJELLALE H.
M^R ALLOUCHE R.
M^R RENANE
M^R KAHLA S.
M^R BENOMAR A.

Président
Examinatrice
Examineur
Promoteur
Promoteur
Invité

Promotion 2003/2004

Remerciement

En premier lieu, louange à dieu seul de m'avoir donné le courage et la patience de commencer et de finir ce modeste travail.

Je remercie les membres de jury qui m'ont fait l'honneur de juger ce travail, ainsi que tous les enseignants de l'institut de l'aéronautique pour leurs gentillesse, sans oublier le directeur M^r BERGUEL..

J'adresse mes sincères remerciements et l'expression de ma vive gratitude à M^r RENANE chargé de cours à l'institut d'aéronautique de BLIDE pour m'avoir toujours encouragé à finir ce mémoire et pour la disponibilité qu'il a toujours manifestée à mon égard, souvent au détriment de son travail.

Mes remerciements s'adressent à M^r KALLA S. ingénieur en aéronautique à la base de maintenance d'Air Algérie d'avoir accepté de m'encadrer et d'être soucieux au sujet de mon travail, patient et disponible.

Je tiens à remercier tous particulièrement M^r A. BENOMAR instructeur dans le centre de formation d'Air Algérie de m'avoir accepté au sein de sa structure en tant que stagiaire malgré tous les problèmes.

Sans oublier toute l'équipe de H400 de m'avoir encourager, conseiller et orienter, qu'elle trouve ici l'expression de ma très sincère gratitude.

J'exprime également ma vive gratitude à l'ensemble des ingénieurs et techniciens de notre institut d'aéronautique pour leurs accueils et leurs gentillesse.

Sans oublier M^{lle} L. ANSEUR ingénieur en génie mécanique de m'avoir aidé, conseillé qu'elle trouve ici l'expression de ma sincère gratitude.

Je tiens à remercier R. CHAKIB mon ami intime pour tous le soutien et l'aide qui m'a apporté.

Enfin, je ne saurais oublier de remercier M^r TOUFIK officier à la PAF de l'aéroport Houari B. pour tout le travail qu'il a fait pour que je puisse accéder à l'intérieur de l'aéroport.

TABLES DES MATIERES

INTRODUCTION GENERALE

CHAPITRE I

Description du moteur CF6-80A3

Introduction	01
I.1. Description générale	01
I.1.1. L'ensemble haute pression	02
I.1.1.1. <i>Compresseur haute pression</i>	02
I.1.1.2. <i>Chambre de combustion</i>	03
I.1.1.3. <i>Turbine haute pression</i>	04
I.1.1.4. <i>Boîtier d'accessoires</i>	04
I.1.2. L'ensemble basse pression	05
I.1.2.1. <i>Compresseur basse pression</i>	05
I.1.2.2. <i>Turbine basse pression</i>	06
I.2. Caractéristiques principales du réacteur CF6-80A3	07

CHAPITRE II

Etude énergétique d'un turbofan.

Introduction	08
II.1. les stations moteur	08
II.2. l'entrée d'air	09
II.2.1. la forme de l'entrée d'air	09
II.2.2. Etude thermodynamique	10
II.2.3. Evolution des paramètres (P, T, V) dans une entrée d'air	11
II.2.4. L'efficacité de l'entrée d'air	12
II.3. Le compresseur	13
II.3.1. Fonctionnement aérodynamique d'un étage de compresseur axial (triangle des vitesses)	13
II.3.2. Evolution des paramètres (P, T, V) dans un étage compresseur	14
II.3.2.1. <i>Rotor</i>	14
II.3.2.2. <i>Stator</i>	15
II.3.2.3. <i>Recapitulatif</i>	15
II.3.3. Etude thermodynamique	16
II.3.3.1. <i>Travail d'un compresseur</i>	16
II.3.3.2. <i>Rendement du compresseur</i>	16
II.3.4. Courbes caractéristiques de fonctionnement d'un compresseur	18
II.4. La chambre de combustion	19
II.4.1. Le dosage (f)	20
II.4.2. La richesse (rel)	20
II.4.3. Limitation chambre de combustion	20
II.4.4. Etude thermodynamique	21
II.4.4.1. <i>Evolution théorique</i>	21
II.4.4.2. <i>Evolution réelle</i>	21
II.4.4.3. <i>Rendement de combustion (η_b)</i>	22
II.4.4.4. <i>Représentation de l'évolution P-$\ln(T)$</i>	22
II.4.4.5. <i>Evolution théorique des paramètres (P, T, V)</i>	22
II.5. La turbine	24
II.5.1. Fonctionnement aérodynamique d'un étage turbine (triangle des vitesses)	24
II.5.2. Evolution des paramètres (P, T, V) dans un étage turbine	25
II.5.2.1. <i>Stator</i>	25

II.5.2.2. Rotor	25
II.5.2.3. Récapitulatif	26
II.5.3. Etude thermodynamique	26
II.5.3.1. Travail d'une turbine	26
II.5.3.2. Rendement d'une turbine	26
II.5.3.3. Mise en évidence du fluage	28
II.6. La tuyère	29
II.6.1. Etude thermodynamique	30
II.6.1.1. Evolution théorique	30
II.6.1.2. Evolution réelle	31
II.6.1.3. Rendement tuyère (η_n)	31
II.6.2. Evolution des paramètres (P, T, V)	32
II.6.3. Fonctionnement aérodynamique d'une tuyère à section fixe simple convergent	32

CHAPITRE III

Principe de la régulation.

Introduction	34
III.1. Paramètres influents	35
III.1.1. Paramètres subis	35
III.1.2. Paramètres dits de commande	35
III.2. Fonctions assurées par la régulation carburant	35
III.2.1. Fonctions principales	35
III.2.2. Fonctions auxiliaires	36
III.3. Influence des paramètres	36
III.3.1. Influence des paramètres de commande à paramètres extérieurs fixes	36
III.3.2. Influence des paramètres extérieurs sur la poussée du moteur à paramètres de commande fixes	37
III.3.2.1. Influence de la pression atmosphérique	37
III.3.2.2. Influence de la température	37
III.3.2.3. Influence de l'altitude	37
III.3.2.4. Influence de l'humidité	38
III.4. Types de régulation	38
III.4.1. Régulation à un paramètre	38
III.4.1.1. Régulation à un programme (loi)	38
III.4.1.2. Régulation à boucle	39
III.4.2. Régulation à deux paramètres	40
III.5. Types de régulateurs	41
III.5.1. Régulateur hydromécanique	41
III.5.2. Régulateur à autorité partielle	41
III.5.3. Régulateur à pleine autorité	42
III.6. Limitation de la température sortie turbine	42
III.7. Limitation de survitesse	44
III.7.1. Accélération brusque	44
III.7.2. Décélération brusque	46

CHAPITRE IV

Etude de la régulation turbofan application CF6-80A

Introduction	47
IV.1. Généralités	47
IV.2. Terminologie	47

IV.2.1. Terminologie General Electric	47
IV.3. Régulation de débit carburant	49
IV.3.1. Principe	49
IV.3.2. Régulateur principal carburant MEC	50
IV.3.2.1. <i>Fonctions principales</i>	50
IV.3.2.2. <i>Fonction auxiliaires</i>	50
IV.3.3. Calculateur de poussée moteur PMC	50
IV.3.3.1. <i>Fonctions principales</i>	50
IV.3.3.2. <i>Fonctions auxiliaires</i>	50
IV.4. Description et fonctionnement des éléments de régulation	51
IV.4.1. Régulateur principal carburant MEC	51
IV.4.1.1. <i>Différents signaux utilisés par le MEC</i>	51
IV.4.1.2. <i>Régulateur de régime N2</i>	52
IV.4.1.3. <i>Contrôleur des accélérations et décélérations</i>	56
IV.4.1.4. <i>Dispositifs anti-pompage</i>	58
IV.4.2. Calculateur de poussée moteur PMC	61
IV.4.2.1. <i>Différents signaux utilisés par le PMC</i>	61
IV.4.2.2. <i>Fonctionnement normal du PMC</i>	62
IV.4.2.3. <i>Mode d'action du PMC</i>	63
IV.4.2.4. <i>Anomalies de fonctionnement du PMC</i>	64
IV.4.2.5. <i>Test du PMC</i>	64

CHAPITRE V

Calcul des performances turbofan

Introduction	65
V.1. Notions et définitions	65
V.2. Hypothèses	67
V.3. Elaboration et mise en évidence des paramètres d'un turbofan	67
V.3.1. Compresseur basse pression	67
V.3.2. Soufflante	68
V.3.3. Compresseur haute pression	68
V.3.4. Turbine basse pression	69
V.3.5. Taux de dilution	69
V.3.6. Débit total	71
V.3.7. Paramètres de sortie	71
V.3.8. Poussée spécifique	72
V.3.9. Calcul des rapports de pression	72
V.3.10. Dosage	73
V.3.11. Consommation spécifique	73
V.4. Méthode de résolution	74
V.5. Organigramme	76

CHAPITRE VI

Résultats et discussions

Introduction	80
VI.1. Interprétations	80
VI.1.1. Poussée	80
VI.1.2. Consommation spécifique	80
VI.1.3. Taux de dilution	81
VI.1.4. Taux de compression du compresseur basse pression	87

VI.1.5. Taux de compression du compresseur haute pression -----	87
VI.1.6. Rendement propulsif -----	91
VI.1.7. Rendement thermodynamique -----	91
VI.2. Limitation des régimes N1 et N2 -----	95
VI.2.1. Régime N1 et N2 au décollage -----	95
VI.2.2. Régime N1 et N2 en vol -----	95
VI.3. Comparaison des résultats obtenus -----	95

Résumé

L'étude présentée, consiste à l'élaboration d'un programme de contrôle des performances, par une méthode purement théorique pour un turboréacteur double corps double flux, afin de déterminer son domaine de fonctionnement optimal tout en évitant les dépassements des limitations imposées par les critères de conception en un système de régulation.

Summary

The aim of our study is to elaborate a computer program used to determine performance parameters of a twin spool turbofan. Show optimal function field avoid limitations accedence's (Design limitations) through a regulation system.

ملخص

الدراسة المقدمة تتمثل في تحضير برنامج تحكم يحافظ على النتائج الايجابية لمحرك نفاث مزدوج الجسم مزدوج السيل وذلك باستعمال منهجية نظرية تامة حتى تتمكن من تحديد مجال عمله الاقصى مع عدم تجاوز الحدود النهائية المفروضة على حسب الخصائص الصناعية لهذا المحرك عن طريق نظام

Introduction générale

dans le domaine de l'aéronautique l'un des soucis majeur est de connaître le comportement d'un turboréacteur et l'évolution de ses performances à différents modes de fonctionnement.

Ces modes de fonctionnement sont justement de deux types, le mode adapté pour lequel les différents organes qui constituent le moteur atteignent leurs caractéristiques nominales, dans des conditions atmosphériques dites standards. Le deuxième mode est dit hors adaptation pour lequel les conditions atmosphériques, l'altitude et le nombre de mach varient.

Les organes d'un moteur sont soumis à différentes contraintes, gérées par des systèmes de **régulation**, qui optimisent leur domaine de fonctionnement, ce qui se traduit par une optimisation des performances du moteur.

Notre travail consiste à étudier le système de régulation dans un moteur et connaître ses limitations.

Le premier chapitre illustre une description des différents modules constitues le moteur choisi le **CF6-80A3**. le deuxième chapitre est étude énergétique d'un turbofan, tandis que le troisième chapitre explique le principe de la régulation.

On va voir dans le quatrième chapitre, en détail, la régulation dans notre moteur **CF6-80A3** et les différents organes qui assurent cette régulation, alors que le cinquième chapitre comporte un exposé sur la méthode de calcul des performances en tenant compte des limitations imposées par la régulation.

Le dernier chapitre est une représentation graphique des résultats de calcul des performances et, comportera aussi une analyse des courbes obtenues.

Nous achèverons notre étude par une conclusion générale.

Description du moteur

CF6-80A3

Introduction :

Nous vous proposons d'examiner les éléments constitutifs du moteur CF6-80A3.

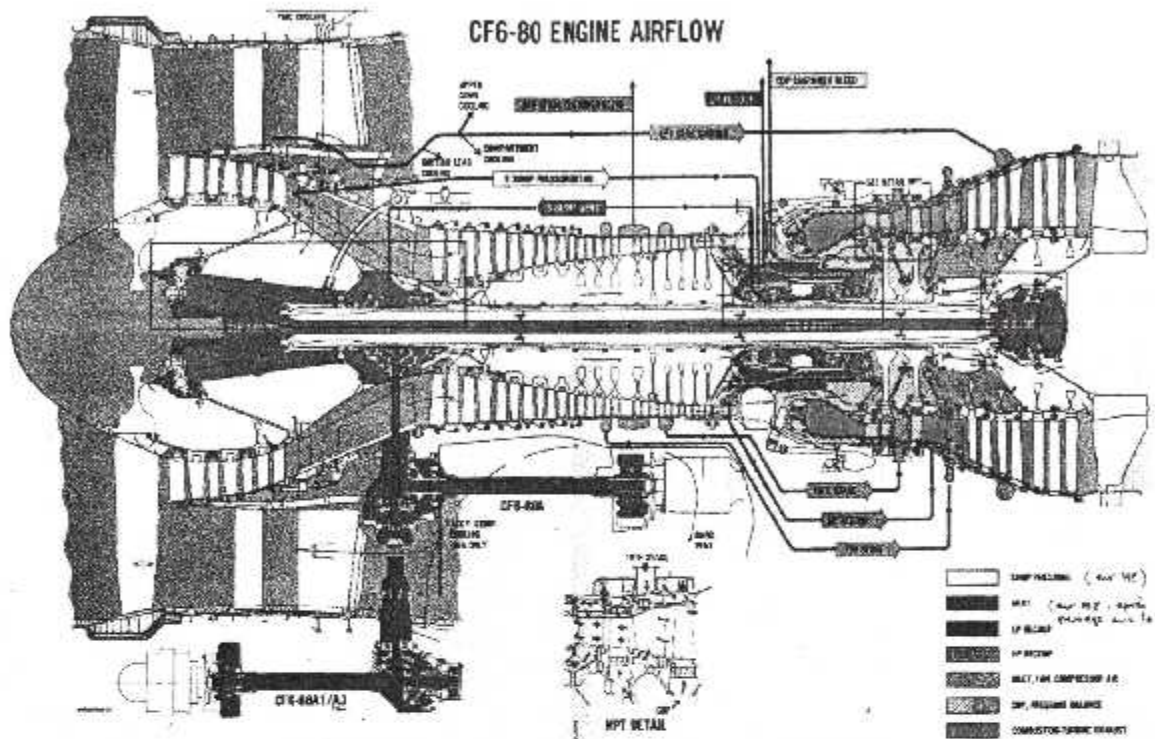


Fig.1-1. Le groupe General Electric CF6-80.

Le groupe turboréacteur 'General Electric' CF6-80A3 Fig.(1-1) équipe l'avion Airbus A310, c'est un turboréacteur double corps double flux, qu'il a un taux de dilution élevé et une vitesse d'éjection relativement faible lui confèrent un bon rendement de propulsion.

I.1. Description générale :

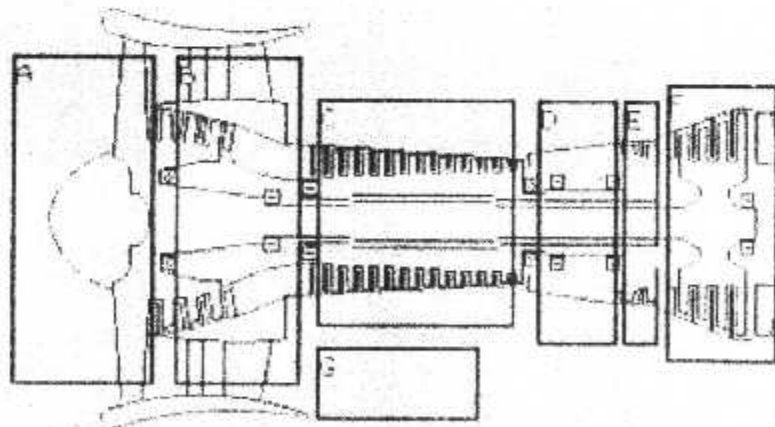


Fig.1-2. Les différents modules du turboréacteur.

- A- module fan.
- B- module compresseur basse pression.
- C- module compresseur haute pression.

- D- module chambre de combustion.
- E- module turbine haute pression.
- F- module turbine basse pression.
- G- module boîtier d'accessoires.

Ce turboréacteur est de type modulaire, comporte (07) sept modules (**module fan, module compresseur basse pression, module compresseur haute pression, module chambre de combustion, module turbine haute pression, module turbine basse pression et module boîtier des accessoires**), dont on peut les séparer en deux ensembles principaux, un générateur de gaz (core engine) ou ensemble haute pression, et un ensemble basse pression.

L1.1. L'ensemble haute pression :

Il comprend les (04) quatre modules suivants : une chambre de combustion annulaire, une turbine haute pression qui entraîne un compresseur haute pression et un boîtier d'accessoires.

L1.1.1. Compresseur haute pression :

1.1.1.1. Description :

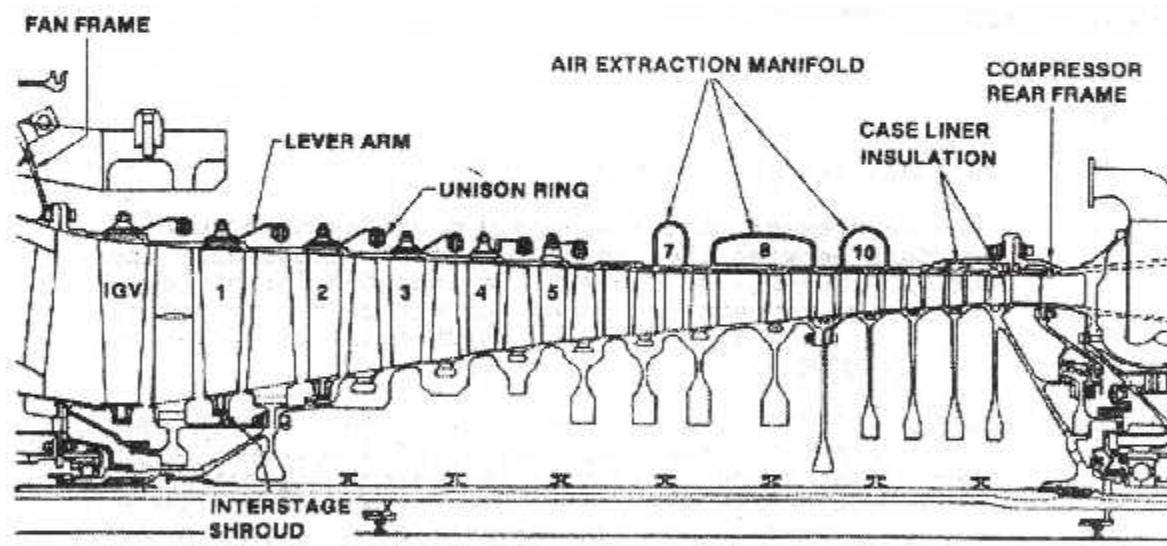


Fig.1-3. Compresseur haute pression.

Le compresseur est de type axial, car l'air y est propulsé parallèlement à l'axe de la machine, il comprend plusieurs étages successifs, chaque étage étant constitué d'aubes tournant à grande vitesse et constituant le rotor, suivie d'aubes fixes formant le stator.

Les aubes du rotor sont implantées dans un tambour ; les aubes du stator dans un carter démontable.

1.1.1.2. Fonction :

Le compresseur du générateur de gaz a pour fonction de faire circuler dans la chambre de combustion un débit d'air approprié à la poussée désirée, sous une pression permettant le fonctionnement correct de cette chambre.

1.1.1.3. Nombre d'étages :

le taux de compression maximum obtenu par un étage de compresseur moderne ne dépasse généralement pas 1.3 à 1.4. ceci est dû au fait qu'il est impossible de défléchir l'écoulement au delà d'un certain angle ou, si l'on préfère, de dépasser un certain angle d'incidence, sans qu'apparaisse le phénomène de décrochage.

Afin d'obtenir le taux de compression requis, il est donc indispensable de déposer en série un certain nombre d'étages, chaque étage multipliant la pression qu'il reçoit par son taux de compression propre.

Le débit massique dans le dernier étage étant le même que dans le premier, si la section de passage c'est à dire la hauteur des aubes était constante, on verrait la vitesse de l'écoulement diminuer fortement.

Si on veut maintenir plus ou moins constante la vitesse d'écoulement d'un étage à l'autre, il faut réduire la section proportionnellement à l'augmentation de masse spécifique, ceci est réalisé en diminuant la longueur des aubes d'étage en étage **Fig.(1-3)**.

Dans notre cas, le **CF6-80A3** comporte un compresseur haute pression de (14) étages. L'entrée de ce compresseur est équipée de (34) aubes de prérotation à calage variable (**IGV Inlet Guide Vanes**), les (05) premiers étages du compresseur comportent des aubes de stator à calage variable. L'ensemble des aubes de prérotation et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur haute pression (**VSV Variable stator vanes**).

1.1.1.2. Chambre de combustion :

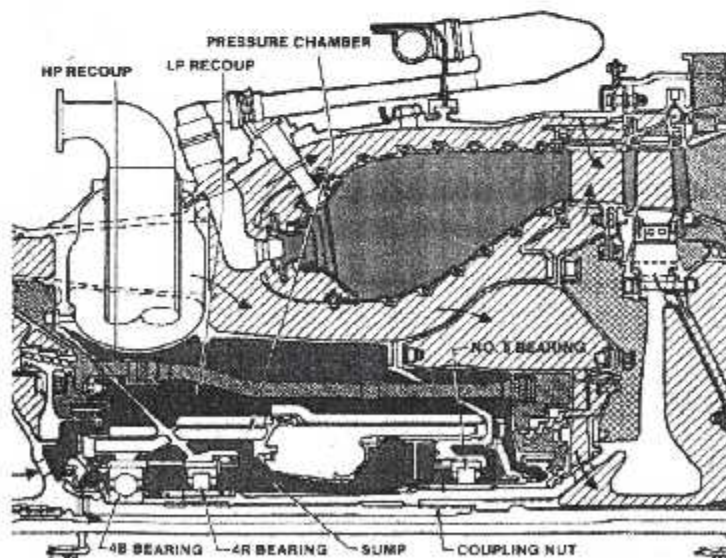


Fig.1-4. Chambre de combustion.

Comme son nom l'indique, la chambre de combustion est l'organe du moteur dans lequel se déroule la combustion c'est à dire la décomposition et l'oxydation du carburant de l'oxygène de l'air.

Dans notre moteur le module de combustion est constitué d'une chambre de combustion de type annulaire **Fig.(1-4)**, elle comporte des logements équipés de diffuseurs destinés à recevoir trente (30) injecteurs de carburant.

I.1.1.3. Turbine haute pression :

Comme le compresseur haute pression, la turbine haute pression est de type axial, constitué de (02) étages. A divers points de vue, la turbine n'est autre qu'un compresseur inversé.

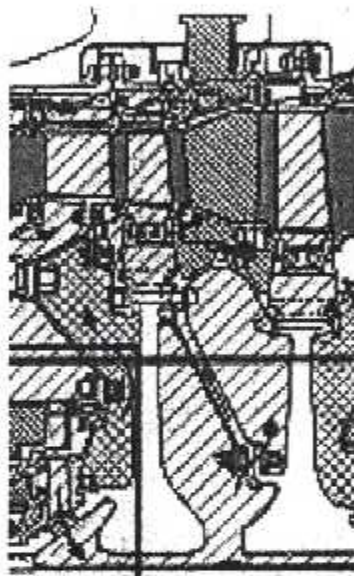


Fig.1-5. Turbine haute pression.

En effet :

- Un étage de turbine se compose d'un stator équipé d'aubes fixes, suivi d'un rotor.
- Entre les aubes, la section de passage est convergente.
- Il y a transformation d'une partie de l'énergie cinétique de l'écoulement en énergie mécanique.
- Il y a chute de pression et de température.

L'ensemble turbine haute pression et compresseur haute pression est appelé attelage haute pression ou **N2**. l'attelage haute pression ou **N2** tourne dans le sens horaire et il est supporté par (04) roulements (**3R, 4B, 4R, 5R**).

I.1.1.4. Boîtier d'accessoires :

L'attelage haute pression entraîne le boîtier des accessoires et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaires d'une prise de mouvement (**IGB inlet gear box**) et d'une boîtier de transfert (**IGB transfert gearbox**).

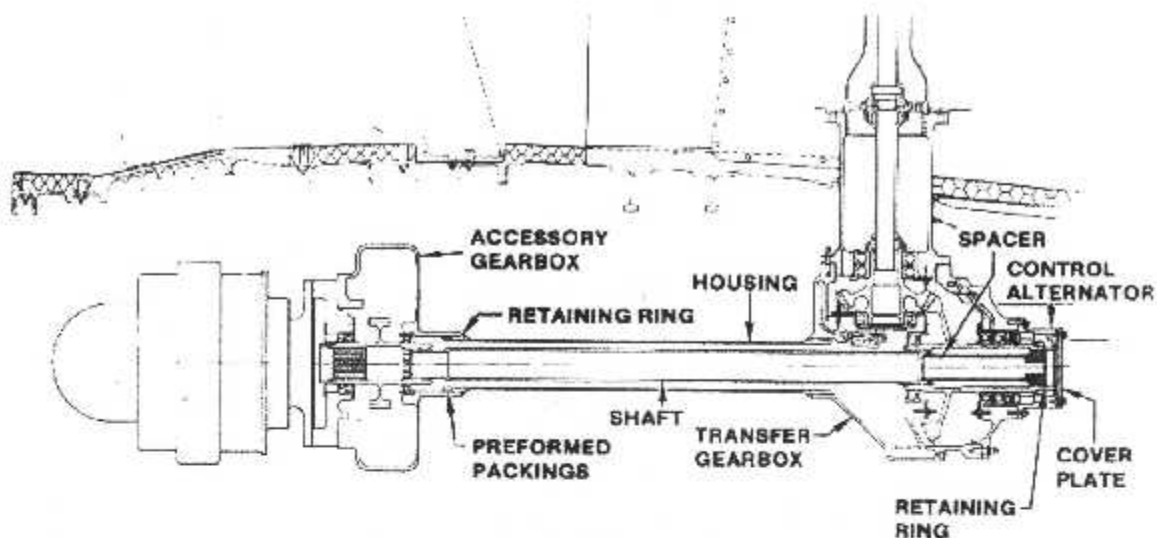


Fig.1-6. Boîtier des accessoires.

La prise de mouvement est reliée par cannelures au moyeu avant du compresseur haute pression. Un arbre vertical relie la prise de mouvement à la boîte de transfert.

Un arbre horizontal relie la boîte de transfert au boîtier des accessoires. Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter de fan.

Les différents accessoires qui équipent le boîtier sont :

- Sur la face avant :
 - ✓ Deux pompes hydrauliques.
 - ✓ Un groupe de pompes à huile de lubrification et récupération.
 - ✓ Le démarreur monté dans l'axe de l'arbre horizontal.
 - ✓ L'alternateur (**IDG** integrated drive generator).
- Sur la face arrière :
 - ✓ La pompe haute pression carburant.
 - ✓ Le régulateur carburant (**MEC**).

I.1.2. L'ensemble basse pression :

Il comporte une turbine basse pression de **(04)** étages qui entraîne le compresseur basse pression de **(04)** étages dont le fan son premier étage.

I.1.2.1. Compresseur basse pression :

Le premier étage du compresseur basse pression constitue le fan, il engendre à lui seul le flux secondaire. **(38)** ailettes sont montées à la périphérie du disque de fan dans des alvéoles en forme de queue d'aronde.

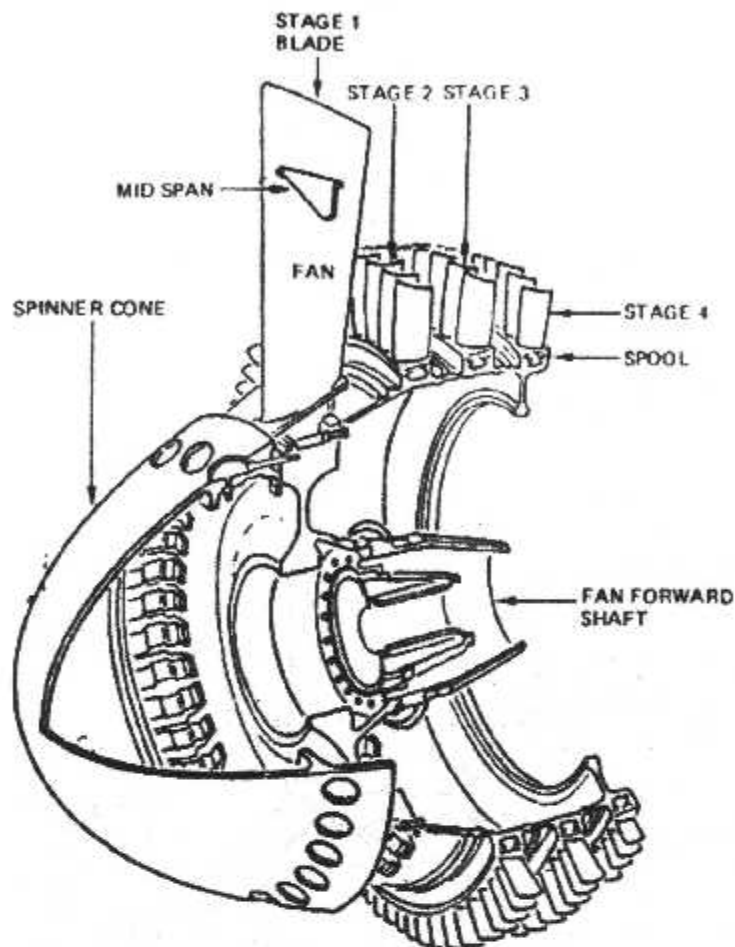


Fig.1-7. Compresseur basse pression. (rotor)

La description du compresseur haute pression est valable pour le compresseur basse pression, cependant ce dernier ne comprend que de quatre (04) étages.

1.1.2.2. Turbine basse pression :

La turbine basse pression est constituée de (04) étages. Contrairement à la turbine haute pression, les températures et vitesses relativement basses autorisent l'utilisation d'alliages classiques.

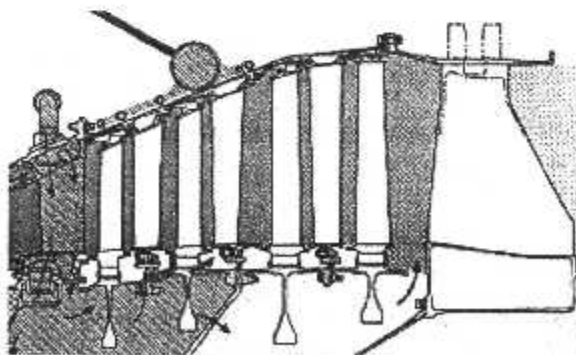


Fig.1-8. Turbine basse pression.

L'ensemble turbine basse pression et compresseur basse pression est appelé attelage basse pression ou **N1**. l'attelage basse pression ou **N1** tourne dans le sens horaire et il est supporté par (03) roulements (1B, 2R, 6R).

I.2. Caractéristiques principales du réacteur CF6-80A3 :

- Poussée statique maximale : (F)
Z = 0, température ambiante <33°C. **F = 21800daN.**
- Poussée assurée par le flux primaire : **23%** de la poussée totale.
- Poussée assurée par le flux secondaire : **77%** de la poussée totale.
- Consommation spécifique en conditions statiques : **0.368 kg/H/daN.**
- Poussée en croisière M = 0.8 **F = 4800daN.**
- Consommation spécifique en croisière : **0.632 kg/H/daN.**
- Poussée inverse : **40%** de la poussée directe du fan.
- Masse du réacteur nu : **3770kg.**
- Masse du réacteur équipé : **5900kg.**
- Longueur totale de la nacelle : **7.20m.**
- Hauteur totale de la nacelle : **2.96m.**
- Débit d'air total **679/280 kg/s.**
- Débit d'air primaire **120/55 kg/s.**
- Débit d'air secondaire **559/225 kg/s.**
- Taux de dilution **4,66.**
- Rapport manométrique de compresseur **29/1.**

***Etude énergétique
d'un turbofan***

Introduction :

Etant attaché au **CF6-80A3** (moteur double flux double corps), nous mènerons dans ce chapitre une étude énergétique décrivant les formulations et les conditions régissant toutes les stations moteur, qui sont l'entrée d'air, les compresseurs basse et haute pression, la chambre de combustion, les turbines haute et basse pression, et en fin le canal d'éjection.

II.1. Les stations moteur :

On donne la numérotation des stations moteur que nous utiliserons dans notre étude énergétique (**Fig.2-1**).

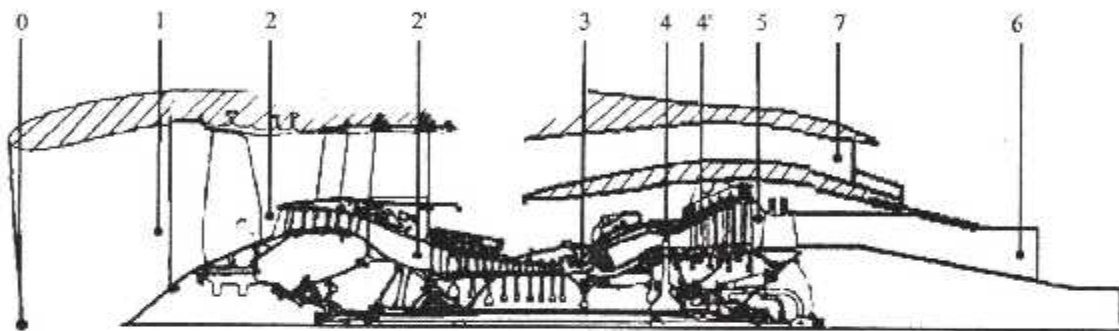


Fig.2-1. Les stations moteur

Station 0 : Entrée d'air.	Station 1 : Entrée FAN.
Station 2 : Entrée LPC	Station 2' : Entrée HPC.
Station 3 : Entrée CC.	Station 4 : Entrée HPT.
Station 4' : Entrée LPT.	Station 5 : Entrée tuyère primaire.
Station 6 : Sortie tuyère primaire.	Station 7 : Sortie tuyère secondaire.

L'air entre en premier lieu en un débit dit total (de la station 0 à 1), puis il se divise en deux flux. Un flux primaire, traverse le turboréacteur par les stations 2, 2', 3, 4, 4', 5 et en fin la station 6. Et un flux secondaire passant le canal d'éjection secondaire (de la station 1 directement à la 7^{ème} station).

Avant d'entamer cette étude, nous allons définir les pertes de charges des éléments d'un turboréacteur, qui se divisent en deux catégories :

1) Pertes aérodynamiques (polytropiques) :

Elles sont dues d'une part aux frottements entre fluide et corps et, d'autre part aux effets de viscosité.

2) Pertes thermodynamiques (isentropiques) :

Il existe en réalité un transfert de chaleur entre les différentes parties du moteur et l'environnement. Elles aussi induites par une mauvaise combustion.

II.2. L'entrée d'air :

Le rôle principal de l'entrée d'air est de fournir **un profil de vitesse le plus homogène possible à l'entrée compresseur** et cela, quel que soit le régime moteur et dans tout le domaine de vol.

II.2.1. La forme de l'entrée d'air :

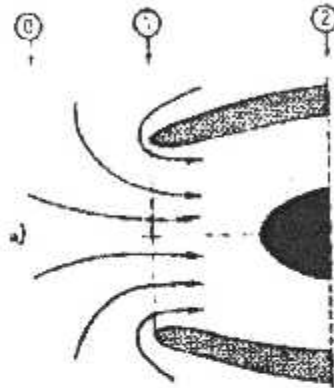


Fig.2-2. Entrée d'air subsonique

Suivant le domaine d'évolution de l'aéronef, la forme de cette entrée d'air est différente. En effet, **HUGONIOT** montre que l'écoulement dans un conduit de section **A** est donnée par :

$$\frac{dA}{A} = \frac{dv}{v} (M^2 - 1) \quad (\text{II-1})$$

Où **M** est le nombre de Mach.

Trois régimes se posent :

- ✓ $M < 1$ le régime subsonique.
- ✓ $M > 1$ le régime supersonique.
- ✓ $M = 1$ le régime sonique.

Nous nous intéressons au cas où ($M < 1$), c'est à dire le régime subsonique.

$$M < 1 \Rightarrow M^2 < 1 \Rightarrow (M^2 - 1) < 0$$

pour une section divergente où $\frac{dA}{A} > 0$

nous aurons une diminution de vitesse, soit $\frac{dv}{v} < 0$.

Dans le domaine incompressible, on a : $\frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} = cte$ (II-2)

Donc toute variation d'énergie cinétique se traduit par une variation d'énergie de pression $\frac{P}{\rho}$ qui représente l'énergie de pression de l'unité de masse de fluide. A l'aide de ces deux formules en subsonique dans un divergent, l'énergie cinétique diminue au profit de l'énergie de pression.

Dans le domaine subsonique, pour la plus grande partie des avions commerciaux, les entrées d'air auront donc une section divergente.

II.2.2. Etude thermodynamique :

Dans une entrée d'air, l'air subit une compression supposée adiabatique réversible (isentropique). Supposons que cette dernière est un canal divergent (écoulement subsonique).

En appliquant le premier principe de la thermodynamique, on aura :

$$dw + dq = dh + dv \quad (\text{II-3})$$

Où :

$dw=0$; pas d'échange de travail.

$dq=0$; évolution adiabatique.

On aura :

$$dh + dv = 0 \dots \text{avec} \dots dh = C_p dT$$

Donc après intégration de l'équation (II-3) on obtient :

$$C_p T_2 + \frac{V_2^2}{2} = C_p T_1 + \frac{V_1^2}{2} = \text{cte} \quad (\text{II-4})$$

$$C_p \left[T + \frac{V^2}{2C_p} \right] = \text{cte} \quad (\text{II-5})$$

on a : $V = M \cdot a \Rightarrow V = M \sqrt{\gamma RT}$

et :

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (\text{II-6})$$

En remplaçant C_p et V dans l'équation (II-5) on obtient :

$$C_p T \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right] = \text{cte} \quad (\text{II-7})$$

Si de plus la transformation est réversible :

$$P_s \rho_s^\gamma = cte \quad \text{ou} \quad \frac{P_s}{T_s^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = cte$$

De ces équations on peut tirer les relations de Saint Venant :

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \tag{II-8}$$

$$P_t = P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{II-9}$$

On pourra représenter la courbe de la pression statique en fonction de la température statique pour une révolution réelle et théorique, sur la figure suivante. Réf.[1]

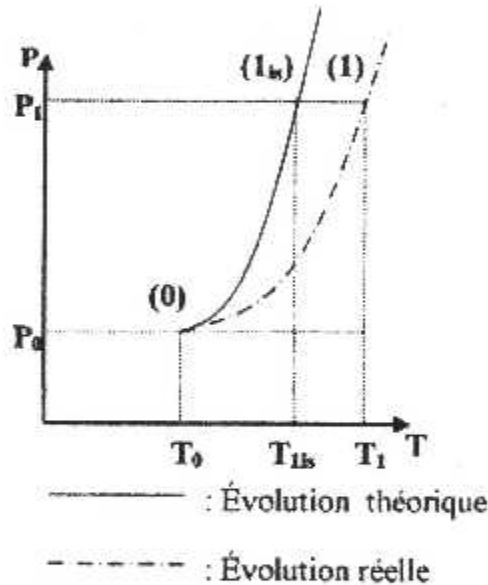


Fig.2-3. Evolution théorique et réelle
P = fct(T)

II.2.3. Evolution des paramètres (P,T,V) dans une entrée d'air d'aéronef subsonique :

Notre étude se limite à l'entrée d'air (simple divergent), cette entrée d'air est également nommée entrée d'air annulaire de type **PITOT**. C'est donc un conduit dans le quel le fluide subit un ralentissement adiabatique et qui ne contient aucune machine, on en déduit que la température totale (**Tt**) est constante. D'autre part, comme

$$T_t = T + \frac{V^2}{2C_p}, \text{ ou } \dots T_t = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) T, \text{ si le nombre de Mach (ou la vitesse) diminue alors } T \text{ augmente.}$$

Comme l'air est un gaz parfait, si T augmente, alors la pression statique croît. De plus, en supposons que l'évolution est réversible (absence de frottements ou de dissipation d'énergie), alors la pression totale se conserve également $P_t = \text{cte}$.

Nous pouvons rassembler ces évolutions théoriques dans le tableau suivant.

Paramètres	Evolution en croisière
M ou V	Diminue
T_t	Constante
T	Augmente
P	Augmente
P_t	Constante

II.2.4. L'efficacité de l'entrée d'air :

Afin de caractériser l'irréversibilité de la transformation, les aérodynamiciens introduisent la notion d'efficacité d'une entrée d'air. Noté traditionnellement σ , elle est égale au rapport P_{t1}/P_{t0} . si l'on trace σ en fonction du Mach et pour une entrée d'air type « PITOT », on obtient la courbe ci-dessous. Réf.[1]

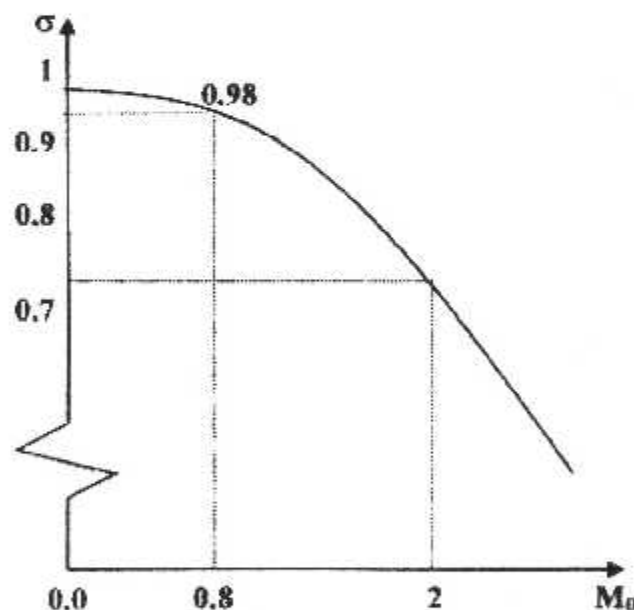


Fig.2-4. Efficacité d'une entrée d'air divergente

Sur celle-ci, nous pouvons remarquer :

- Que son efficacité est très correcte pour des Mach proches de 0,8 à 0,9, ce qui explique son utilisation sur les avions subsoniques.
- Par contre, pour un aéronef évoluant à Mach 2, cette efficacité n'est plus que de 0,72, due essentiellement à l'irréversibilité causée par les chocs. Afin de limiter cette perte de pression totale, on montre qu'il est plus intéressant d'effectuer ce même ralentissement, non pas par une onde de choc droite, mais par une série d'onde de choc obliques suivies d'un choc droit. Ce dernier, naissant à un Mach plus faible, permet de conserver une efficacité globale acceptable.

II.3. Le compresseur:

Le mélange air kérosène ne pouvant s'enflammer que dans certaines conditions de pression et de température, d'où l'utilisation des compresseurs, ayant pour rôle d'amener le fluide dans les conditions minimales d'inflammation.

Il existe deux types de compresseur :

- ✓ Compresseur centrifuge.
- ✓ Compresseur axial.

Notre étude se limitera à celle d'un compresseur axial, qui est constitué d'une partie mobile (**rotor**) qui fournit de l'énergie cinétique au fluide et commence à transformer cette énergie en énergie de pression et, une partie fixe (**stator**) qui continue de transformer en énergie de pression l'énergie cinétique restante à la sortie du rotor.

II.3.1. Fonctionnement aérodynamique d'un étage de compresseur axial (triangle des vitesses) :

En effectuant une coupe cylindrique d'un étage, nous obtiendrons une grille plane figurée ci-dessous. Réf.[2]

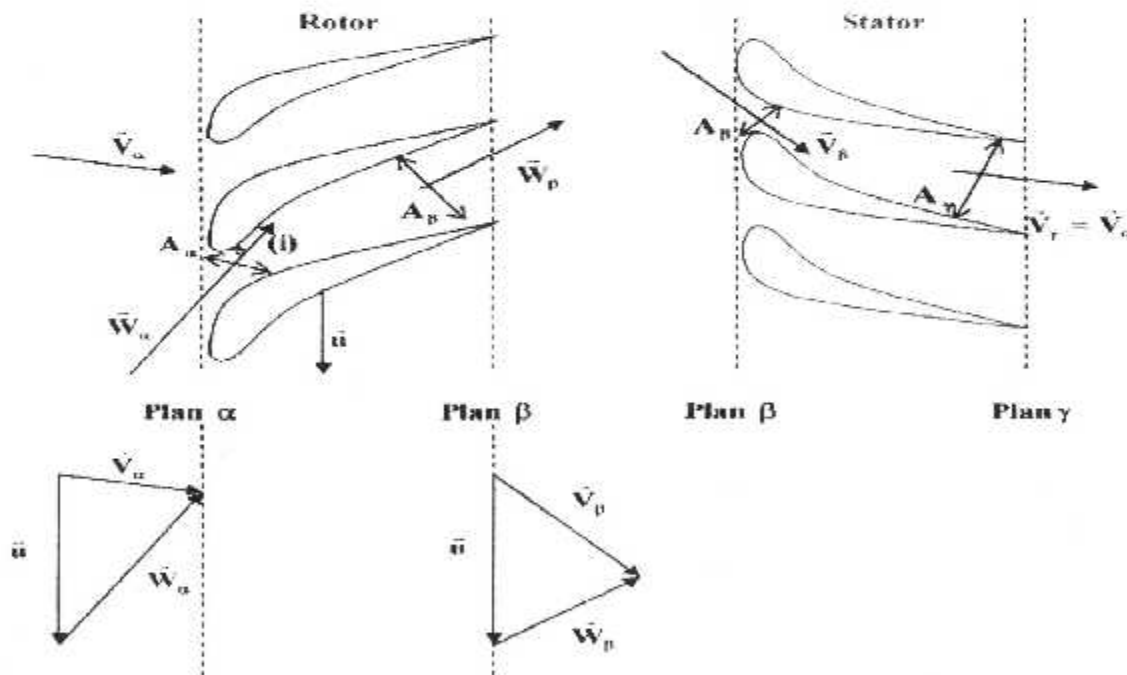


Fig.2-5. Triangle des vitesses d'un étage compresseur

Après les aubages de prérotation, l'air arrive à l'entrée du premier étage avec une vitesse absolue des filets d'air \vec{V}_α , plus au moins déviée par rapport à la vitesse axiale.

Le rotor tournant au régime de rotation N , pour un diamètre D considéré, l'élément de pale rotor est animé de la vitesse périphérique (ou tangentielle) \vec{u} tel que : $u = \frac{\pi D}{60} N$. Quand à \vec{w} c'est la vitesse relative par rapport au rotor,

Nous avons entre ces trois vitesse, la relation vectorielle : $\vec{V} = \vec{u} + \vec{W}$

Avec :

- (α) station entrée rotor
- (β) station sortie rotor et entrée stator
- (γ) station sortie stator

Nous pouvons construire le triangle des vitesses à l'entrée de la grille d'aubes rotor (voir Fig.(2-5)) et nous voyons alors que les profils d'aubes sont attaqués par les filets d'air avec une vitesse relative \vec{W}_α tel que $\vec{W}_\alpha = \vec{V}_\alpha - \vec{u}$ et une incidence (i), la section de passage à l'entrée entre deux profils d'aubes est A_α .

Puis, du fait de la forme des profils d'aubes, la vitesse relative \vec{W} va être dévié et aura la direction \vec{W}_β en sortie de la grille d'aube rotor, tel que : $|\vec{W}_\beta| < |\vec{W}_\alpha|$.

La section de cette dernière est A_β , avec $A_\beta > A_\alpha$.

Après cette grille d'aubes, l'air pénètre dans la grille d'aubes stator avec une vitesse \vec{V}_β par une section A_β , d'autre part, en construisant le triangle des vitesses de la section β nous constatons que cette vitesse absolue est supérieure à celle de la section α , et que $|\vec{W}_\beta|$ est inférieure à $|\vec{W}_\alpha|$, cette diminution de vitesse, en écoulement subsonique s'accompagne d'un accroissement de la pression statique, ce qui nous donne : $P_\beta > P_\alpha$.

La forme des profils d'aubes modifie la direction \vec{V}_β qui sortira de la grille avec une vitesse \vec{V}_γ , tel que $|\vec{V}_\gamma| < |\vec{V}_\beta|$ et donc : $P_\gamma > P_\beta$.

Finalement, nous aurons $\vec{V}_\gamma = \vec{V}_\alpha$ pour pouvoir recommencer les mêmes transformations dans l'étage suivant.

En résumé, nous pouvons dire que l'accroissement de pression d'un étage compresseur est obtenu par diminution de la vitesse relative dans le rotor et, diminution de la vitesse absolue dans le stator.

II.3.2. Evolution des paramètres (P, T, V) dans un étage compresseur :

II.3.2.1. Rotor :

La diminution de vitesse relative entraîne un accroissement de pression et de température statique.

Sur la figure (Fig.2-5) nous pouvons remarquer qu'entre l'entrée et la sortie du rotor, pour une même vitesse circonférentielle, si la vitesse relative diminue cela entraîne une augmentation de la vitesse absolue.

La relation de SAINT VENANT

$$\left[T_t = T + \frac{V^2}{2C_p} \right] \quad (\text{II-10})$$

nous montre que si T et V augmentent, alors T_t croît, d'autre part, la compression étant supposée isentropique, nous avons :

$$\frac{P_t^\gamma}{T_t} = cte \quad (\text{II-11})$$

Cette relation sera appliquée entre la station α et β , ce qui nous permet de dire que si T_t augmente alors P_t également.

II.3.2.2. Stator :

Par un raisonnement identique, les ailettes formant un divergent, la vitesse absolue diminue ce qui entraîne un accroissement de pression et température statique.

En appliquant la relation liant P_t et T_t entre les stations β et γ , si T_t se conserve (section sans machine, fluide gaz parfait, évolution adiabatique) alors P_t également.

II.3.2.3. Récapitulatif :

Le tableau suivant va représenter la variation des différents paramètres dans les composants physiques de l'étage compresseur.

Paramètres	Rotor	Stator	Etage
W	Diminue		Diminue
V	Augmente	Diminue	Constante
P	Augmente	Augmente	Augmente
T	Augmente	Augmente	Augmente
T_t	Augmente	Constante	Augmente
P_t	Augmente	Constante	Augmente

Puisque dans l'étage la température statique augmente, la célérité du son croît et, comme V est constante aux régimes de rotation élevés, le nombre de Mach diminue.

II.3.3. Etude thermodynamique :

II.3.3.1. Travail d'un compresseur :

Considérons un compresseur axial (la vitesse d'écoulement est presque constante, l'air est assimilé à un gaz parfait qui subit une compression isentropique), appliquons le premier principe de la thermodynamique :

$$w|_2^3 + q|_2^3 = h|_2^3 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_2^3 \quad (\text{II-12})$$

Où $q|_2^3 = 0$; évolution adiabatique.

$$w|_2^3 = C_p(T_3 - T_2) + \frac{1}{2}(V_3^2 - V_2^2) \quad (\text{II-13})$$

$$w|_2^3 = \left(C_p T_3 + \frac{V_3^2}{2} \right) - \left(C_p T_2 + \frac{V_2^2}{2} \right) \quad (\text{II-14})$$

D'après (II-10) nous aurons le travail sous la forme suivante :

$$w|_2^3 = w_c = C_p(T_{i3} - T_{i2}) \quad (\text{II-15})$$

II.3.3.2. Rendement du compresseur :

La notions des rendements isentropiques et réels des transformations théoriques et réelles, que nous obtenons à partir de l'évolution des pressions statiques en fonction des températures statiques, sera représentée sur la figure ci-après. Réf.[1]

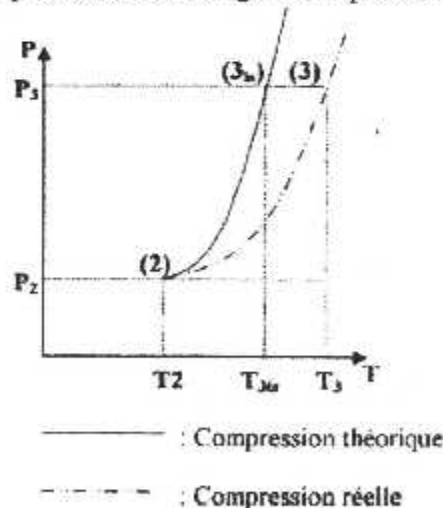


Fig.2-6. Evolution théorique et réelle P=fct(T)

3.3.2.1. Rendement isentropique (η_c) :

Par définition, nous avons :

$$\eta_c = \frac{w_{Cis}}{w_c} \quad (\text{II-16})$$

Et donc :

$$\eta_c = \frac{h_{t3is} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} = \frac{T_{t3is} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}} \quad (\text{II-17})$$

$$\Rightarrow \eta_c = \frac{\frac{T_{t3is}}{T_{t2}} - 1}{\frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1} = \frac{\tau_{Cis} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II-18})$$

Nous savons que :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = cte \Rightarrow \frac{T_{isortie}}{T_{entrée}} = \left(\frac{P_{isortie}}{P_{entrée}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Ce qui donne :

$$\eta_c = \frac{\pi_{Cis}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II-19})$$

En se référant à la figure (Fig.2-6) :

$$\pi_{Cis}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Finalement nous obtiendrons :

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{II-20})$$

3.3.2.2. Rendement polytropique (e_c) :

$$e_c = \frac{dw_{Cis}}{dw_c} = \frac{dh_{is}}{dh_t} = \frac{dT_{is}}{dT_t} \quad (\text{II-21})$$

$$e_c = \frac{dT_{ns}/T_t}{dT_t/T_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dP_t/P_t}{dT_t/T_t} \quad (\text{II-22})$$

Avec :

$$\frac{dT_{ns}}{T_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dP_t}{P_t} \quad (\text{relation isentropique}).$$

En supposons e_c constant, on aura :

$$\frac{dT_t}{T_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma \cdot e_c} \cdot \frac{dP_t}{P_t} \quad (\text{II-23})$$

$$\ln \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \frac{\gamma-1}{\gamma \cdot e_c} \cdot \ln \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad (\text{II-24})$$

Ce qui donne :

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot e_c}} \quad (\text{II-25})$$

D'après (II-15) on a :

$$w_c = C_p T_{t2} (\tau_c - 1) \quad (\text{II-26})$$

Et donc :

$$w_c = C_p T_{t2} \left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot e_c}} - 1 \right) \quad (\text{II-27})$$

II.3.4. Courbes caractéristiques de fonctionnement d'un compresseur :

Pour des conditions amont de pression et de température d'un compresseur, nous pouvons décrire les courbes représentant la ligne de pompage, d'adaptation, des isorotations et des isorendements sur la figure ci-après. **Réf.[1]**

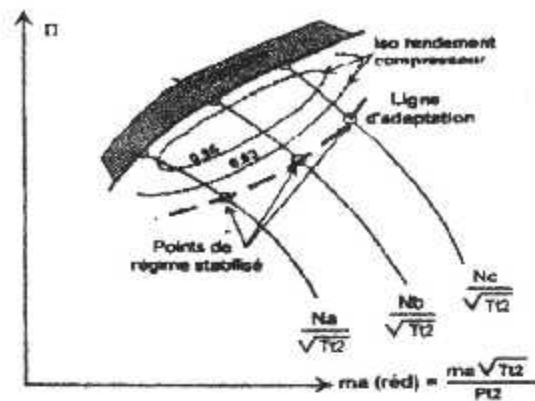


Fig.2-7. Représentation des courbes caractéristiques d'un compresseur

En régime stabilisé, la puissance développée par les turbines est égale à celle absorbée par le compresseur associé, d'autre part le débit masse d'air dépend également de la section de sortie.

Pour une section de tuyère fixe et pour chaque isorotation réduite, il n'existe qu'un seul couple de valeur (\dot{m}_a, π) pour lequel cet équilibre est satisfait. En joignant ces points, on génère la ligne dite d'adaptation.

Le motoriste doit donc essayer de définir cette ligne, afin qu'en régime stabilisé le compresseur ait un rendement élevé, tout en ménageant une protection vis-à-vis du pompage, qui est défini comme étant un décrochage aérodynamique des ailettes pouvant entraîner l'inversion du flux d'air.

Ce pompage est un phénomène de fonctionnement instable qui intéresse non seulement le compresseur, mais aussi l'ensemble de la machine.

II.4. La chambre de combustion :

Elle doit pouvoir assurer le mélange kérosène et oxygène (contenu dans l'air) et permettre la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique nécessaire pour entraîner les organes du turboréacteur et cela, dans toute la gamme de vol.

Différentes chambres sont mises au point par les constructeurs que l'on peut classer en trois catégories :

- Chambres individuelles ou tubulaires.
- Chambre annulaire.
- Chambre tubo-annulaire.

Toute la combustion du kérosène se fait à l'intérieur du tube à flamme, ce qui nous amène à définir les conditions qui, en pratique, nous permettront un fonctionnement satisfaisant.

Ces conditions sont :

- La richesse.
- La vitesse de propagation de la flamme.
- La turbulence.
- La pulvérisation du carburant.

II.4.1. Le dosage (f) :

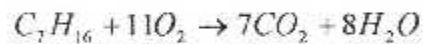
Le dosage est défini comme étant le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion.

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (\text{II-28})$$

lorsque tout l'oxygène de l'air a été utilisé pour brûler complètement tout le kérosène du mélange, on dit qu'on a un dosage stoechiométrique f_s tel que :

$$f_s = 1/15 \text{ (1g de kérosène mélangé à 15g d'air)} \quad (\text{II-29})$$

Ce dosage est déduit à partir de l'équation chimique de combustion suivante :



II.4.2. La richesse (rch) :

Par définition, la richesse est le rapport du dosage réel rapporté au dosage stoechiométrique que l'on notera :

$$rch = \frac{f}{f_s} \quad (\text{II-30})$$

f : le dosage réel.

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

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

II.4.3. Limitations chambre de combustion :

La combustion doit s'auto-entretenir, ceci n'est possible qu'à l'intérieur d'un domaine de dosage, limité par l'extinction riche ou par l'extinction pauvre (**Fig.2-8**) – **Réf.[1]**. Limitant ainsi le domaine de la pression P_{E3} en fonction de la richesse comme représentée sur la figure (**Fig.2-9**) – **Réf.[1]**

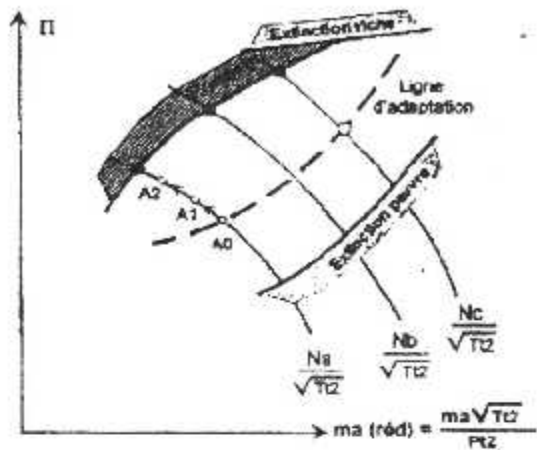


Fig.2-8. enveloppe de vol d'un turboréacteur

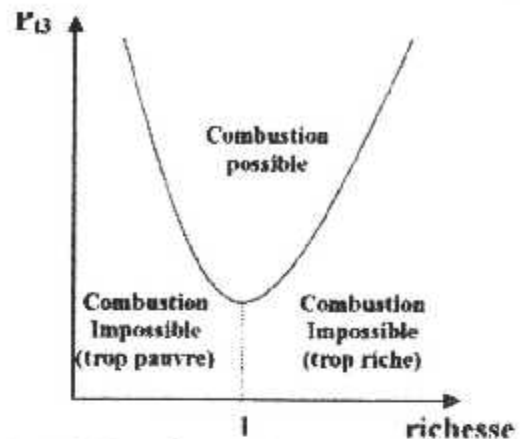


Fig.2-9. Représentation de $P_{03}=fct(rch)$

D'après la figure (Fig.2-8) l'extinction pauvre se trouve vers les forts débit masse d'air et, l'extinction riche se situe vers le pompage, dans les forts régimes.

II.4.4. Etude thermodynamique :

II.4.4.1. Evolution théorique :

La combustion se déroule théoriquement à pression constante (isobare) et la puissance théorique qu'elle développe est la puissance calorifique P_C qui, rappelons le, a pour expression :

$$P_C = \dot{m}_f P_{Cf}$$

II.4.4.2. Evolution réelle :

Dus, essentiellement à l'élévation de température et au refroidissement nécessaire à son fonctionnement, la combustion réelle se traduit par une légère perte de charge, ce qui nous permet de la qualifier de pseudo-isobare.

En appliquant le premier principe de la thermodynamique entre l'entrée et la sortie chambre de combustion :

$$[w + q]_3^4 = h_3^4 + \left[\frac{V^2}{2} \right]_3^4 \tag{II-31}$$

$W = 0$ (pas de travail effectué)

L'équation (II-31) devient :

$$q_{3,4}^4 = C_p(T_4 - T_3) + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} \tag{II-32}$$

$$\Rightarrow q_{3,4}^4 = C_p(T_{r4} - T_{r3}) \tag{II-33}$$

T_{13} , T_{14} : température totale d'entrée et sortie chambre de combustion.
Et donc, la puissance thermique réelle sera :

$$P_r = Q_{13}^4 = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) \cdot C_p (T_{14} - T_{13}) \quad (\text{II-34})$$

II.4.4.3. Rendement de combustion (η_b) :

C'est le rapport de puissance réelle à la puissance calorifique, soit :

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \cdot C_p (T_{14} - T_{13})}{\dot{m}_f P_{Cl}} \quad (\text{II-35})$$

II.4.4.4. Représentation de l'évolution $P = \text{fct}(T)$:

Comme nous l'avons fait pour le compresseur, nous pouvons dès à présent représenter les évolutions théoriques et réelles dans le plan $P = \text{fct}(T)$, soit les courbes ci-dessous. Réf.[1]

La combustion théorique isobare nous donne $P_4 = P_3$, le chauffage et le refroidissement (pertes de charge proche de 5%) nous permettent de qualifier la combustion réelle de pseudo-isobare.

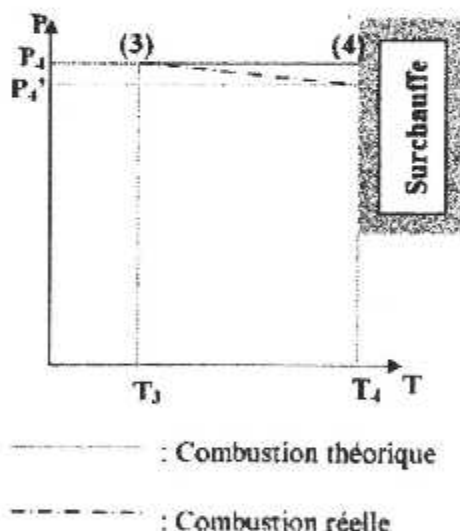


Fig.2-10. Evolution théorique et réelle $P = \text{fct}(T)$

La température sortie chambre de combustion est la température maximale admissible par le moteur, généralement nommée **surchauffe**.

II.4.4.5. Evolution théorique des paramètres (P, T, V) :

Afin de simplifier notre étude, nous avons décomposé sur le schéma ci-dessous une chambre de combustion en trois zones (I, II, III), correspondant successivement à :

Zone I : raccordement du diffuseur (divergent).

Zone II : partie relativement cylindrique du tube à flammes (l'injecteur étant situé à la frontière des zones I et II).

Zone III : section convergente de raccordement aux ailettes du stator de la turbine HP.

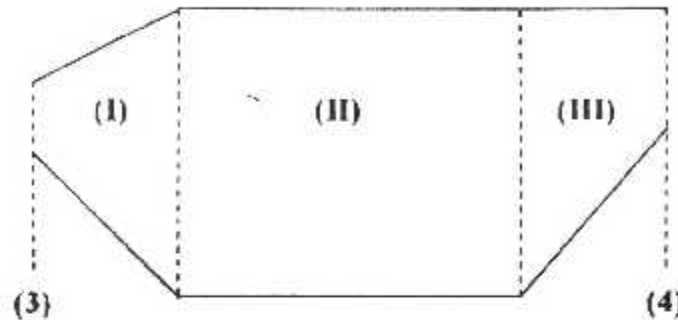


Fig.2-11. Chambre de combustion

Paramètres	Zone I	Zone II	Zone III	(3) à (4)
V	Diminue	Constante	Augmente	Constante
T_t	Constante	Augmente	Constante	Augmente
T	Augmente	Augmente	Diminue	Augmente
P	Augmente	Constante	Diminue	Constante
P_t	Constante	Constante	Constante	Constante

Dans la **zone I**, de forme divergente ne contenant aucune machine, la température totale se conserve et la vitesse diminue, ce qui entraîne un accroissement des pressions et températures statiques, la pression totale se conserve.

Dans la **zone II**, l'inflammation du mélange augmente fortement la température totale, ce qui, à vitesse constante, accroît la température statique. La combustion théorique étant isobare, les pressions statiques et totales sont constantes.

Dans la **zone III**, de forme convergente et ne contenant aucune machine, les températures et pressions totales se conservent. La vitesse augmente, les températures et pressions statiques diminuent.

En sommant ligne par ligne, nous obtenons les résultats indiqués dans la dernière colonne du tableau récapitulatif précédant.

II.5. La turbine :

Les gaz chauds à hautes pressions, hautes températures sortent de la chambre de combustion et se détendent dans la turbine, transformant leur énergie de pression en énergie cinétique.

Une partie de l'énergie du jet sert à entrainer le compresseur et accessoires, le reste va produire la force propulsive.

Les turbines rencontrées sur GTR sont en général de type axiales et, donc constituées successivement d'amont en aval, de grilles d'aubes stator (transformant l'énergie de pression en énergie cinétique) suivies chacune d'une grille d'aubes rotor (transformant l'énergie cinétique en énergie mécanique).

II.5.1. Fonctionnement aérodynamique d'un étage turbine (triangle des vitesses) :

Comme dans le cas du compresseur, dessinons la grille plane d'un étage turbine. Réf.[2]

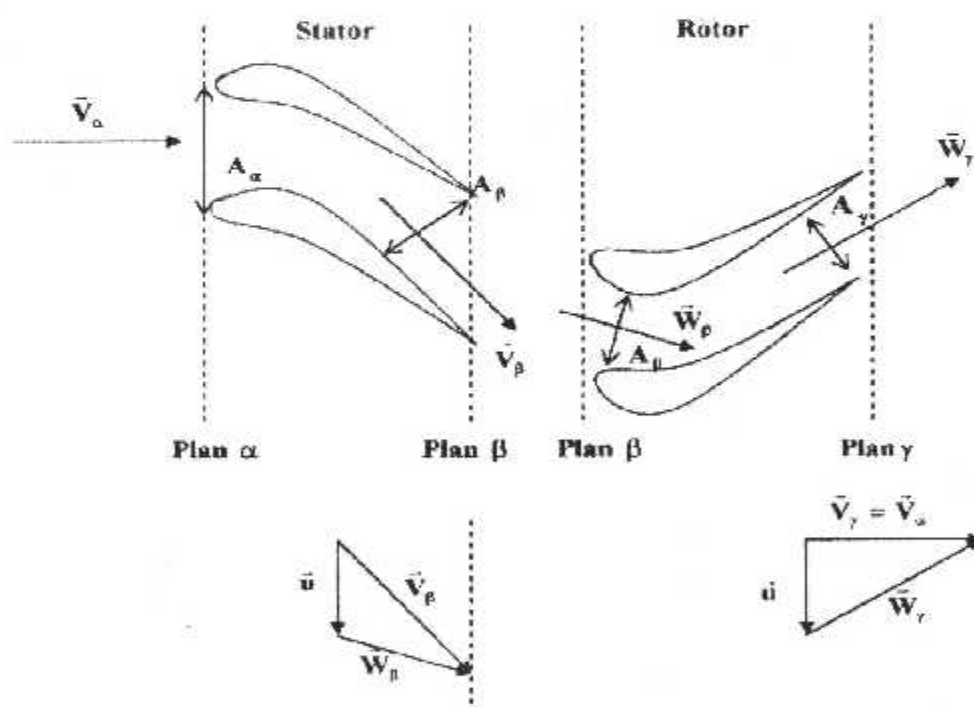


Fig.2-12. Triangle des vitesses d'un étage turbine

L'air arrive de la chambre de combustion à la vitesse absolue \vec{V}_α et pénètre dans le stator de la turbine par la section de passage A_α .

La forme des profils d'aubes stator entraîne une déflexion de l'écoulement, qui va donner une vitesse absolue \vec{V}_β des filets d'air à la sortie stator, telle que : $|\vec{V}_\beta| > |\vec{V}_\alpha|$ et donc $P_\beta < P_\alpha$ (début de détente).

Nous arrivons ensuite à l'entrée de la roue de turbine dont le profil d'aube considéré tourne à une vitesse circonférentielle \vec{u} , les filets d'air se présentent aux ailettes rotor avec la vitesse \vec{W}_β telle que : $\vec{W}_\beta = \vec{V}_\beta - \vec{u}$.

Deux aubes rotor consécutives délimitant un canal convergent, les filets d'air sortiront du rotor avec la vitesse relative \vec{W}_γ telle que : $|\vec{W}_\gamma| > |\vec{W}_\beta|$ par une section $A_\gamma < A_\beta$, ce qui entraîne une pression $P_\gamma < P_\beta$ (fin de détente).

Les filets d'air quitte le rotor avec une vitesse absolue $\vec{V}_\gamma = \vec{u} + \vec{W}_\gamma$ et, comme pour le compresseur le constructeur s'arrange pour que : $\vec{V}_\gamma = \vec{V}_\alpha$.

On peut donc dire que la détente des gaz est partagée entre le stator et le rotor et, qu'elle est obtenue respectivement par augmentation de la vitesse absolue et, par accroissement de la vitesse relative.

II.5.2. Evolution des paramètres (P, T, V) dans un étage turbine :

II.5.2.1. Stator :

L'air subit une détente qui en théorie est adiabatique réversible, d'où une température totale constante.

Comme la vitesse absolue augmente d'après la loi de SAINT VENANT, alors la température statique ne peut que diminuer.

Si, celle-ci diminue, alors la pression également suivant la relation :

$$\left(\frac{P_\beta}{P_\alpha}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_\beta}{T_\alpha} \quad (\text{II-36})$$

Et, si T_t est constante, P_t l'est aussi en vertu de la même relation, mais reliant pression totale à température totale.

II.5.2.2. Rotor :

Sur la figure (Fig.2-12) nous pouvons remarquer qu'à même vitesse circonférentielle entre l'entrée et la sortie rotor, si la vitesse \mathbf{W} augmente, cela se traduit par une diminution de \mathbf{V} .

Comme T et V diminuent, alors T_t ne peut que diminuer. En appliquant la relation liant P_t et T_t entre les stations β et γ , si T_t diminue alors P_t également.

II.5.2.3. Récapitulatif :

Le tableau suivant représente la variation des différents paramètres dans les composants physiques d'un étage turbine.

Paramètres	Stator	Rotor	Etage
W		Augmente	Augmente
V	Augmente	Diminue	Constante
P	Diminue	Diminue	Diminue
T	Diminue	Diminue	Diminue
T_t	Constante	Diminue	Diminue
P_t	Constante	Diminue	Diminue

Les résultats concernant l'étage sont obtenus en sommant les variations ligne par ligne et, pouvant être étendus à la totalité des turbines, si celle-ci est composée de plusieurs étages.

II.5.3. Etude thermodynamique :

II.5.3.1. Travail d'une turbine :

En appliquant le premier principe de la thermodynamique et, en raisonnant de la même manière que pour le compresseur (détente adiabatique, air supposé gaz parfait), nous obtenons :

$$w_{34}^4 = \left(h_4 + \frac{V_4^2}{2} \right) - \left(h_3 + \frac{V_3^2}{2} \right) \quad (\text{II-37})$$

$$w_{34}^4 = w_T = C_p (T_{t4} - T_{t3}) \quad (\text{II-38})$$

II.5.3.2. Rendement d'une turbine :

On va tout d'abord représenter les transformations théoriques et réelles, que nous obtenons à partir de l'évolution de la pression statique en fonction de la température statique. Cette représentation sera illustrée sur la figure suivante. **Réf.[1]**

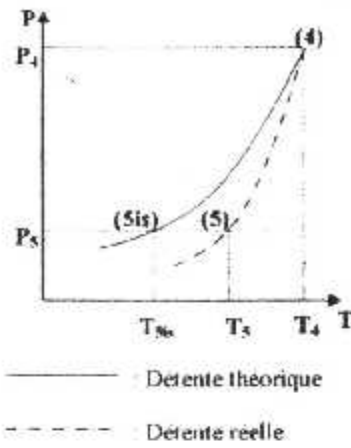


Fig.2-13. Evolution théorique et réelle $P = fct(T)$

5.3.2.1. Rendement isentropique (η_r) :

$$\eta_r = \frac{w_T}{w_{Tis}} \tag{II-39}$$

Et donc :

$$\eta_r = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5s}} \tag{II-40}$$

$$\Rightarrow \eta_r = \frac{1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}}}{1 - \frac{T_{t5s}}{T_{t4}}} = \frac{1 - \tau_r}{1 - \tau_{ris}} \tag{II-41}$$

Nous obtiendrons :

$$\eta_r = \frac{1 - \tau_r}{1 - \tau_r^\gamma} \tag{II-42}$$

5.3.2.2. Rendement polytropique (e_r) :

$$e_r = \frac{dw_t}{dw_{tis}} = \frac{dh_t}{dh_{tis}} = \frac{dT_t}{dT_{tis}} \tag{II-43}$$

$$\Rightarrow e_r = \frac{\frac{dT_t}{T_t}}{\frac{dT_{tis}}{T_t}} \tag{II-44}$$

Avec :

$$\frac{dT_{05}}{T_1} = \left(\frac{dP_1}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow \frac{dT_{05}}{T_1} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dP_1}{P_1}$$

Et donc :

$$e_T = \frac{\frac{dT_1}{T_1}}{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) \cdot \frac{dP_1}{P_1}} \quad (\text{II-45})$$

En supposant ce rendement constant :

$$\frac{dP_1}{P_1} = \frac{\gamma}{(\gamma-1) \cdot e_T} \cdot \frac{dT_1}{T_1} \quad (\text{II-46})$$

$$\Rightarrow \pi_T = (\tau_T)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)e_T}} \quad (\text{II-47})$$

En revenant à la relation (II-37) :

$$w_T = C_p (T_{14} - T_{15}) = C_p T_{14} (1 - \tau_T) \quad (\text{II-48})$$

Nous obtiendrons donc :

$$w_T = C_p T_{14} \left(1 - \pi^{\frac{(\gamma-1)e_T}{\gamma}} \right) \quad (\text{II-49})$$

II.5.3.3. Mise en évidence du fluage :

Les turbines et, en particulier les ailettes, sont soumises essentiellement à l'action combinée des efforts centrifuges (**contraintes mécaniques importantes**) et des hautes températures.

Il est fondamental de limiter ces contraintes, afin d'éviter la détérioration des pales. En effet, un arrangement cristallin se produit au sein d'un matériau soumis à l'action combinée des contraintes mécaniques et thermiques et du temps d'application de ces dernières, qui peut entraîner la décohésion du matériau et donc, sa rupture.

Ce phénomène s'appelle « **Fluage** », il importe de le connaître et, bien entendu, d'éviter son apparition en fonctionnement.

En règle générale, on parle de fluage lorsqu'un matériau travaille à une température supérieure à la moitié de sa température de fusion.

La figure qui va suivre Réf.[3], nous démontre qu'il faut non seulement limiter, mais aussi répartir la température dans toute la veine gazeuse et le long de la pale, cette répartition est réglée pour protéger le plus possible le pied de pal.

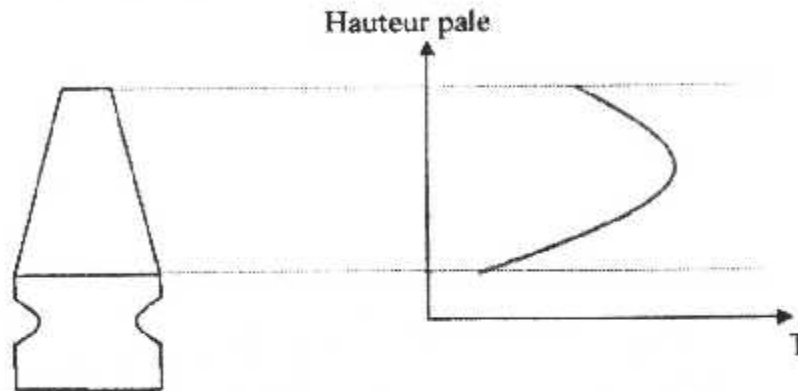


Fig.2-14. Répartition des températures sur une pale de turbine

II.6. Tuyère :

La tuyère est un convergent dont le rôle principal est d'achever la transformation d'énergie de pression des gaz chauds en énergie cinétique. Elle constitue aussi le lieu de la détente utile à la propulsion.

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

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

L'échappement (ou éjection) est caractérisé par :

- ✓ La forme et la section du dispositif.
- ✓ La vitesse d'écoulement.
- ✓ La pression avant et après détente.
- ✓ La température avant et après détente.



II.6.1. Etude thermodynamique :**II.6.1.1. Evolution théorique :**

Le fluide subit une détente qui en théorie est adiabatique réversible entre la station (5) et (6).

Nous avons donc :

$$\left(\frac{P_5}{P_6}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_5}{T_6} \quad (\text{II-50})$$

Comme c'est une section sans machine, nous aurons :

$$T_{15} = T_{16} = T_6 + \frac{V_6^2}{2C_p} \quad (\text{II-51})$$

Soit :

$$V_6 = \sqrt{2C_p(T_{16} - T_6)} \quad (\text{II-52})$$

L'expression de T_6 est calculée à partir des deux relations suivantes :

$$T_{16} = T_6 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \dots \text{et} \dots P_{16} = P_6 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Lorsque la tuyère est adaptée, nous aurons : $P_6 = P_0$ (pression ambiante)
Ce qui permet d'obtenir :

$$V_6 = \sqrt{2C_p T_6 \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{16}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right]} \quad (\text{II-53})$$

Cette relation va calculer la vitesse d'éjection, en supposons que l'évolution est isentropique.

En reprenant nos hypothèses, puisque $T_{15} = T_{16}$, nous pouvons écrire également :

$$T_5 + \frac{V_5^2}{2C_p} = T_6 + \frac{V_6^2}{2C_p} \Rightarrow C_p(T_5 - T_6) = \frac{V_6^2 - V_5^2}{2}$$

En multipliant les deux termes par le débit masse traversant la tuyère, nous obtenons :

$$\text{Puissance cinétique théorique} = \frac{1}{2} \dot{m}_6 (V_6^2 - V_5^2) = \dot{m}_6 C_p (T_5 - T_6) \quad (\text{II-54})$$

II.6.1.2. Evolution réelle :

Comme pour la détente turbine, la détente réelle n'est pas rigoureusement réversible, ce qui se traduit par une température réelle de fin de détente $T_6' > T_6$.

En rapportant cette valeur dans l'expression suivante :

$$\frac{1}{2} \dot{m}_6 (V_6'^2 - V_5^2) = \dot{m}_6 C_p (T_5 - T_6') \quad (\text{II-55})$$

Bien entendu, la vitesse réelle V_6' est inférieure à V_6 .

II.6.1.3. Rendement tuyère (η_n) :

Ce rendement est le rapport de la puissance cinétique réelle à la puissance cinétique théorique, soit :

$$\eta_n = \frac{T_5 - T_6'}{T_5 - T_6} \quad (\text{II-56})$$

Si l'on trace les évolutions théorique et réelle dans le plan $P = \text{fct}(T)$, nous obtenons les courbes suivantes sur les quelles ce rendement apparaît. Réf.[1]

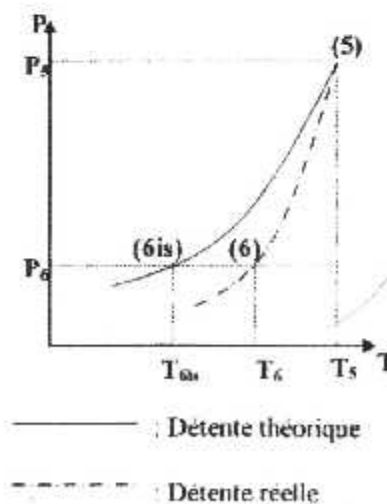


Fig.2-15. Evolution théorique et réelle $P = \text{fct}(T)$

II.6.2. Evolution théorique des paramètres (P, T, V) :

En se rappelant que la tuyère ne contient aucune machine, comme l'évolution est adiabatique, la température totale est constante et, puisque la température statique diminue, alors la vitesse augmente.

En supposant l'évolution réversible, la pression statique diminue et celle totale reste constante.

Nous pouvons rassembler ces résultats dans le tableau suivant :

Paramètres	De la station (5) à la station (6)
V	Augmente
T	Diminue
T _t	Constante
P	Diminue
P _t	Constante

Remarque :

Lorsque le moteur est doté de deux tuyères séparées (cas de GTRDF), l'évolution des paramètres et les relations précédentes sont identiques pour les deux tuyères.

Néanmoins, il est nécessaire de se rappeler que le flux externe ne subit pas de combustion, les niveaux des températures totales de ce flux est plus faible, ce qui n'empêche pas d'obtenir des vitesses d'éjection élevées.

II.6.3. Fonctionnement aérodynamique d'une tuyère à section fixe simple convergent :

La tuyère raccorde un espace amont (sortie turbine) dans lequel règnent les conditions génératrices P₁₅ et T₁₅, à un espace aval caractérisée par la pression ambiante P₀.

Puisque la température totale se conserve et en supposant l'évolution réversible, la tuyère est caractérisée par son taux de détente « r », rapport de la pression totale à la pression

statique, soit $\frac{P_{t6}}{P_6}$, avec : $\frac{P_{t6}}{P_6} = r = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$.

Lorsque M₆ = 1, le rapport de détente prend une valeur particulière nommée « rapport critique », tel que :

$$r_c = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{II-57})$$

Pour :

$$\gamma = 1,4 \Rightarrow r_c = 1,893$$

Si le rapport de détente réel r est inférieur à r_c , alors la vitesse d'éjection est inférieure à la célérité du son ($M_6 < 1$), la tuyère est donc subsonique et adaptée.

Et, si r est supérieur à r_c , la tuyère est sonique ($M_6 = 1$). Mais pour une même pression P_0 , cela veut dire que la pression totale de sortie est plus élevée que celle ayant conduit à r_c .

Dans ce cas, on obtient une pression P_6 supérieure à la pression ambiante, la détente est alors incomplète.

Bien entendu, la différence de ces deux pressions appliquées à la section A_6 génère une poussée additive, qui s'accompagne d'un accroissement de la P_{16} et donc de la T_{16} .

Puisque $P_{16} = P_{15}$ et que $T_{16} = T_{15}$, cela veut également dire que P_{14} et T_{14} devant turbine ont augmentés, donc le fluage turbine s'accroît.

C'est principalement pour cette raison que les **GTR** civils fonctionnent avec des taux de détente tuyère inférieur ou égale au rapport critique.

Principe de la régulation

Introduction :

La régulation est un système automatique, interposé entre la manette des gaz sur laquelle agit le pilote et, les injecteurs qui pulvérisent le carburant dans la chambre de combustion.

Son rôle est de maintenir le moteur dans sa zone de fonctionnement optimale donc à l'intérieur de toutes les limitations, quelle que soient les variations des paramètres externes et des ordres pilote, ce qui permet une alimentation en kérosène contrôlé du réacteur dans tous les domaines de vol.

Nous allons donc énumérer les limitations liées aux différents éléments constituant le turboréacteur.

1. Entrée d'air :

Celle-ci n'entraîne en général, pas de limitations sur les avions subsoniques commerciaux.

2. Compresseur :

Le compresseur est limité par N_{Max} , le pompage (sur accélération, aux faibles régimes), il doit en outre être conçu pour résister à des contraintes importantes (force centrifuge, thermiques) et est limitée à un mach entrée compresseur voisin **0.6 à 0.8. Réf[1]**

D'autre part, vu l'accroissement des taux de compression, la pression compresseur est également limitée pour protéger les parties internes.

3. Chambre de combustion :

Parmi les principales limitations dans la chambre de combustion, le dosage, car la combustion n'est possible que dans un certain domaine de ce dernier et au dessus d'une certaine pression, dite pression minimale d'inflammation.

4. Turbine :

La turbine est soumise à une température élevée et, à des efforts centrifuges importants se traduisant par une limitation (résistance au fluage).

Les calculs et essais détermineront une température maximale à ne pas dépasser (communiqué par le constructeur), il en est de même pour le régime de rotation de l'attelage.

5. Tuyère :

La tuyère en elle-même, n'occasionne pas de limitations. Par contre, des installations spéciales comme les reverses, peuvent se traduire par des limitations, pour éviter les risques de pompage par manœuvre intempestive des reverses.

Nous retiendrons donc les limitations essentielles suivantes :

- Pompage du compresseur.
- Extinction de la flamme dans la chambre de combustion.
- Fluage de la turbine.

III.1. Paramètres influents :

Ces paramètres sont classés en deux grandes catégories :

III.1.1. Paramètres subis :

Ce sont les paramètres sur lesquels on ne peut agir, qui sont les paramètres externes (P_0 , T_0).

III.1.2. Paramètres dits de commandes :

Contrairement aux autres, ce sont des paramètres sur lesquels on peut agir, comme le débit carburant, la section de la tuyère et le nombre de tours.

Afin de tenir compte des paramètres externes, maintenir le moteur dans sa zone de fonctionnement normale et pour soulager l'action de l'équipage, un régulateur carburant est interposé entre la commande des gaz et le débit carburant aux injecteurs.

Ce dernier dose la quantité de carburant admissible dans la chambre de combustion compte tenu des paramètres externes, des limitations et de l'ordre pilote.

III.2. Fonctions assurées par la régulation carburant :

Pour pouvoir respecter les limitations tout en assurant un bon fonctionnement du moteur, les régulateurs assurent les fonctions principales et auxiliaires suivantes :

III.2.1. Fonctions principales :

- Sélection manuelle ou automatique de la poussée (tout déplacement de la commande des gaz se traduira par l'augmentation ou la diminution de la poussée).
- Sécurité des régimes transitoires, limitant l'accélération en évitant le pompage sur accélération et l'extinction pauvre sur décélération.
- Correction altimétrique qui maintient à même position manette un dosage carburant constant quelle que soit l'altitude.

III.2.2. Fonctions auxiliaires :

- Contrôle des dispositifs anti-pompage aux faibles régimes.
- Contrôle des ralentis sol, vol à la configuration avion.
- Contrôle du démarrage et arrêt réacteur.
- Contrôle du fonctionnement et gestion de la poussée reverses.
- Limiteurs du régime de rotation N et de la température des gaz d'échappements EGT .
- Contrôle du jeu (rotor par rapport au carter stator).

A paramètres extérieurs fixes et, à paramètres de commandes fixes doit correspondre un point de fonctionnement, en général un régime de fonctionnement.

On distinguera deux régimes deux fonctionnement :

a) Régimes stabilisés :

Les paramètres de commandes sont fixes, la puissance turbine est absorbée par le compresseur et accessoires, on peut donc cité les régimes suivants :

- Le régime de décollage « N_{TO} » (limité en temps à cause du fluage).
- Le régime maximum continu « N_{MCT} » (illimité en temps).
- Les régime de ralenti vol et sol « N_{TV} », « N_{TS} ».
- Le régime de croisière « N_{cruise} ».

b) Régimes transitoires :

Afin de permettre le passage entre deux régimes stabilisées, un des deux (ou les deux) paramètres de commandes peuvent varier. C'est le cas lors d'une accélération ou d'une décélération.

Notons aussi que le régime transitoire doit être le plus rapide possible tout en respectant les limitations.

III.3. Influence des paramètres :

III.3.1. Influence des paramètres de commande à paramètres extérieurs fixe :

A section de tuyère fixe :

Nous savons que la poussée F est proportionnelle à la vitesse d'éjection, que cette dernière varie comme la racine carrée de la température des gaz d'éjection.

La température des gaz étant proportionnelle à la consommation carburant, on a donc la relation suivante :

$$\begin{cases} F = k_1 CH \\ V_{tuyère} = \sqrt{k_2 CH} \\ T_{tuyère} = k_3 CH \end{cases}$$

Avec :

CH : consommation horaire.

D'autre part, si **CH** augmente, alors l'énergie de pression dans la chambre croît, la turbine récupère alors une partie plus importante d'énergie et donc la vitesse de rotation de l'attelage augmente, ce qui traduit par :

$$N = k_4 CH$$

III.3.2. Influence des paramètres extérieurs sur la poussée du moteur à paramètres de commande fixes :

Pour $N = \text{cte}$, $CH = \text{cte}$, et à vitesse de vol V_0 fixe, on a :

III.3.2.1. Influence de la pression atmosphérique :

V_0 et T_0 fixes.

On a :

$$\dot{m}_a = \rho_0 V_0 A = \frac{P_0}{RT_0} V_0 A$$

Si :

P_0 augmente $\Rightarrow \dot{m}_a$ croît.

La poussée étant proportionnelle au débit d'air, on aura donc l'augmentation de cette dernière.

III.3.2.2. Influence de la température :

Avec le même raisonnement que précédemment, si $P_0 = \text{cte}$; V_0 fixe et, si T_0 augmente, \dot{m}_a va diminuer.

Ce qui implique que **F** diminue.

III.3.2.3. Influence de l'altitude :

a) A V_0 fixe et Z (altitude) qui augmente :

Lorsque l'altitude croît, la pression P_0 et la température T_0 diminuent. Aussi, le débit masse d'air est fonction de ρ_0 , or ρ_0 diminue avec Z_0 .

Donc la poussée du moteur va diminuer.

b) A altitude Z constante :

Pour $N = \text{cte}$, $CH = \text{cte}$ et \dot{m}_a fixe, nous allons varier la vitesse de vol V_0 , ce qui implique une variation du nombre de mach.

Nous savons pour un turboréacteur simple flux simple corps, la poussée est exprimée comme suit :

$$F = \dot{m}_a (V_3 - V_0) = \rho_0 V_0 A (V_3 - V_0)$$

D'autre part, nous pouvons étudier l'évolution des deux termes $\dot{m}_a(V_3 - V_0)$ et ainsi connaître l'influence de M_0 .

Pour une EGT maintenue constante, V_j est constante, ceci va se traduire par une forte diminution du terme $(V_j - V_0)$ si V_0 croît.

On peut alors dire que pour une augmentation du nombre de mach à altitude fixe et, à \dot{m}_a fixe, la poussée diminue.

III.3.2.4. Influence de l'humidité :

A des altitudes pressions élevées (voisinage du sol), l'entrée d'air fonctionne en convergent aérodynamique externe, ce qui se traduit par une diminution des températures et pressions statiques et si de plus, l'atmosphère est relativement humide, l'eau peut changer d'état et se transformer en givre qui va adhérer au col des lèvres de l'entrée d'air.

En augmentant la vitesse de vol, l'épaisseur de la couche de givre va s'accroître et peut se détacher des lèvres sous l'effet des vibrations du moteur et du poids de la glace et, si ces blocs de glaces sont intégrés par le fan, les risques de rupture d'ailettes sont élevés.

Aussi par sécurité, toute entrée d'air est équipée d'un dispositif d'antigivrage, ce qui nécessite un prélèvement d'air chaud en provenance du compresseur haute pression, entraînant de ce fait une diminution de poussée.

III.4. Types de régulation :

III.4.1. Régulation à un paramètre :

Le paramètre régulé est soit N ou EGT (cas des moteurs GE et CFMI) ou alors, EPR ou EGT (cas des moteurs PW, IAE et RR) –Réf.[1]- ce dernier est choisi bien évidemment en fonction du débit carburant.

On distingue de cette régulation :

III.4.1.1. Régulation à programme (loi) :

La relation entre N et CH dépend des conditions extérieures, P_0 et T_0 , on peut alors concevoir un régulateur qui mesurant les paramètres P et T et connaissant la loi $N=f(CH)$ positionne le robinet du carburant pour obtenir le régime désiré, d'où le nom de régulation à programme.

On peut représenter cette fonction par le schéma ci-dessous :

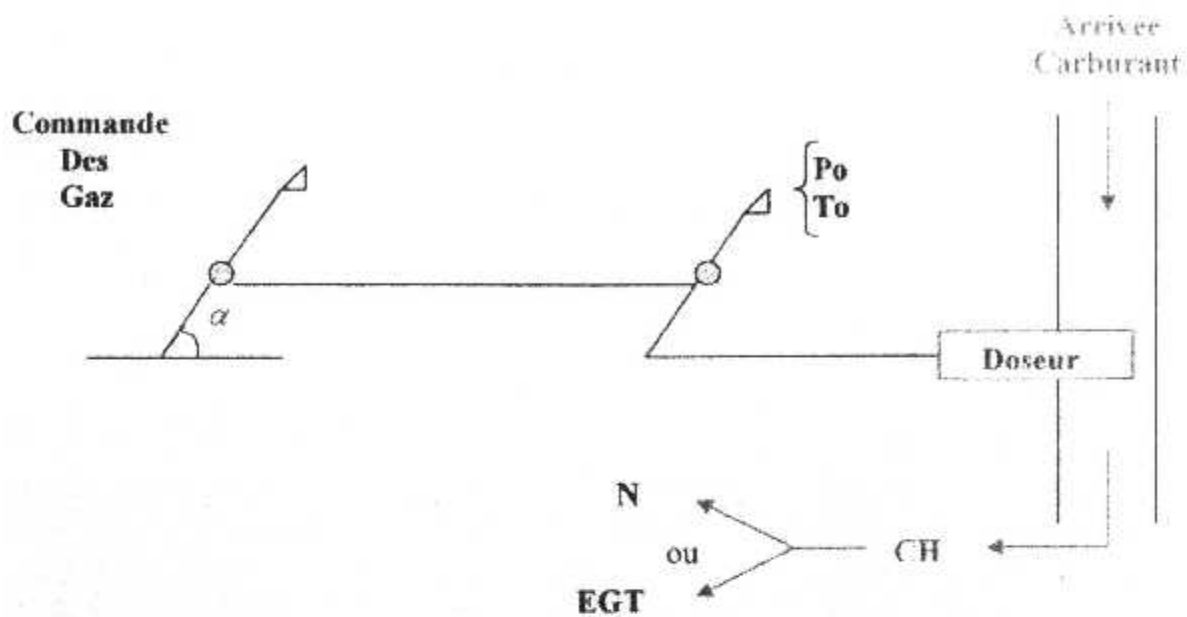


Fig. 3-1. Schéma représentant une régulation à programme Réf.[2]

En général le programme est conçu suivant les lois de l'atmosphère standard. Ce type de régulation est simple, relativement aisé à développer donc peu onéreux.

Il est aussi stable mais imprécis, cette précision dépend de l'étendue du programme et de la sensibilité des capteurs.

Malheureusement, si l'atmosphère réelle est différente de l'atmosphère standard, le paramètre régulé de sortie peut s'écarter de celui de consigne, ce qui conduit à dépasser les limitations permises.

Cette régulation est donc souvent accompagnée d'un limiteur de survitesse, pour ainsi protéger le moteur.

III.4.1.2. Régulation à boucle :

Puisque avec la régulation précédente, le paramètre de sortie peut, dans certain cas, être différent de celui de consigne, ces dispositifs ont été améliorés par l'introduction d'un élément comparateur.

Ce dernier compare le signal de sortie au signal de consigne. Si un écart est détecté, il corrige la position du doseur jusqu'à trouver l'équilibre ($N_e = N_s$).

Ce fonctionnement peut être représenté comme suit :

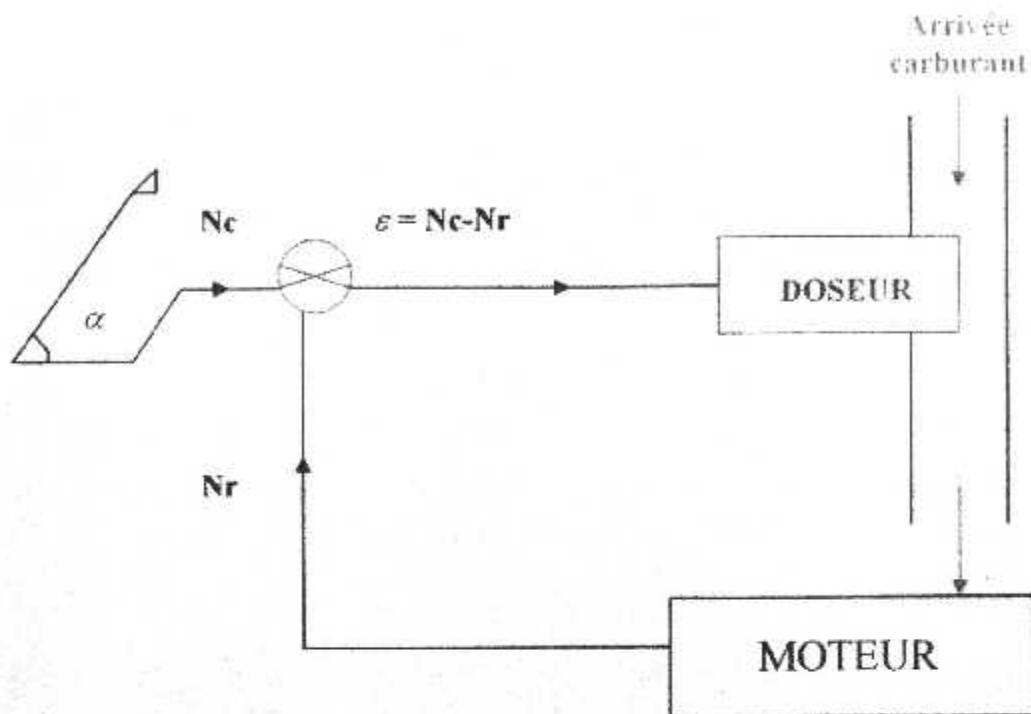


Fig.3-2. Schéma représentant une régulation à boucle Ré[2]

Nous remarquons que le signal de sortie est réinjecté dans le programme, d'où le nom de boucle.

Cette régulation, très précise mais instable, se retrouve dans tous les systèmes dits asservis, et est très utilisée de nos jours, pratiquement toutes les régulations tachymétriques (le paramètre régulé est N) sont à boucle.

III.4.2. Régulation à deux paramètres :

Pour la plus grande partie des moteurs, les régulations sont tachymétriques, le constructeur s'arrange pour que la limitation N_{Max} couvre la limitation EGT_{Max} .

C'est une solution de faciliter si l'on veut tirer les performances maximales, il faut alors concevoir un régulateur à deux paramètres N et EGT .

Si l'on veut concevoir un régulateur à deux boucles la première étant la tachymétrie, la seconde devra réagir sur le paramètre de commande de la précédente (doseur carburant). L'élément commun peut alors recevoir des ordres différents, voir même incompatibles.

Une telle régulation est complexe, cela a conduit les constructeurs à introduire un paramètre dit de déformation, qui peut être :

- La section variable.
- Les aubages de prérotations.

- Les portes by-pass d'un double flux,etc.

Ce dispositif permettra d'obtenir une vitesse d'éjection maximale et, à régime étant optimal d'obtenir un débit et taux de compression très élevés, ce qui procure la poussée maximale.

Néanmoins, l'utilisation prolongée dans ces conditions entraîne un potentiel turbine plus faible (fluage), ce qui explique que ce dispositif est surtout utilisé sur turboréacteur d'aéronefs militaires.

III.5. Types de régulateurs :

III.5.1. Régulateur hydromécanique :

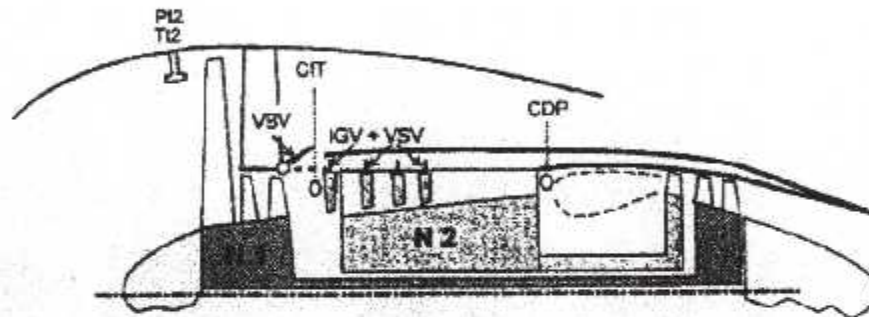


Fig.3-3. Turboréacteur double corps double flux. Réf.[1]

La survitesse et la surchauffe, sont les principales limitations se trouvant sur le corps haute pression, sa régulation est donc basée sur le N_2 ou l'EGT.

On trouve donc un programme élémentaire basé sur le N_2 qui va calculer le N_2 de consigne (N_{2c}) en fonction de la position manette TLA et de la Pt_2 .

Ce dernier est corrigé par une boucle, permettant de maintenir à position de commande de gaz fixe le N_2 , à une valeur constante quelle que soit les variations des paramètres externes, assurant la fonction sélection manuelle de la poussée.

Deux autres boucles sont disposées relativement au pilotage des dispositifs anti-pompage, la première assure la position des stators à calage variable IGV+VSV quand à la deuxième, celle du pilotage des vannes de décharge VBV.

Le contrôleur reçoit l'information de la température entrée compresseur haute pression CHT afin d'élaborer le régime réduit de ce dernier et, modifie le déplacement du doseur en fonction de la réponse CDP de ce compresseur, permettant ainsi la réalisation de la fonction « sécurité des régimes transitoires ».

III.5.2. Régulateur à autorité partielle :

Comme nous venons de voir sur le type de régulateur précédant, la régulation maintient un N_2 constant.

Bien qu'une loi existe reliant N_1 et N_2 comme la poussée de ces moteurs est proportionnelle au N_1 , l'équipage doit réajuster ce paramètre, si ce dernier varie en fonction des paramètres ambiants.

Afin d'améliorer la conduite de ce type de moteur, une boucle supplémentaire N_1 vient se rajouter à la régulation hydraulique. D'autre part, comme ces réacteurs sont dotés d'un calculateur de poussée adaptée **PMC**, le calcul de N_1 est confié à ce dernier, qui élabore le N_1 de consigne N_{1c} qu'il compare au N_1 réel, de façon à modifier la position du doseur jusqu'à ce que $N_{1réel} = N_{1c}$.

Cette fonction **PMC** agit en tant que correcteur, de telle façon à affiner la régulation principale, c'est d'ailleurs pour cette raison que cet ensemble est appelé : **Régulateur à autorité partielle**.

III.5.3. Régulateur à pleine autorité :

La fiabilité de l'ensemble précédant démontrée, les motoristes ont été naturellement tentés de confier au calculateur numérique toutes les fonctions préalablement réalisées par le régulateur hydraulique.

A partir de 1988, les moteurs de forte caractéristique sont donc équipés d'un **FADEC** dont l'unité de calcul **ECU** composée de deux chaînes absolument identiques, pilote une unité de puissance hydraulique nommée **HMU**.

Ces moteurs ayant peu évolué pendant cette courte transition, les fonctions principales sont restées les mêmes, et sont les suivantes :

FMV, VSV, VBV, HPTCC, LPTCC, RACC, BSV.

A ces fonctions principales, se rajoutent des fonctions auxiliaires, telle que :

- Contrôle de l'alimentation électrique de l'**ECU**.
- Contrôle du refroidissement de l'**ECU**.
- Contrôle du refroidissement de l'échangeur de chaleur de l'**IDG**.
- Séquence de démarrage automatique ou manuelle.
- Sélection automatique de la poussée en liaison avec le **FCU**.
- Surveillance et stockage des données moteur pour la gestion des alarmes et la maintenance.
- Affichage des paramètres de conduites et de contrôle moteur (en cas de perte ou de non validité d'un des paramètres, le **FADEC** les recalcule à partir de ses propres sondes P_{t2} , T_{t2}).

III.6. Limitation de la température sortie turbine :

L'étude des turbines montre que le moteur est limité de température turbine et que cette dernière est proportionnelle à l'apport de carburant.

La quantité de carburant maximale conduisant à la limite de l'**EGT** correspond à la poussée maximale obtenue aux essais pour des paramètres ambiants donnés.

On conçoit aisément que pour des températures extérieures supérieures aux conditions de l'essai, avec le même débit carburant maximal on atteint des températures turbine supérieures à l' EGT_{MAX} .

Afin, de respecter cette limitation, le constructeur est amené à prévoir un limiteur de température automatique, dès que la température maximale est atteinte.

La poussée et le débit carburant n'étant pas maximal, autrement dit, à une masse avion donnée, lorsque la température extérieure dépasse celle des conditions de l'essai, la poussée des moteurs étant plus faible, il faudra réduire la charge marchande dans certain cas.

Le motoriste fournit aux utilisateurs une courbe à P_0 donnée et N constant, ayant la forme illustrée sur la figure ci-dessous. Réf.[2]

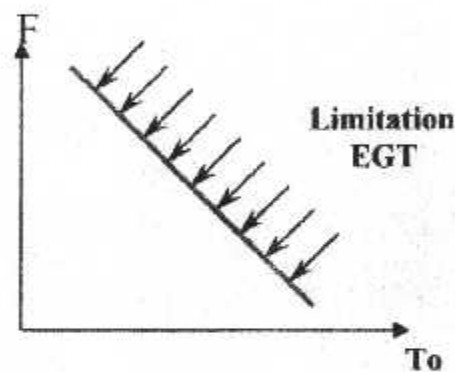


Fig.3-4. Evolution $F=fct(T_0)$

On remarque sur cette courbe, qu'aux faibles températures on dispose d'une poussée élevée.

Afin d'améliorer la durée de vie des parties chaudes du moteur, les constructeurs vont volontairement limité la poussée des moteurs, plus exactement, le moteur développe une poussée constante jusqu'à une température extérieure critique, au-delà de laquelle la limitation EGT intervient à nouveau.

La courbe précédente prend alors la forme ci-après. Réf.[2]

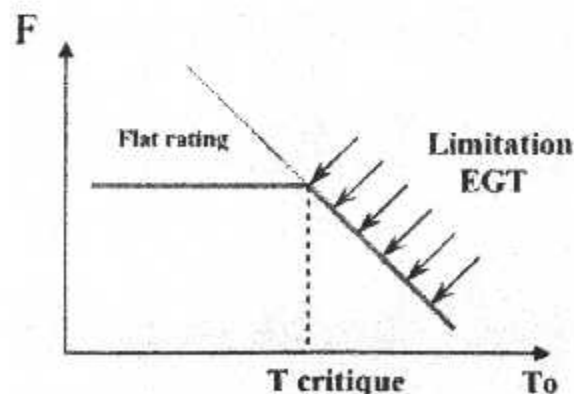


Fig.3-5. Evolution $F=fct(T_0)$ avec limitation de F

Celle-ci est valable à une pression P_0 donnée, donc à une altitude donnée.

« **Flat Rating** » est une fonction réalisée par le régulateur, celui-ci compare la température T_0 à la température critique.

Et donc si $T_0 < T_c$; la poussée est maximale.

Et, si $T_0 > T_c$; la limitation EGT intervient, ce qui se traduit par une poussée inférieure à la poussée maximale.

III.7. Limitation de survitesse :

III.7.1. Accélération brusque :

Nous avons déjà vu, que le lieu des points de régimes stabilisés est représenté par la ligne d'adaptation.

Examinons, ce qui se passe entre deux régimes stabilisés l'or d'une accélération par exemple.

Pour que le mobile puisse accélérer, il faut à puissance absorbée compresseur constante, augmentation de la puissance turbine, or, celle-ci est proportionnelle d'une part aux débits masse des ailettes rotor et, d'autre part à la différence de température totale entre l'entrée et la sortie turbine ΔTt .

Donc à **RPM** constant (\dot{m}_a constant), il est nécessaire par l'ouverture du doseur carburant de modifier le rapport $\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$ de la chambre de combustion afin que la température entrée turbine augmente, ce qui se traduit par l'augmentation de ΔTt et provoque l'accroissement de régime de l'attelage.

Supposons, donc que partant d'un régime stabilisé correspondant au point A_0 situé sur l'isorotation N_a , nous désirons accroître la poussée, donc atteindre le point de fonctionnement stabilisé situé à l'intersection de l'isorotation de N_e et la ligne d'adaptation.

Pour cela, par la commande des gaz, augmentons le débit carburant, la modification du dosage de la chambre de combustion entraîne une augmentation de la température des gaz de combustion Tt_4 , ce qui diminue la masse volumique de ces derniers, provoquant une diminution du débit.

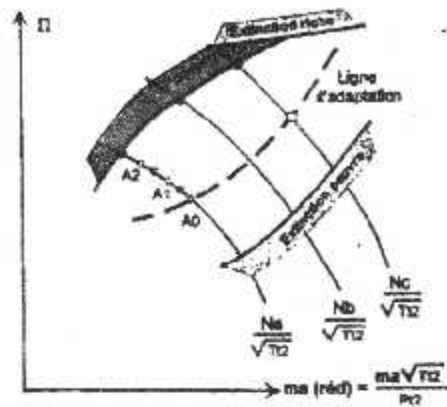


Fig.3-6. Représentation d'une accélération non régulée

Par inertie le mobile compresseur conservant son régime, le point de fonctionnement se déplace sur l'isorotation $N_{a \text{ réduit}}$ de A_0 à A_1 , comme illustré sur la figure ci-dessus. Réf.[1]

Si l'apport de débit carburant est trop important, la forte augmentation de Tt_4 résultante, provoque une forte diminution du débit d'air, le point de fonctionnement se déplace alors rapidement vers la ligne de pompage (de A_0 à A_2) ce qui fait entrer le compresseur en pompage.

Afin d'y remédier, les motoristes installent entre la commande des gaz et l'arrivée du carburant aux injecteurs un dispositif nommé limiteur d'accélération (contrôleur d'accélération) qui dose l'apport de carburant en fonction de la réponse du mobil.

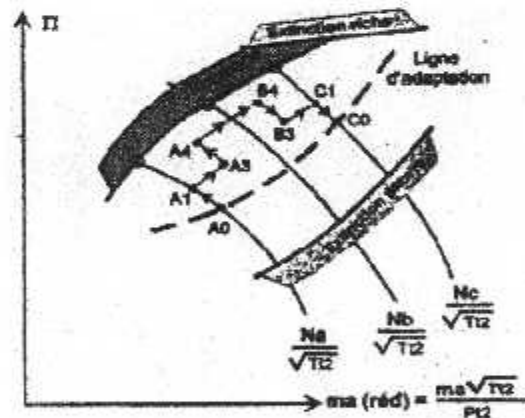


Fig.3-7. Représentation d'une accélération régulée

Le déplacement des points de fonctionnement peut alors être représenté par la trajectoire : $A_0-A_1-A_3-A_4-B_4-B_3-C_1-C_0$ illustré sur la figure précédente -Réf.[1]-tout en évitant le pompage et l'extinction riche vers les forts régimes.

Ce dispositif doit permettre une variation rapide du régime, telle que le moteur puisse passer du N_{rv} à N_{MT0} en moins de 8 secondes et, du N_{rv} à N_{MCT} en moins de 5 secondes, ces délais peuvent au premier abord sembler importants, mais posent de sérieux problèmes de réalisation, compte tenu des inerties importantes des GTRDF à fort taux de dilution actuels.

III.7.2. Décélération brusque :

Pour une décélération du mobile, partant du point de fonctionnement stabilisé C_0 et, diminuant rapidement le débit carburant, par inertie, le régime se conserve, sachant que :

$$N = \frac{\pi . d_{car}}{60}$$

Tel que : $\bar{\pi} = 3.1416$

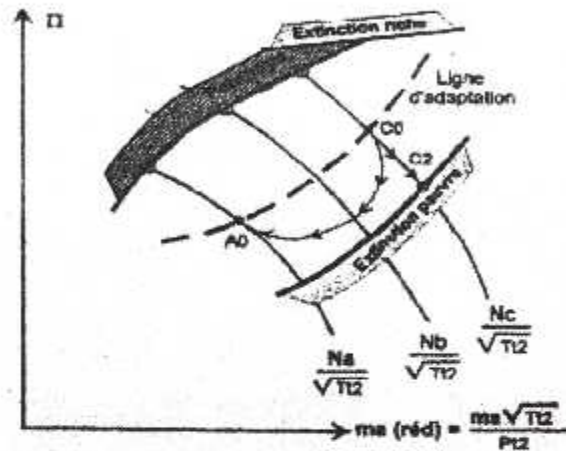


Fig.3-8. Représentation d'une décélération régulée

Et, si la diminution du débit carburant est trop rapide, le point de fonctionnement se déplace vers l'extinction pauvre sur l'isorotation N_c réduit par le trajet $C_0 \rightarrow C_2$.

Afin d'éviter l'extinction pauvre sur décélération, les motoristes confient aux limiteurs d'accélération cette fonction, en faisant déplacer les points de fonctionnement transitoires par le chemin représenté sur la figure ci-dessus. **Réf.[1]**

Etude de la régulation turbofan

application CF6-80A3

Introduction :

Le régulateur de carburant remplit un certain nombre de fonctions essentielles car il sert d'intermédiaire entre le pilote et le moteur. On va étudier dans ce chapitre le système de régulation dans le moteur CF6-80A3.

IV.1. Généralités :

Bien entendu, son premier rôle est d'ajuster le débit de carburant de façon à faire varier la poussée en réponse aux mouvements de la manette. Pour que cet ajustage se fasse sans danger pour le moteur, le régulateur contient un mécanisme limiteur agissant pendant les accélérations et les décélérations suivant des lois préétablies. Il est également conçu pour limiter automatiquement la pression dans la chambre de combustion et éventuellement le régime N2 et l'EGT.

Enfin, il établit en position de ralenti (idle) une poussée minimum adaptée aux circonstances du vol.

IV.2. Terminologie :

Le régulateur de carburant et ses systèmes annexes portent dans la littérature spécialisée des dénominations extrêmement variées. De plus, la régulation des moteurs est actuellement en pleine mutation technologique due à l'introduction des commandes numériques et à une intégration de plus en plus poussée de la commande du moteur à la commande automatique du vol.

Le terme ancien concernant le régulateur est « Fuel Control Unit ». ce terme est encore utilisé et reste valable puisqu'il exprime simplement que ce mécanisme « commande » le débit carburant.

Anciennement, le régulateur était uniquement hydromécanique c à d constitué d'un ensemble de cames et vérins hydrauliques et utilisant comme fluide le carburant lui-même.

La tendance actuelle est de faire dépendre ce régulateur soit partiellement soit totalement de signaux électriques fournis par un calculateur numérique monté sur le moteur.

Lorsque la commande est partielle c à d ne consiste qu'en un ajustage limité du débit, le système est qualifié de « supervisory ».

IV.2.1. Terminologie General Electric :

Chez General Electric, l'on considère le fait que le régulateur contient, en plus du mécanisme de dosage du carburant, divers systèmes hydro-mécaniques annexes (commandes des stators orientables, ajustage du jeu des turbines, etc), d'où le terme de « Main Engine Control » (MEC) utilisé pour désigner l'ensemble. On utilise d'autre part le terme « Power Management Control » (PMC) pour désigner le boîtier séparé contenant l'équipement électronique de calcul. Fig.(4-1). Réf.[6]

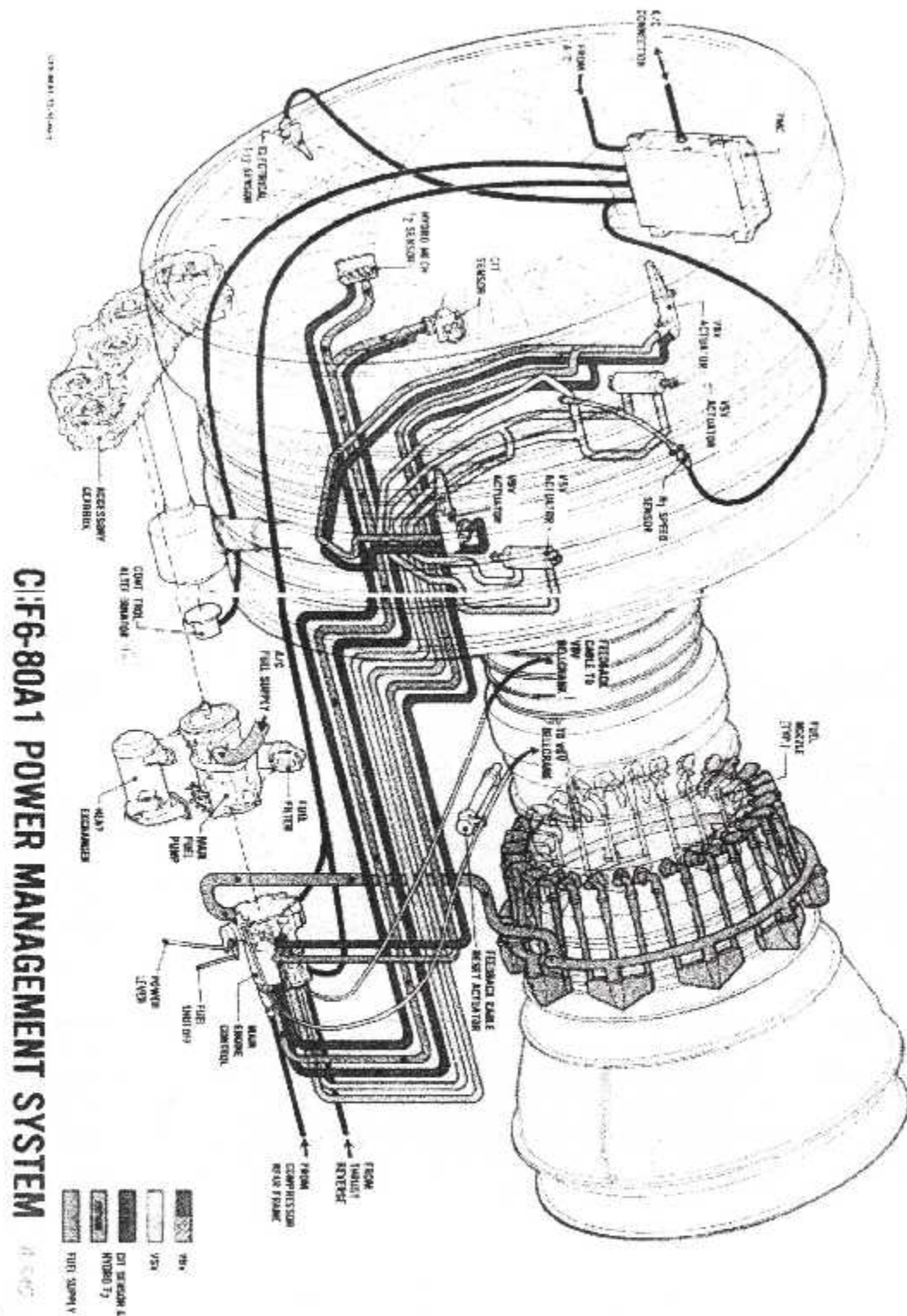


Fig.4-1. Le système de régulation sur le moteur CF6-80A3

IV.3. Régulation de débit carburant :

IV.3.1. Principe :

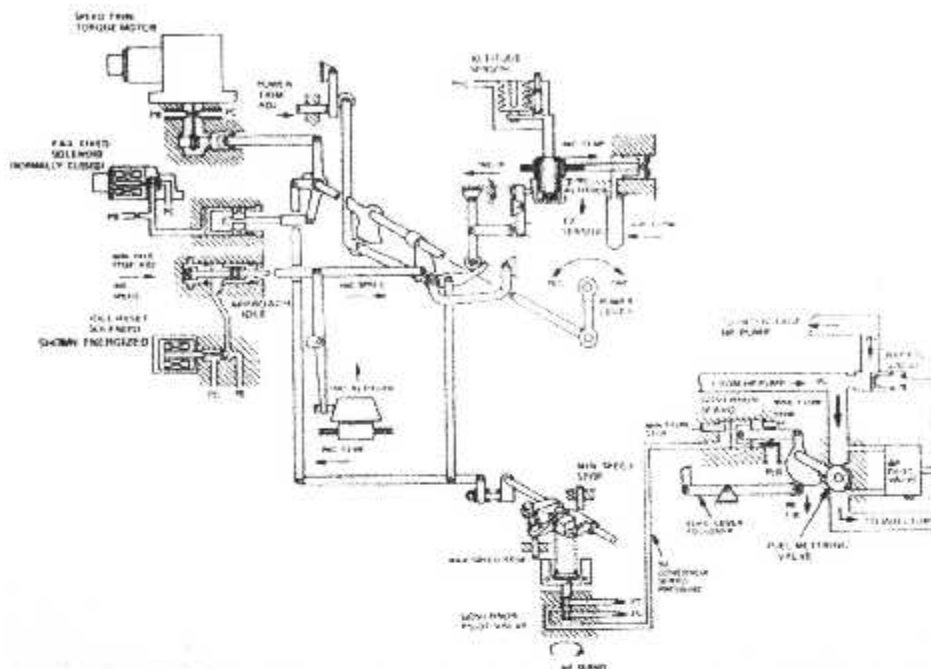


Fig.4-2. Régulateur principal (MEC)

Le vérin du doseur carburant (governor servo) Fig.(4-2). Réf.[4], est commandé hydrauliquement par un régulateur centrifuge. Ce régulateur est entraîné par l'attelage HP, il est donc asservi au régime N2.

En régime stabilisé, pour chaque valeur de tarage du ressort du régulateur, correspond une section précise du doseur carburant et un régime N2 déterminé.

En utilisation normale, si aucun changement n'intervient sur le tarage du régulateur centrifuge, le régime N2 reste constant.

Le débit carburant calibré par le doseur détermine le niveau d'énergie développé par le générateur de gaz. Cette énergie est utilisée pour assurer :

- ✓ L'entraînement des compresseurs et des accessoires.
 - ✓ La génération du flux primaire (23% de la poussée totale réacteur).
 - ✓ L'entraînement du fan et la génération du flux secondaire (77% de la poussée totale).
- Il suffit donc de modifier le tarage du régulateur centrifuge pour faire varier le niveau d'énergie développée par le générateur de gaz et, ainsi, sélectionner le NI correspondant à la poussée nécessaire calculée.

Le tarage de ce ressort est assuré mécaniquement par la manette de poussée. Par ailleurs, l'évolution du niveau de poussée est soumis à certaines limitations, et les impératifs de gestion du vol nécessitent l'utilisation de programmes complexes pour conduire le réacteur aux régimes Optima. Pour tenir compte de ces conditions, le PMC et certains équipements du

MEC, ont la possibilité de modifier le tarage du ressort du régulateur **N2**, donc le régime **N2**, sans déplacer la manette de poussée.

IV.3.2. Régulateur principal carburant MEC :

IV.3.2.1. Fonctions principales :

- Sélection de la poussée en fonction :
 - de la position manette.
 - du signal **PMC** de limitation.
- Régulation du régime **N2**.
- Contrôle des accélérations et décélérations.

IV.3.2.2. Fonctions auxiliaires :

- Limitation de la pression interne-réacteur.
- Limitation de la vitesse de rotation **N2** maxi.
- Sélection du régime **N2** ralenti minimum.
- Correction du régime **N2** de ralenti d'approche en fonction de la température T_2 et de l'altitude.
- En cas de panne du **PMC** :
 - Blocage du signal **PMC** de limitation **N2** en attente d'une sélection manuelle de la poussée.
 - Correction du régime **N2** à poussée normale d'utilisation en fonction de T_2 et altitude.
- Transmission de la position doseur vers le **PMC**. (Metering valve position transducer).

IV.3.3. Calculateur de poussée moteur (PMC) :

IV.3.3.1. Fonction principale :

Le **PMC** est un calculateur digital électronique qui permet d'ajuster finement le débit carburant, par action d'un moteur couple sur le robinet doseur en limitant le régime **N2**, afin d'obtenir le niveau de poussée optimum en fonction :

- De la phase de vol programmée (**TCC Thrust Control Computer**).
- Des conditions du vol. (**ADC Air Data Computer**).
- De la position manette.
- Des limitations réacteur.

IV.3.3.2. Fonction auxiliaire :

- Emission d'un signal « **FAIL FIXED** » afin d'amener ou de maintenir suivant le cas, la limitation de régime **N2** à sa valeur la plus basse, quelle que soit la position manette.

IV.4. Description et fonctionnement des éléments de régulation :

IV.4.1. Régulateur principal carburant (MEC) :

IV.4.1.1. Différents signaux utilisés par le MEC :

Régime N2 :

Le régulateur centrifuge est entraîné par la boîte d'accessoires, il est donc asservi au régime N2.

Température T_2 :

La température T_2 est relevée sur un tube de ventilation dont l'orifice se trouve à l'extérieur de l'entrée d'air du FAN en position 4h Fig.(4.1). Ce détecteur est du type hydrodynamique, il comprend une capsule chargée d'hélium et un clapet hydraulique. Ce clapet soumis aux pressions PC (control pressure= $P_b + 220\text{PSI}$) et Pb (bypass pressure= 8 à 115PSI) délivre un signal hydraulique (P7) proportionnel à l'évolution de la température T_2 .

Température $T_{2,5}$ (CIT compressor inlet température) :

La température $T_{2,5}$ est relevée à l'entrée d'air du compresseur HP. Ce détecteur est montée sur le carter intermédiaire de fan en position 4h30 Fig.(4.1). Le principe de fonctionnement de ce détecteur est identique au détecteur de T_2 .

Pression P0C (ambient pressure) :

L'orifice de pression ambiante est situé à la partie inférieure droite du MEC. Elle enregistre donc la pression ambiante qui règne dans la zone des accessoires.

Pression statique P_3 (CDP compressor discharge pressure) :

La prise de pression P_3 se trouve en arrière du compresseur HP, sur le carter diffuseur. Un transmetteur hydrodynamique est intégré au MEC. Il émet un signal hydraulique proportionnel à l'évolution de pression de refoulement du compresseur HP.

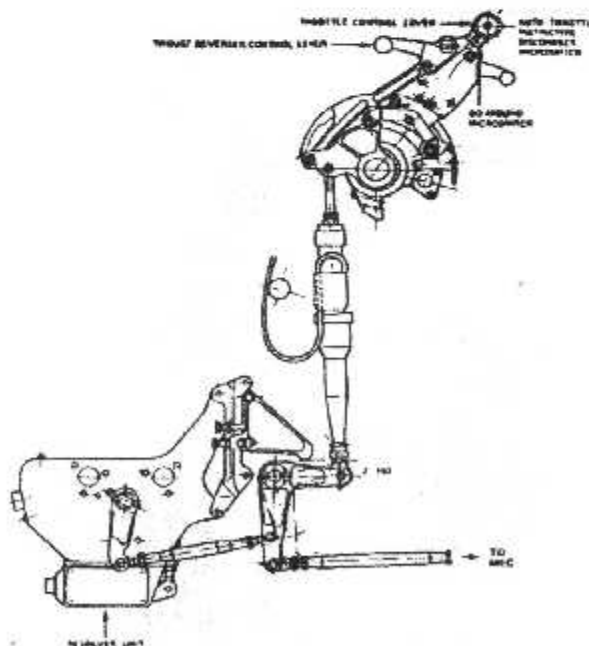


Fig.4-3. Signal position manette.

Position manette de poussée :

Le signal position manette est transmis mécaniquement au régulateur N2 par l'intermédiaire de tringleries et câbles jusqu'au levier de commande sur le MEC. Fig.(4-3). Réf.[4]

Ralenti minimum :

Possible qu'avec les reverses rentrées : un signal électrique "ralenti minimum" est transmis au MEC dans les configurations avion suivantes :

- a) lorsque les bords de bord d'attaque aile sont rentrés et que le dégivrage nacelle n'est pas utilisé.
- b) Lorsque l'amortisseur de train avant est comprimé.

Signal de limitation de poussée :

Le signal électrique de limitation de poussée émis par le PMC est transmis au régulateur N2 par l'intermédiaire d'un moteur couple intégré au MEC. Fig.(4.2).

Signal de blocage de limitation : (TRIM FAIL FIXED)

Le signal électrique TRIM FAIL FIXED émis par le PMC est transmis à un solénoïde de blocage sur le MEC. Fig.(4.2)

IV.4.1.2. Régulateur de régime N2 :

Le régulateur centrifuge utilise les pressions PC et Pb pour commander le vérin de doseur (governor servo pressure). Fig.(4.2)

4.1.2.1. Sélection du niveau de poussée :

Les déplacements angulaires du levier de commande de poussée sur le MEC sont représentés dans la figure précédente Fig.(4-3). Ce levier assure le tarage du régulateur N2 par l'intermédiaire d'une came et de tringlerie. Fig.(4.2)

Le paramètre d'affichage de la poussée est le régime N1. En cas d'affichage manuel de la poussée, la manette de poussée peut être avancée jusqu'à l'obtention du régime calculé.

4.1.2.2. Régulation du régime N2 :

Lorsque aucune action extérieure n'entraîne de variation du tarage du régulateur centrifuge le régime N2 reste constant.

4.1.2.3. Limitation de la poussée :

En fonctionnement normal, le PMC est activé lorsque le contacteur "ENG TRIM" n'est pas enfoncé et que les voyants "FAULT" et "OFF" sont éteints.

Le signal électrique émis par le PMC a pour but de limiter la poussée, donc le régime N1, à sa valeur optimum. Ce signal, Fig.(4-4), commande le moteur couple du MEC auquel est asservi un vérin hydraulique. Ce vérin limite le tarage du régulateur N2, le niveau d'énergie développé par l'ensemble IIP diminue et interdit tout dépassement du régime N1 optimum (N1 commandé). Cette limitation (TRIM) peut atteindre au maximum 5% du régime N1 au décollage.

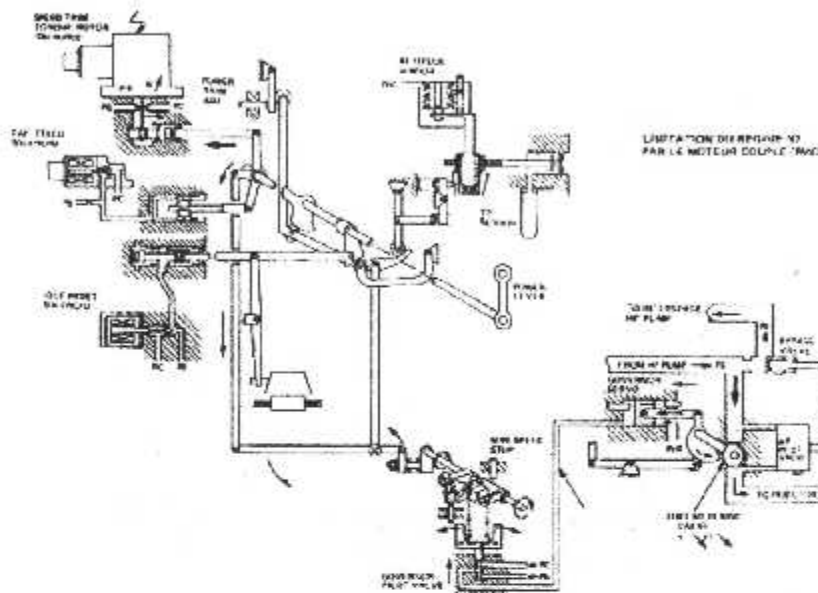


Fig.4-4. Limitation du régime N2 par le PMC

4.1.2.4. Blocage du signal de limitation PMC : (FAIL FIXED SIGNAL)

Lorsque le PMC émet un signal de blocage le gong monocoup retenti, les voyants ‘‘ENG TRIM FAULT’’ et ‘‘ENGINE’’ s’allument au poste de pilotage.

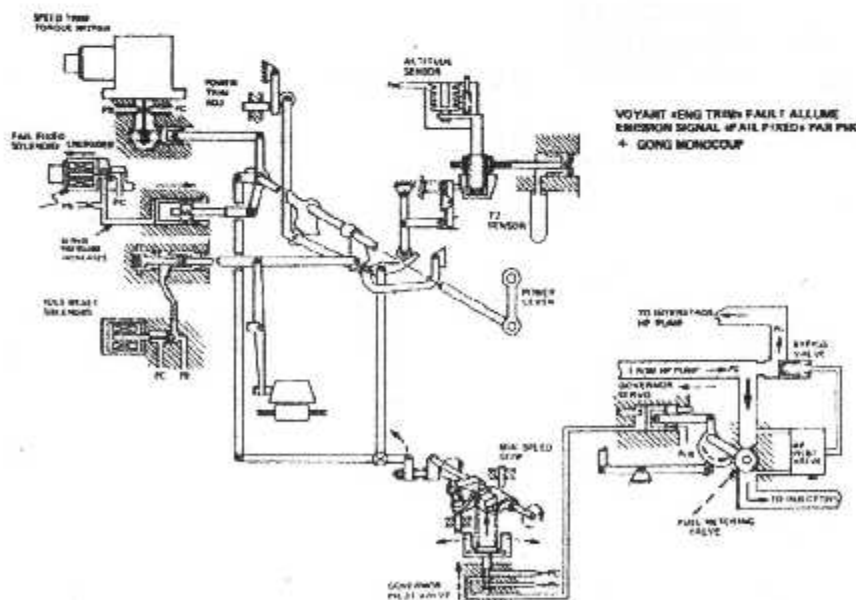


Fig.4-5. Blocage du signal de limitation PMC

Le solénoïde de blocage **Fig.(4-5)**, commande un vérin hydraulique qui contrecarre l'action du vérin du moteur couple. Dans ce cas, le régime **N2** est maintenu à la valeur obtenue lors du "TRIM". Ce régime peut représenter le minimum ou le maximum du "TRIM".

Cette situation nécessite deux actions. L'une consiste à enfoncer le contacteur "ENG TRIM" (le voyant off s'allume), l'autre à réajuster manuellement le niveau de poussée par action sur la manette. Le **PMC** est désactivé.

4.1.2.5. Régulation du niveau de poussée en fonction des conditions ambiantes :

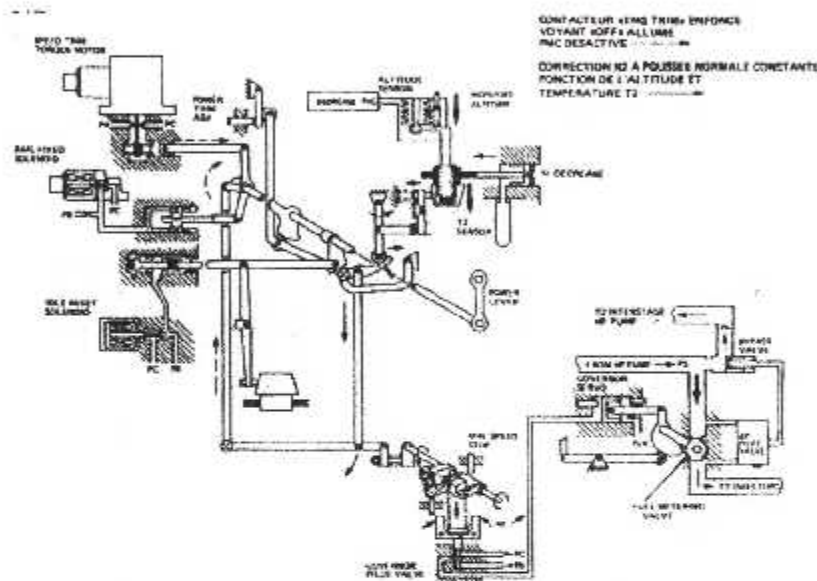


Fig.4-6. Correction N2 en fonction de l'altitude et température T_2

En cas de désactivation du **PMC**, le moteur couple et le solénoïde de blocage ne sont plus alimentés. Le régime **N2** est optimisé par le **MEC** en fonction de l'altitude **P0C** et de la température d'entrée d'air **T_2** .

Pour une même position manette, la poussée reste sensiblement constante.

Dans ce but, une capsule anéroïde soumise à la **P0C** et un vérin commandé par la sonde hydromécanique **T_2** positionnent une came à trois dimensions **Fig.(4.6)**. Le programme de ce système entraîne une modulation du tarage du régulateur **N2** en fonction des variations d'altitude et de température **T_2** .

4.1.2.6. Régime de ralenti :

- **Ralenti minimum** : n'est possible qu'avec les reverses rentrées soit : avion au sol, amortisseur train avant comprimé, ou, configuration bords de bord d'attaque rentrés et dégivrage nacelle sur arrêt.

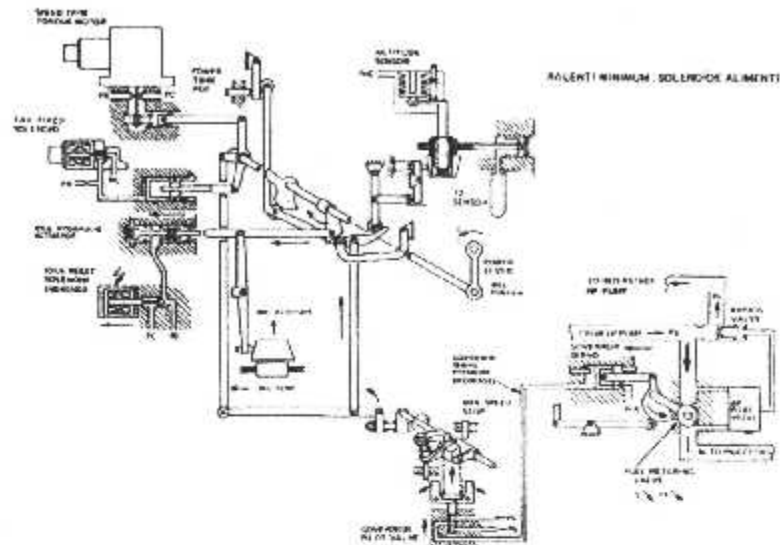


Fig.4-7. Ralenti minimum

Le solénoïde de ralenti minimum est alimenté, le vérin hydraulique de ralenti n'est pas soumis à la pression PC. Si la manette de poussée est en butée arrière, le tarage du régulateur N2 est à sa valeur minimum ; le régime N2 évolue en fonction de l'altitude, de la température entrée d'air. La came à trois dimensions, asservie à la P0C et à la T2 possède un deuxième programme. Celui-ci commande le tarage du régulateur N2 afin d'obtenir le ralenti minimum à une valeur entre 58.5 et 64.9% de N2 (fonction de P0C et T2).

- **Ralenti d'approche :** lorsque l'antigivrage est utilisé, le régime N2 doit être plus élevé.

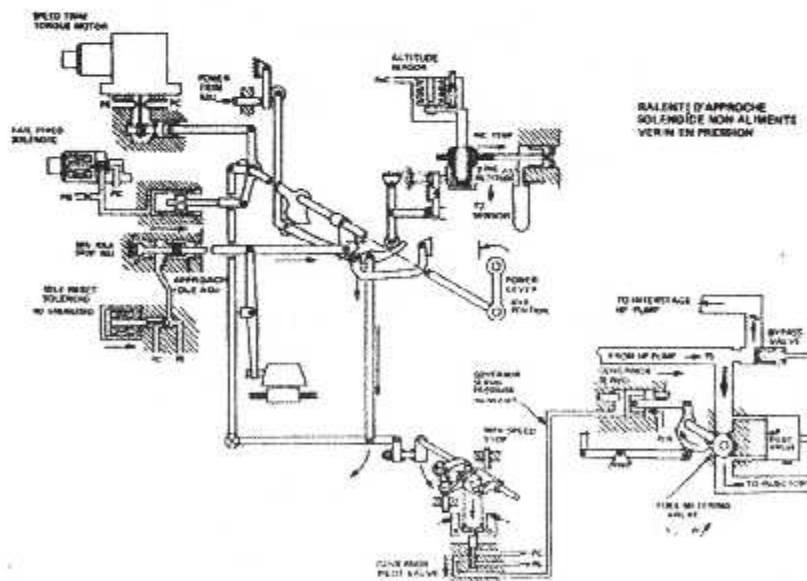


Fig.4-8. Ralenti d'approche

De plus, lorsque l'avion est en configuration approche, (becs sortis) une remise rapide de poussée réacteur peut être nécessaire. Afin d'obtenir un temps d'accélération aussi faible que possible, le régime N2 de ralenti est conservé à une valeur nominale

de 75.3%. cette valeur standard, évolue en fonction de l'altitude (POC) et température T_2 Fig.(4-9). Dans cette configuration, le solénoïde de ralenti n'est pas alimenté et le vérin de ralenti est soumis à la pression PC.

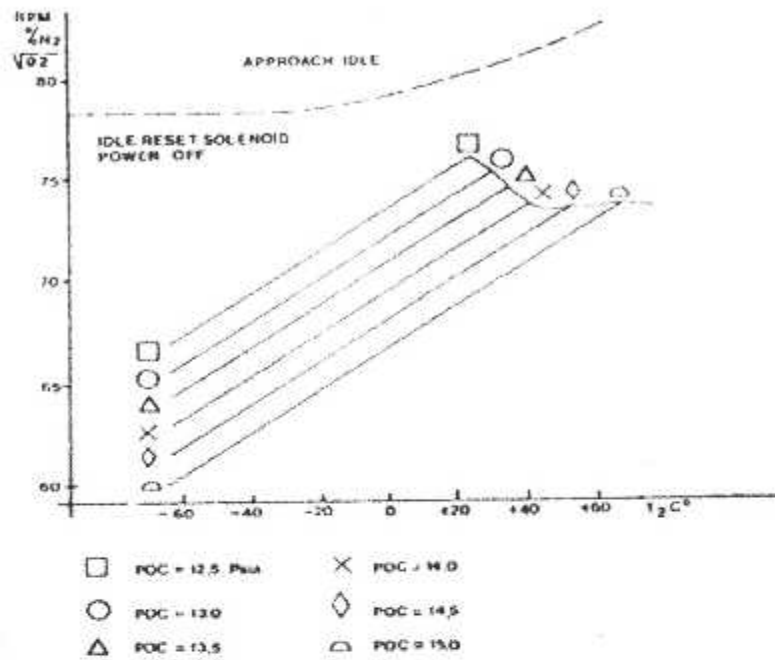


Fig.4-9. Evolution du régime de ralenti « approche »

IV.4.1.3. Contrôleur des accélérations et décélérations :

L'ensemble du dispositif a pour but :

- Le contrôle du dosage carburant/air durant les régimes transitoires.
- La limitation de la pression interne P_3 (CDP Compressor Discharge Pressure).
- Une protection en cas de survitesse N_2 importante.

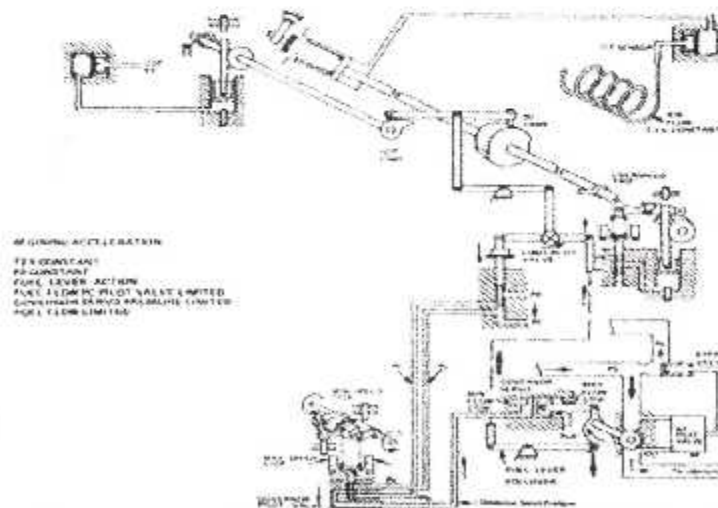


Fig.4-10. Contrôleur des accélérations et décélérations

Le programme de fonctionnement du contrôleur est défini en fonction de quatre paramètres principaux : **Fig.(4.10)**

- Débit carburant : matérialisée par une came et un levier suiveur de position doseur, (**Fuel Lever Follower**).
- P_3 ou **CDP** : un transmetteur hydromécanique positionne une came qui représente le signal de pression interne réacteur.
- Température d'entrée d'air du compresseur haute pression : ($T_{2,5}$ ou **CIT**) la sonde hydrodynamique déplace axialement une came à trois dimensions en fonction de l'évolution de la température d'entrée.
- Régime **N2** : un régulateur centrifuge déplace angulairement la came **3D** au fur et à mesure de l'évolution du **N2**.

4.1.3.1. Fonctionnement :

Les différents composants du contrôleur d'accélération commandent un tiroir limiteur (**LIMIT PILOT VALVE**) **Fig.(4.10)**. Les déplacements axiaux de celui-ci entraînent les variations de débit des circuits **PC** et **Pb** du régulateur **N2**. Ces variations de débit ont pour conséquence une influence sur la vitesse de déplacement doseur, donc sur les temps d'accélération et décélération du réacteur.

a) Début d'accélération :

Le régulateur **N2** commande une ouverture du doseur. La P_3 est faible. Le pilote valve du contrôleur limite la servo-pression de commande du doseur afin d'éviter l'augmentation rapide du débit carburant tant que le débit d'air compresseur n'est pas suffisant.

b) Augmentation de la pression P_3 :

La pression P_3 augmente. La came **CDP** entraîne une augmentation de la servo-pression doseur. Le débit carburant augmente progressivement sans entraîner de surchauffe.

c) Augmentation du régime **N2** :

Le régulateur centrifuge entraîne en rotation de la came **3D** dont le défilement du profil entraîne une augmentation de débit carburant d'autant plus rapide que le régime **N2** est plus élevé.

d) Augmentation de température $T_{2,5}$:

La came **3D** se déplace axialement vers la gauche. De par sa conicité, elle entraîne une réduction de la servo-pression doseur et, en conséquence, une augmentation du temps d'accélération ainsi qu'une limitation de température devant turbine en régime transitoire.

e) Limitation pression interne :

Le profil de la came **CDP** entraîne une réduction de débit carburant lorsque la P_3 atteint **445PSI**.

f) Protection en cas de survitesse importante :

La butée interne normale du régulateur **N2** est réglée à **110¹⁴%**. En cas de dépassement important (**N2 > 112,2%**), le régulateur centrifuge du contrôleur

d'accélération commande une augmentation de la section de passage de la by pass valve. La ΔP doseur diminue et le débit carburant chute.

g) Fonctionnement en décélération :

Le contrôleur règle le dosage carburant/air de façon à éviter tous risques d'extinction consécutive à un dosage pauvre. Les éléments de régulation sont identiques à ceux de la phase accélération.

IV.4.1.4. Dispositifs anti-pompage :

La protection anti-pompage du réacteur CF6-80A3 est assurée par deux dispositifs :

- Dispositif anti-pompage de l'ensemble basse pression.
- Dispositif anti-pompage de l'ensemble haute pression.

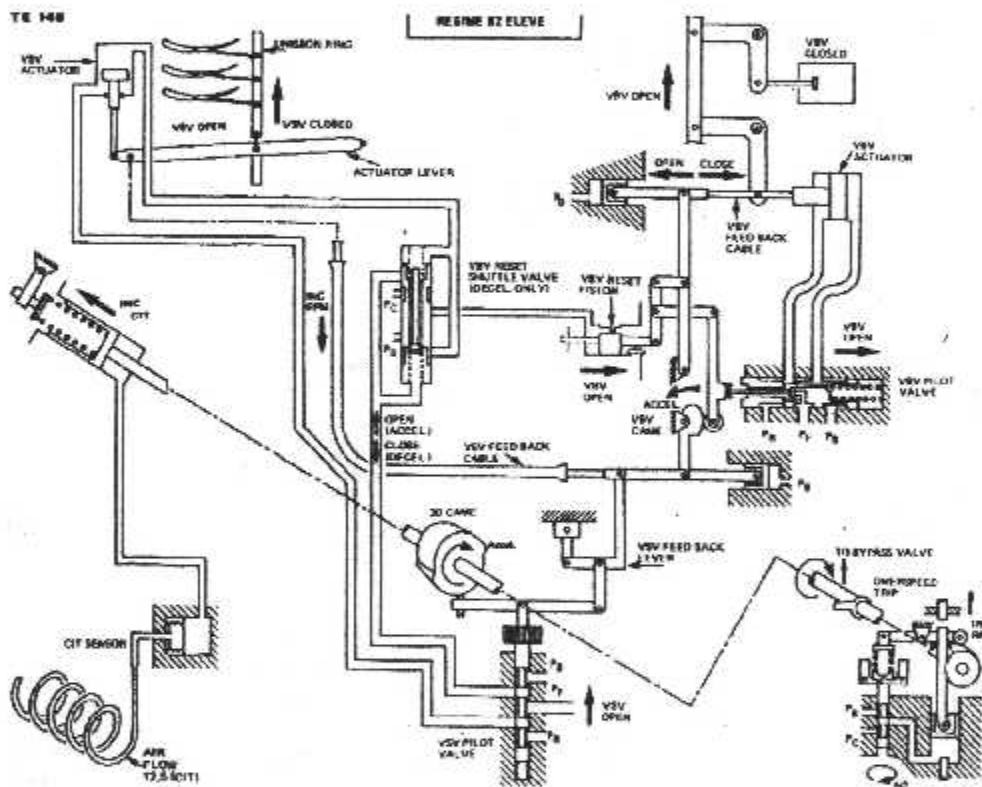


Fig.4-11. Schéma d'ensemble des dispositifs anti-pompage

4.1.4.1. Dispositif anti-pompage de l'ensemble basse pression :

Ce dispositif est équipé de douze (12) vannes de décharge appelées (VBV, Variable Bleed Valves) sont disposées en arrière du compresseur basse pression Fig.(4-12). Elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux vérins hydrauliques.

C'est le régulateur de carburant (MEC) qui détermine la position des vannes de décharge. Il actionne les deux vérins en utilisant le carburant du circuit d'alimentation du réacteur. Un câble de retour d'asservissement transmet au MEC la position des vannes de

décharge dont le but est de diminuer les risques de pompage du compresseur lorsque celui-ci travaille en dehors des conditions optimales de fonctionnement, c'est à dire, à bas régime et en décélération rapide.

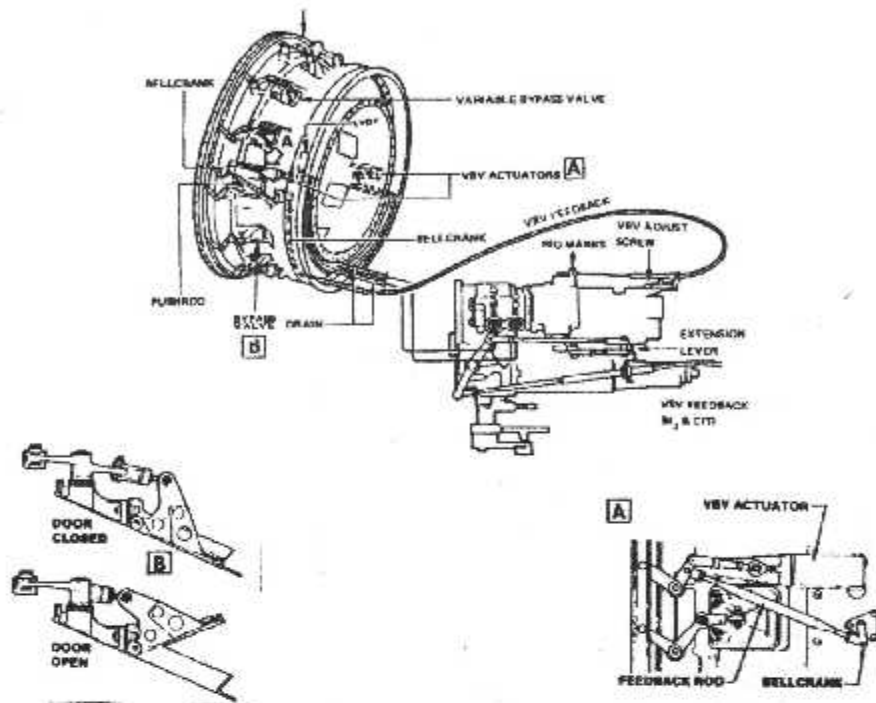


Fig.4-12. Ensemble des éléments du circuit des VBV

Les risques de pompage d'un compresseur sont plus importants lorsque son débit d'air est faible et lorsque son rapport manométrique de compression est élevé.

Dans ces conditions, le régulateur carburant commande l'ouverture progressive des vannes. Il amène ainsi une diminution du rapport manométrique du compresseur basse pression en évacuant vers l'extérieur une partie du débit d'air primaire.

A régime élevé et stabilisé, en conditions standards, le réacteur fonctionne à son régime d'adaptation, les VBV sont fermées.

4.1.4.2. Dispositif anti-pompage de l'ensemble haute pression :

L'angle d'incidence de l'écoulement de l'air, par rapport au profil des ailettes des rotors, des compresseurs axiaux, varie en fonction :

- Des conditions d'écoulement à l'entrée de l'étage.
- De la vitesse de rotation du rotor compresseur.

Lorsque l'angle d'incidence est trop faible, l'efficacité et le rendement du compresseur diminue, et lorsque cet angle devient trop important, l'épaisseur de la couche limite augmente et l'écoulement peut devenir tourbillonnaire et entraîner un décrochage aérodynamique de l'étage.

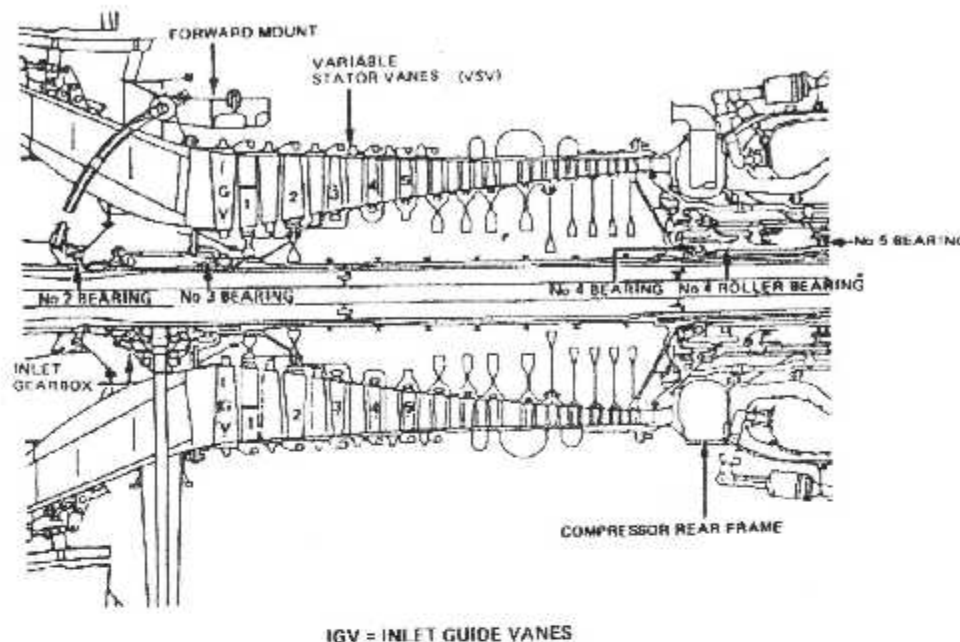


Fig.4-13. Dispositif anti-pomppe de l'ensemble haute pression

On peut corriger l'angle d'incidence de l'écoulement d'air par une variation commandée de l'angle de calage des aubes de prérotation à calage variable (**IGV Inlet Guide Vanes**) à l'entrée d'air du compresseur haute pression, et des aubes de stator à calage variable dans les cinq (05) premiers étages du compresseur haute pression.

L'ensemble des aubes de prérotation (**IGV**) et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pomppe du compresseur haute pression (**VSV Variable Stator Vanes**).

Les leviers de commande des **VSV** d'une même rangée d'aubes sont reliés à un anneau de commande. Les six anneaux de commandes des **VSV** sont entraînés par deux barres de commande disposées symétriquement de chaque côté du compresseur haute pression.

Cette commande est assurée par le régulateur carburant (**MEC**) qui, au moyen de deux vérins hydrauliques, fait varier la position des **VSV**, dont le but est de conserver la valeur de l'angle d'incidence de l'écoulement constante, par rapport aux ailettes du compresseur, quel que soit le régime.

En conditions standards, à régime réacteur élevé, le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum. Les **VSV** sont en position « ouverte », et à bas régime, ce compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation, l'angle de calage des aubes augmente progressivement jusqu'à sa valeur maximale, pour un régime **N2** inférieur au ralenti, les **VSV** sont dit en position « fermée ».

IV.4.2. Calculateur de poussée moteur (PMC) :

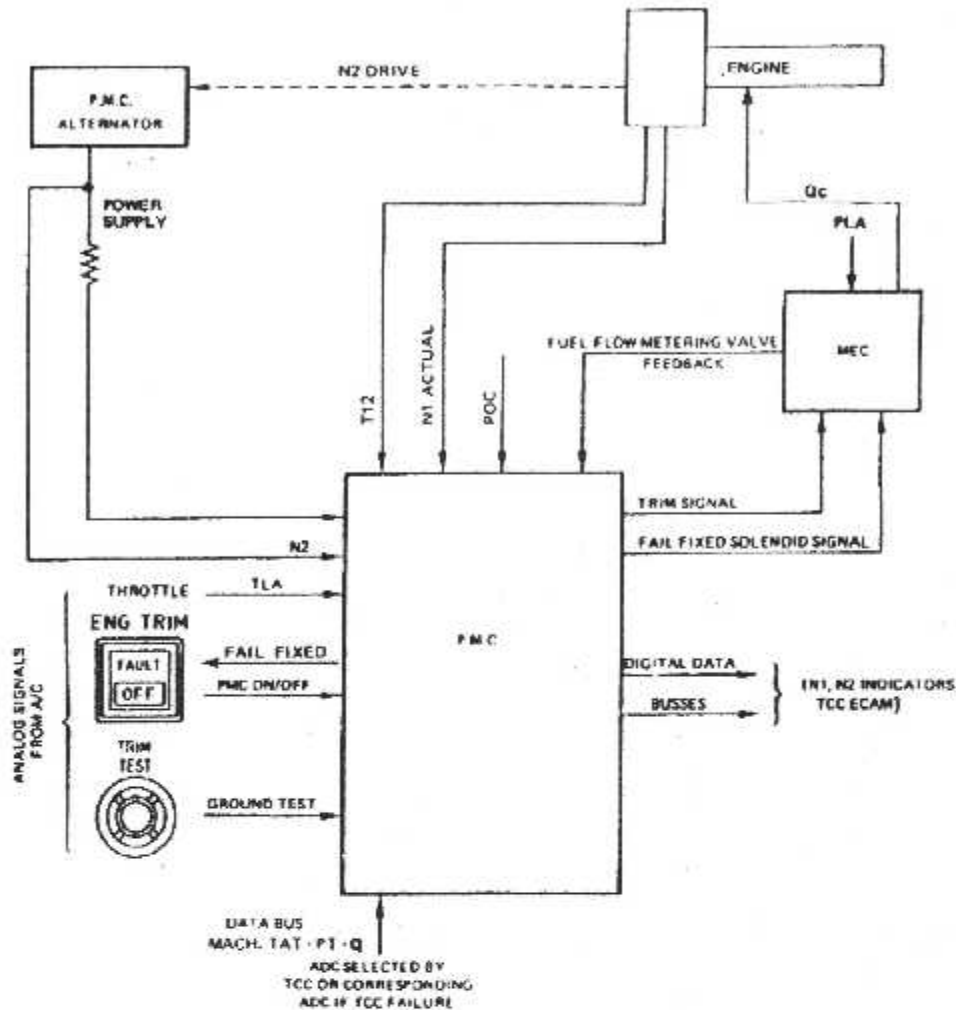


Fig-4-14. Calculateur de poussée moteur (PMC)

Le boîtier de PMC est installé sur le carter de sortie du fan en position 2h. Il est supporté par des amortisseurs de vibrations. Il est alimenté électriquement par l'alternateur de contrôle N2. Il comporte un circuit de ventilation.

IV.4.2.1. Différents signaux utilisés par le PMC :

- a) Signaux digitaux en provenance de la centrale aérodynamique ADC (Air Data Computer) sélectionnée par le TCC (Thrust Control Computer) :
- Mach M ,
 - Température totale TAT. (Total Air Temperature)
 - Pression totale P_t ,
 - Pression dynamique Q .

Nota : le PMC calcule la valeur de la P_0 à partir des valeurs de P_t et Q .

En cas de panne de TCC, le PMC utilise les informations en provenance directe de la centrale ADC n°1 pour le GTR 1 et ADC n°2 pour le GTR 2.

En cas de panne ADC, les informations proviennent des capteurs propres du PMC.

b) Signaux analogiques en provenance du poste d'équipage :

- Position manette de poussée indiquée par un transmetteur (TLA Transducer Lever Angle) situé à la partie inférieure du bloc manette.
- Contacteur principal PMC, position « On » ou « OFF ».
- Signal de test au sol, (utilise l'alimentation de bord 115 volts 400 Hz).

c) Signaux analogiques en provenance du GTR :

- Régime N1 réel (actual N1).
- Débit carburant : le transmetteur de position doseur renseigne le PMC sur la valeur du débit instantané de carburant (ΔP doseur constante).

Nota : lorsque le PMC détecte une anomalie de valeur des paramètres, température TAT, ou pression P_t ou Q fournis par les centrales ADC, il utilise deux autres signaux fournis par le GTR.

- T_{12} : la température d'entrée d'air du réacteur est mesurée par une sonde électrique montée en station 12, à la position 4h30.
- Pression P0C : un transmetteur fournit la pression ambiante prise à l'extérieur du boîtier PMC.

Par contre, en cas de défection du signal de mach, le PMC calcule ce paramètre à partir des autres signaux P_t et P , ce qui lui permet de rester opérationnel et de minimiser les effets de cette panne.

IV.4.2.2. Fonctionnement normal du PMC :

Un écran TRP (Thrust Rating Panel) au panneau central pilotes, permet la sélection du mode de fonctionnement réacteur correspondant à la phase de vol programmée.

GA-TO	Décollage ou remise de poussée.
MCT	Régime maxi continu.
CL	Régime de montée.
CR	Régime de croisière.
FLEX TO	Décollage à poussée réduite.

Le signal de sélection de mode est transmis au calculateur de commande de la poussée TCC. Ce calculateur de commande fait partie des systèmes automatiques de vol. le TCC comporte entre autres deux calculateurs :

- a) Le calculateur de « NI limit » qui tient compte aussi de la position des vannes de prélèvement d'air.
- b) Le calculateur auto manette qui détermine la position de la manette de poussée.

Nota : c'est le TCC qui transmet la valeur du régime « NI limit », d'une part, à l'écran « THR LIMIT » du TRP pour affichage, d'autre part, à l'indicateur NI, pour positionnement de l'index triangulaire de NI limit.

Pour élaborer le régime **N1** optimum (**N1** commandé), le **PMC** utilise les informations suivantes :

- Position manette (**TLA**),
- Mach P_0 et **TAT**,
- Données mémorisées concernant le programme de fonctionnement réacteur afin de faciliter l'affichage de la poussée, réduire le régime **N1**, conserver les marges de sécurité **EGT** et éviter les surchauffes.

Le signal « **N1** commandé » est transmis :

- A l'indicateur de **N1** pour positionnement de l'aiguille de **N1** commandé.
- Au calculateur auto manette du **TCC**, à titre de retour d'asservissement (position manette).
- Au calculateur de limitation de poussée.

IV.4.2.3. Mode d'action du **PMC** :

Le calculateur de limitation de poussée (ou de régime **N1**), compare le signal **N1** commandé avec le signal **N1** réel et élabore le signal de limitation. Il transmet ce dernier signal au moteur couple du **MEC** qui limite le régime **N2** pour obtenir un **N1** réel égal au **N1** commandé. Fig.(4-15)

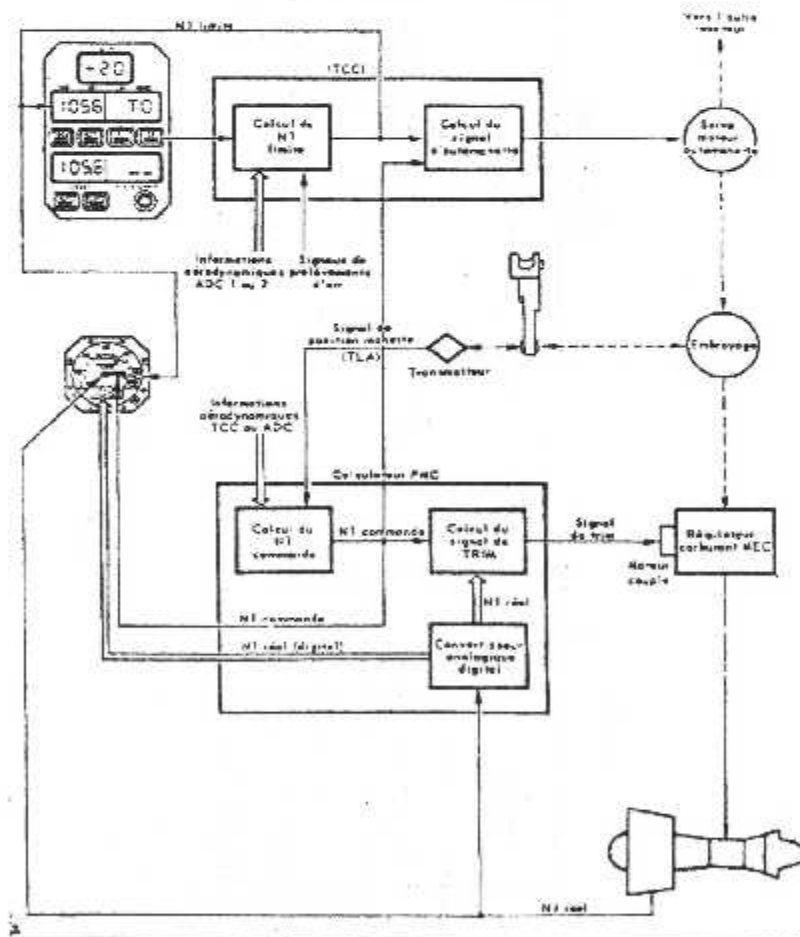


Fig.4-15. Système automatique de commande de poussée

Durant les phases de transition, les aiguilles « **N1** commandé » et **N1** réel sont décalées sur l'indicateur **N1**.

Lorsque le régime **N1** réel aura atteint le **N1** commandé, les deux aiguilles seront superposées.

Nota : le **PMC** ne tient pas compte des prélèvements air dans son calcul de **N1** commandé.

IV.4.2.4. Anomalies de fonctionnement du PMC :

Le **PMC** peut détecter **80%** des pannes de fonctionnement du système de limitation de poussée réacteur.

Dans ce cas, il émet un signal de blocage du signal de limitation « **FAIL FIXERD** » qui entraîne :

- L'alimentation du solénoïde de blocage du signal de limitation sur le **MEC**.
- L'activation des alarmes.
- « eng trim fault » et « engine » allumé.
- Gong mococoup.

Nota : A l'issue de la manœuvre du contacteur « **ENG TRIM FAULT** » l'alimentation électrique du moteur couple et du solénoïde de blocage est coupée. Le **PMC** est désactivé. Le voyant blanc « **ENG TRIM OFF** » est allumé.

IV.4.2.5. Test du PMC :

Le **PMC** peut être testé au sol, réacteur à l'arrêt. Lors du test, le **PMC** est alimenté en **115V, 400Hz** par l'intermédiaire du bouton poussoir **TRIM TEST** situé au panneau de maintenance. Il génère son propre signal **N1** fonction du déplacement des manettes de poussée.

Le test devra être effectué **TCC** et **ADC** sur « **ON** ». Dans le cas contraire, le **PMC** recevra l'information **TAT** de la sonde **T₁₂**. Cette information peut être faussée par une exposition au soleil ou un **GTR** encore chaud.

Manette de poussée sur ralenti, bouton poussoir « **ENG TRIM** » sur **OFF**, légende « **OFF** » allumée bouton poussoir pendant **2''** puis s'éteint.

Les deux aiguilles **N1** commandé et **N1** actuel se déplacent jusqu'à **54%** de **N1**. En déplaçant les manettes de poussée les deux aiguilles de **N1** se déplacent également.

Lors de ce test, **90%** des défauts du système peuvent être détectés. Ce test est inhibé lorsque le **GTR** est en fonctionnement.

Calcul des performances turbofan

Introduction :

En vol, le turboréacteur est soumis à des contraintes diverses qui limitent son domaine de fonctionnement et fait diminuer ses performances. En effet, une étude du comportement du moteur au-delà de son point de conception ou de référence, nous permet de tirer les performances de l'engin pour une meilleure utilisation.

*Pour la suite de notre travail, on a opté pour l'utilisation d'une méthode de travail qui se base essentiellement sur une étude théorique effectuée sur un turboréacteur double flux double corps en régime non adapté, dont les principes de bases sont illustrés dans la référence **Réf.[5]**.*

Et afin de bien mener notre travail, il sera nécessaire d'introduire certaines notions de turbomachine et notations.

V.1. Notions et définitions :

Les différentes équations des rendements et performances utilisées dans cette méthode, sont en fonction des rapports de pression et de température totale, on définit alors le rapport de pression totale à une station donnée par π , indiquée du nom de la station.

$$\pi_A = \frac{\text{pression.totale.sortie.station.A}}{\text{pression.totale.entrée.station.A}} \quad (\text{V-1})$$

Le même cas pour le rapport de température définit par τ :

$$\tau_A = \frac{\text{température.totale.sortie.A}}{\text{température.totale.entrée.A}} \quad (\text{V-2})$$

On aura alors comme stations :

d : diffuseur (entrée d'air).

C : compresseur.

b : chambre de combustion (burner).

T : turbine.

n : tuyère (nozzle).

F : fan.

Fn : tuyère fan (fan nozzle).

Ce rendement peut être relié à τ_c et π_d , ce qui nous donne :

$$\eta_d = \frac{\tau_c \pi_d^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (\text{V-7})$$

Avec :

$$\pi_d = \pi_{dMax} \eta_c \quad (\text{V-8})$$

Tel que :

$$\eta_c - 1 \quad (\text{voir annexe A})$$

V.2. Hypothèses : Réf.[5]

- a) L'air est assimilé à un gaz calorifiquement parfait avant et après la chambre de combustion.
- b) L'écoulement est sonique ($M=1$) à l'entrée et à la sortie de la turbine haute pression, avec (π_{TH} et τ_{TH}) qui ne varient pas.
- c) Les rapports de pression totale (π_b, π_n, π_{Fn}) restent constants.
- d) Les rapports de température totale ($\tau_d, \tau_n, \tau_{Tn}$) sont égaux à l'unité.
- e) Les rendements ($\eta_F, \eta_{CL}, \eta_{CH}, \eta_b, \eta_{TL}, \eta_m$) ne changent pas.
- f) Le refroidissement de la turbine est négligé.
- g) Pas de prélèvement de puissances.
- h) Le terme (1+f) est considéré constant.
- i) Les tuyères primaire et secondaire sont supposées non adaptées.

V.3. Elaboration et mise en évidence des paramètres d'un turbofan :

En se basant sur les conditions précédentes, l'analyse des paramètres du cycle réel du turbofan nous ramène aux étapes suivantes :

Remarque : dans les équations utilisées pour le calcul, les valeurs de références sont représentées par l'indice « s ».

V.3.1. Compresseur basse pression :

Dans le cas d'un gaz calorifiquement parfait, on peut écrire : Réf.[5]

$$T_{t2.5} - T_{t2} = K(T_{t3} - T_{t2}) \quad (\text{V-9})$$

$$\tau_{cl} - 1 = K(\tau_F - 1) \quad (\text{V-10})$$

Où K est une constante.

En ramenant (V-10) aux valeurs de références on aura : Réf.[5]

$$\tau_{CL} = 1 + (\tau_F - 1) \frac{\tau_{CLS} - 1}{\tau_{FS} - 1} \quad (\text{V-11})$$

Le rapport de pression totale π_{CL} est donné par l'équation (II-20).

V.3.2. Soufflante :

Le bilan de puissance entre le fan, le compresseur **BP** et la turbine **BP** nous donne :

$$\eta_m \dot{m}_4 C_{PT} (T_{4.5} - T_{15}) = \dot{m}_F C_{PC} (T_{13} - T_{12}) + \dot{m}_C C_{PC} (T_{23} - T_{12}) \quad (\text{V-12})$$

En utilisant les relations définissant τ_λ , f et α , l'équation (V-12) devient :

$$\eta_m (1+f) \tau_\lambda \tau_{IH} (1 - \tau_{1L}) = \tau_F [\tau_{CL} - 1 + \alpha (\tau_F - 1)] \quad (\text{V-13})$$

En utilisant l'équation (V-11) et, en ramenant (V-13) aux valeurs de références on aura : Réf.[5]

$$\tau_F = 1 + (\tau_{FS} - 1) \left[\frac{1 - \tau_{1L}}{(1 - \tau_{1L})_S} \cdot \frac{\tau_\lambda / \tau_F}{\left(\tau_\lambda / \tau_F\right)_S} \cdot \frac{\tau_{CLS} - 1 + \alpha_S (\tau_{FS} - 1)}{\tau_{CLS} - 1 + \alpha (\tau_{FS} - 1)} \right] \quad (\text{V-14})$$

Pour le π_F on utilise l'équation (II-20).

V.3.3. Compresseur haute pression :

Le bilan de puissance entre la turbine **HP** et, le compresseur **HP** donne :

$$\eta_m \dot{m}_4 C_{PT} (T_{14} - T_{14.5}) = \dot{m}_{2.5} C_{PC} (T_{13} - T_{12.5}) \quad (\text{V-15})$$

Réécrivant cette relation avec les rapports de températures :

$$\eta_m \tau_\lambda (1+f) (1 - \tau_{1H}) = \tau_F \tau_{CL} (\tau_{CH} - 1) \quad (\text{V-16})$$

En se rapportant aux valeurs de référence, l'équation (V-16) devient Réf.[5] :

$$\tau_{CH} = 1 + \frac{\tau_\lambda / \tau_F}{\left(\tau_\lambda / \tau_F\right)_S} \cdot \frac{\tau_{CLS}}{\tau_{CL}} \cdot (\tau_{CHS} - 1) \quad (\text{V-17})$$

Pour le π_{CH} on utilise toujours l'équation (II-20).

V.3.4. Turbine basse pression :

La conservation du débit entre les stations (4,5), (5) et (9) nous permet d'écrire :

$$\dot{m}_{4,5} = \dot{m}_5 = \dot{m}_9$$

Aussi, on a :

$$M_{4,5} = 1, \dots, \text{et} \dots, \frac{P_{t9}}{P_{t5}} = \pi_n$$

L'utilisation de l'équation définissant le paramètre du débit MFP suivante : Réf[5] (voir Annexe B)

$$\text{MFP}(M) = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma}{R}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

Nous donne :

$$\dot{m}_9 = \frac{P_{t5} \pi_n A_9}{\sqrt{T_{t5}}} \text{MFP}(M_9) \quad (\text{V-18})$$

$$\dot{m}_{4,5} = \frac{P_{t4,5} A_{4,5}}{\sqrt{T_{t4,5}}} \text{MFP}(M_{4,5}) \quad (\text{V-19})$$

En d'autres termes :

$$\pi_{TL} = \frac{\sqrt{\tau_{TL}}}{\pi_n} \cdot \frac{\text{MFP}(M_{4,5})}{\text{MFP}(M_9)} \cdot \frac{A_{4,5}}{A_9} \quad (\text{V-20})$$

En ramenant cette relation aux valeurs de références et, sachant que les sections sont constantes on aura Réf.[5] :

$$\pi_{TL} = \pi_{TL,S} \sqrt{\frac{\tau_{TL}}{\tau_{TL,S}}} \cdot \frac{\text{MFP}(M_{9,S})}{\text{MFP}(M_9)} \quad (\text{V-21})$$

Pour le τ_{TL} on utilise l'équation (II-41).

V.3.5. Taux de dilution :

La conservation de la masse et l'utilisation de l'équation (II-28), permettent de déduire la relation suivante :

$$\dot{m}_c + \dot{m}_f = (1 + \Gamma) \cdot \dot{m}_c = \dot{m}_4 \quad (\text{V-22})$$

D'où :

$$\dot{m}_C = \dot{m}_4 / (1 + f) = \frac{P_{t4} A_4}{\sqrt{T_{t4}}} \cdot MFP(M_4) / (1 + f) \quad (\text{V-23})$$

De même :

$$\dot{m}_F = \frac{P_{t19} A_{19}}{\sqrt{T_{t19}}} \cdot MFP(M_{19}) \quad (\text{V-24})$$

En rapportant les relations (V-23) et (V-24) aux valeurs de références on aura Réf.[5] :

$$\frac{\dot{m}_C}{\dot{m}_{CS}} = \frac{P_{t4}}{P_{t4S}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t4S}}{T_{t4}}} \quad (\text{V-25})$$

$$\frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_{FS}} = \frac{P_{t19}}{P_{t19S}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t19S}}{T_{t19}}} \cdot \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19S})} \quad (\text{V-26})$$

Rappelant que le taux de dilution $\alpha = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_C}$, la combinaison des équations (V-25) et (V-26) nous résulte :

$$\frac{\alpha}{\alpha_S} = \frac{P_{t19}/P_{t19S}}{P_{t4}/P_{t4S}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t19S}/T_{t19}}{T_{t4S}/T_{t4}}} \cdot \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19S})} \quad (\text{V-27})$$

Exprimons les pressions et les températures totales en fonction des rapports π et τ :

$$P_{t19} = P_0 \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{Fa} \quad (\text{V-28})$$

$$P_{t4} = P_0 \pi_r \pi_d \pi_{cl} \pi_{ch} \pi_b \quad (\text{V-29})$$

$$T_{t19} = T_0 \tau_r \tau_f \quad (\text{V-30})$$

Et en utilisant les relations (V-28), (V-29) et (V-30) on obtient :

$$\alpha = \alpha_S \cdot \frac{\left(\frac{\pi_{cl} \pi_{ch}}{\pi_f} \right)_S}{\pi_{cl} \pi_{ch} / \pi_f} \cdot \sqrt{\frac{\tau_r / \tau_r \tau_f}{\left(\frac{\tau_r}{\tau_r \tau_f} \right)_S}} \cdot \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19S})} \quad (\text{V-31})$$

V.3.6. Débit total :

Le débit total d'un engin est exprimé par la relation suivante :

$$\dot{m}_0 = (1 + \alpha) \cdot \dot{m}_c \quad (\text{V-32})$$

En ramenant cette équation aux valeurs de références et, en utilisant les équations (V-25) et (V-29) on aura :

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0S} \cdot \frac{1 + \alpha}{(1 + \alpha)_S} \cdot \frac{P_0 \pi_r \pi_d \pi_{CL} \pi_{CH}}{(P_0 \pi_r \pi_d \pi_{CL} \pi_{CH})_S} \cdot \sqrt{\frac{T_{14S}}{T_{14}}} \quad (\text{V-33})$$

V.3.7. Paramètres de sortie :

Puisqu'on a des tuyères convergentes et, dans le cas où ces dernières seraient soniques, l'équation (II-9) devient (pour les deux tuyères) :

$$\frac{P_{119}}{P_{19}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (\text{V-34})$$

Et :

$$\frac{P_{19}}{P_9} = \left(\frac{\gamma_T + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_T}{\gamma_T - 1}} \quad (\text{V-35})$$

Avec : $\gamma_c = 1.4$et.... $\gamma_T = 1.33$

On obtient donc :

$$\frac{P_0}{P_{19}} = \frac{P_{119}/P_{19}}{P_{119}/P_0} = \frac{\left(\gamma_c + \frac{1}{2} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}}{\pi_r \pi_d \pi_F \pi_{Fn}} \quad (\text{V-36})$$

Et :

$$\frac{P_0}{P_9} = \frac{P_{19}/P_9}{P_{19}/P_0} = \frac{\left(\gamma_T + \frac{1}{2} \right)^{\frac{\gamma_T}{\gamma_T - 1}}}{\pi_r \pi_d \pi_{CL} \pi_{CH} \pi_b \pi_{TL} \pi_{TH} \pi_e} \quad (\text{V-37})$$

Ces deux équations sont valables seulement pour P_9 et P_{19} supérieure à P_0 .

V.3.8. poussée spécifique

La poussée spécifique est donnée par la relation (V-38) suivante Réf.[5] :

$$\frac{F}{m_0} = \frac{a_0}{1+\alpha} \left[\frac{V_9}{a_0} (1+f) - M_0 + (1+f) \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \cdot \frac{1-P_0/P_9}{\gamma_c} \right] + \frac{\alpha \cdot a_0}{1+\alpha} \left[\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \cdot \frac{1-P_0/P_{19}}{\gamma_c} \right]$$

En utilisant la relation $M = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}}$ on a :

$$\frac{V_{19}}{a_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}} \quad (\text{V-39})$$

Et :

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_T R_T T_9}{\gamma_C R_C T_0}} \quad (\text{V-40})$$

Pour les nombres de mach M_{19} et M_9 on utilise l'équation (II-9).

V.3.9. Calcul des rapports de pression :

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_c \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (\text{V-41})$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_c \pi_d \pi_{cl} \pi_{ch} \pi_b \pi_{th} \pi_{tl} \pi_n \quad (\text{V-42})$$

En combinant les équations (II-8) et (II-9), on peut calculer les rapports suivants :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t19}/T_0}{\left(P_{t19}/P_{19} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}}} \quad (\text{V-43})$$

Et :

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{\left(P_{t9}/P_9 \right)^{\frac{\gamma_T-1}{\gamma_T}}} \quad (\text{V-44})$$

Avec :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \tau_r \tau_F \quad (\text{V-45})$$

Et :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \tau_r \tau_{CL} \tau_{CH} \tau_\delta \tau_{TH} \tau_{TL} = \frac{C_{PC}}{C_{PI}} \tau_\lambda \tau_{TH} \tau_{TL} \quad (\text{V-46})$$

V.3.10. Dosage :

L'équilibre dans la chambre de combustion donne :

$$\dot{m}_c C_{PC} T_{19} + \eta_b \dot{m}_f P_{Cl} = \dot{m}_4 C_{PI} T_{14} \quad (\text{V-47})$$

En utilisant l'équation (II-28) et les rapports de températures, on obtient :

$$\tau_r \tau_c + f \frac{\eta_b P_{Cl}}{C_{PC} T_0} = (1+f) \tau_\lambda \quad (\text{V-48})$$

Finalement on aura la relation suivante :

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{CL} \tau_{CH}}{\frac{P_{Cl} \eta_b}{C_{PC} T_0} - \tau_\lambda} \quad (\text{V-49})$$

V.3.11. consommation spécifique :

La consommation spécifique est défini par la relation qui suit :

$$C_{SP} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_c}{\left(\frac{\dot{m}_0}{\dot{m}_c}\right) \cdot \left(\frac{F}{\dot{m}_0}\right)} \quad (\text{V-50})$$

D'où :

$$C_s = \frac{f}{(1+\alpha) F / \dot{m}_0} \quad (\text{V-51})$$

Le nombre de tour sur le nombre de tour de référence du fan est défini par la relation suivante **Réf.[5]** :

$$\left[\frac{N}{N_S} \right]_{fan} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \tau_{CL} \cdot \frac{\gamma_c - 1}{\pi_F^{\gamma_c}} - 1}{(T_0 \tau_r \tau_{CL})_S \cdot \frac{\gamma_c - 1}{\pi_{FS}^{\gamma_c}} - 1}} \quad (V-52)$$

Même chose pour le compresseur **HP Réf.[5]** :

$$\left[\frac{N}{N_S} \right]_{HP} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \tau_{CH} \cdot \frac{\gamma_c - 1}{\pi_{CH}^{\gamma_c}} - 1}{(T_0 \tau_r \tau_{CH})_S \cdot \frac{\gamma_c - 1}{\pi_{CHS}^{\gamma_c}} - 1}} \quad (V-53)$$

Les rendements propulsifs et thermodynamique sont :

$$\eta_T = \frac{\alpha_0^2 \left[(1+f) \cdot \left[\frac{V_9}{a_0} \right]^2 + \alpha \cdot \left[\frac{V_{19}}{a_0} \right]^2 - (1+\alpha) \cdot M_0^2 \right]}{2 \cdot \eta_b \cdot f \cdot P_{CI}} \quad (V-54)$$

$$\eta_P = \frac{2 \cdot V_0 (1+\alpha) \cdot \frac{F}{\dot{m}_0}}{\alpha_0^2 \left[(1+f) \cdot \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \cdot \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1+\alpha) \cdot M_0^2 \right]} \quad (V-55)$$

Le rendement global sera exprimé comme suit :

$$\eta_G = \eta_P \cdot \eta_T = \frac{V_0 \cdot (1+\alpha) \cdot \frac{F}{\dot{m}_0}}{\eta_b \cdot f \cdot P_{CI}} \quad (V-56)$$

V.4. Méthode de résolution :

Nous avons exprimé les différentes variables du turbofan ; $(\pi_F, \tau_F, \pi_{CL}, \tau_{CL}, \pi_{CH}, \tau_{CH}, \pi_{TL}, \tau_{TL}, \alpha, M_9, M_{19})$ en plus de trois variables indépendantes (T_{t4}, M_0, H) comme suit :

$$\begin{aligned} \pi_F &= f_1(\tau_F) \dots \dots \dots \tau_F = f_2(\tau_{TL}, \alpha) \\ \pi_{CL} &= f_3(\tau_{CL}) \dots \dots \dots \tau_{CL} = f_4(\tau_F) \\ \pi_{CH} &= f_5(\tau_{CH}) \dots \dots \dots \tau_{CH} = f_6(\tau_{CL}) \\ \pi_{TL} &= f_7(\tau_{TL}, M_9) \dots \dots \dots \tau_{TL} = f_8(\pi_{TL}) \\ M_{19} &= f_9(\pi_F) \dots \dots \dots M_9 = f_{10}(\pi_{CL}, \pi_{CH}, \pi_{TL}) \\ \alpha &= f_{11}(\pi_F, \tau_F, \pi_{CL}, \pi_{CH}, M_{19}) \end{aligned}$$

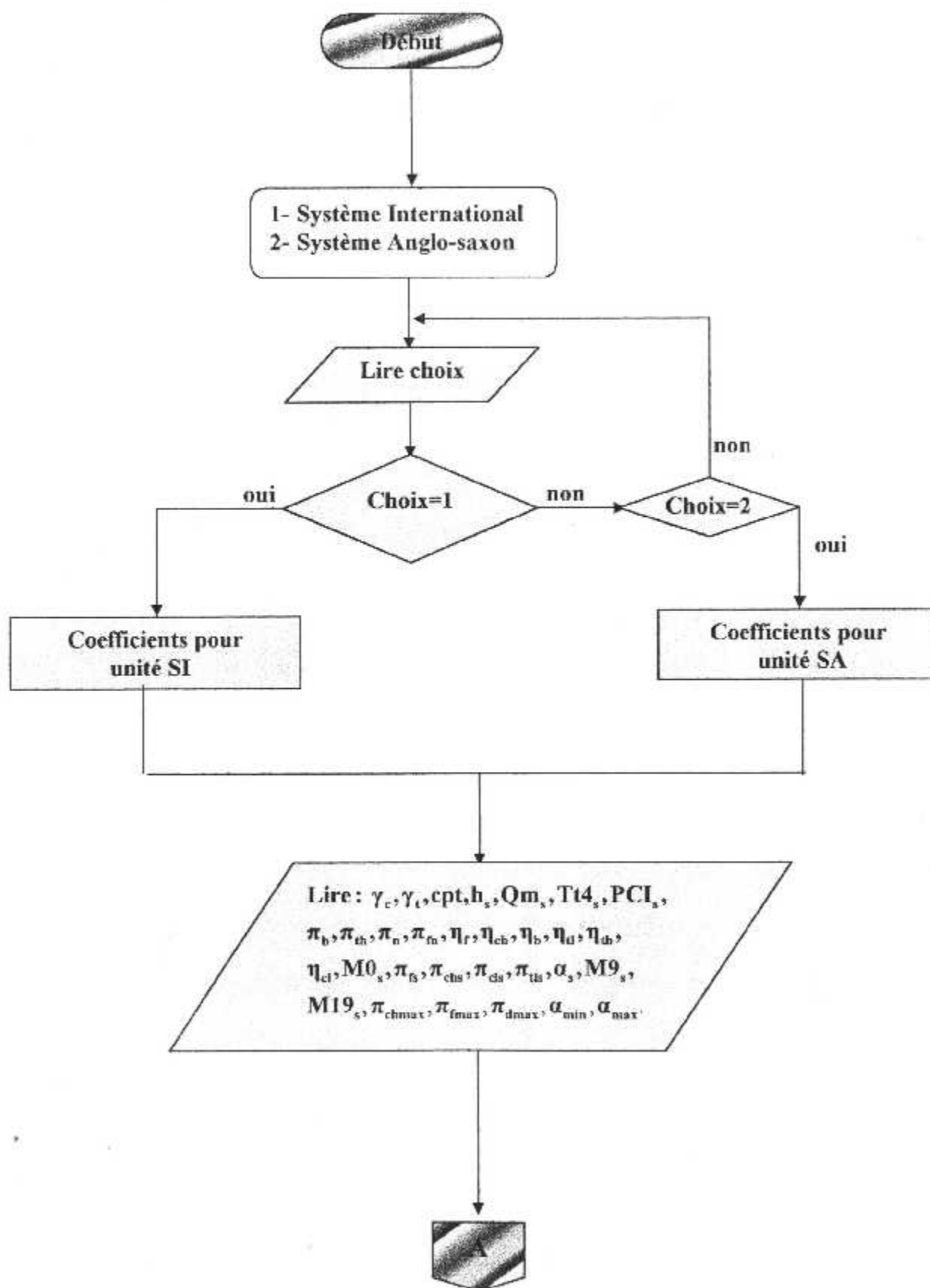
Ce système d'équations peut être résolu par procédé itératif, en commençant par des valeurs initiales communiquées par le constructeur.

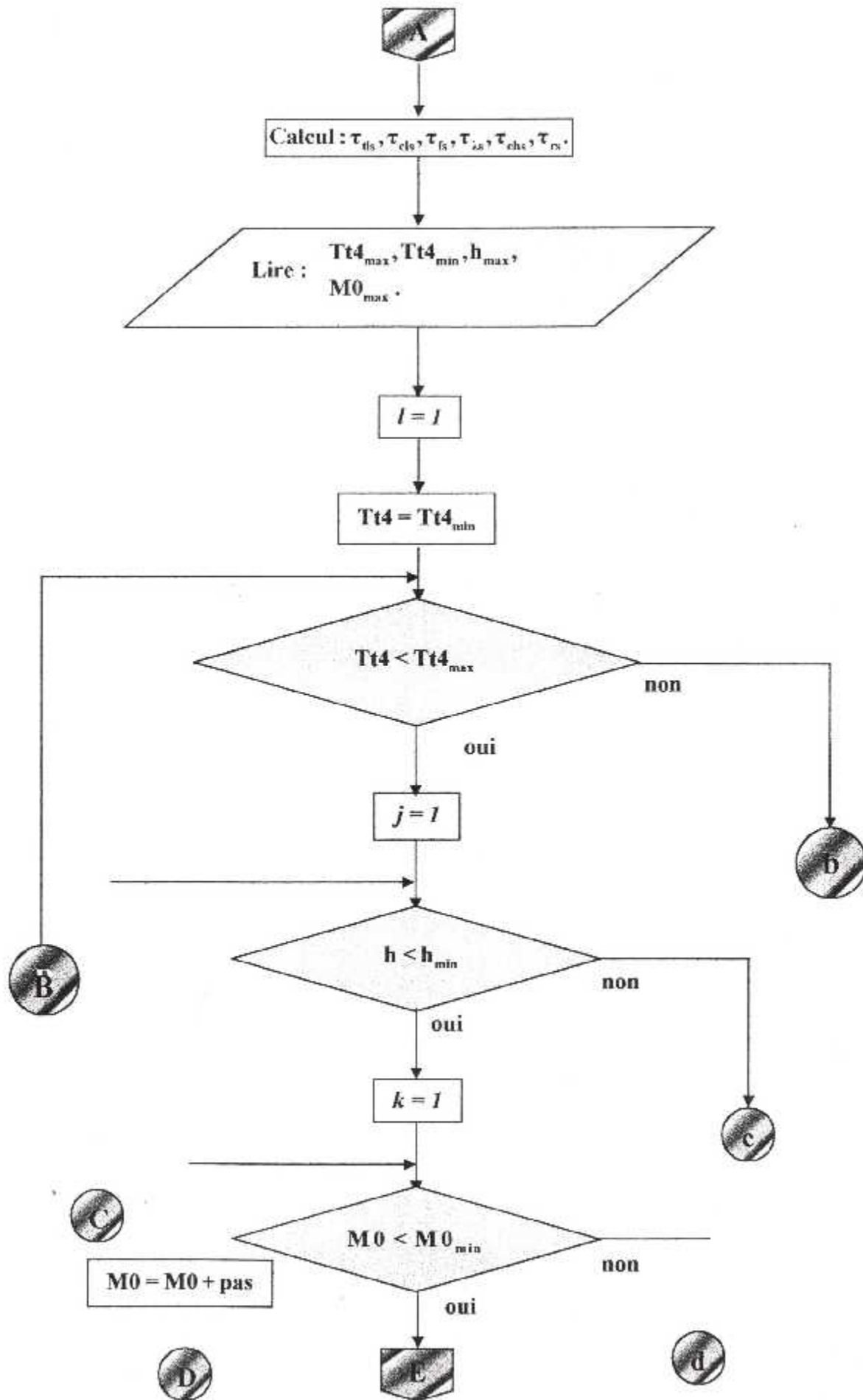
Ces itérations s'arrêtent si la différence entre τ_{TL} et sa valeur précédente est inférieure à 10^{-6} Réf.[5].

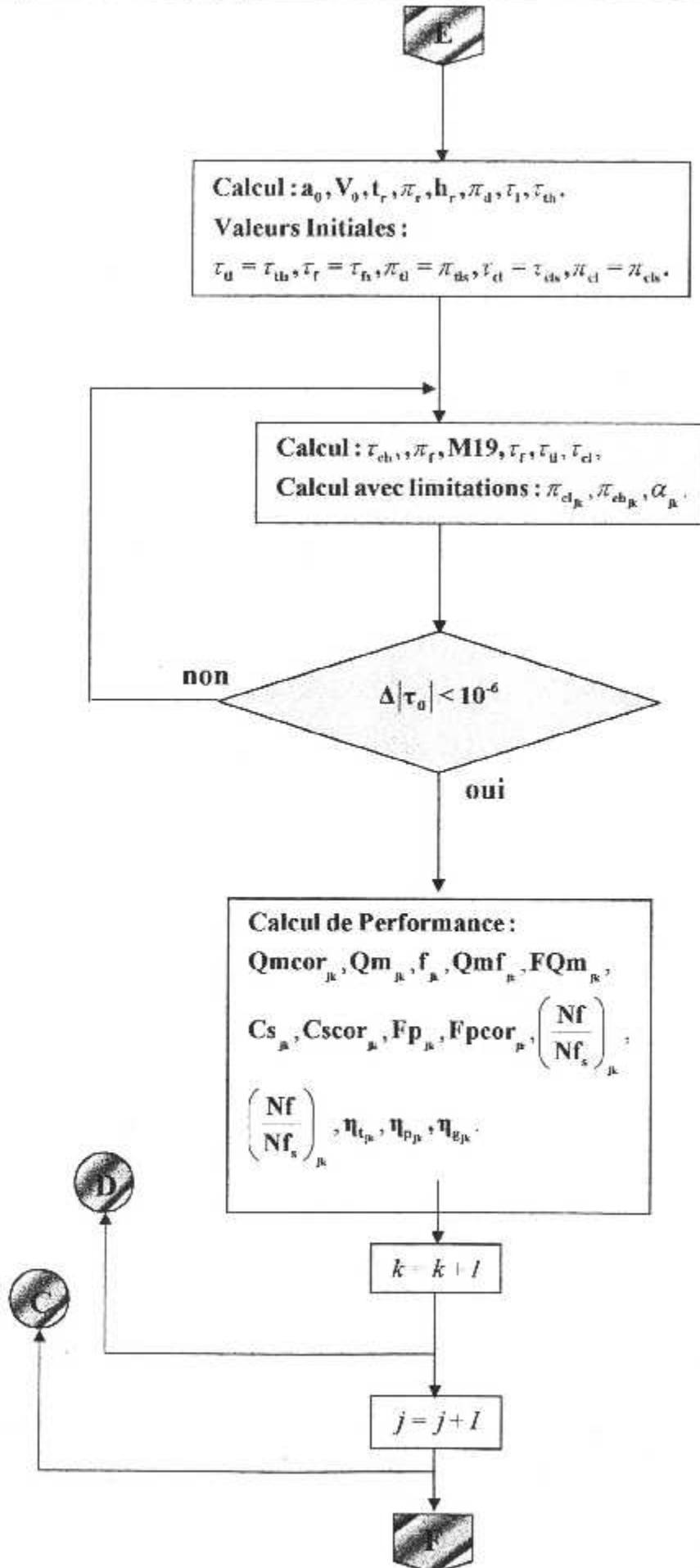
Le tableau qui va suivre résume les différentes variables et constantes :

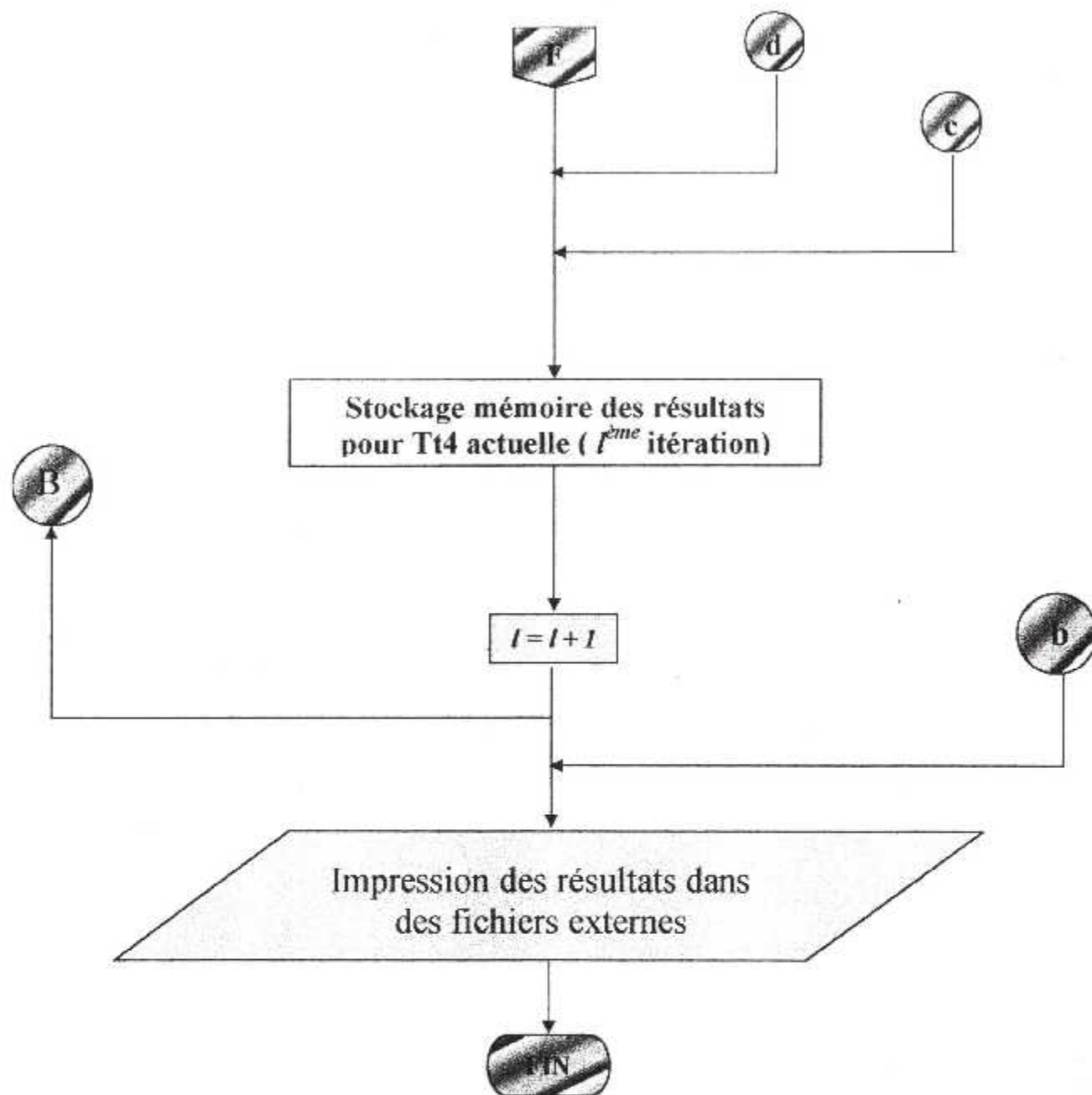
Eléments	Variables indépendantes	Données constantes	Variables dépendantes
Moteur	M_0, H		\dot{m}_0, α
Diffuseur		$\pi_d = f(M_0)$	
Fan			π_F, τ_F
Compresseur BP			π_{CL}, τ_{CL}
Compresseur HP			π_{CH}, τ_{CH}
Chambre de combustion	T_{14}	π_b, τ_b	f
Turbine HP		π_{TH}, τ_{TH}	
Turbine BP			π_{TL}, τ_{TL}
Tuyère primaire		π_n	M_9
Tuyère secondaire		τ_{19}	M_{19}
Total	3		13

V.5. Organigramme :









Résultats et discussions

Introduction :

Les performances d'un turboréacteur représentent l'efficacité de celui-ci, donc, pour meilleure exploitation du réacteur il faut maintenir ce dernier dans une zone de fonctionnement bien définie.

Sur ce turbofan, nous savons que la poussée du flux froid représente environ 80% de la poussée totale du moteur. C'est donc le N1 qui est choisi pour afficher la poussée nécessaire au vol.

En conséquence et, en fonction de ce régime, nous allons tracer les évolutions des paramètres précités, dont nous obtiendrons les résultats représentés sur les différentes figures interprétées dans ce chapitre.

VI.1. Interprétations :**VI.1.1. Poussée :**

Les figures (VI-1a), (VI-1b) et (VI-1c) représentent l'évolution de la poussée en fonction du régime moteur N1 pour des vitesses allant de mach [0 à 0.8] et, une altitude de [0 à 11000m].

On note dans ce cas, que la poussée augmente proportionnellement avec le régime moteur à une vitesse donnée. Toute fois, à régime N1 fixe, on constate que la poussée diminue avec l'augmentation de la vitesse et l'altitude.

Lors d'une comparaison avec le constructeur et, en tenant compte d'une température maximale de sortie chambre de combustion égale à 1500 °K la poussée est donc de 25000daN alors que dans les conditions standards, la poussée communiquée par le constructeur au décollage est de 21800daN, cet écart peut être expliqué comme suit : la poussée communiquée par le constructeur est une poussée installée ; alors que celle que nous avons calculée est une poussée net.

Les limites physiques imposées pour le contrôle du moteur, fixe la plage d'utilisation du régime entre 0.80 et 103% de N1 à 11km d'altitude.

D'autre part, on constate que l'évolution de la poussée est stable dans un domaine, puis change brutalement à partir d'un certain point du régime, qui recule en arrière quand on change l'altitude.

Ceci veut dire qu'il y a une surchauffe et, un déplacement vers la limite du pompage engendrant une accélération brusque du moteur.

VI.1.2. consommation spécifique :

Les courbes représentées sur les figures (VI-2a), (VI-2b) et (VI-2c) montrent la consommation du moteur en carburant, pour produire une poussée donnée.

En effet, la consommation spécifique augmente avec le régime du moteur, jusqu'à sa valeur limite **103%** qui correspond en réalité à la limite de température T_{14Max} (imposée comme limite physique des matériaux par le constructeur) qu'on doit contrôler dans notre programme à la sortie de la chambre de combustion, mais qui est indépendante de l'altitude et de la vitesse.

On enregistre que la consommation au point fixe est la plus importante et, augmente avec la vitesse.

Néanmoins, si on monte en altitude, cette consommation est moindre ou minimale dans la zone de régime correspondant à **[0.885 à 102%]** de **NI** ce qui concorde parallèlement à une poussée maximale à l'altitude affichée et, une température contrôlée directement par la quantité de carburant dosée dans la chambre de combustion.

Par conséquent, en connaissant une fonction décrivant la quantité de carburant en fonction de l'altitude, le régime et la vitesse nous aident à développer une fonction caractéristique d'asservissement, répondant aux conditions optimales d'utilisation de la machine et aux contraintes physiques limitants l'exploitation de l'engin.

VI.1.3. Taux de dilution :

Ce paramètre est communiqué par le constructeur. Il ne peut dépasser sa valeur maximale fixe qui varie d'un réacteur à un autre (**voir annexe**), lors de l'étude et de la conception moteur.

On constate sur les trois figures (**VI-3a**), (**VI-3b**) et (**VI-3c**) que le taux de dilution est maximal et minimal pour des valeurs respectives de $\alpha_{Max}=4.66$ et $\alpha_{min}=4.24$ (**cas du réacteur CFC-80A3**). On constate, une diminution à partir du point max pour une augmentation du régime moteur à des valeurs du nombre de mach allant de **[0 à 0.8]**.

La diminution du taux de dilution est plus rapide au sol qu'en vol, ce qui s'explique par l'augmentation du débit d'air primaire, sachant que ce taux est inversement proportionnel à ce dernier.

Aussi cette réduction, entraîne une diminution du débit secondaire, lequel va générer un démarrage chaud (au sol) ainsi qu'un pompage du compresseur basse pression (au décollage).

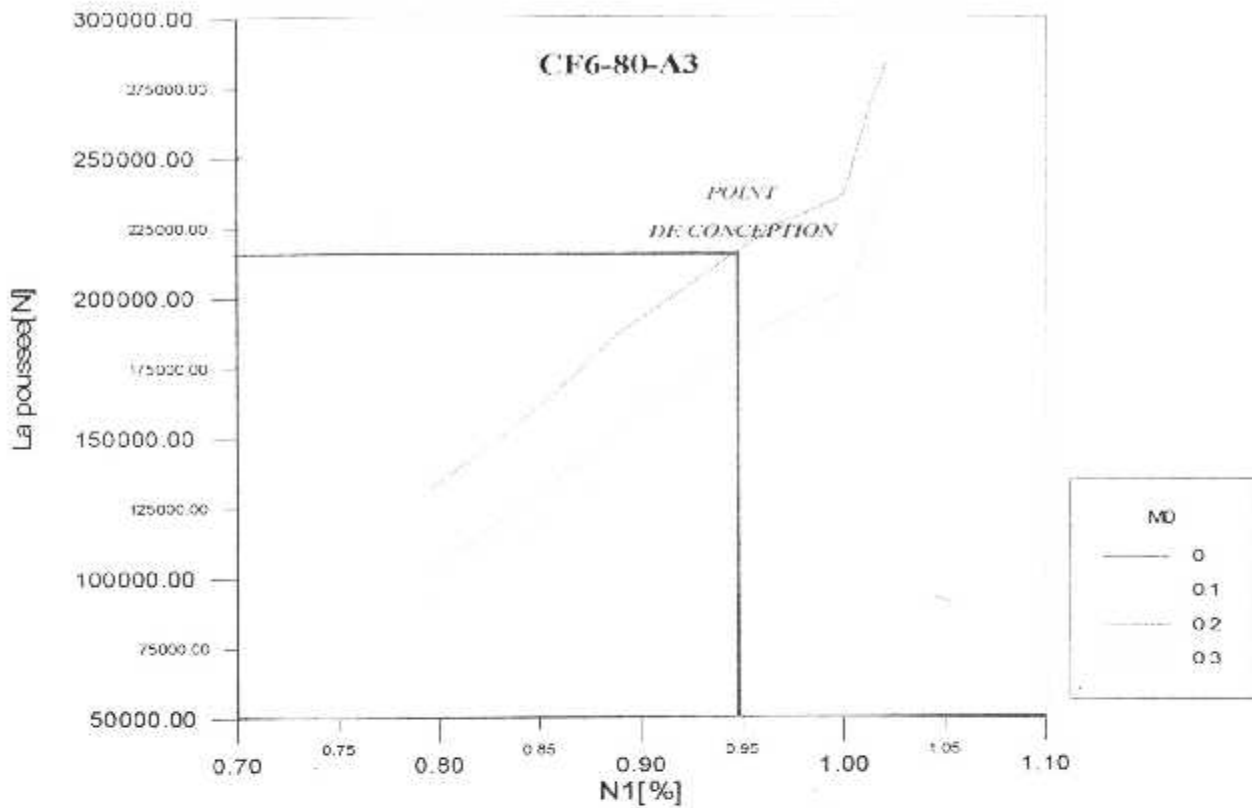


Fig. (VI-1a) Evolution de la poussée en fonction du régime de rotation au sol

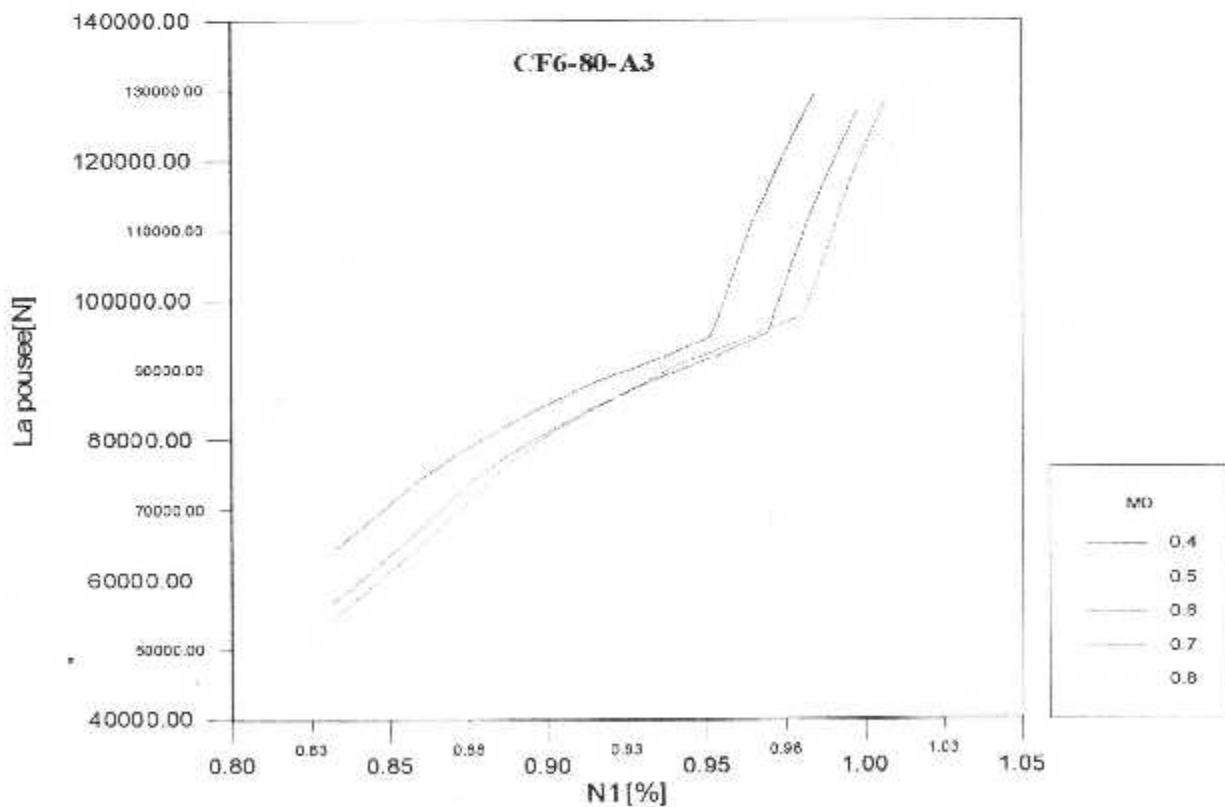


Fig.(VI-1b) Evolution de la poussée en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

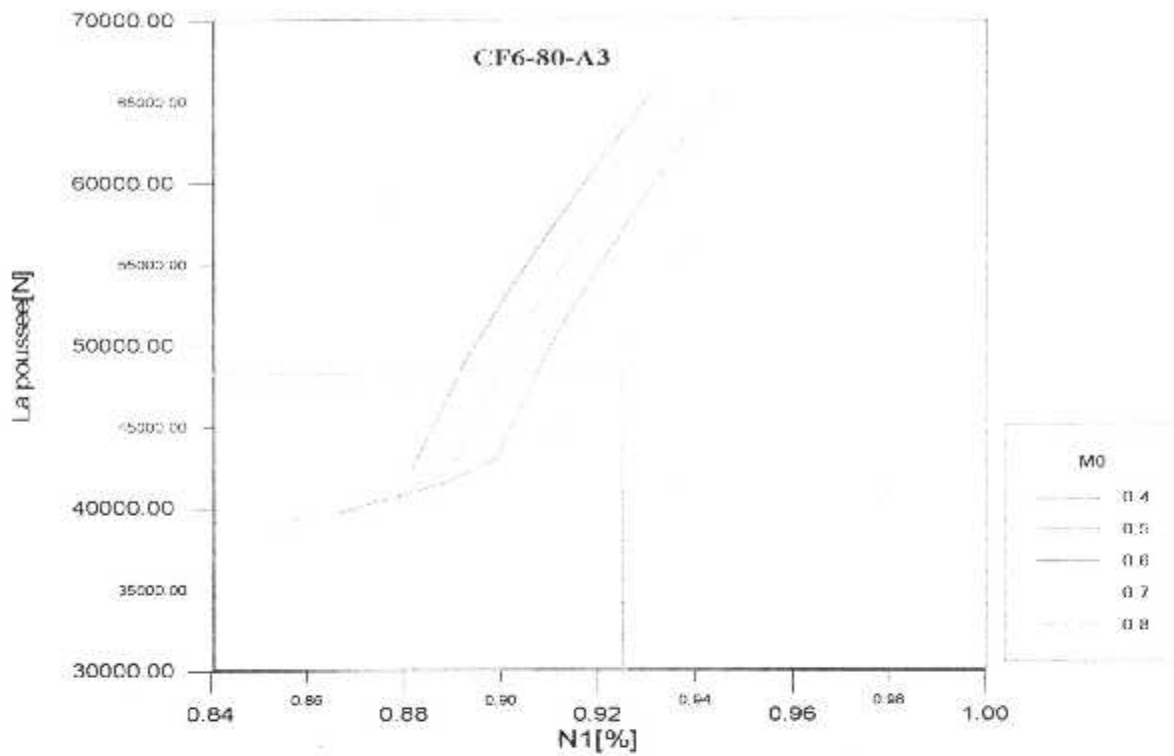


Fig. (VI-1c) Evolution de la poussée en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 11000m

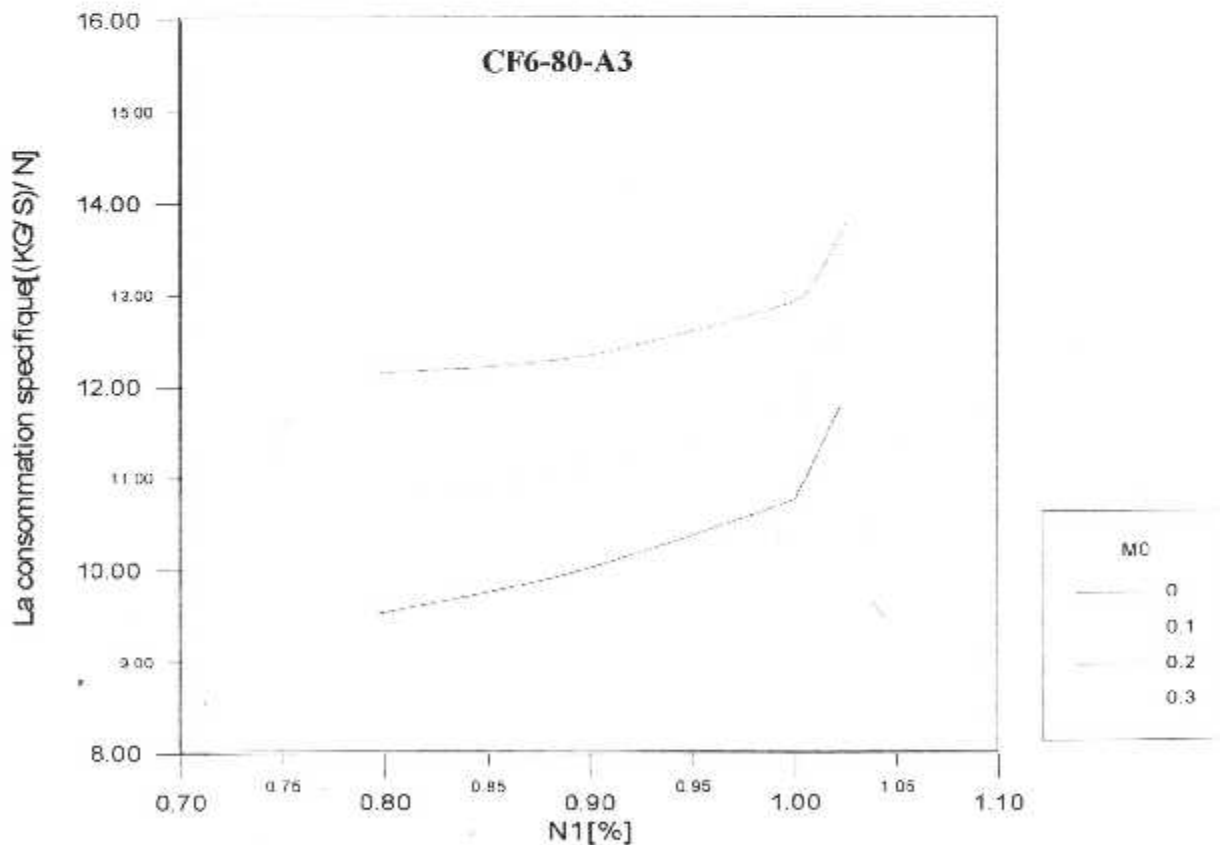


Fig. (VI-2a) Evolution de la consommation spécifique en fonction du régime de rotation au sol

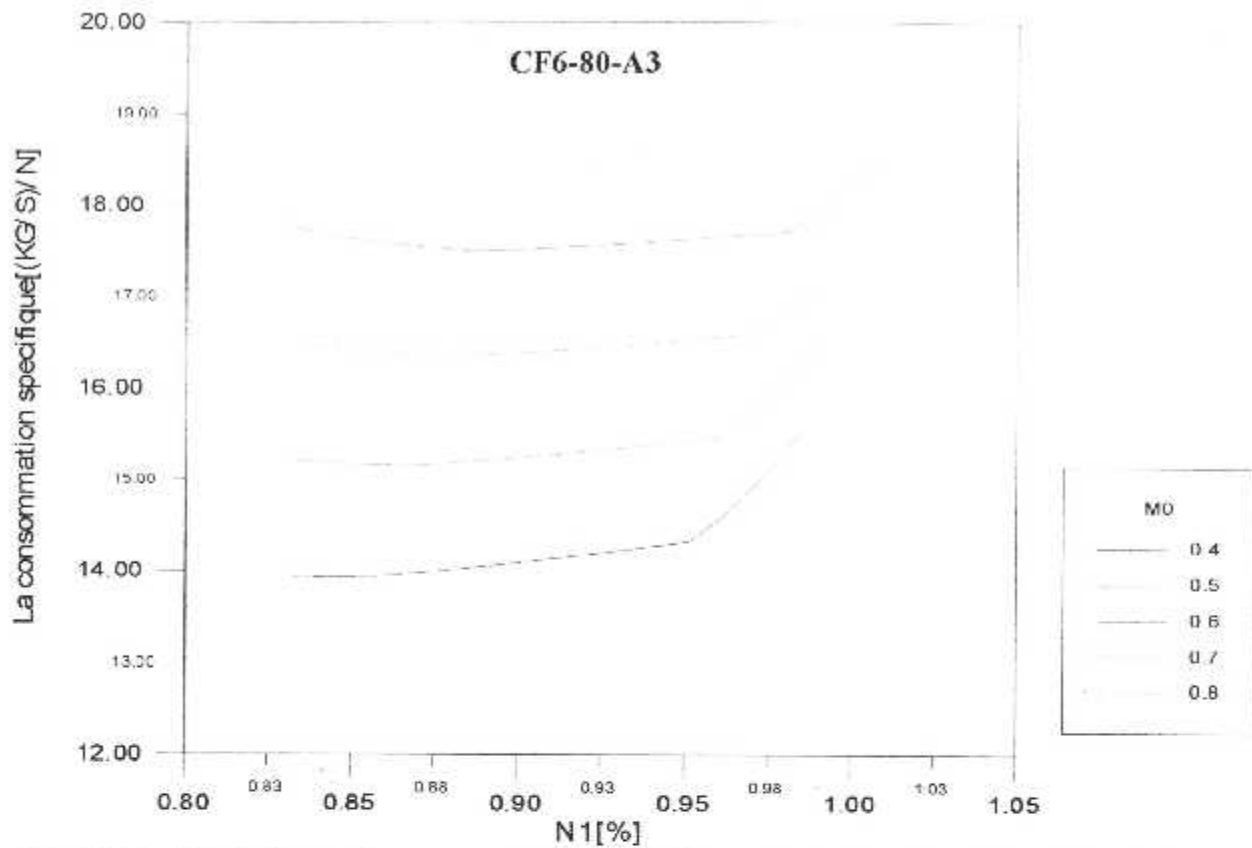


Fig. (VI-2b) Evolution de la consommation spécifique en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

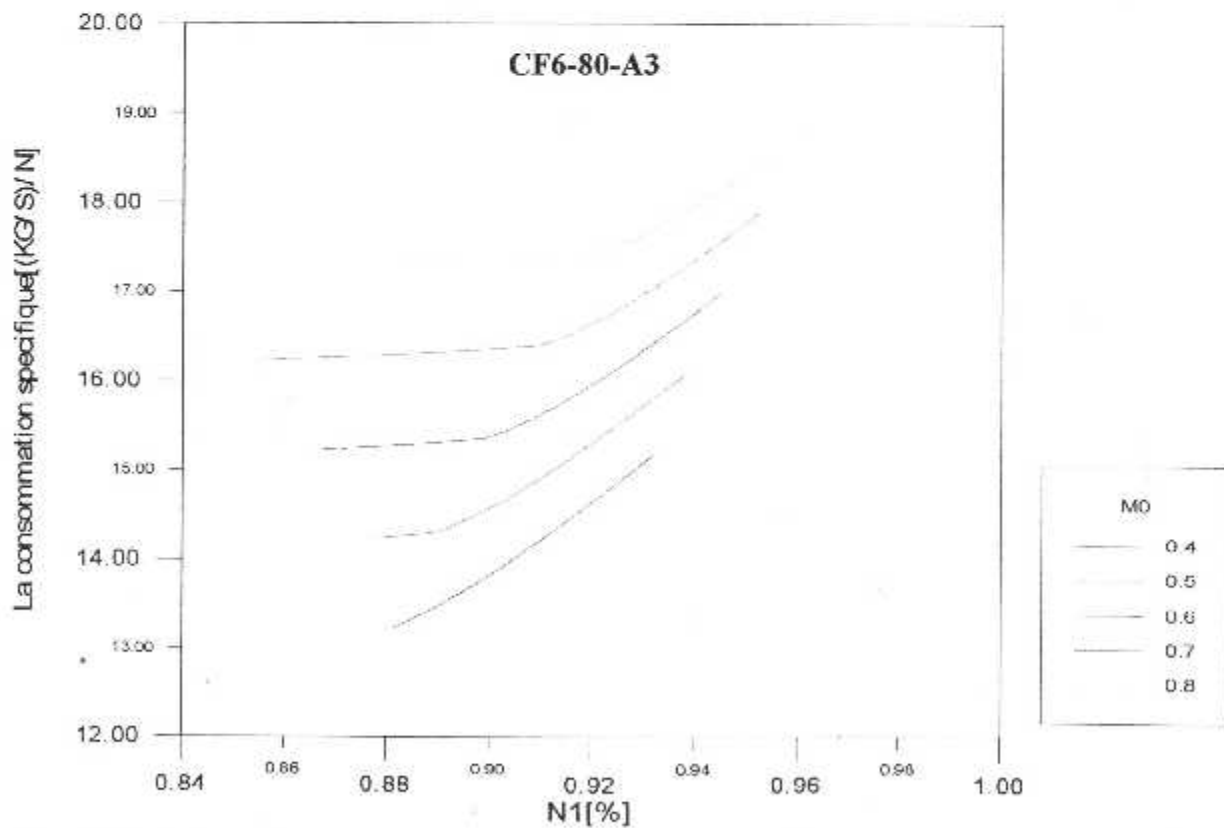


Fig. (VI-2c) Evolution de la consommation spécifique en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 11000m

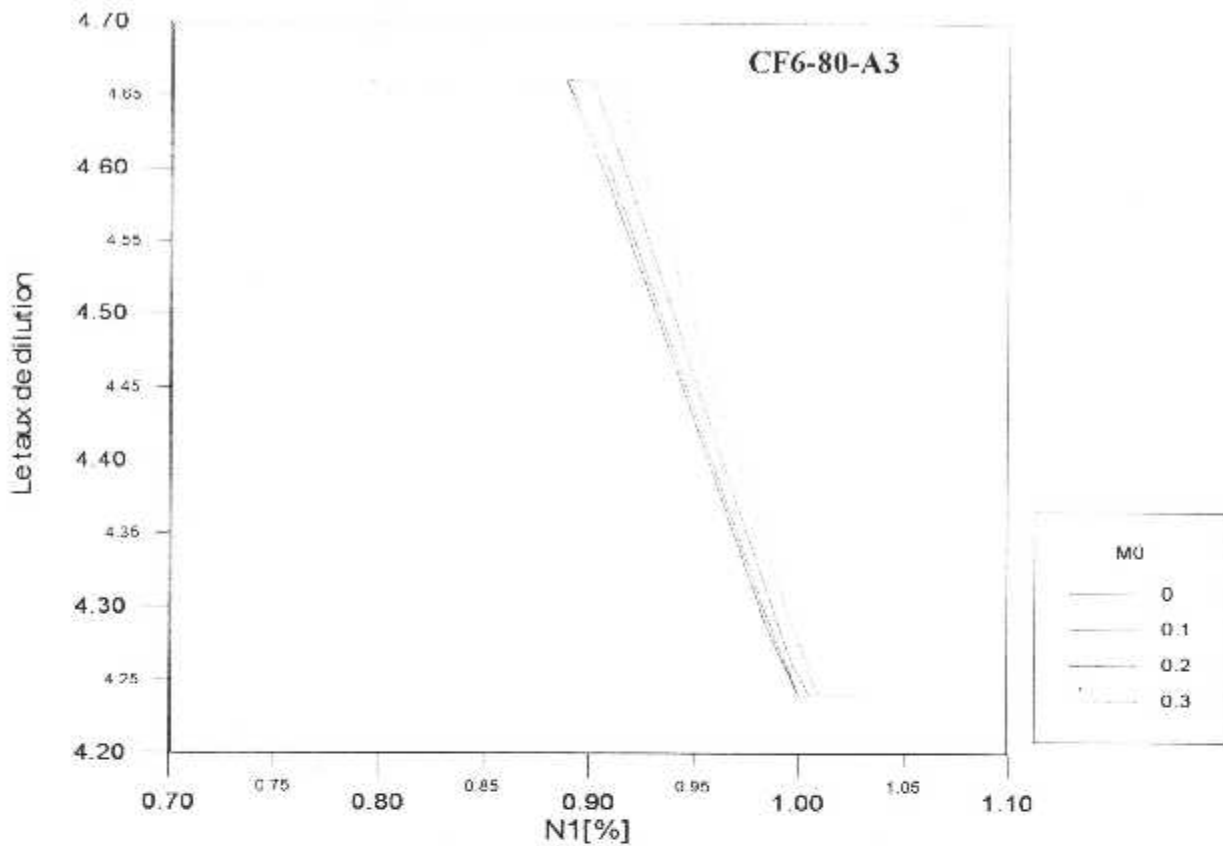


Fig. (VI-3a) Evolution du taux de dilution en fonction du régime de rotation au sol

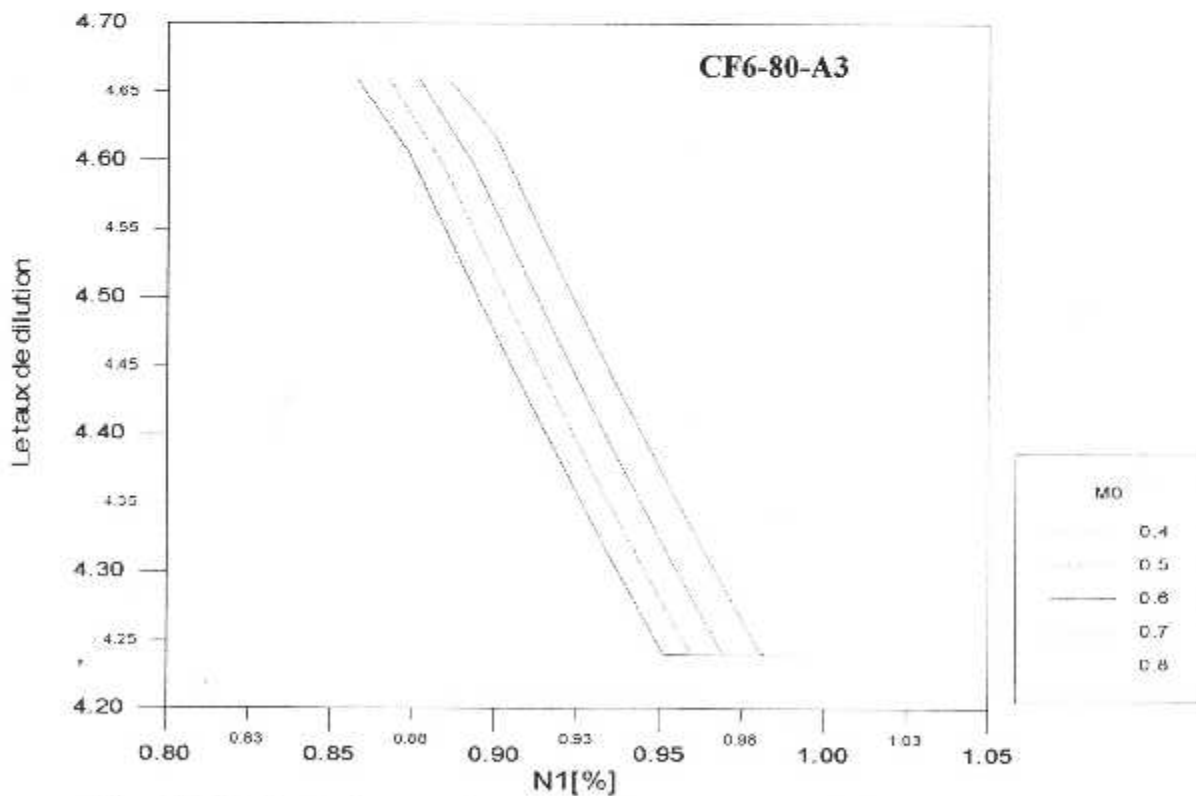


Fig. (VI-3b) Evolution du taux de dilution en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

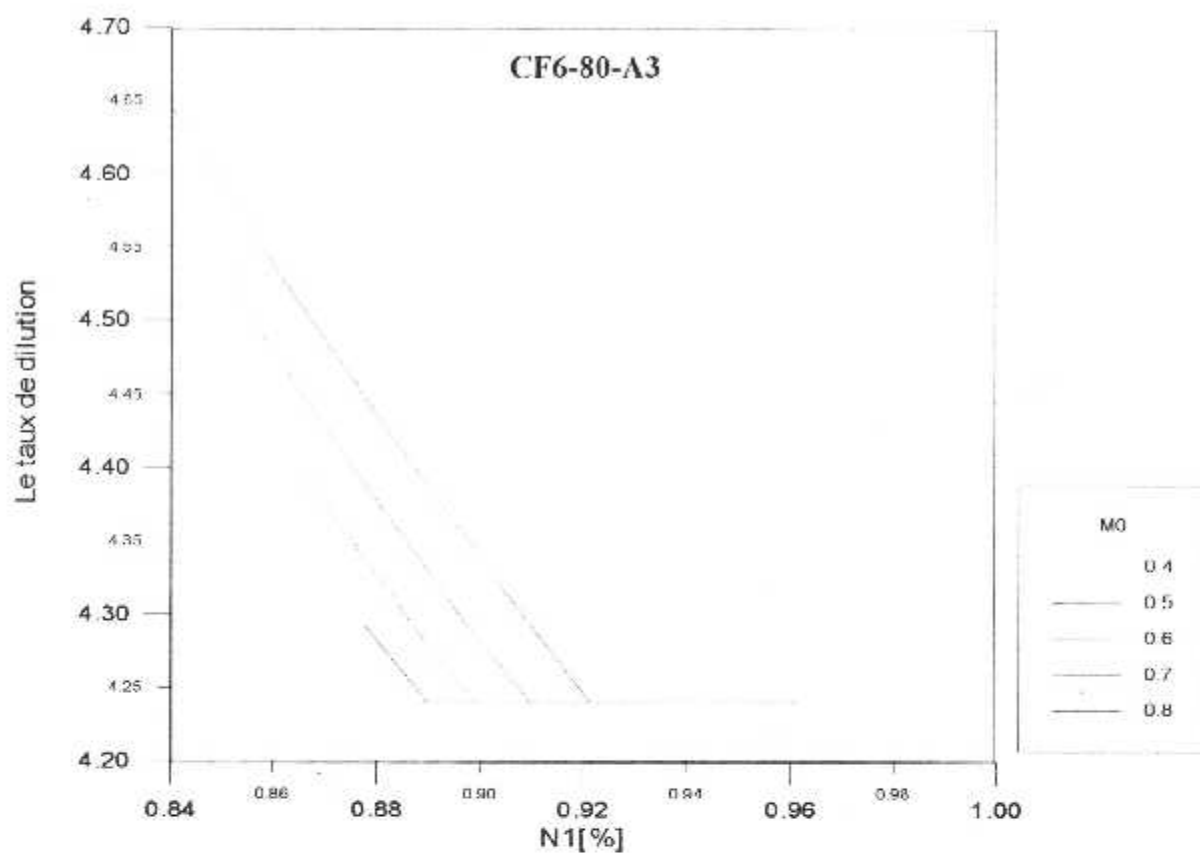


Fig. (VI-3c) Evolution du taux de dilution en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 11000m

VI.1.4. Taux de compression du compresseur BP :

Vu les figures (VI-4a), (VI-4b) et (VI-4c) le taux de compression du compresseur basse pression augmente proportionnellement avec le régime de rotation et, inversement au nombre de mach.

Cela s'explique du fait que, l'augmentation du régime N2 qui dépend de N1 va engendrer un accroissement du débit d'air capté.

Aussi, l'augmentation du nombre de mach implique un changement de la forme aérodynamique externe de l'air, qui va accentuer la vitesse de vol laquelle entraîne une diminution du rapport de pression dans le compresseur basse pression, qui peut ainsi conduire au pompage du compresseur.

Ce taux de compression est limité par une valeur maximale de $\pi_{Max} = 13.29$ qui est atteinte plus rapidement à une altitude de **11000m**.

Si toute fois le taux de compression dépasse sa valeur maximale, une augmentation de N2 sera constatée, ce qui implique un accroissement de la poussée secondaire et primaire donc, une augmentation de la consommation horaire et de la consommation spécifique.

VI.1.5. Taux de compression du compresseur HP :

On remarque que le taux de compression du compresseur haute pression augmente de façon linéaire avec le régime N2 jusqu'à un max égal à $\pi_{Max} = 13.29$.

En comparant ces valeurs à ceux du taux de compression précédant, on constate qu'elles sont de loin plus élevées, ce qui explique bien les résultats obtenus dans les figures (VI-5a), (VI-5b) et (VI-5c) d'où, l'importance de ce compresseur dans la compression de l'air.

Le compresseur HP sera limité par un régime dit régime N2 **démarrage** égal à N2=0.88% et, dans le cas où ce dernier n'est ni atteint ni dépassé, un problème interne surgis et, l'arrêt du moteur est impératif. Ce démarrage est appelé : démarrage avorté.

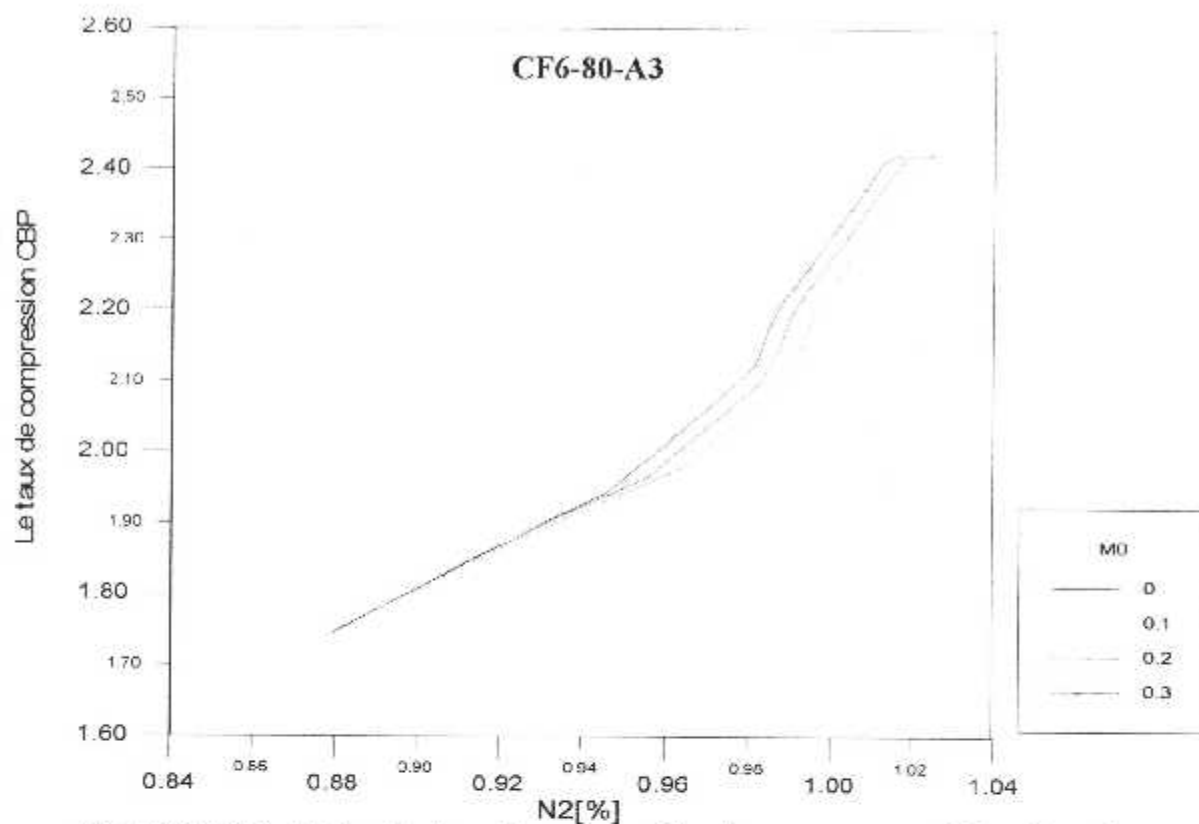


Fig. (VI-4a) Evolution du taux de compression du compresseur BP en fonction du régime de rotation au sol

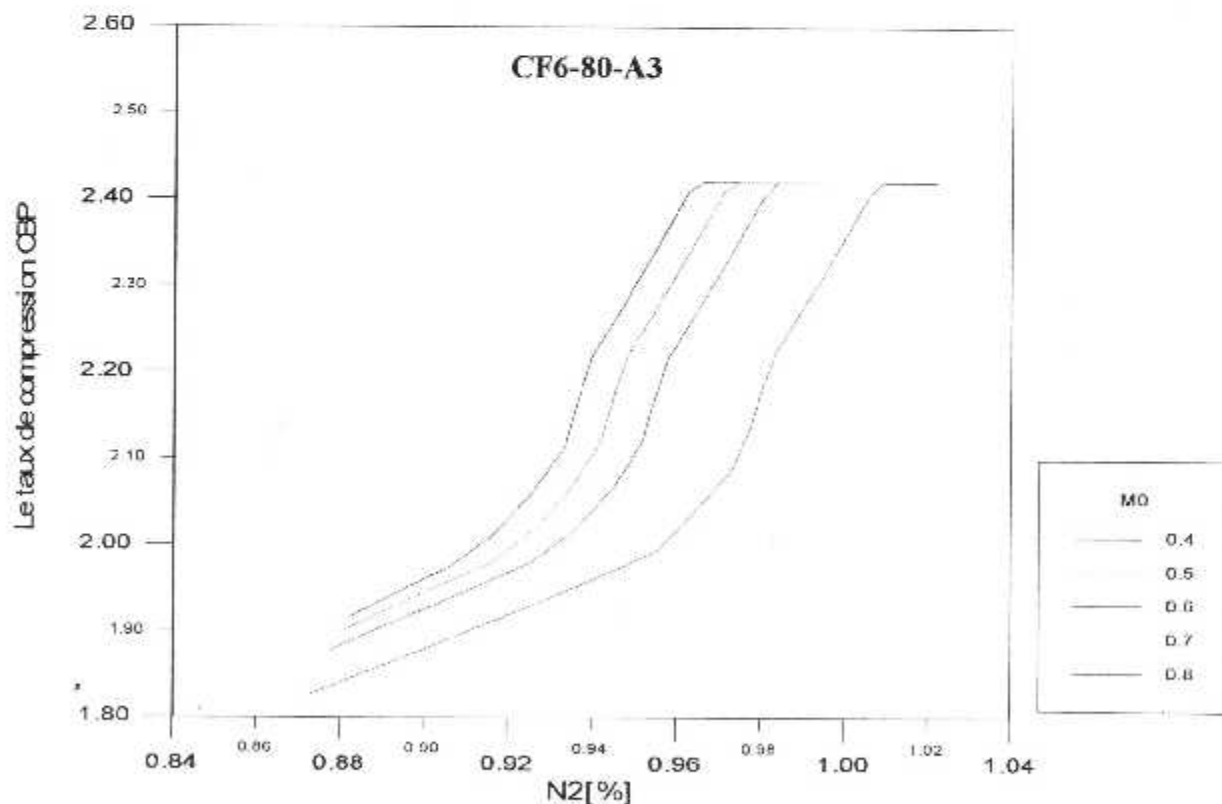


Fig. (VI-4b) Evolution du taux de compression du compresseur BP en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

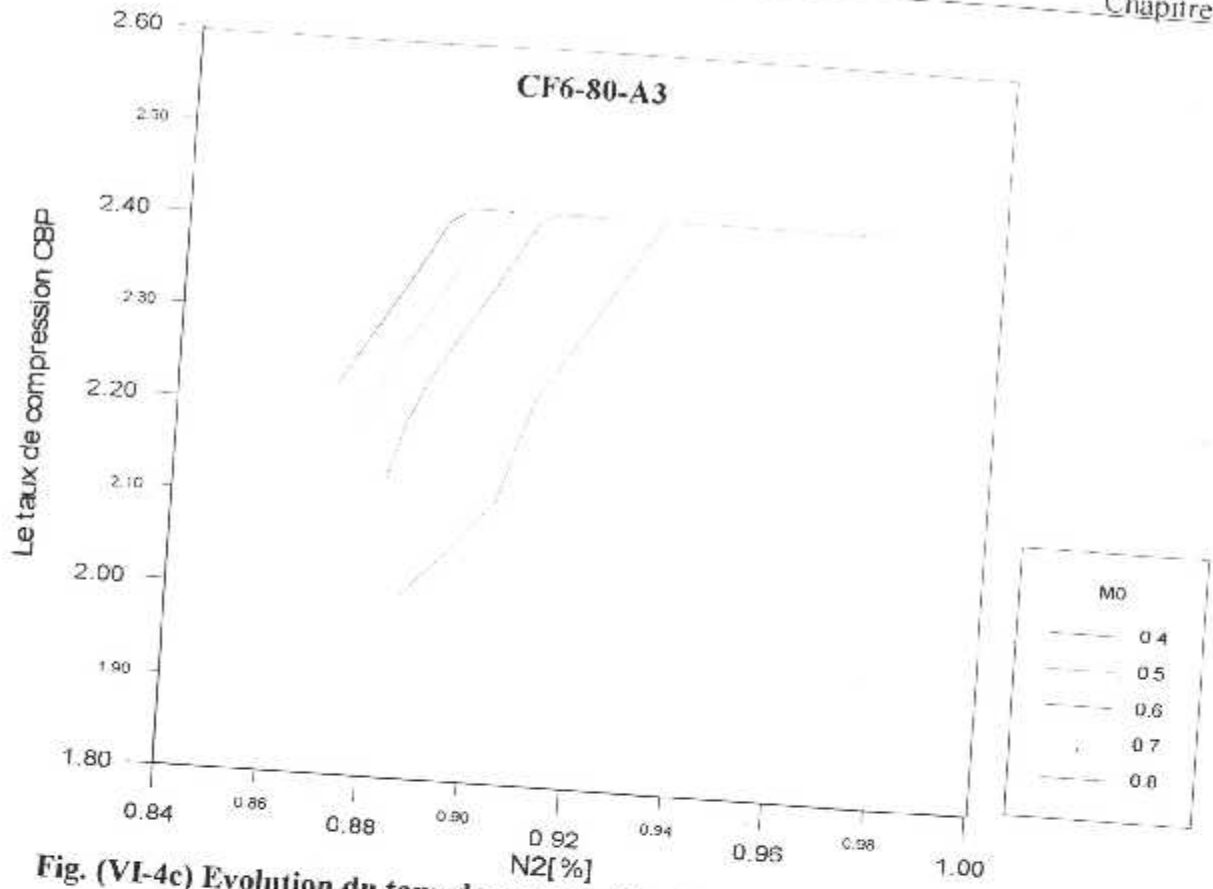


Fig. (VI-4c) Evolution du taux de compression du compresseur BP en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude $H = 11000m$

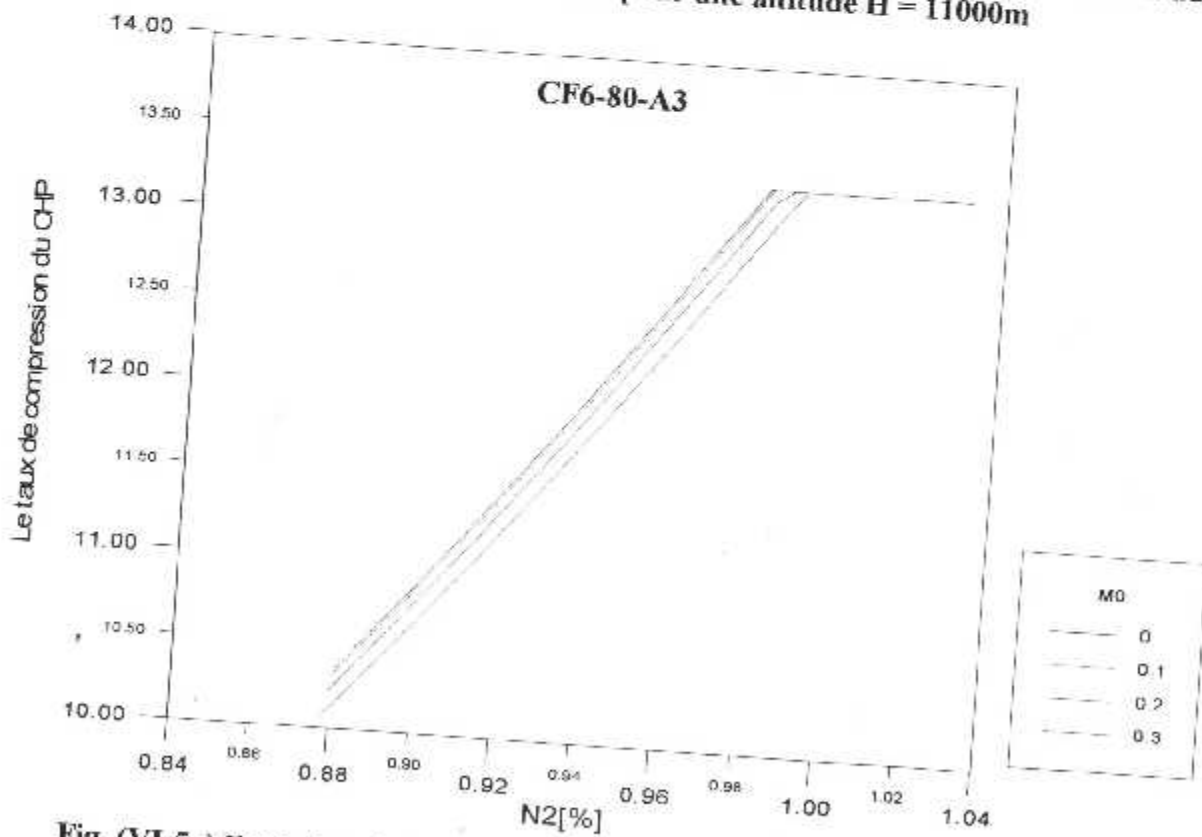


Fig. (VI-5a) Evolution du taux de compression du compresseur HP en fonction du régime de rotation au sol

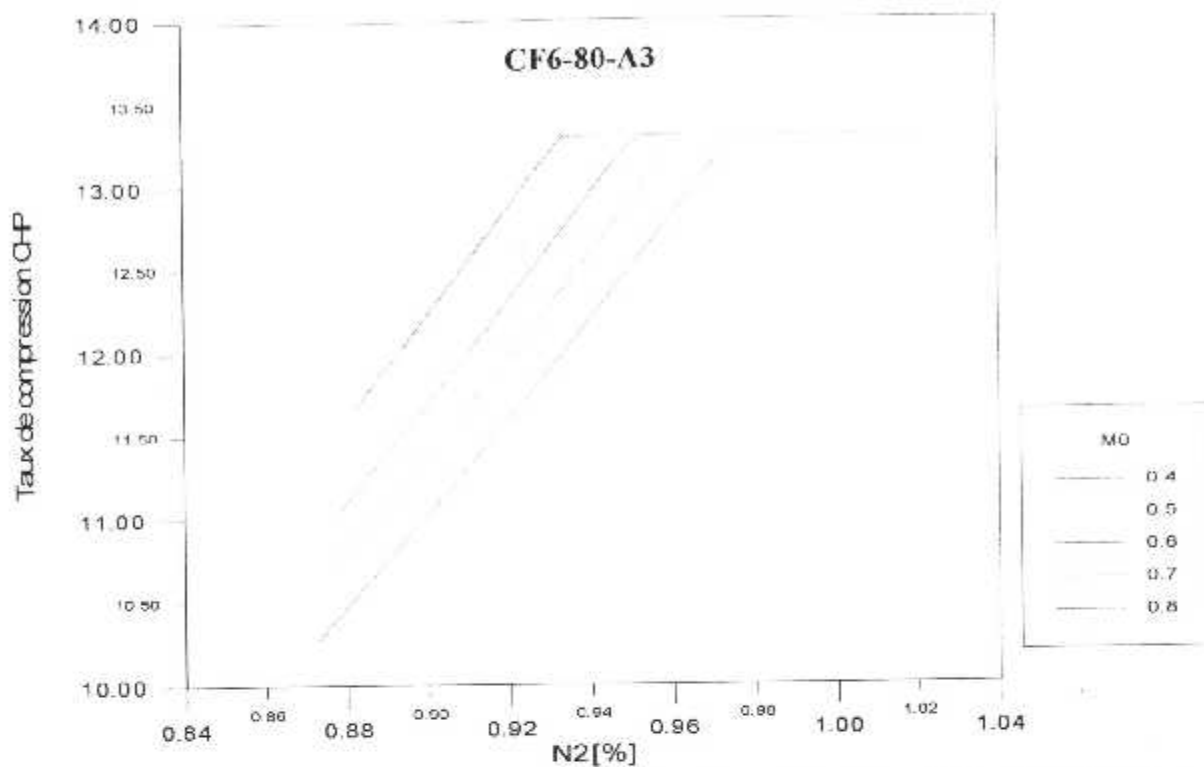


Fig. (VI-5b) Evolution du taux de compression du compresseur HP en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

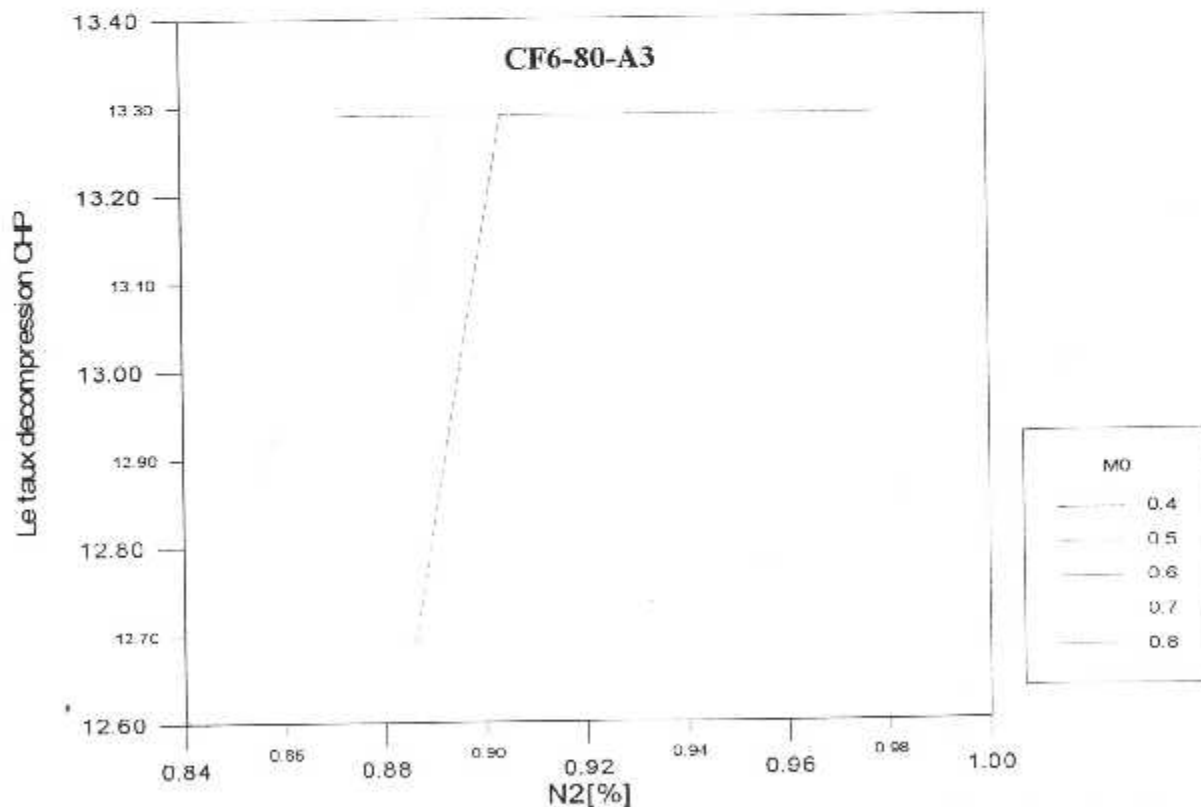


Fig. (VI-5c) Evolution du taux de compression du compresseur HP en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 11000m

VI.1.6. Rendement propulsif :

On remarque dans la figure (VI-6a) un rendement propulsif qui augmente avec l'augmentation du nombre de mach et, qui diminue avec l'augmentation du régime moteur **NI**.

Sachant, que la puissance propulsive augmente avec l'augmentation de V_0 , et que le nombre de mach est directement proportionnel à ce dernier, le rendement qui est défini comme $\eta_p = \frac{P_p}{P_r}$ va forcément augmenter. A mach égal à zéro ce dernier sera nul.

Ainsi, la diminution de ce rendement peut être expliquée par le fait, que le rendement propulsif est inversement proportionnel à la puissance théorique réelle, qui augmente fortement avec l'augmentation de la vitesse d'éjection tout au long du régime décollage, en comparaison avec la puissance propulsive.

Sur les figures (VI-6b) et (VI-6c) on constate une augmentation du rendement en fonction du nombre de mach, ainsi qu'en fonction du régime de vol.

A des altitudes de **5500** et **11000m**, le débit d'air diminue de sa densité, ce qui va diminuer les frottements avec l'air et ainsi, augmenter la vitesse de vol qui va à son tour accroître la puissance propulsive. Et donc, le rendement propulsif augmente.

VI.1.7. Rendement thermodynamique :

On peut constater sur les trois figures (VI-7a), (VI-7b) et (VI-7c) que le rendement thermodynamique diminue en fonction du nombre de mach.

Cependant, ce même rendement est proportionnel au régime **NI** jusqu'à un max où il devient inversement proportionnel à ce dernier.

Au rendement maximal correspond une poussée maximale, ce qui implique un fonctionnement optimal de l'appareil.

Cette accroissement est due essentiellement à l'augmentation du débit d'air entrant, ce qui va nécessiter plus de carburant afin de maintenir un bon dosage, sachant que ce rendement est défini comme suit : $\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_c}$.

L'augmentation du rendement atteint un maximum, lequel sera nommé : dosage de meilleur rendement (meilleure puissance) correspondant au pic de l'EGT.

En effet, le dosage de meilleure puissance est utilisé dans les phases décollage et montée, celui-ci est obtenu en positionnant la manette richesse sur plein riche, tout en ménageant une protection vis-à-vis du pompage et de l'extinction riche du moteur.

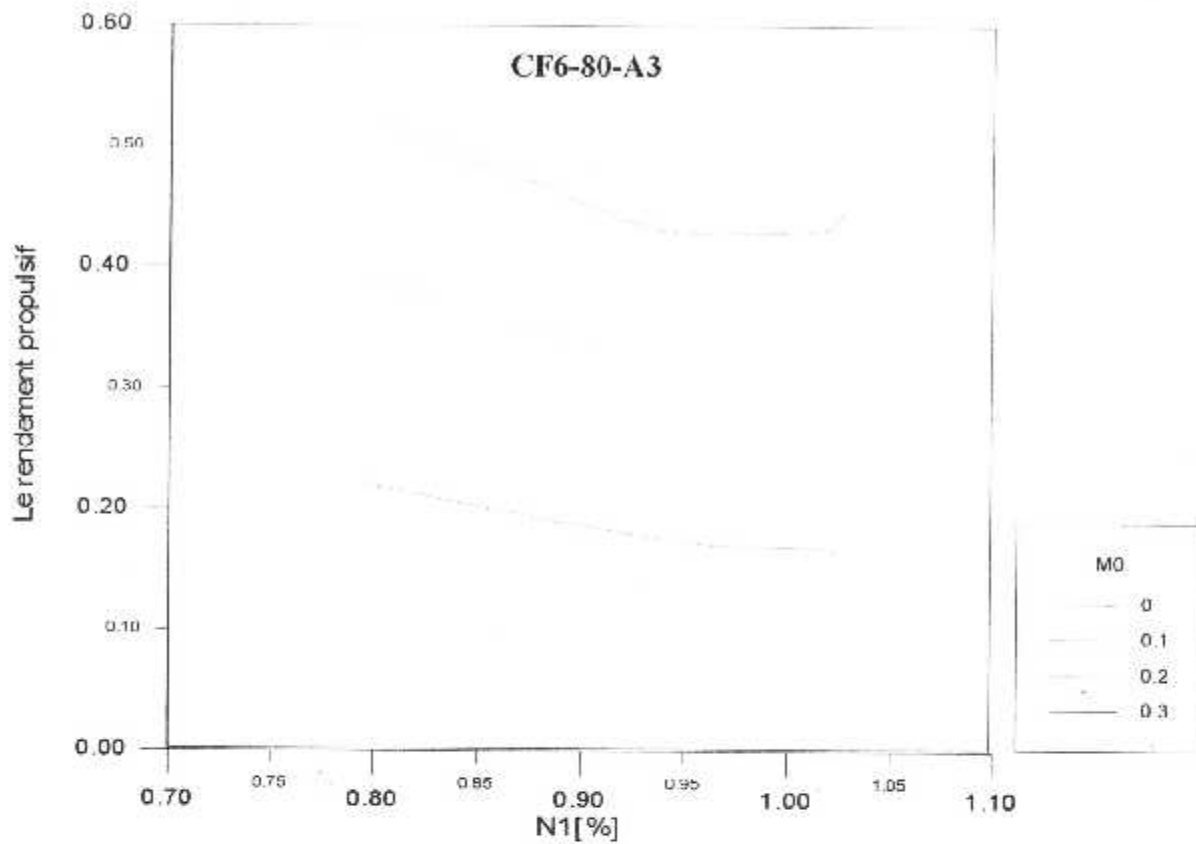


Fig. (VI-6a) Evolution du rendement propulsif en fonction du régime de rotation au sol

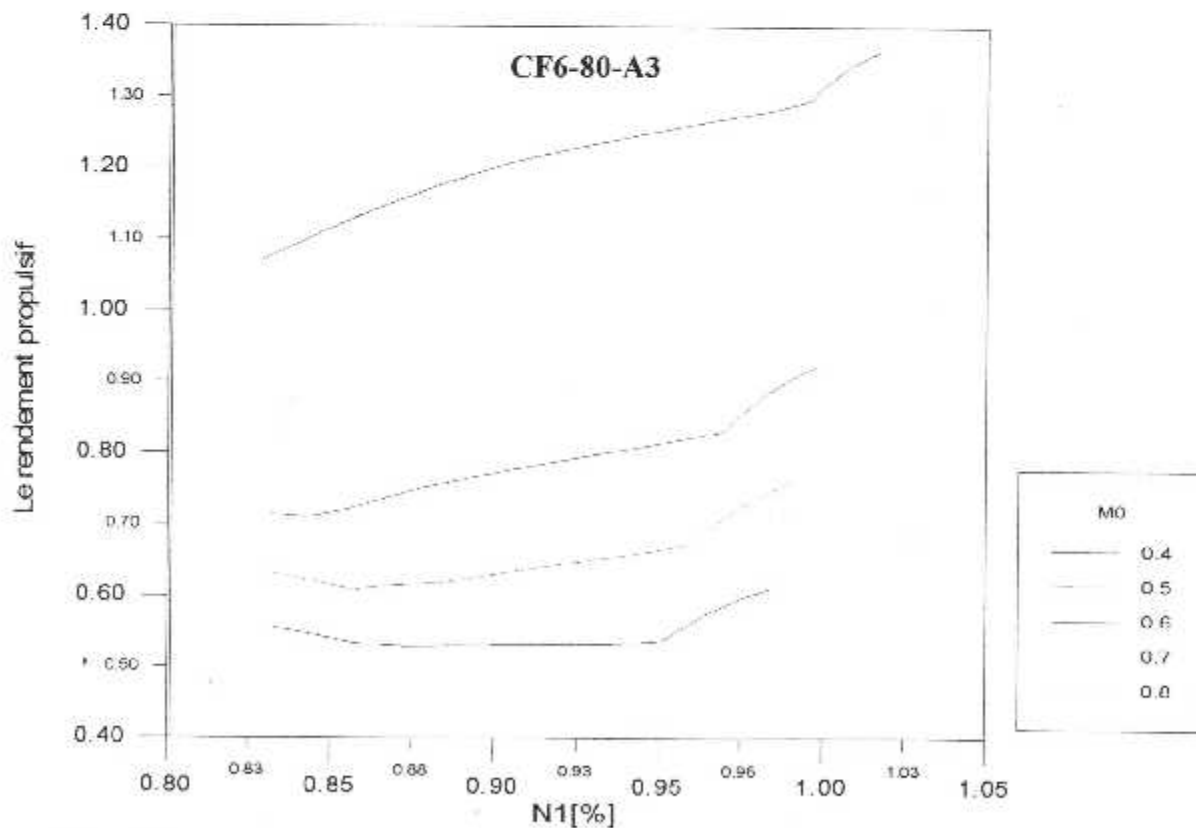


Fig. (VI-6b) Evolution du rendement propulsif en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

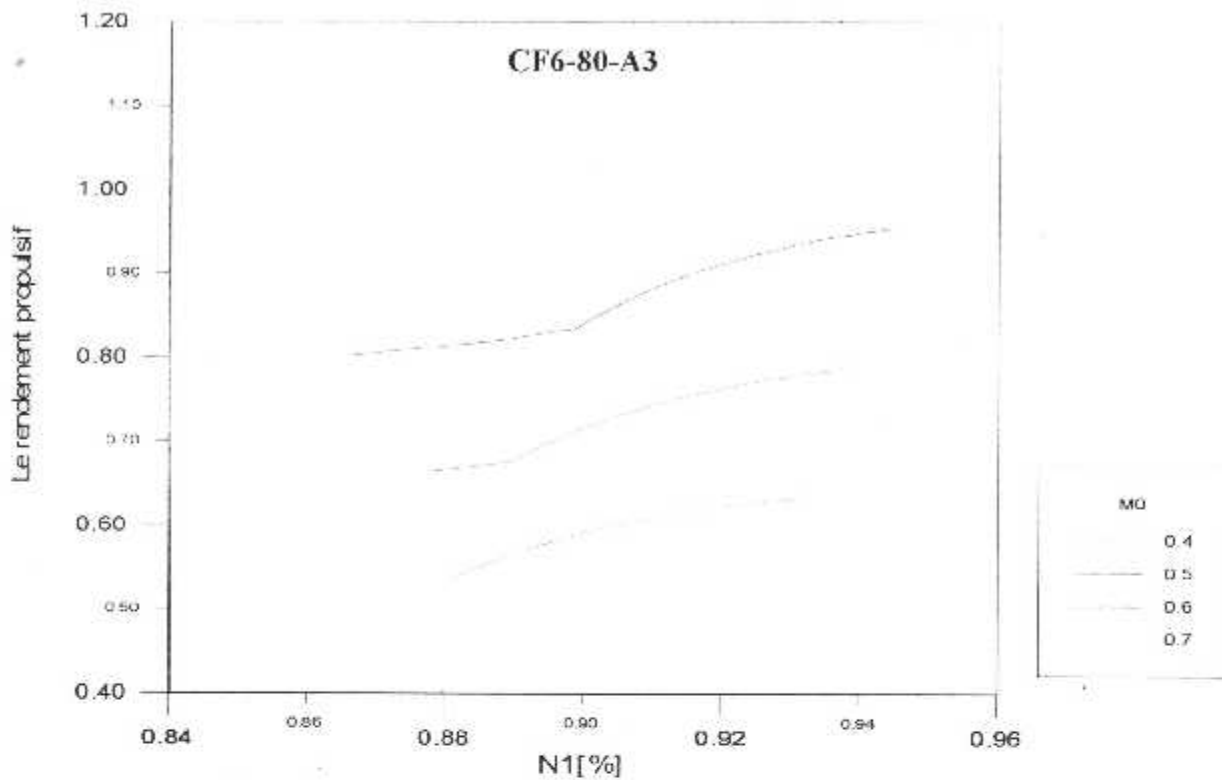


Fig.(VI-6c) Evolution du rendement propulsif en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude $H = 11000m$

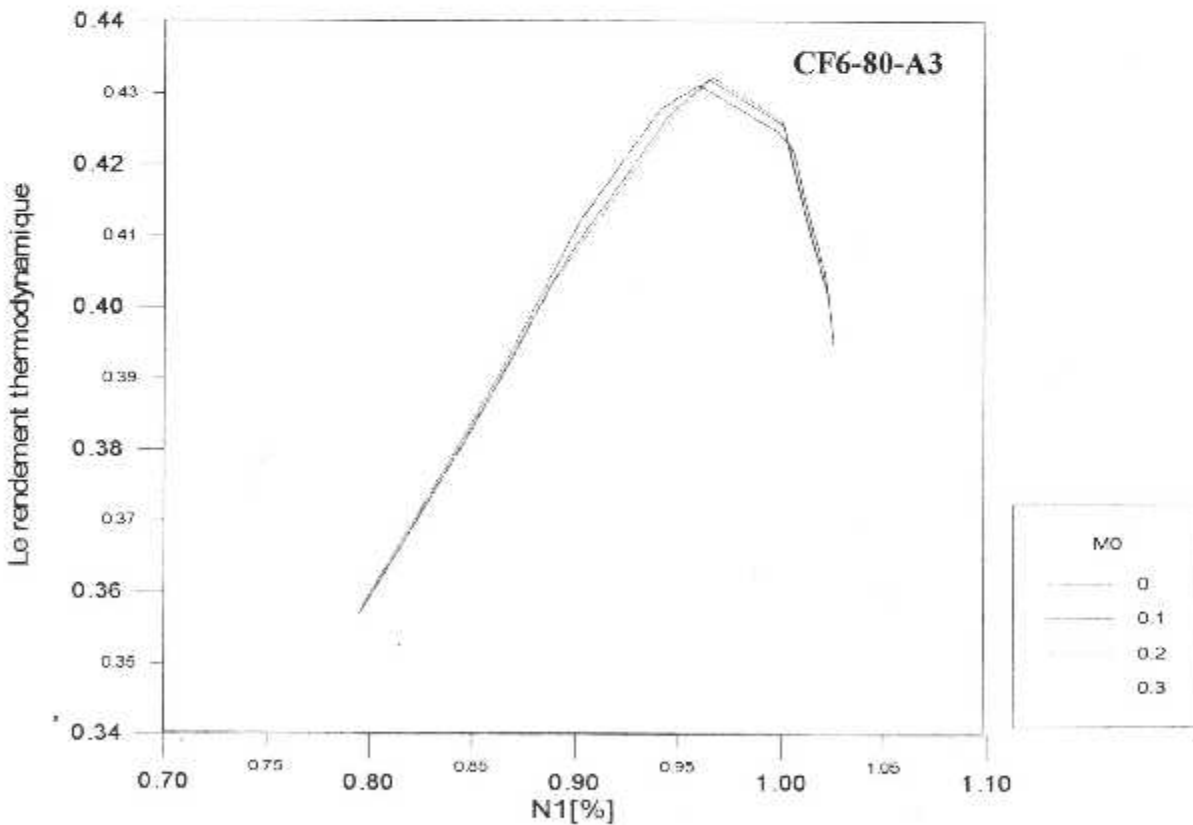


Fig. (VI-7a) Evolution du rendement thermodynamique en fonction du régime de rotation au sol

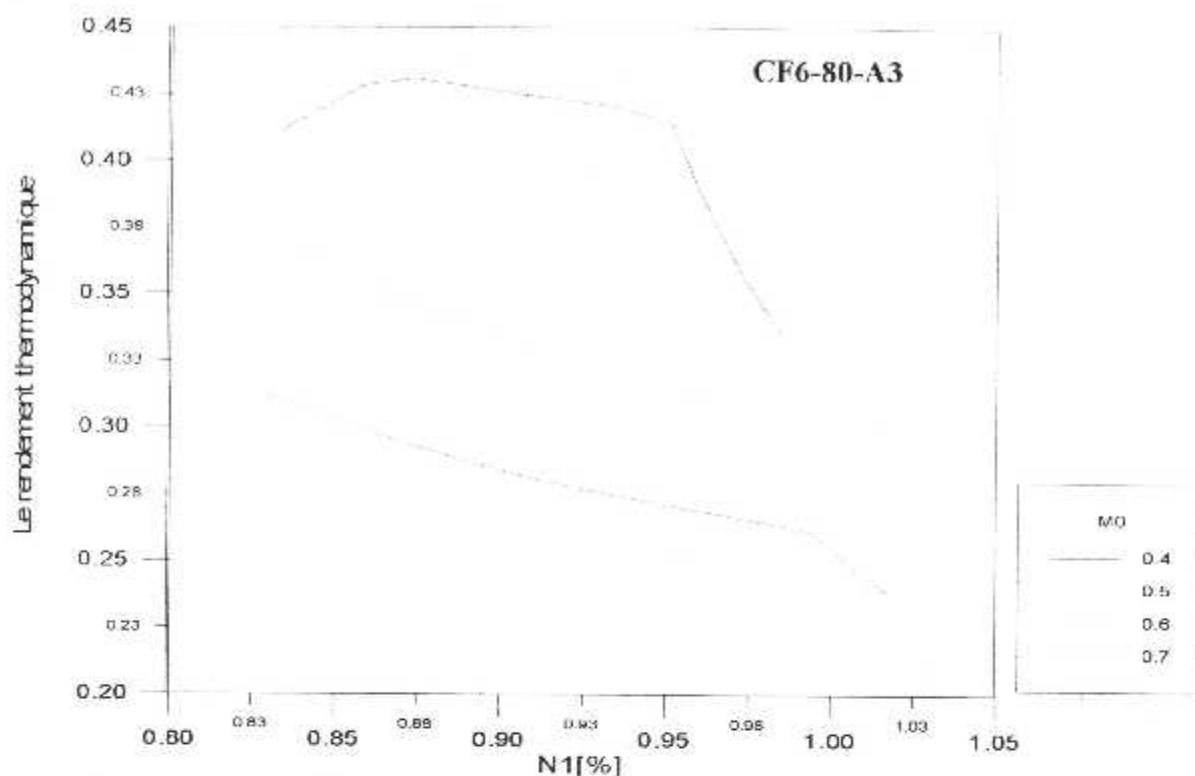


Fig. (VI-7b) Evolution du rendement thermodynamique en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 5500m

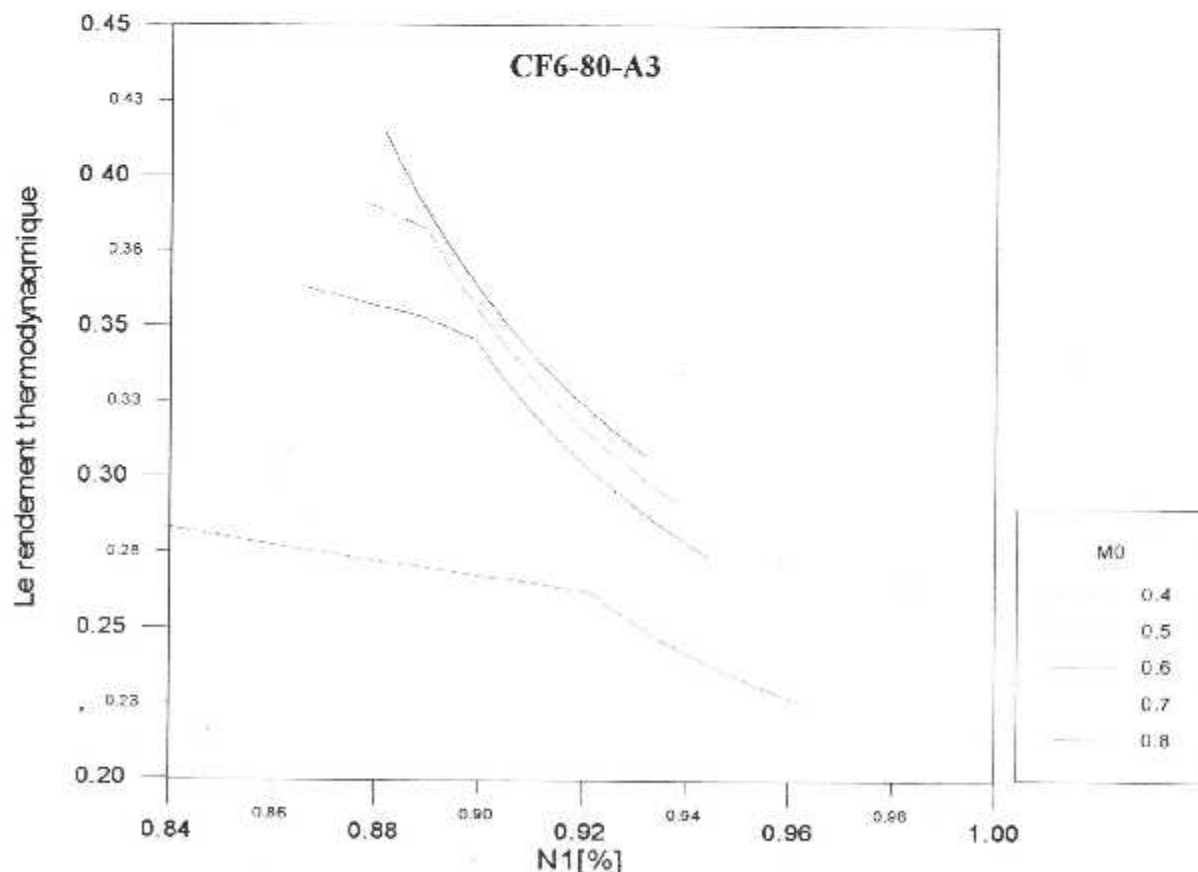


Fig. (VI-7c) Evolution du rendement thermodynamique en fonction du régime de rotation en vol pour une altitude H = 11000m

VI.2. Limitation des régimes N1 et N2 :

D'après les interprétations faites précédemment, nous constatons que les limitations des régimes sont nécessaires au bon fonctionnement du réacteur au décollage ainsi, qu'en vol.

VI.2.1. Régime N1 et N2 au décollage :

Si N1 et N2 dépassent leurs valeurs au décollage, on constate :

- ✓ Un risque de fluage où T_{t4} dépasse la T_{t4Max} .
- ✓ Possibilité de scraper les ailettes de la turbine HP et les stators de la turbine BP où l'EGT dépasse l'EGT_{Max}.
- ✓ Diminution de la durée de vie du moteur.
- ✓ Survitesse.

VI.2.2. Régime N1 et N2 en vol :

Si N1 et N2 dépassent leurs valeurs en vol, on constate une survitesse qui peut causer la libération des ailettes sous l'effet de la force centrifuge, ce qui conduit à :

- ✓ Un endommagement interne du moteur.
- ✓ Un endommagement interne de l'avion.
- ✓ Une augmentation des pressions d'huile et de carburant.
- ✓ Une augmentation des pressions d'air de pressurisation des compartiments des roulements (détérioration des joints, cassure des roulements et possibilité d'étouffement des passagers).

VI.3. Comparaison des résultats obtenus :

Les résultats obtenus au cours de cette étude sont comparés avec ceux du constructeur au sol et en vol, sur les tableaux suivants :

Paramètres	Résultats	Données du constructeur
α	4.56	4.66
\dot{m}_0 (kg/s)	656.48	679
F (daN)	25043.96	21800
C_{SP} (kg/daN/h)	0.397	0.368

Comparaison des résultats au sol

Paramètres	Résultats	Données du constructeur
α	4.24	4.09
\dot{m}_0 (kg/s)	242.73	280
F (daN)	5015.61	4800
C_{SP} (kg/daN/h)	0.633	0.632

Comparaison des résultats en vol

Conclusion

En aéronautique, l'estimation du comportement d'un réacteur et l'évolution de ces performances est une étape clé. En effet, ce travail nous a permis de contrôler les performances du réacteur **CF6-80A3** et le maintenir dans sa zone de fonctionnement optimale pour une meilleure exploitation en vol, et cela à travers son système de régulation.

Les résultats obtenus dans ce dernier chapitre, démontrent qu'à différentes altitudes le moteur opère dans une zone de fonctionnement bien définie (au sol entre **80** et **90%** de **N1**, en vol entre **86** et **90%** de **N1**) qu'il ne doit pas dépasser, limitant ainsi son domaine de travail tout en évitant la survitesse, la surchauffe, le pompage et l'extinction riche et pauvre.

D'autre part, la comparaison de nos résultats avec ceux du constructeur au régime de décollage se sont avérés satisfaisants, cependant les différentes hypothèses entreprises expliquent les légers écarts engendrés.

Néanmoins, notre sujet peut faire l'objet d'autres projets de fin d'étude, en essayant d'exploiter les résultats déjà obtenus par le développement d'une fonction caractéristique d'asservissement ayant au préalable une fonction décrivant la quantité de carburant à partir de l'altitude, du régime et de la vitesse, répondant aux conditions optimales d'utilisation de la machine et aux contraintes physiques limitant l'exploitation de l'engin.

Et ainsi, enrichir le programme élaboré pour l'adapter à tous les types de turboréacteur afin d'être mieux exploité par la direction technique d'Air Algérie.

ANNEXES

➤ **Pertes de charge dans le diffuseur :**

En vol supersonique, la décélération de l'écoulement dans l'entrée d'air est accompagnée par des ondes de chocs qui produisent une perte importante de la pression totale.

On définit alors π_{obloc} comme étant une partie de π_d due aux pertes par frottements et η_v comme étant une partie de π_v due aux pertes à cause des ondes de choc.

$$\pi_d = \pi_{\text{obloc}} \cdot \eta_v$$

avec :

$$\eta_v = \begin{cases} 1 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.75} & 1 < M_0 < 5 \\ \frac{800}{M_0^2 + 935} & M_0 \geq 5 \end{cases} \quad \text{Réf. [5]}$$

➤ **Tableau représentant le taux de dilution maximal des différents réacteurs :**

Mise en service	α_{obloc}	Exemple	Constructeur	Aéronefs
1965	1	JT8D	PW	B737 100/200
1975	4	JT9D	PW	B747, A300
1984/1990	5	CFM56-3	CFMI	B737 300/400/500
1985/1994	5.3	CF6-80	GE	A300, A310, A330, B737, B747, B767, Md11
1997/2000	5.5	CFm56-7B	CFMI	B737 600/700/800/900
1994/1996	6	CFM56-5B	CFMI	A319, A320, A321
1988/1996	6.2	CFM56-5A	CFMI	A319, A320
1993/1996	6.6	CFM56-5C	CFMI	A340 200/300
1993/2000	9	GE90	GE	B777 200LR/300ER

➤ Paramètre du débit MFP :

Le **MFP** est un paramètre qui relie le débit à la variation du nombre de Mach, il est en fonction de **M** seulement, dans le cas d'un gaz caloriquement parfait.

Posons :

$$\dot{m} = \rho V A \quad (\text{B-1})$$

\dot{m} : débit d'air capté par un turboréacteur

on a :

$$V = M(\gamma RT)^{1/2} \text{ et } \rho = \frac{P}{RT}$$

si on remplace V et ρ dans (B-1) :

$$\dot{m} = \frac{P}{RT} M (\gamma RT)^{1/2} A \quad (\text{B-2})$$

d'autre part on a :

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

en remplaçant ces deux relations dans l'équation (B-2), on obtient :

$$\dot{m} = \frac{P_t \cdot A \cdot M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{2(\gamma-1)}}} \cdot \left(\frac{\gamma}{RT_t} \right)^{1/2} \quad (\text{B-3})$$

Finalement on a :

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t}} \cdot A P_t \frac{M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{2(\gamma-1)}}} \quad (\text{B-4})$$

et donc le paramètre débit sera défini comme suit Réf.[5] :

$$MFP(M) = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma}{R}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (\text{B-5})$$