

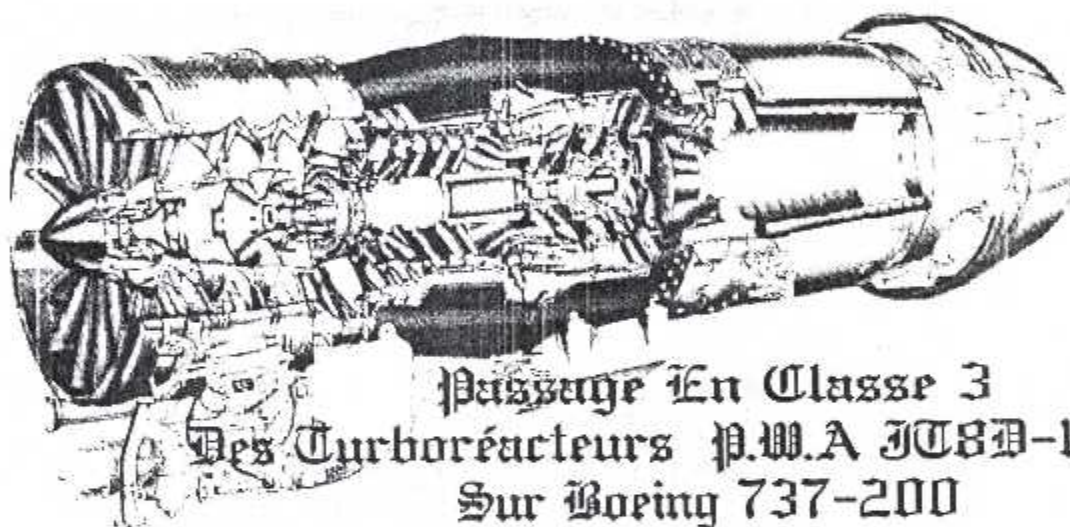
République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université de Blida
Institut d'Aéronautique

Projet de Fin d'étude
En Vue de l'obtention du diplôme

Ingénieur d'Etat en Aéronautique
Option : Propulsion

Thème



Passage En Classe 3
Des Turboréacteurs P.W.A JT8D-15
Sur Boeing 737-200

Réalisé par :

* **ABDELKADER ABDELRAOUF**
&
* **ABDELRAOUF ABDELRAOUF**

Dirigé par :

Rezoug Taher & Habes Abdelkader

Promotion 2000 / 2001



Bédicaces

Nous dédions ce modeste travail à :

- **Nos parents.**
- **Nos amis.**
- **Tous ce qu'on aime.**

LATRCHE ALLAOUA
KIECHIBA A.RAOUF.

Remerciements

Nous remercions DIEU, et rien que DIEU tout puissant, qui a voulu que ce travail soit réaliser.

Nous tenons à remercier NOS CHERS PARENTS pour leur encouragement.

Nos remerciements les plus chaleureux à nos promoteur

- Mr Habes abdelkader
- Mr Rezoug taher

Nos remerciements aux :

- Mr Berghel
- L'ensemble des enseignant de l'institut d'aéronautique (IAB)

LATRCHE ALLAOUA
KHECHIBA A.RAOUF.

Table des Matières

Introduction.....	1
-------------------	---

Chapitre I

Généralités sur la Propulsion

I.1. Introduction.....	3
I.2. Principe de Fonctionnement des Turbo réacteurs.....	3
I.3. Etude de la Propulsion.....	4
I.3.1. Détermination de la Poussée.....	4
I.3.2. Paramètres de Performances du Turbo réacteur.....	4
I.4. Paramètres Caractérisants le Turbo réacteur au Point Fixe.....	5
I.5. Paramètres de Fonctionnement des Réacteurs Double corps.....	5

Chapitre II

Méthode de Mesure et Calcul du Bruit

II.Generalites.....	6
II.1. Acoustique.....	6
II.1.1. Caractéristique Physique.....	6
II.1.2. Le Bruit.....	6
II.1.3. Niveau Sonor-Décibel.....	7
II.2. Méthode D'évaluation du Bruit au Fins de la Certification Acoustique.....	7
II.3. Mesure du Bruit des Aéronefs Perçu au Sol.....	8
II.3.1. Système Microphonique.....	8
II.3.2. Points de Références de Mesure du Bruit.....	9
II.4. Le Plan de Gène Sonore.....	11

Chapitre III

Description du Jt8d-15 et Installation du Buschbrüt

III.1. Introduction.....	12
III.2. Description Général du Moteur Jt8d-15.....	12
III.2.1. CaractéristiquesGénéral.....	12
III.2.2. Description des Eléments Constitutifs du Moteur.....	13
III.2.2.1. Points d'Attache du Moteur.....	13
III.2.3. Description Sommaire Des Systèmes.....	15
III.2.3.1. Allumage.....	15
III.2.3.2. Démarrage.....	15
III.2.3.3. Circuit de Carburant.....	15
III.2.3.4. Circuit de graissage.....	15
III.2.4. Commandes Motrices.....	15
III.2.5. Instrument Moteur.....	15
III.2.6. Pression d'air.....	16
III.2.7. Dégivrage -moteur et prise d'aire.....	16
III.2.8. Protection antipompage.....	16
III.2.9. Inverseur de poussée.....	17
III.3. Réduction du bruit à la source.....	17

III.3.1. Traitement du bruit d'échappement.....	17
III.4. Installation Hushkit.....	18

Chapitre IV

Logiciel Du Calcul De dégradation des performances Du JCB-15

IV.1. Equation d'état.....	24
IV.2. Equation de conservation.....	24
IV.3. Paramètres générateurs.....	24
IV.4. transformation polytropique.....	24
IV.5. Calcul des paramètres du moteur à travers les différents stations.....	25
IV.6. Calcul des caractéristiques générales du réacteur.....	28
IV.7. Calcul du taux de dégradation des performances.....	29
IV.8. Introduction Au C++builder.....	31
IV.9. Description du logiciel.....	31
IV.10. Guide d'utilisation.....	33
IV.11. Organigrammes.....	37

Chapitre V

Résultats et Interprétations

V.1. Présentation des graphes.....	40
V.2. Résultats et interprétation des graphes.....	50

Conclusion

Annexe

Altitude	<i>H</i>
Coefficient adiabatique de l'air	γ
Coefficient adiabatique du mélange gazeux	γ_g
Coefficient de soutirage d'air 1	
Coefficient de soutirage d'air 2	
Consommation carburant	<i>FF</i>
Consommation horaire du carburant	<i>Ch</i>
Consommation spécifique du carburant	<i>Csp</i>
Constante des gaz de l'air	<i>ra</i>
Débit massique du premier flux	<i>q1</i>
Débit massique du second flux	<i>q2</i>
Efficacité de l'entrée d'air	ϵ_{02}
Nombre de Mach	<i>M</i>
Perte de charge à la chambre de combustion	ϵ_{45}
Pertes de charges entre les deux compresseurs	ϵ_{24}
Poussée	<i>T</i>
Pression atmosphérique	<i>Pa</i>
Pression génératrice à l'entrée du fan	<i>P2i</i>
Pression (relative) génératrice à la sortie du fan	<i>P3si</i>
Pression génératrice à l'entrée du compresseur HP	<i>P3i</i>
Pression génératrice à la station 4	<i>P4i</i>
Pression génératrice à la station 6	<i>P6i</i>
Pression génératrice à la station 7	<i>P7i</i>
Pression statique à l'entrée	<i>P0</i>
Pressions statique à l'entrée tuyère primaire	<i>P8i</i>
Pression statique à la sortie de la tuyère secondaire	<i>P8si</i>
Rendement du fan	η_F
Rendement du compresseur BP	η_{CBP}
Rendement du compresseur HP	η_{CHP}
Rendement de la turbine BP	η_{TBP}
Rendement de la turbine HP	η_{THP}
Rendement de la tuyère primaire	η_{tu1}
Rendement de la tuyères secondaire	η_{tu2}
Rendement de propulsion	η_{prop}
Taux de compression du cBP	Π_{CBP}
Taux de compression du cHP	Π_{CHP}
Taux de compression du fan	Π_F
Taux de détente à la tuyères secondaire	τ_{C38s}
Taux de détente de tuyères primaire	τ_{d78}
Taux de détente critique de la tuyères primaire	$CCr1$
Taux de détente de la turbine BP	Π_{TBP}
Taux de détente de la turbine HP	Π_{THP}
Taux de dilution	<i>lambda</i>
Température ambiante	<i>Ta</i>
Température statique de l'air	<i>To</i>
Température génératrice à la station 2	<i>T2i</i>
Température génératrice à la station 3	<i>T3i</i>

Température génératrice à la station 4	<i>T_{4i}</i>
Température génératrice à la station 5	<i>T_{5i}</i>
Température génératrice à la station 6	<i>T_{6i}</i>
Température génératrice à la station 7	<i>T_{7i}</i>
Température génératrice à la station 8	<i>T_{8i}</i>
Température génératrice à la station 8s	<i>T_{8si}</i>
Vitesse d'éjection de la tuyère primaire	<i>C_{8p}</i>
Vitesse d'éjection de la tuyère secondaire	<i>C_{8s}</i>
Vitesse de vol	<i>V</i>
Vitesse du son	<i>a</i>
Compte Rendu Matériel	<i>C.R.M</i>
Organisation de l'Aviation Civil International	<i>O.A.C.I</i>
Vitesse de rotation du corps basse pression	<i>N₁</i>
Vitesse de rotation du corps haute pression	<i>N₂</i>
Température des gaz d'éjection	<i>EGT</i>
Lue d'après le C.R.M	<i>(c)</i>
Dégradation	<i>(d)</i>

INTRODUCTION

Le bruit n'est pas un phénomène nouveau. Déjà, bien avant la révolution industrielle, les écrits d'*Horace* nous rappellent que, voilà 2000 ans, retentissaient dans Rome les sabots des mules, les aboiements des chiens, les hurlements des portefaix. A un siècle de nous, *Baudelaire* nous dit " La rue autour de moi hurlait ".

Actuellement et pendant des années, le bruit a été considéré comme le problème environnemental le plus important de l'aviation civile, notamment pour les riverains des aéroports, pour cela l'assemblée de l'*O.A.C.I* à adopté en octobre 1990 une résolution sur un principe mondial relatif aux restrictions d'exploitation. Cette résolution permet aux états contractants de retirer du service, tous les avions visés classe 2 (chapitre2-annexe 16-) à partir de 1995, de procéder à la mise en œuvre d'un système de redevances ou d'installer des atténuateurs de bruit qui permettent le passage en classe 3 (chapitre3-annexe 16-) visant principalement à réduire le bruit à la source.

Cependant, ces restrictions comme la taxe de bruit assise sur le niveau sonore des avions à l'atterrissage et au décollage (payée sur les neufs plus grands aéroports français) peuvent avoir des conséquences économiques importantes, particulièrement dans les pays en voie de développement comme l'Algérie et dont la France constituât la ligne la plus rentable. Donc s'ils n'ont pas de possibilité d'affecter ces avions à d'autres lignes, ils doivent les doter par des réacteurs munis des dispositifs d'atténuation de bruit (*HUSH KIT*), (cas *D'AIR ALGERIE, B.737-200, 727-200*).

La compagnie nationale voudrait appliquer le Hush Kit sur ses anciens avions, mais l'installation de ce dernier pourrait avoir une influence sur ses performances notamment sur la consommation du carburant, facteur primordial pour toutes les compagnies.

De ce qui précède, nous avons juger utile de faire une étude comparative des principales performances du turboréacteur *JT8D-15* et leur taux de dégradation avec et sans Hush Kit pendant la phase la plus longue du vol celle de la croisière.

Le travail que nous présentons comporte cinq chapitres :

- Le premier chapitre, présente quelques généralités sur la propulsion, à fin de faciliter la compréhension de ce qui suit.
- Le second chapitre, porte sur la méthode de calcul et de mesure du bruit ; accompagnée d'un aperçu général sur la réglementation concernant les émissions sonores (annexe -16).

- Le troisième chapitre, est consacré exclusivement à la description du turboréacteur JT8D-15 et à l'installation du Hush Kit.

- Dans le quatrième chapitre, nous décrivons la méthode de calcul du taux de dégradation des performances par rapport aux normes fixés par le constructeur au moyen d'un abaque que nous avons transformé en logiciel.

- Le cinquième est le dernier chapitre résume les résultats obtenus sous forme de graphes et leurs interprétations.

- En fin, nous achevons notre travail par une conclusion générale.

Chapitre I

Généralité sur la propulsion

I.1. Introduction :

L'action d'un corps sur un autre s'accompagne toujours d'une réaction qui lui est directement opposée et égale, d'où le principe de l'égalité de l'action et de la réaction sur lequel se repose tout système propulsif.

Les avions sont propulsés par la force résultant de l'éjection des gaz de combustion à la sortie de l'appareil de propulsion, cette force est appelée poussée.

I.2 Principe de fonctionnement des turboréacteurs :

Le turboréacteur est un appareil utilisé dans la propulsion des avions dans laquelle se transforme l'énergie thermique contenue dans le combustible en énergie cinétique, après avoir transformé l'énergie cinétique de l'air - qui l'extrait du rotor - en énergie de pression dans les compresseurs. Il comporte dans l'ordre en suivant le trajet du fluide un diffuseur, un compresseur, une chambre de combustion, une turbine à gaz et une tuyère propulsive.

I.2.1. Compression :

Le flux d'air primaire absorbé par le réacteur est comprimé successivement dans les compresseurs basse pression et haute pression. Cet air aspiré se trouve aux conditions P_a , T_a et soit comprimé à la pression P_s , T_s .

I.2.2. Combustion :

L'air comprimé venant des compresseurs basse et haute pression, accède ensuite à la chambre de combustion dans laquelle du carburant est injecté. La combustion étant permanente, le mélange air-carburant s'enflamme, l'élévation de température qui en résulte, provoque une expansion des gaz à pression constante.

I.2.3. Détente dans la turbine à gaz :

Les gaz ayant acquis leur maximum d'énergie sont dirigés vers les turbines à travers le distributeur, ils se détendent partiellement en excédent l'énergie nécessaire à l'entraînement des compresseurs et de la soufflante et d'autres accessoires dans le turboréacteur.

I.2.4. Détente dans la tuyère :

Les gaz s'écoulent enfin dans le conduit d'éjection qui transforme leur pression résiduelle en énergie cinétique, et ils sont rejetés dans l'atmosphère.

L'accélération communiquée au flux durant leur passage à travers le réacteur engendre par réaction une force ou poussée appliquée sur les éléments internes du réacteur qui tend à propulser celui-ci vers l'avant.

I.3. Etude de la propulsion :

On dit qu'un mobile est autopropulsé, lorsque la force propulsive qui lui est appliquée est obtenue par l'éjection à une certaine vitesse relative, d'une partie de sa propre masse.

L'ensemble des dispositifs qui permettent d'assurer cette éjection s'appelle un réacteur-fusée et l'énergie nécessaire de réaliser un vol est de nature thermodynamique, elle provient des réactions exothermiques provoquées au bord de l'appareil aux foyers de combustion.

I.3.1. Détermination de la poussée :

La force de poussée est définie comme étant le produit de la masse des gaz éjectés par l'accélération communiquée aux flux durant leur passage à travers le réacteur.

I.3.2. Paramètres de performances du turboréacteur :

L'étude des performances de l'engin nous conduit à définir certains paramètres tels que les rendements, la poussée, la poussée spécifique, la consommation horaire et la consommation spécifique ...etc.

I.3.2.1. Rendement de propulsion :

Il est défini comme étant le rapport de la puissance de poussée ou (puissance de poussée disponible) par la variation de l'énergie cinétique du fluide traversant le moteur.

I.3.2.2. Rendement thermique :

Il est défini comme étant l'excès d'énergie cinétique du fluide par l'énergie du combustible consommé et fonction des vitesses d'aspiration (d'entrée), vitesse d'éjection, débit du carburant et du comburant ainsi que le pouvoir calorifique.

I.3.2.3. Rendement global :

Il est défini comme étant le rapport de la puissance de la poussée P_a , par l'énergie de combustible consommé, il est en fonction des rendements de propulsion et rendement thermique.

I.3.2.4. Poussée spécifique :

C'est un paramètre de performance important qui fournit une indication sur la dimension relative de l'engin produisant la même poussée. Les dimensions de l'engin sont importantes non seulement pour son effet sur le poids mais aussi sur la traînée, elle est donnée par la formule suivante :

$$T_s = \frac{T}{\dot{m}_a} \quad (L1)$$

Pour le cas du JT8D-15 la poussée spécifique est d'environ 435 N/Kg.s

I.3.2.5. Consommation spécifique :

C'est un paramètre très important car il conditionne le temps de vol et le rayon d'action de l'appareil, autrement dit la qualité du moteur est définie comme le rapport de la consommation du carburant par unité de poussée et elle est donnée par :

$$C_{sp} = 3600 * \frac{m_c}{T} \quad (I.2)$$

I.4. Paramètres caractérisants le turboréacteur au point fixe :

I.4.1. Poussée au point fixe :

La poussée au point fixe se détermine aisément par le calcul et par l'expérimentation au banc d'essais :

$$F = q V_c + (P_e - P_a) S_e \quad (I.3)$$

I.5. Paramètres de fonctionnement des réacteurs double corps :

Dans le cas des réacteurs possédant un seul compresseur, le taux de compression maximal que l'on peut obtenir avec un compresseur axial est de l'ordre de (6 à 7), si l'on veut dépasser cette valeur pour améliorer la consommation spécifique il faut disposer un deuxième compresseur tournant à un régime autre que celui du premier.

Il n'est pas question d'entraîner ce deuxième compresseur par l'intermédiaire d'un réducteur ; la puissance nécessaire à l'entraînement d'un compresseur est en effet trop élevée, on est donc amené à entraîner les deux compresseurs par deux étages de turbines indépendants.

Le fonctionnement de ce réacteur à double attelage est caractérisé par les paramètres suivants :

- Régime de rotation de l'étage basse pression (N_1),
- Régime de rotation de l'étage haute pression (N_2),
- Température des gaz d'échappement (EGT),

Chapitre II

Méthode De Mesure Et Calcul Du Bruit

II. GENERALITE

Le bruit est fréquemment défini comme un son indésirable, l'air étant le mode de transport des sons pour les bruits aériens .

Il y a là une définition très précise qui met en évidence le fait que le bruit soit quelque chose de très subjectif et que ce qui est bruit pour une personne donnée peut être considéré pour une autre personne comme quelque chose de très agréable.

II.1. Acoustique :

Le son est une sensation auditive due à une vibration acoustique des éléments du milieu ou il se propage, que ça soit un gaz, un liquide ou un solide.
Les sons peuvent être engendrés par les fluctuations de la pression de l'air qui sont provoquées par un déplacement irrégulier de celui-ci.

Lorsque de l'air en mouvement est arrêté ou lorsque sa vitesse ou son sens de déplacement est modifié, cet air exerce une pression sur ce qui a provoqué une modification de la vitesse ou de l'orientation; Si la vitesse de l'air varie lorsqu'il frappe l'obstacle, la pression exercée sur cet obstacle variera également et cette variation de pression agira comme une perturbation sur l'environnant, ce qui donnera naissance à un son.

Généralement, les ondes sonores audibles se situent dans la gamme des fréquences comprise entre 20Hz et 10 000Hz (ou plus près de 20 000Hz chez les personnes jeunes) ; Le Hertz est l'unité de fréquence du son.

II.1.1. Caractéristiques physiques :

L'onde acoustique est une onde longitudinale et on peut la considérer comme une suite périodique de compression et de dilatation d'air, puisque les molécules de ce dernier qui constituent le support du son, se déplacent d'avant en arrière parallèlement à la direction du déplacement de l'onde.

On peut donc décrire un son ~~par deux~~ par deux paramètres :

- la hauteur ;
- l'intensité.

ces derniers correspondent respectivement à ~~deux~~ caractéristiques de l'onde :

- la fréquence, $f = 1/T$;
- l'amplitude, A .

II.1.2. Le bruit :

C'est un signal acoustique, constitué d'un mélange incohérent de longueur d'onde.

Le contenu fréquentiel du signal (spectre) et l'intensité du rayonnement dans chaque direction de l'espace (directivité) sont fonction des caractéristiques de la source d'énergie acoustique et du milieu de propagation.

II.1.2.1. La fréquence :

La sensation de la hauteur d'un son est liée à sa fréquence. Les intervalles privilégiés sont les octaves.

II.1.2.2. L'intensité :

C'est le flux moyen d'énergie par unité de surface, elle s'exprime en Watt par mètre carré.

II.1.2.3. La puissance :

La caractéristique essentielle d'une source sonore de bruit est sa puissance acoustique qui est indispensable pour calculer dans différentes configurations (espace libre ou champ clos) le niveau de bruit qui existe dans l'environnement de la source.

La puissance acoustique est définie théoriquement comme l'énergie moyenne débitée par la source pendant l'unité de temps.

Le produit de la longueur d'onde (distance entre deux sommets successifs d'une onde) par la fréquence est égal à la vitesse de propagation de l'onde, qui est la même pour tous les sons se propageant dans le même milieu à température constante, pour l'air sec à une température de 15°C elle est de 340 m/s.

II.1.3. Niveau sonore ~ Décibel :

Pour la majorité des gens, le minimum d'accroissement perceptible d'un niveau sonore, correspond à une augmentation de 25% de l'intensité acoustique en Bels. Cet accroissement a pour valeur 0.097 Bels, environ un dixième de Bel. Pour cette raison on utilise plus couramment comme unité le déciBel (dB). On peut dire, d'une manière approchée, que l'oreille humaine travaille selon une échelle logarithmique. Ceci revient à dire qu'elle est également sensible à des taux de changement égaux de la puissance sonore.

Comme la sensibilité de l'oreille se mesure de façon logarithmique, il est commode de mesurer également les sons selon une échelle également logarithmique. Ceci possède en outre l'avantage supplémentaire de donner des nombres plus simples. C'est ainsi que l'échelle des décibels est fondée sur un logarithme à base 10.

L'échelle des décibels est une échelle de rapports conçue de telle manière que la différence en décibels de deux puissances est égale à dix fois le logarithme de leur rapport. Ce système permet de comparer les puissances acoustiques.

On définit donc le niveau sonore en Décibel par (dB) par la relation :

$$L = 10 \log \frac{I}{I_0}$$

I_0 : intensité acoustique de référence, qui correspond au seuil d'audibilité d'une oreille normale. Pour un son de 1000HZ, soit 10^{-12} w/m².s

La marge d'intensité acoustique audible sans douleur de l'oreille, s'étend de 0 dB ou $I=I_0$ à 120 dB ou ($I / I_0 = 10^{12}$) qui correspond au seuil de la douleur.

II.2. Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique :

La mise en exploitation des avions de transport commercial est soumise à une certification qui comporte des mesures de bruit définies sur le plan international par divers documents de L'O.A.C.I (Annexe 16).

Les essais destinés à démontrer qu'un avion est conforme aux spécifications établies pour la certification acoustique se composeront d'une série de décollage et d'atterrissage pendant lesquels des mesures seront faits aux points de mesures spécifiés par le service de certification, à fin de délivrer un certificat de limitation de nuisance pour tout avion satisfait ces spécifications.

Les choses deviennent plus commodes si tout le monde choisit les même bandes pour mesurer les bruits et c'est pour cette raison que l'organisation internationale de l'aviation civile O.A.C.I a précisé que les mesures sont exprimées dans une unité propre à l'aéronautique : **EPNdB** (Niveau effectif de bruit perçu)

II.2.1. Environnement d'essai :

Les points de mesure de bruit d'un aéronef en phase de décollage ou d'atterrissage seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son de sorte qu'il n'y aura aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'aéronef, à l'intérieur d'un volume conique en un point du sol situé verticalement au-dessus du microphone, son axe normal au sol et un demi-angle au sommet de 80° .

Il convient de veiller à ce que l'appareillage de mesure du bruit, de l'aéronef soit utilisé dans ces limites environnementales, les essais sont effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- Température atmosphérique ambiante comprise entre -10°C et 35°C ,
- Valeurs de l'humidité relative comprise entre 20% et 95%,

L'épaisseur minimale des couches dans laquelle on observe une variation de $\pm 0,5$ dB (coefficient d'absorption atmosphérique) ne sera pas inférieure à 30 m. Les propriétés d'absorption de chaque couche pourront être caractérisées par la moyenne des coefficients d'absorption atmosphérique au sommet et à la base de chaque couche.

II.3. Mesure du bruit des aéronefs perçu au sol :

L'appareillage de mesure consistera en un équipement suivant :

- un système microphonique,
- un appareillage d'enregistrement et de reproduction,
- un appareillage d'analyse pour fournir des résultats nécessaires au calcul du niveau effectif du bruit perçu,
- un équipement d'étalonnage pour assurer la précision continue de l'appareillage.

II.3.1. Système microphonique :

Un microphone est un transducteur acousto-électrique, qui transforme une pression acoustique p en une force électromotrice e ; conçu pour fournir une réponse à peu près uniforme sous incidence rasante. Pour éviter d'avoir utiliser des circuits correcteurs compliqués, on impose que e doit être proportionnelle à p , par l'intermédiaire de la force F exercée sur une partie mobile appelée membrane.

Le choix d'un microphone de prise de son repose sur la connaissance de ses caractéristiques techniques et de son comportement vis à vis de la nature des signaux à enregistrer.

Parmi ces caractéristiques :

- La sensibilité $\sigma = e/p$ en décibel,
- La directivité, définie par l'angle d'incidence du son sur la membrane,
- la linéarité (réponse linéaire en amplitude et en fréquence),
- la stabilité en température et en hygrométrie,
- le minimum de bruit de fond,

Pour satisfaire à l'ensemble de ces exigences, le meilleur compromis actuellement adopté par les fabricants de microphones de mesure est obtenu à l'aide de transducteurs électrostatiques fonctionnant en pression.

II.3.2. Points de référence de mesure du bruit : [1]

Les mesures du bruit sont faites aux trois points suivants :

- ➔ Point de mesure au **décollage(K)** : situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6.5 km du début du roulement ; voir **Figure(II.1)**.
- ➔ Point de mesure **latéral(L)** : situé sur une parallèle à l'axe de piste à 450 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
- ➔ Point de mesure à l'**approche(N)** : situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 2000 m du seuil ; sur terrain plat, ce point est situé à 120 m au-dessous d'une pente de descente de 3° , voir **Figure(II.2)**.

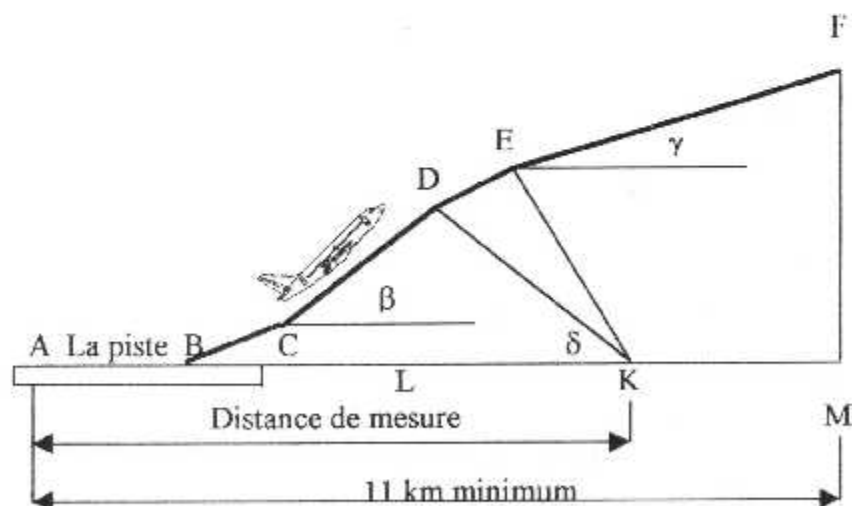


Figure (II.1) : profil de décollage

La figure ci-dessus montre un profil de décollage type. L'avion commence le roulement au décollage au point A, quitte le sol au point B et amorce la première montée à régime constant au point C sous un angle. La réduction de poussée destinée à atténuer le bruit au point D et se termine au point E, où commence le deuxième segment de montée à régime constant défini par l'angle γ (habituellement exprime sous la forme d'un pourcentage de pente).

Le profil de décollage est lié aux cinq paramètres suivants :

- distance de roulement AB ;
- premier angle de montée à régime constant β ;
- deuxième angle montée à régime constant γ ;
- angle de début de réduction poussée δ ;

Ces paramètres sont fonction des performances, de la masse de l'avion et des conditions atmosphériques

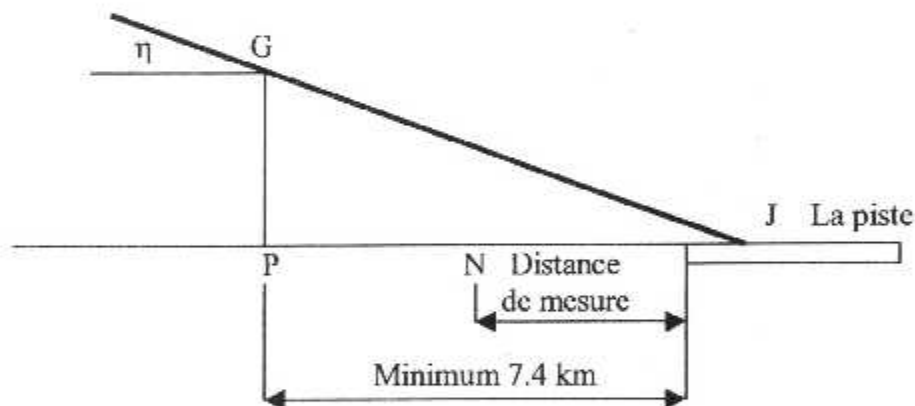


Figure (II.2) : profil d'approche

L'approche est une procédure moins bruyante que décollage. Le profil d'approche est représenté par la position de l'avion du point G. L'avion volera en régime stabilisé et suivant un angle de descente de $(3^\circ \pm 0.5^\circ)$.

Les procédures d'approche à moindre bruit tendent à :

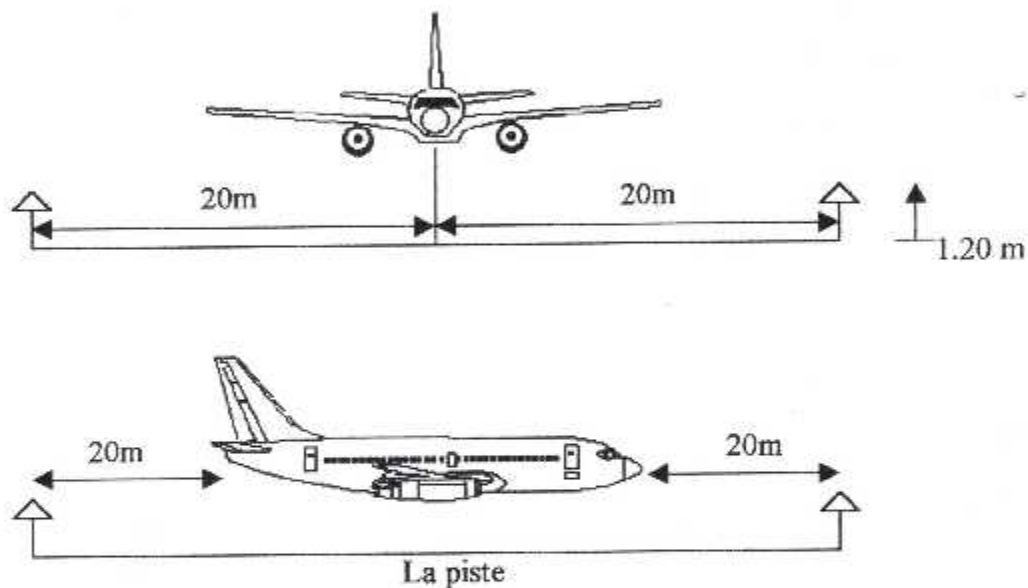
- éviter le survol à basse altitude dans les agglomérations situées pas loin de la piste.
- Adoption des procédures d'approche particulières (approche ralentie avec sortie progressive du train et des volets) dans le but de réduire le bruit aérodynamique.

En chacun des points de référence de mesure du bruit, les niveaux ne doivent pas dépasser les valeurs figurants dans (l'annexe 1) pour le passage en classe 3.

II.3.2.1 Bruit du groupe auxiliaire de puissance :

Les microphones qui permettent la détection du bruit d'échappement du groupe auxiliaire de puissance (APU) seront montés en un point quelconque du périmètre dont les grands cotés sont à 20 mètres de part et d'autre de l'axe de l'avion et les petits cotés à 20 mètres des extrémités avant et arrière de l'avion de façon que le centre de l'élément détecteur soit situé à 1,2 m au-dessus du niveau local du sol de façon à réduire le plus possible les perturbations que le support pourrait introduire dans le bruit à mesurer, Voir Figure(II.3).

Le niveau maximum de bruit, déterminé conformément à la procédure d'évaluation du bruit exposé précédemment ne devraient pas dépasser **90db**.



Figure(II.3) :Position des microphones de mesure de bruit

II.4. Le plan de gêne sonore :

Le plan de gêne sonore est une carte qui représente le niveau de gêne sonore du aux avions tel qu'il est prévu à long terme, il est établi sur la base des prévisions d'infrastructures aéroportuaires, de procédures et de trafic aérien à cet horizon, il définit plusieurs zones en fonction de la nuisance sonore.

Dans l'élaboration de plan de gêne, les états utilisant les recommandations inclus dans l'annexe 16- volume (I)

Pour tous ce qu'est du bruit perçu en vol (bruit des moteur), le chapitre suivant présente une des méthodes adopté pour la réduction du bruit à la source.

Chapitre III

Description Du JT8D-15 & Installation Du
PushKit

III.1. INTRODUCTION :

Les Boeing B.737-200 sont équipés de deux moteurs JT8D-15 de Pratt & Whitney, Ces moteurs qui sont construits au début des années 70 n'ont cessé d'être améliorés jusqu'à Ce jour, ils sont sans conteste les plus utilisés par la compagnie Air Algérie.

Les JT8D-15 ont une grande fiabilité, et une importance durée de vie donc assez économique, enfin c'est un moteur dit «nerveux »c'est à dire à temps de réponse relativement court contrairement aux autres turboréacteurs, cependant ces moteurs ne sont plus certifiés car ils sont classés chapitre 2 par l'OACI concernant les émissions sonores et leur passage en classe 3 nécessite l'installation d'un atténuateur de bruit (HushKit).

La compagnie nationale voudrait installer cet atténuateur, mais l'installation de ce dernier passe par une reconfiguration du moteur. Le présent chapitre donnera un aperçu descriptif des éléments du moteur avec l'installation du HushKit.

III.2. Description Générale du Moteur JT8D-15 :[2]

Le JT8D-15 est du type turbofan double attelage. Le fan est placé à l'avant du moteur et le conduit d'échappement du fan entoure complètement le moteur ; il est constitué des éléments suivants :

- un compresseur axial double attelage a treize étages, subdivié-en :
 - Six étages basse pression formant le compresseur basse pression N1 ; les deux premiers étages sont subdimensionnés et constituent le fan.
 - Sept étages hauts pression composant le compresseur haut pression N2.
- neuf chambres de combustion du type annulaire ; deux de ces chambres sont pourvues d'une bougie d'allumage.
- une turbine axiale double attelage, subdivisés-en :
 - Un étage haut pression pour l'entraînement du compresseur N₂ et des accessoires.
 - Trois étages basse pression entraînant le compresseur N₁.

III.2.1. Caractéristiques Générales :

- Longueur	: 3.14 m.	
- Diamètre maximum	: 1.08 m.	
- Vitesse de rotation 100 %	: N ₁ : 8590 tr/min.	
	: N ₂ : 12250 tr/min.	
- Vitesse de rotation maxima	: N ₁ : 102.4 %.	
	: N ₂ : 100 %.	
- Poids (à sec)	: 1502 kg	
- Rapport de compression (p _{t4} /p _{t2})	: 18.	
- Rapport de compression du fan (p _{tF.3} /p _{t2})	: 1.975.	
- Taux de dilution (bypass ratio)	: 0.99.	
- Débit d'air	: 147 kg/s.	} Régime de décollage
- Tt ₃ estimé	: 1062 °C	
- EGT maximum	: 620 °C	

- Poussée (Lb) et la consommation spécifique : TSFC (kg/dN.h) dans les conditions standards de température et de pression statique sont représenté dans le tableau suivant :

Regime	Poussée	TSFC
Décollage (Take-off)	15.500	0.630
Max-croisière (Cruise)	12.400	0.580
Ralentie (Idle)	930	-

Avec : 1dN = 22.2 Lb

III.2.2. Description Des Eléments Constitufs du Moteur :

Le JT8D-15 est un turboréacteur à double flux, doté de :

- Section d'entrée (fan inlet).
- Compresseur (compressor) :
Constitué de treize étages, chaque étage étant composé d'une grille rotorique et d'une grille statorique.
- Section diffuseur (diffuser section) :
Cette section assure la liaison entre l'arrière du compresseur et les chambres de combustion ; avant admission dans celles-ci, l'air primaire du moteur est freiné dans le diffuseur et sa pression augmente, de plus, l'écoulement redevient axial.
- Chambres de combustion (combustion Chambers) :
Le JT8D-15 est équipé de neuf chambres de combustion du type annulaire (can-annular) numérotées de 1 à 9 dans le sens horaire, dont la 4^{ème} et la 7^{ème} sont pourvues d'une bougie d'allumage. Ces chambres sont disposées autour des arbres de transmission et contenues dans deux carters internes, voir **Figure (III.1)**.
- Injecteur :
L'injecteur comporte un orifice primaire et un orifice secondaire, comme le débit de carburant secondaire est largement supérieur au primaire (sauf aux bas régimes où le secondaire ne débite pas), le secondaire est situé à la périphérie de l'orifice primaire en effet, le débit est proportionnel à la section de passage, donc au carré du diamètre de l'orifice.
- Section turbine (turbine section) :
La turbine est destinée à entraîner les compresseurs et les accessoires. Elle est constituée de quatre étages dont le premier entraîne le compresseur N₂ et les accessoires (turbine haute pression) et les trois suivants le compresseur N₁ ainsi que la génératrice tachymétrique N₁ (turbine basse pression), voir **Figure (III.2)**.
- Section d'échappement (exhaust section) :
Cette section assure la liaison entre la turbine et l'inverseur poussée, elle sert également à accélérer les gaz.

II.2.2.1. Point d'attache du Moteur :

Chaque moteur est fixé en trois points, deux boulons de fixation sont prévus à l'avant du moteur et un à l'arrière au niveau de la conduite externe d'échappement.

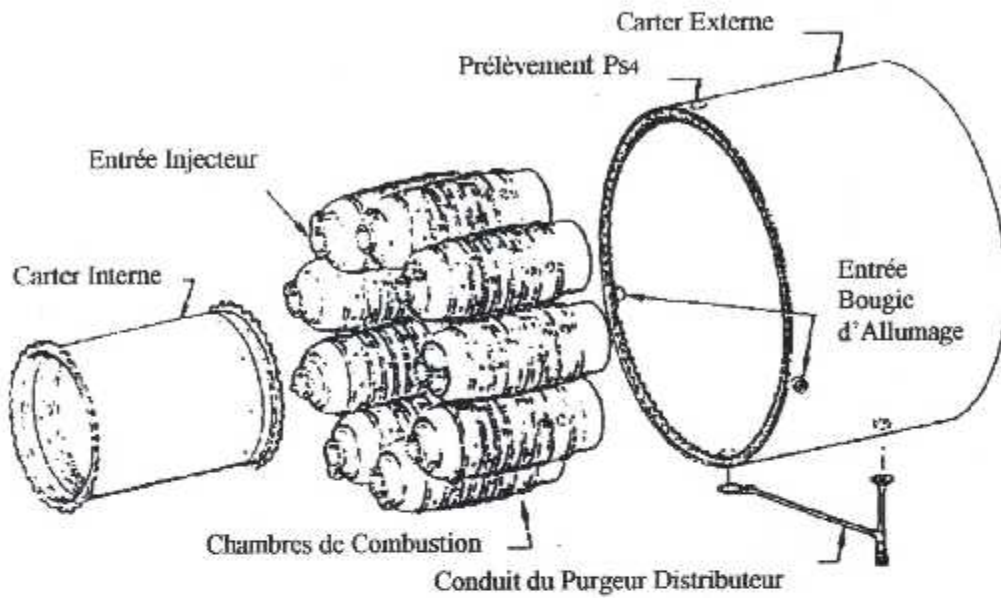


Figure (III.1) : Chambres de combustion

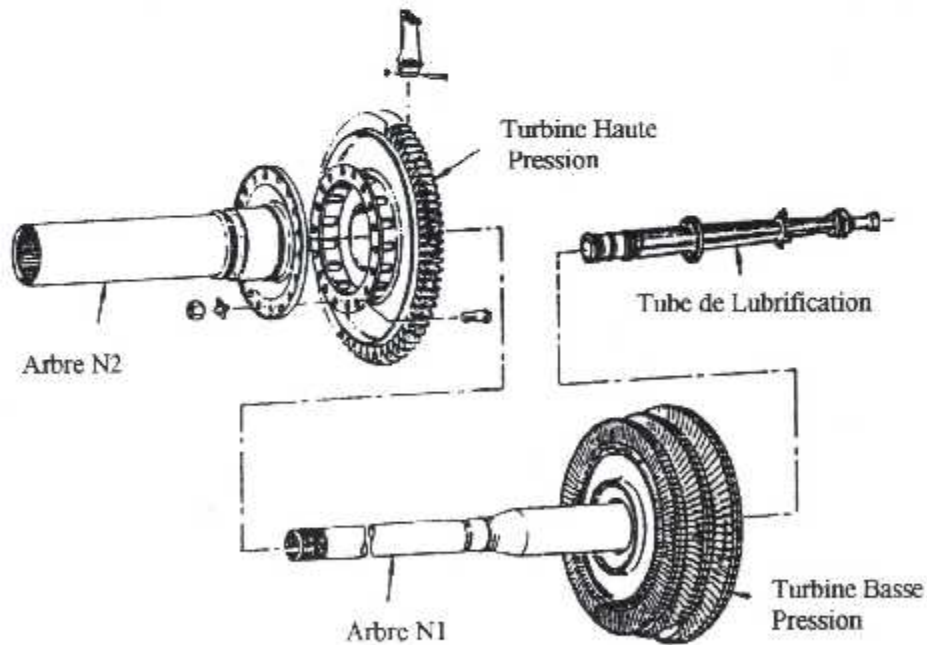


Figure (III.2) : Section Turbine (Haute et Basse Pression)

III.2.3. Description Sommaire des Systèmes :

III.2.3.1. Allumage (Ignition) :

Le système d'allumage amorce la combustion dans les chambres au moment du démarrage, dans certaines conditions au sol ou en vol où une extinction motrice est à craindre, il est utilisé comme mesure préventive.

Les conditions atmosphériques et les conditions de vol particulières nécessitent un système d'allumage puissant, la puissance élevée est obtenue par la décharge rapide d'un condensateur.

III.2.3.2. Démarrage (Starting) :

Chaque moteur est équipé d'un démarreur pneumatique placé sur la face arrière de la N₂ gearbox, le démarreur est alimenté sous une pression minimum de 30 psi à travers un robinet d'isolement (starter valve).

III.2.3.3. Circuit de carburant :

Le circuit de carburant monté sur chaque moteur comprend les organes suivants :

- Pompe carburant (Fuel Pump),
- Réchauffeur carburant (Fuel Heater),
- Le filtre carburant (Fuel Filter),
- Régulateur carburant (FCU) (Fuel Control),
- Le débitmètre (Fuel Flow Transmitter),
- L'échangeur thermique (huile / carburant) (fuel cooler),
- Clapet de décharge et de pressurisation (Pressurizing and dump valve),
- Purgeur distributeur (fuel manifold),
- Les injecteurs carburant (fuel nozzle).

III.2.3.4. Circuit de graissage :

Le but de graissage est de lubrifier et nettoyer les roulements qui supportent les deux attelages basse et haute pression ainsi que la boîte d'entraînement des accessoires, ce circuit est composé de :

- Réservoir (Tank),
- Pompe d'alimentation et de récupération,
- Filtre équipé d'un By pass (By Pass Filter),

III.2.4. Commandes motrices (Engine controls) :

Chaque moteur est équipé de trois leviers de commande :

- manette de démarrage,
- manette de poussée,
- manette d'inverseur de poussée,

III.2.5. Instruments moteur (Engine Indicatings) :

Les instruments du moteur sont localisés sur le panneau central des instruments dans le cockpit, ce panneau comprend du haut vers le bas :

- L'indicateur EPR (Engine Pressure Ratio) ; renseigne le rapport P_{T7}/P_{T2} qui est l'image de la poussée du moteur,

- L'indicateur N1 gradué en %,
- L'indicateur N2 gradué en %,
- L'indicateur (EGT) ou T_{17} : renseigne la température totale à la sortie de la turbine en degrés centigrades,
- L'indicateur du débit de carburant : indique le débit massique horaire (Fuel Flow en kg/h) de carburant,
- Les indicateurs de vibrations sont placés à côté des indicateurs du débit de carburants et renseignent le niveau de vibration des moteurs en miles.

III.2.6. Prises d'air (Nose cowl) :

Chaque moteur est équipé d'une prise d'air qui a pour but de guider l'air vers le moteur et d'en augmenter la pression.

III.2.7. Dégivrage moteur et prise d'air (Engine and nose cowl a/ice) :

L'air de dégivrage du moteur est soutiré à l'étage 8 du compresseur, de part et d'autre de celui-ci, il assure le dégivrage des IGV, de la prise d'air et de sa prise de pression P_{t2} . Le dégivrage du bord d'attaque de la prise d'air se fait avec de l'air pris à l'étage 13 du compresseur, l'air est déchargé ensuite à l'atmosphère.

III.2.8. Protection anti-pompage :

Deux vannes de décharge protègent le compresseur N_1 contre le pompage aux bas régimes en mettant l'étage 13 en communication avec l'échappement du fan. Les valves sont fixées au carter arrière du compresseur et ne sont pas visibles de l'extérieur.

Elles sont commandées par un vérin soumis au signal $P_{s3} - P_{t2}$ qui est proportionnel au rapport de compression du N_1 . Ce vérin transfère soit la pression P_{s4} , soit la pression ambiante aux vannes de décharge pour en commander la fermeture ou l'ouverture.

III.2.9. Inverseur de poussée (Thrust reverser) :

Afin de réduire la distance d'atterrissage, chaque moteur est équipé d'un inverseur de poussée. L'inverseur est actionné par des vérins hydrauliques, il est constitué de deux portes de déflexion (deflector doors) en position poussée inverse, les Ports de déflexions sont rabattus et prolongent le capotage du moteur. En position reverse, ces ports basculent vers l'arrière et réfléchissent les gaz latéralement vers l'avant, voir **Figure (III.3)**

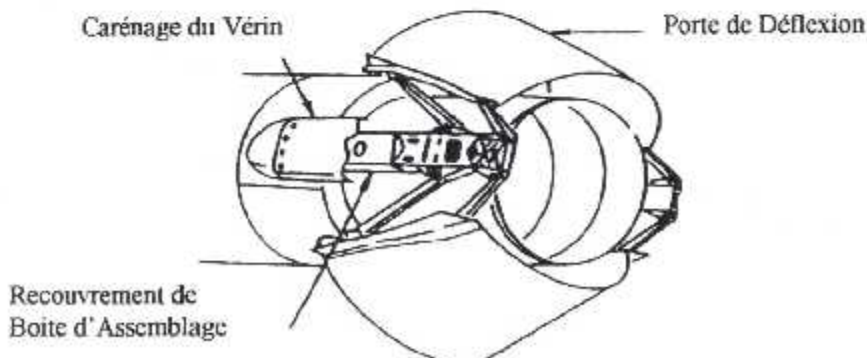


Figure (III.3) : Inverseur de Poussée

III.3. Réduction de bruit à la source :

Les efforts déployés pendant ces dernières années pour atténuer le bruit des avions, visaient principalement la réduction du bruit à la source, autrement dit construire des avions plus silencieux, notamment après le développement des réacteurs dits à double flux qui a permis une diminution très sensible du bruit total.

Les principales sources de bruit des moteurs sont l'éjection des gaz et les sources internes, dont l'importance relative est fonction de la phase de vol ; or la source prédominante de bruit au décollage est le jet.

Les bruits d'échappement sont dus surtout au processus de mélange qui est lié à la grande vitesse relative du jet qui pénètre dans l'atmosphère calme provoquant des turbulences qui sont cause de bruit.

III.3.1. Traitement du bruit d'échappement :

À la sortie de la buse d'éjection et sur une distance évaluée à environ 10 fois le diamètre de la section de sortie, les gaz sont animés d'une très grande vitesse. Les remous engendrés sont rapides mais de faible amplitude, le bruit qui en résulte est de haute fréquence.

La vitesse du jet diminue ensuite et la dilution avec l'air atmosphérique augmente. L'amplitude des turbulences s'accroît et le bruit engendré est de fréquence de plus en plus basse.

L'énergie du jet des gaz est finalement dissipée en large turbulence. Suivant la fréquence de l'onde sonore, plus la fréquence est basse, plus le bruit se transmet loin voir **Figure(III.4)**.

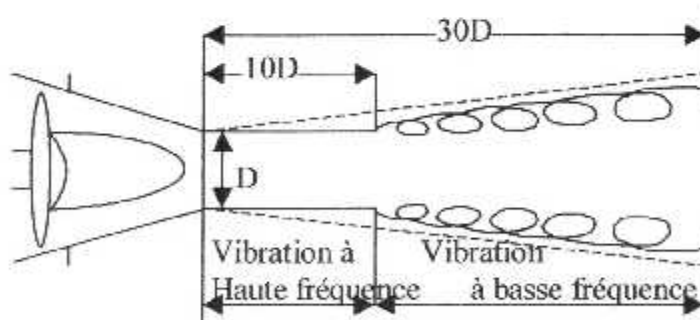


Figure (III.4) : Bruit produit par l'éjection des gaz

Pour réduire le niveau de bruit de jet, il va falloir favoriser la dilution, lorsque le jet est animé d'une très grande vitesse ; en augmentant la surface de contact entre les gaz éjectés et l'air ambiant.

Il y a quelques années, une réduction du bruit de jet fut obtenue en utilisant des tuyères à lobes ou des tuyères d'orgue. La sortie simple de tuyère est remplacée par une sortie multiple, donc la surface totale équivalente est égale à la surface de sortie simple. L'air frais entraîné par ces lobes se mélange avec le jet en formant un nombre de jets séparés animés d'une faible vitesse.

Donc, avec une tuyère simple, on a un taux de dilution faible (niveau de bruit élevé), alors qu'avec une tuyère à lobes on aura un haut taux de dilution (moins de bruit). Le gain maximal obtenu au décollage est de **6 EPNdB** avec une tuyère à 9 sorties tubulaires.

III.4. Installation du Hushkit : [6]

Nordam, travaillant en coopération avec la firme 'Pratt et Whitney' et la Compagnie 'Boeing' a fin de développer un kit de silence (HushKits) pour les turboréacteurs JT8D-15 qui permet aux avions B737-200 et B727-200 d'être en conformité aux règlements de l'O.A.C.I (passage en classe 3)

En effet, les compagnies aériennes souhaitent conserver leurs avions jusqu'à leur retrait qui intervient en moyenne après 27 ans de service, et les avionneurs et motoristes ont également intérêt à produire pendant longtemps le même type de matériels pour amortir les investissements sur au moins 15 ans. A l'inverse, la pression de la concurrence s'exerce sur les nouveaux programmes pour lesquels les motoristes et les avionneurs proposent les produits plus performants en terme d'acceptabilité pour l'environnement notamment.

En tant qu'élément du procédé de développement, plusieurs concepts de construction alternatifs ont été évalués.

L'installation du HushKit comporte un élément très essentiel c'est le **Mixer** (Mélangeur), composé d'une tôle convolutée de 12 aubes, assemblée à la tuyère par une couronne a pour but d'augmenter la surface de contact des gaz chauds à grande vitesse (flux primaire) avec les gaz frais (flux secondaire) et donc de diminuer la vitesse des gaz d'échappement, d'améliorer la dilution et d'uniformiser l'écoulement, voir **Figure(III.5)**.

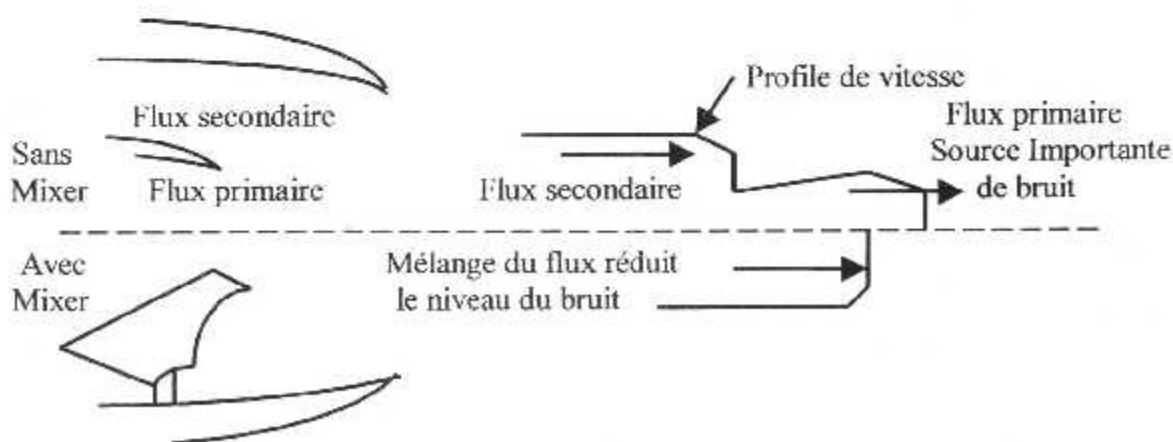


Figure (III.5) : Mixer d'échappement

Le mixer a pour rôle de diminuer la vitesse des gaz d'échappement en mélangeant le flux primaire au secondaire, la réduction sera de **- 8 EPNdB** voir **Figure(III.6)**.

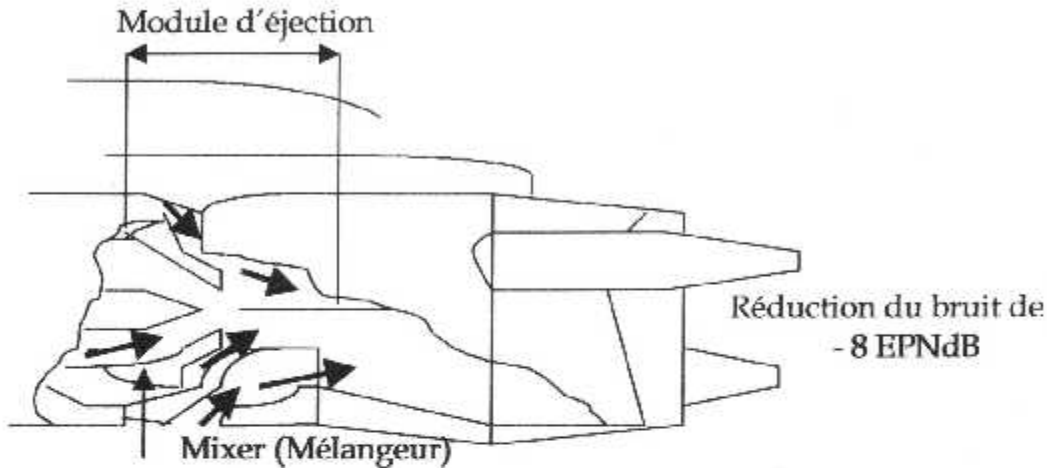


Figure (III.6) : Position du mixer dans le moteur

Le rôle de ce silencieux est de modifier sensiblement le circuit d'échappement. Cette modification consiste à utiliser une tuyère avec système d'induction d'air et à éjecteur silencieux à corps central muni des panneaux d'insonorisation posés dans la zone de tuyère d'éjection qui permettent l'absorption du bruit (**figure III.7**).

Ces atténuateurs de bruit ont pour inconvénient d'augmenter le poids du réacteur et de diminuer légèrement sa poussée de 3%. Pour remédier à ce dernier, il est possible d'utiliser un silencieux mobile pour le vol de croisière.

Le niveau sonore du bruit du jet est fonction des caractéristiques du jet : le bruit dépend approximativement de V^8 et D^2 , on définit donc l'intensité I par :

$$I = Cste \cdot \frac{\rho_0 V^8 D^2}{16 \cdot a_0 \cdot X^2} \text{ W / m}^2 \quad (III.1)$$

- D : diamètre de la tuyère
- ρ_0 : masse volumique de l'air
- X : distance au point de mesure
- V : vitesse d'écoulement du jet.
- a_0 : Vitesse du son.
- $Cste = 5 \cdot 10^{-5}$

L'installation du Hush Kit se Base sur deux principales modifications sur le moteur à savoir :

- Augmentation de l'espace entre les IGV (aubes fixes) et le fan de 5 niches soit de 12.7cm, cet espace réduit le choc entre le sillage des IGV et les ailettes du fan,

A cela s'ajoute d'autres modifications qui sont :

- installation de panneau acoustique à l'entrée du moteur,
- Rallongement de la tuyère, et des différents conduits (huile, air ,fuel),
- Nouvelle attache moteur arrière.

Les **Figure(III.8.9)** montrent les différentes modifications apportées sur le JT8D-15

Les Hushkits sont des solutions à prix réduit pour la conformité de classe 3, car les économies de carburant d'un plus nouvel avion sont compensée par les coûts plus élevés de maintenance, cependant la prolongation de la vie des moteurs avec des Hushkit exige les plus basses dépenses d'investissement pour la conformité aux exigences du passage en classe 3.

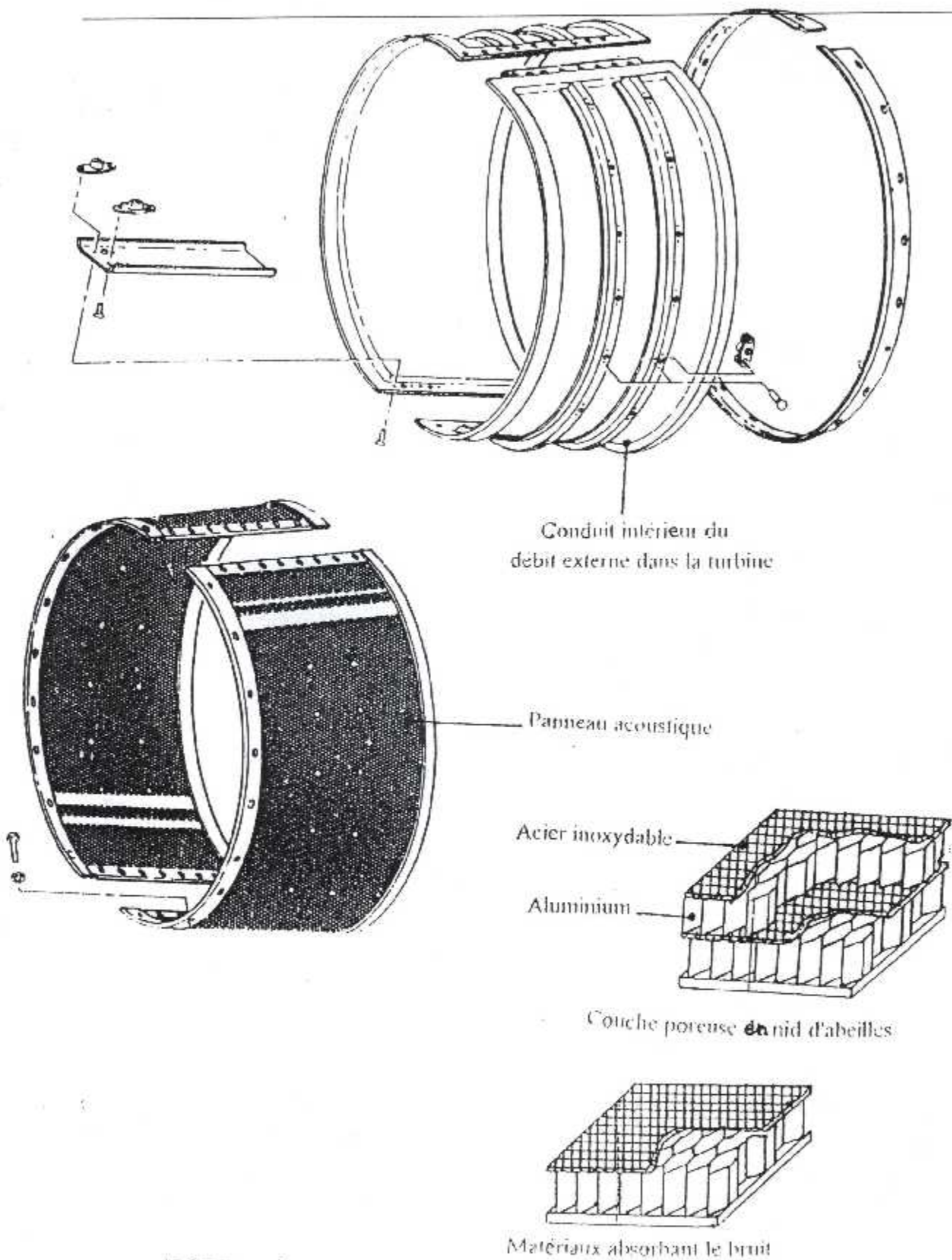


Figure (III.7) : Panneau d'insonorisation installé dans la tuyère

The NORDAM Stage 3 HGW Hush Kit for Boeing 737 Aircraft

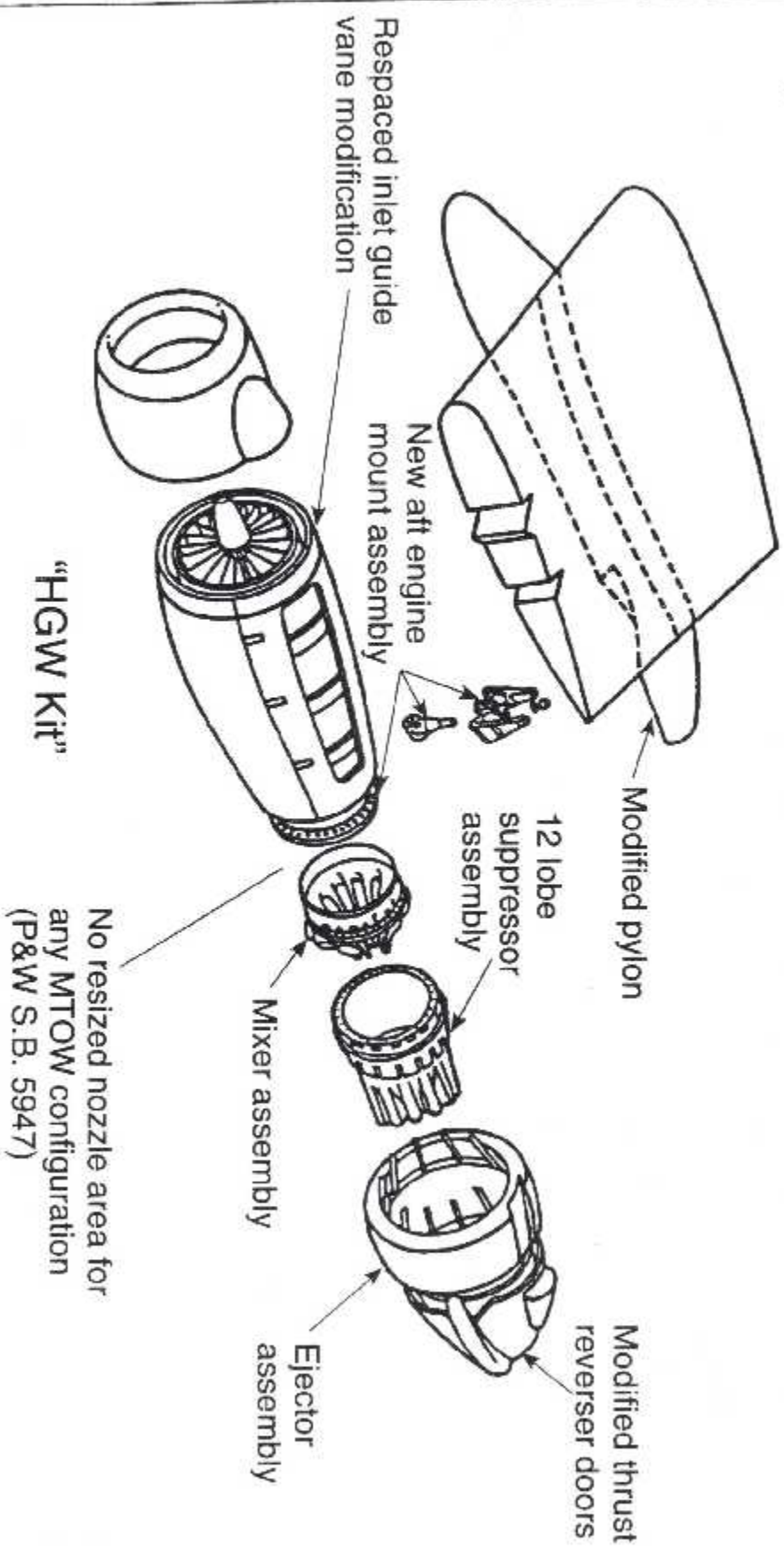


Figure (III-8)

The NORDAM Stage 3 Hush Kit for Boeing 737 Aircraft

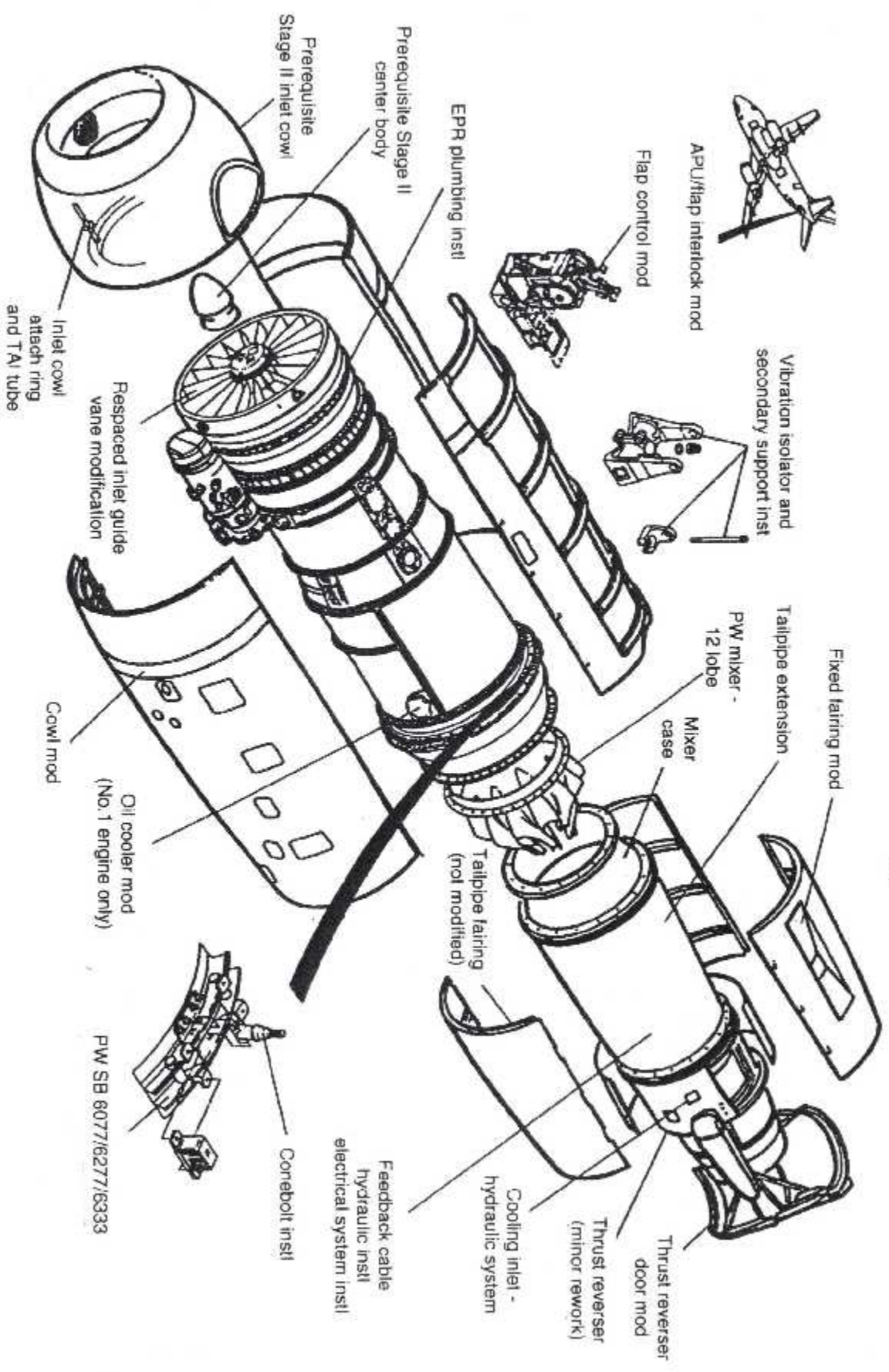


Figure (III.9)

Chapitre IV

Logiciel Du Calcul De Dégradation Des
Performances Du BT8A-15

IV.1. Equation d'état :

Nous avons choisie de supposer que les gaz générés sont des gaz parfaits par conséquent l'équation d'état est :

$$P.V = N.R.T \quad (IV.1)$$

Avec :

P : pression en bar ; N : le nombre de mole ; T : la température en °k
 V : volume en m³ ; R : constante universelle = 8.32j/mole°k .

IV.2. Equation de conservation :

En considérant que :

U est l'énergie interne, ρ est la masse volumique et V est la vitesse .

L'équation de conservation d'énergie le long d'un filet fluide s'écrit :

$$U + (P/\rho) + (V^2/2) = Cte \quad (IV.2)$$

IV.3. Paramètres générateurs : [3]

Ce sont des paramètres à vitesse nulle issus des paramètres statiques à partir d'un écoulement isentropique .

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

Avec :

T_t : température totale ; M : nombre de Mach ;
 T : température statique .

Avec :

$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (IV .4)$$

P_t : pression totale .

P : pression statique .

IV.4. Transformation polytropicque : [3]

Concernant la compression et la détente, nous avons considéré la loi

$$p.v^n = cte \quad (IV .5)$$

Avec n le coefficient polytropicque qui représente la transformation polytropicque ; car l'hypothèse d'une transformation isotherme et adiabatique au niveau du compresseur et de la turbine n'est pas justifiée ; mis a part ces deux cas la supposition d'une transformation adiabatique et réversible reste valable par conséquent, nous avons donc :

▪ pour une compression :

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{(\gamma - 1)\eta_{pc}}} \quad (IV .6)$$

Avec : η_{pc} est le rendement polytropique d'une compression.

- Pour une détente :

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1) \cdot \eta_{pt}}} \quad (IV.7)$$

Avec : η_{pt} est le rendement polytropique d'une détente.

Nous considérons que l'atmosphère est standard, c'est à dire que l'air est assimilé à un gaz parfait. [4]

A partir de la loi de LAPLACE ($dP = -\rho g dh$) la température et la pression sont en fonction de l'altitude selon les deux formules suivantes :

$$T_h = T_s - (0.0065.H) \quad (IV.8)$$

$$P_h = P_s \cdot \left(1 - \frac{H}{44330,77}\right)^{5,25588} \quad (IV.9)$$

IV.5. Calcul des paramètres du moteur à travers les différents stations : [5]

Afin de mieux suivre l'évolution du volume d'air à travers le moteur on étudie toutes les transformations subies par ce volume à chaque station du moteur.

Les stations pour notre cas sont :

a : infini amant

Station 0 : entrée d'air

Station 2 : entrée fan et compresseur basse pression

Station 3 : entrée compresseur haute pression

Station 4 : entrée chambre combustion

Station 5 : entrée turbine haute pression

Station 6 : entrée turbine basse pression

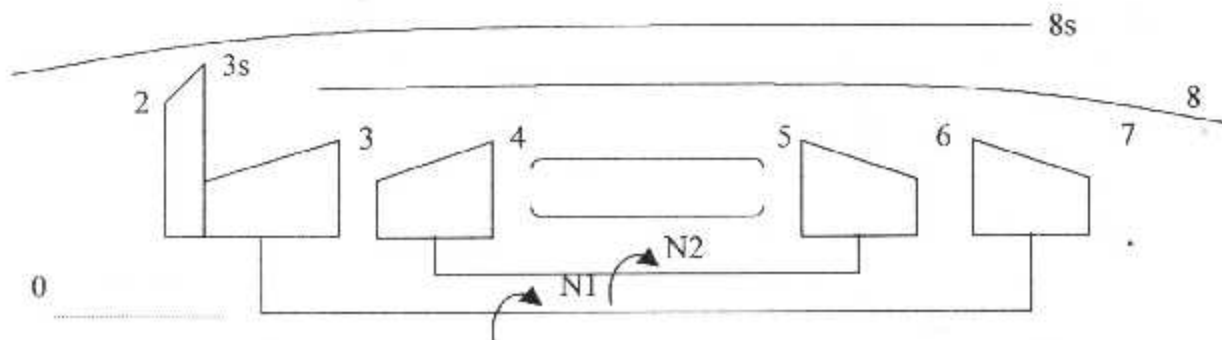
Station 7 : entrée tuyère

Station 8 : sortie tuyère

Station 3s : entrée canal d'éjection .

Station 8s : sortie canal d'éjection .

La disposition des stations du moteur est indiqué dans la figure suivante :



IV.5.1. Station (0) :

La pression et la température à l'entrée d'air sont définies par la loi de l'atmosphère standard :

$$T_0 = T_a - (0.0065.H) \quad (IV.10)$$

$$P_0 = P_a \cdot \left(1 - \frac{H}{44330,77}\right)^{5,25588} \quad (IV.11)$$

IV.5.2. Station (2) :

Les paramètres à l'entrée du fan sont :

La pression :

$$P_{2i} = P_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \cdot \epsilon_{02} \quad (IV.12)$$

La température :

$$T_{2i} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2\right) \quad (IV.13)$$

Le débit d'air primaire q_1 :

$$q_1 = q \cdot \left(\frac{1}{1 + \lambda}\right) \quad (IV.14)$$

IV.5.3. Station (3s) :

Les paramètres à la sortie du fan sont :

La pression :

$$P_{3si} = P_{2i} \cdot \Pi_F \quad (IV.15)$$

La température :

$$T_{3si} = T_{2i} \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta_F} \cdot (\Pi_F^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1)\right] \quad (IV.16)$$

IV.5.4. Station (8s) :

Les paramètres à la sortie de la tuyère secondaire sont :

La vitesse d'échappement des gaz frais :

Pour cela on définit

Le taux de détente :

$$rc_{38s} = P_{8si} / P_{3si} \quad (IV.17)$$

$$P_{8si} = P_0 \quad (\text{pour une tuyère adapté})$$

Donc :

$$C_{8s} = \sqrt{2 \cdot \eta_{a2} \cdot \frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1} \cdot r_a \cdot T_{3si} \cdot \left[1 - \frac{1}{rc_{38s}^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}}\right]} \quad (IV.18)$$

Le débit d'air secondaire q_2 :

$$q_2 = q \cdot \left(\frac{\lambda}{1 + \lambda}\right) \quad (IV.19)$$

IV.5.5. Station (3) :

Les paramètres à la sortie compresseur basse pression sont :

La pression :

$$P_{3i} = P_{2i} \cdot \Pi_{CBP} \quad (IV.20)$$

La température :

IV.5.6. Station (4) :

$$T_{3i} = T_{2i} \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta_{CBP}} \cdot \left(\Pi_{CBP}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1 \right) \right] \quad (IV.21)$$

Les paramètres à l'entrée de la chambre de combustion sont :

La pression :

$$P_{4i} = P_{3i} \cdot \varepsilon_{24} \cdot \Pi_{CHP} \quad (IV.22)$$

La température :

$$T_{4i} = T_{3i} \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta_{CHP}} \cdot \left(\Pi_{CHP}^{\frac{\gamma_a-1}{\gamma_a}} - 1 \right) \right] \quad (IV.23)$$

IV.5.7. Station (5) :

Les paramètres à l'entrée de la turbine haute pression sont :

La pression :

$$P_{5i} = (1 - \varepsilon_{45}) \cdot P_{4i} \quad (IV.24)$$

La température :

T_{5i} est estimé par le constructeur

IV.5.8. Station (6) :

Les paramètres à la sortie de la turbine haute pression sont :

La pression :

$$P_{6i} = P_{5i} \cdot \varepsilon_{45} \cdot \Pi_{THP} \quad (IV.25)$$

La température :

$$T_{6i} = T_{5i} \cdot \left[1 + \eta_{THP} \cdot \left(\Pi_{THP}^{\frac{\gamma_k-1}{\gamma_k}} - 1 \right) \right] \quad (IV.26)$$

IV.5.9. Station (7) :

Les paramètres à la sortie de la turbine basse pression sont :

La pression :

$$P_{7i} = P_{6i} \cdot \Pi_{TBP} \quad (IV.27)$$

La température :

$$T_{7i} = T_{6i} \cdot \left[1 + \eta_{TBP} \cdot \left(\Pi_{TBP}^{\frac{\gamma_k-1}{\gamma_k}} - 1 \right) \right] \quad (IV.28)$$

IV.5.10. Station (8) :

Les paramètres à la sortie de la tuyère primaire sont :

Taux de détente :

$$rd_{78} = \frac{P_8}{P_{7i}} \quad (IV.29)$$

Car $P_8 = P_0$ (tuyère adaptée)

$rd_{78 \text{ critique}} = CCr_1$ (Taux de détente critique)

$$CCr_1 = \left[\frac{\gamma_g + 1}{2} \right]^{\frac{\gamma_g}{(\gamma_g - 1)}} \quad (IV.30)$$

La vitesse d'échappement des gaz chauds :

Si $rd_{78} > CCr_1$

Alors :

$$C_{sp} = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma_g}{\gamma_g + 1} \cdot r_a \cdot T_{7i}} \quad (IV.31)$$

Si non :

$$C_{sp} = \sqrt{2 \cdot \eta_{tu1} \cdot \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \cdot r_g \cdot T_{7i} \cdot \left[1 - \frac{1}{rd_{78}^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \right]} \quad (IV.32)$$

IV.6. Calcul des caractéristiques générales du moteur : [3]

IV.6.1. Vitesse du vol : $V = M \cdot a$ avec :

$$a = \sqrt{\gamma_a \cdot r_a \cdot T_0} \quad (IV.33)$$

IV.6.2. La poussé :

Primaire : $T_1 = q_1 \cdot (C_{sp} - V)$

Secondaire : $T_2 = q_2 \cdot (C_{s2} - V)$

Totale : $T = T_1 + T_2 + FFc \cdot C_{sp}$ (IV.34)

IV.6.3 : La consommation

Horaire : $C_h = FFc \cdot 3600$ (IV.35)

Spécifique : $C_{sp} = C_h / T$ (IV.36)

IV.6.4. Bilan des puissances :**IV.6.4.1. Puissance de propulsion :**

cette puissance est fournie par le moteur :

$$P_{prop} = T \cdot V \quad (IV.37)$$

IV.6.4.2. Le rendement :

$$\eta_{prop} = (T_1 + T_2) \cdot V \cdot q_1 / \left[\frac{q_1 \cdot (C_{8p}^2 - V^2)}{2} + \frac{q_2 \cdot (C_{8s}^2 - V^2)}{2} \right] \quad (IV.38)$$

IV.6.4.3. Puissance thermique :

c'est la puissance cinétique fournie au fluide qui traverse les différentes parties du moteur :

$$P_{th} = \frac{q_1 \cdot (C_{8p}^2 - V^2)}{2} + \frac{q_2 \cdot (C_{8s}^2 - V^2)}{2} \quad (IV.39)$$

IV.6.4.4. Puissance calorifique :

c'est la puissance fournie par le combustible lors de sa combustion :

$$P_{cal} = FFC \cdot P_{ct} \cdot \eta_{cc} \quad (IV.40)$$

IV.6.4.5. Puissance thermique :

$$\eta_{th} = P_{th} / P_{cal} \quad (IV.41)$$

IV.6.4.6. Le rendement globale :

$$\eta_{gl} = \eta_{prop} \cdot \eta_{th} \quad (IV.42)$$

IV.7. Calcul du taux de dégradation des performances : [5]**IV.7.1. Taux de dégradation du N_{1en} [%] :**

$$N_{1d} [\%] = \left(\frac{N_{1a} - N_{1c}}{N_{1a}} \right) * 100 \quad (IV.43)$$

IV.7.2. Taux de dégradation du N₂ en [%] :

$$N_{2a} [\%] = \left(\frac{N_{2a} - N_{2c}}{N_{2a}} \right) * 100 \quad (IV.44)$$

IV.7.3. Taux de dégradation du FF en [%] :

$$FF_d[\%] = \left(\frac{FF_a - FF_c}{FF_a} \right) * 100 \quad (IV.45)$$

IV.7.4 Taux de dégradation du EGT en [%] :

$$EGT_d[\%] = \left(\frac{EGT_a - EGT_c}{EGT_a} \right) * 100 \quad (IV.46)$$

IV.8. Introduction :

La résolution des problèmes mathématiques est simplifiée grâce à l'avancement technique de l'outil informatique, dans les deux domaines (software et hardware), à titre d'exemple on peut trouver des micros ordinateurs avec une vitesse d'horloge de 600 Mhz, cette grande vitesse diminue considérablement le temps de calcul.

De même dans le domaine software l'évolution des langages de programmation est très rapide, pour cela nous avons choisi d'écrire notre programme en C++builder3 qui présente les avantages suivants :

- Accès direct à la mémoire et aux ports du microprocesseur.
- Fichiers de données à accès directs,
- Il est orienté vers le calcul scientifique,
- Intégrations des diverses unités pour la gestion du système, environnement graphique, les périphériques ..etc,
- Possibilités de créer ses propres unités de programmes.

IV.8.1. Introduction au C++ Builder3 :

Pour utiliser correctement le C++builder3 la configuration suivante est nécessaire pour le micro-ordinateur :

- ☞ Pentium I ou plus.
- ☞ Système d'exploitation (Microsoft Windows 98 ou Windows NT version 3.51),
- ☞ Une capacité de 16 Mega-octets de mémoire,
- ☞ Un moniteur VGA (SVGA recommandé),

IV.9. Description du logiciel :

Un logiciel est un ensemble de programmes qui permettent de résoudre un ou plusieurs problèmes.

Notre but est de remplacer l'utilisation de l'abaque qui comporte les paramètres de contrôle fixes par le constructeur en vol de croisière par un ensemble de programme sous forme de logiciel qui présente des grands avantages par rapport à l'utilisation manuelle de l'abaque en utilisant comme données (Input) la température totale du moteur (TAT) et le rapport de pression (EPR) , à fin de pouvoir calculer les taux de dégradation des performances due à l'installation du HushKit et au vieillissement du moteur.

Ce logiciel aura pour nom (VOSTOK).

Ce Logiciel utilise trois fichiers de données qui présentent tous les paramètres moteur enregistrés en vol de croisière (*C.R.M*) pour chaque type de moteur.

Le logiciel comporte six fichiers de résultats :

- PIF1.dat : pour le calcul de la vitesse de rotation (*NI*) fixée par le constructeur
- PIF2.dat : pour le calcul de la vitesse de rotation (*N2*) fixée par le constructeur,
- PIF3.dat : pour le calcul de la vitesse d'éjection des gaz (*EGT*) fixée par le Constructeur,
- PIF4.dat : pour le calcul des paramètres de contrôle fixé par le Constructeur,

Utilisant comme Input (*TAT*, *EPR*).

- PIF5.dat : pour le calcul des taux de dégradation des paramètres de contrôle,
- PIF6.dat : pour le calcul des dégradations, de la poussée spécifique, de la consommation spécifique ainsi que les différents rendements.

Utilisant comme Input (*TAT*, *EPR*), ainsi que les paramètres de contrôle enregistré en vol.

L'interface de ce Logiciel rend son utilisation très facile.

IV.10. Guide d'utilisation :

Pour lancer le logiciel, il suffit de cliquer deux fois sur l'icône qui porte le nom :
737(JT8D-15) :

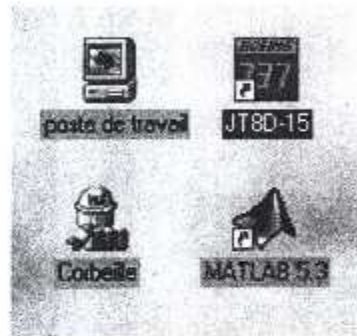


Figure (IV.1) L'icône de Lancement du Logiciel

Un menu principal apparaît, contenant trois options qu'on peut lire de gauche à droite suivant l'ordre ci-après :

- Choix du moteur,
- Affichage des résultats,
- Help.



Figure (IV.2) : Le Menu Principal

La première option contient un sous-menu avec quatre modules qui sont aussi présentés sous forme des boutons à fin de simplifier l'utilisation de ce Logiciel :

- Moteur hushkité.
- Moteur non hushkité.
- Moteur overhauled.
- Quitter.



Figure (IV.3) : Sous-Menu des Modules

Ces modules représentent les choix des moteurs a étudié pour le calcul du taux de dégradation correspondant au choix.

* Faire votre choix du module (Moteur HUSHKITE par exemple), en déplaçant le curseur dans le bouton désiré qui sera activer (couleur rouge) avec l'apparition d'une étiquette explicative, puis cliquer :



Figure (IV.4) : L'onglet du Module(MOTEUR HUSHKITE)

Cette sélection permet également d'afficher une boîte d'information pour confirmer l'exécution de votre choix, appuyez sur le bouton OK pour continuer :

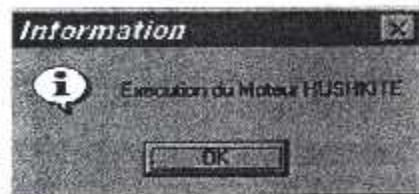


Figure (IV.5) : Boite d'Information

Cette deuxième fenêtre **Figure (IV.6)**, permet d'indiquer la bonne exécution du choix, il ne reste que de consulter les fichiers des résultats.



Figure (IV.6)

* Utilisés pour afficher les résultats l'option 'Affichage des résultats' ensuite le module ' Consulter les fichier *.dat '



Figure (IV.7)

* Appuyez sur le bouton OK pour confirmer la consultation d'un fichier *.dat:

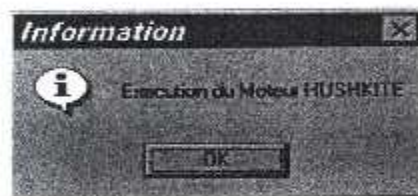


Figure (IV.8)

* Une fenêtre affichera les résultats finals de l'exécution du programme :

===== { MOTEUR NON HUSHKITE } =====
 =====L'exécution donne les résultats suivantes =====

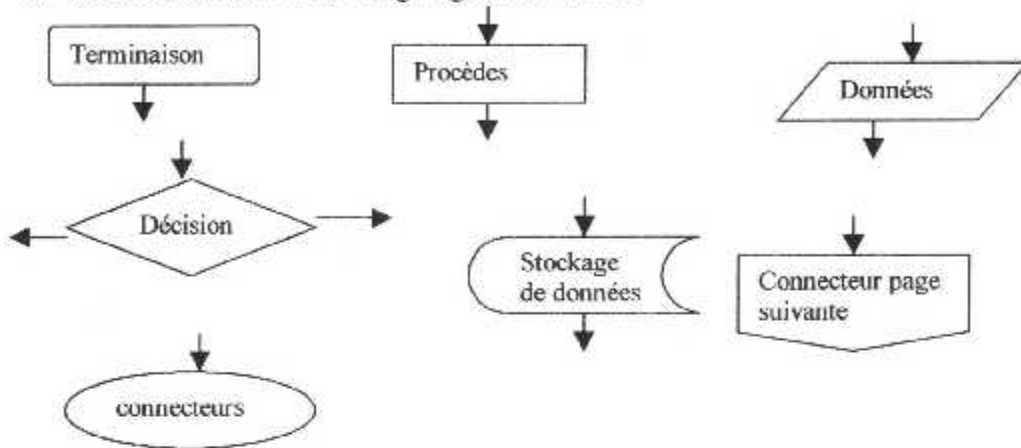
TAT[°c]	EPR	Wlo[%]	i
-30	1.74	78.30126	0
-32	1.82	79.73264	1
-14	1.70	79.87708	2
-15	1.76	81.05772	3
-19	2.02	86.46287	4
-28	1.85	81.02899	5
-24	1.84	81.43973	6
-13	1.81	82.50201	7
-19	1.91	83.84766	8
-20	1.78	80.72714	9
-13	1.80	82.27364	10
-30	1.91	82.05740	11
-26	1.94	83.40040	12
-24	1.92	83.26568	13
-13	1.69	79.80492	14

Figure (IV.9) : Fenêtre d’Affichage des Résultats

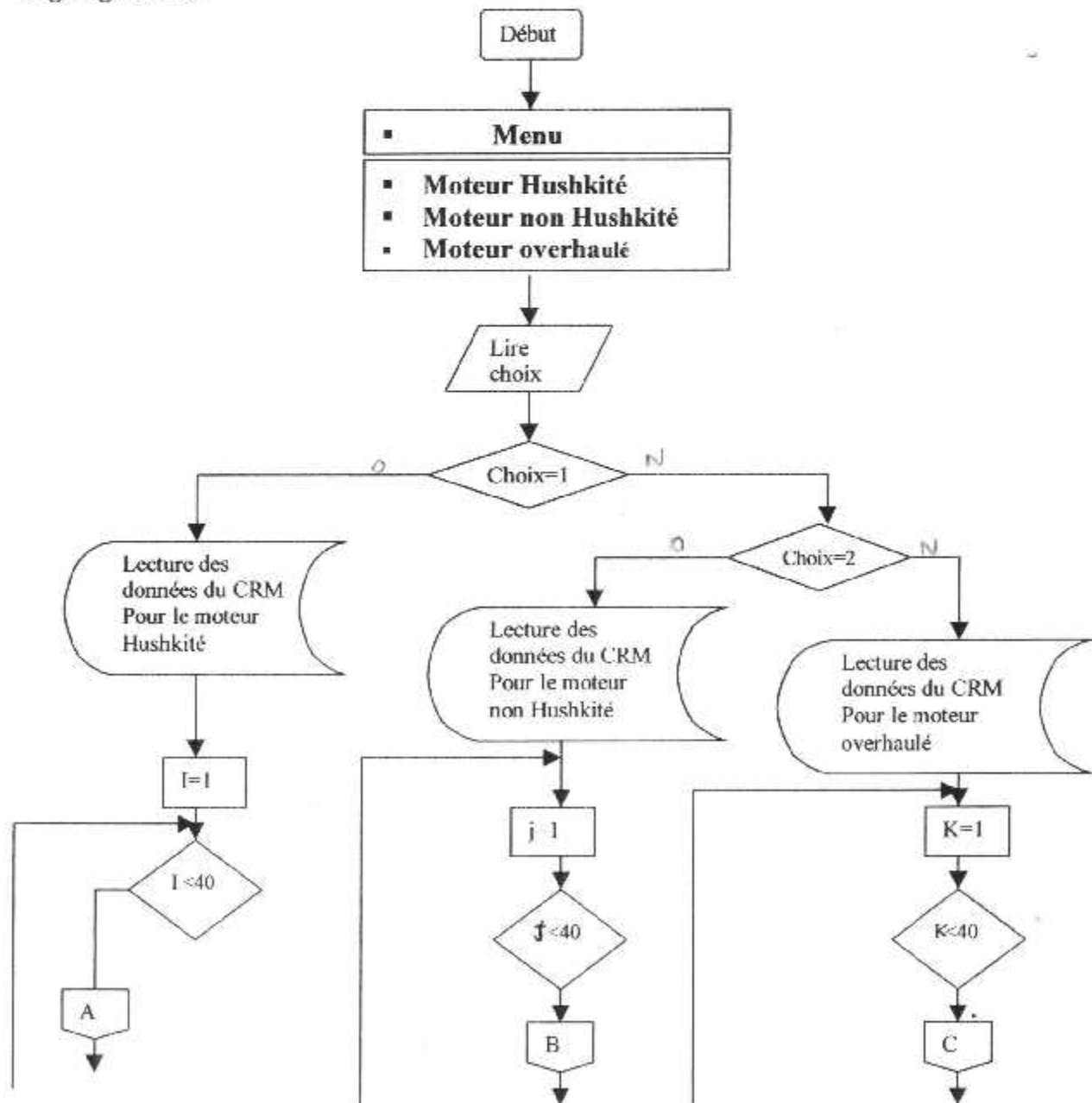
* La dernière option ' Help' contient la méthode d'utilisation du logiciel avec la définition des abréviations, avec un sous-menu 'A propos' indiquant le nom du logiciel ainsi que les noms des concepteurs

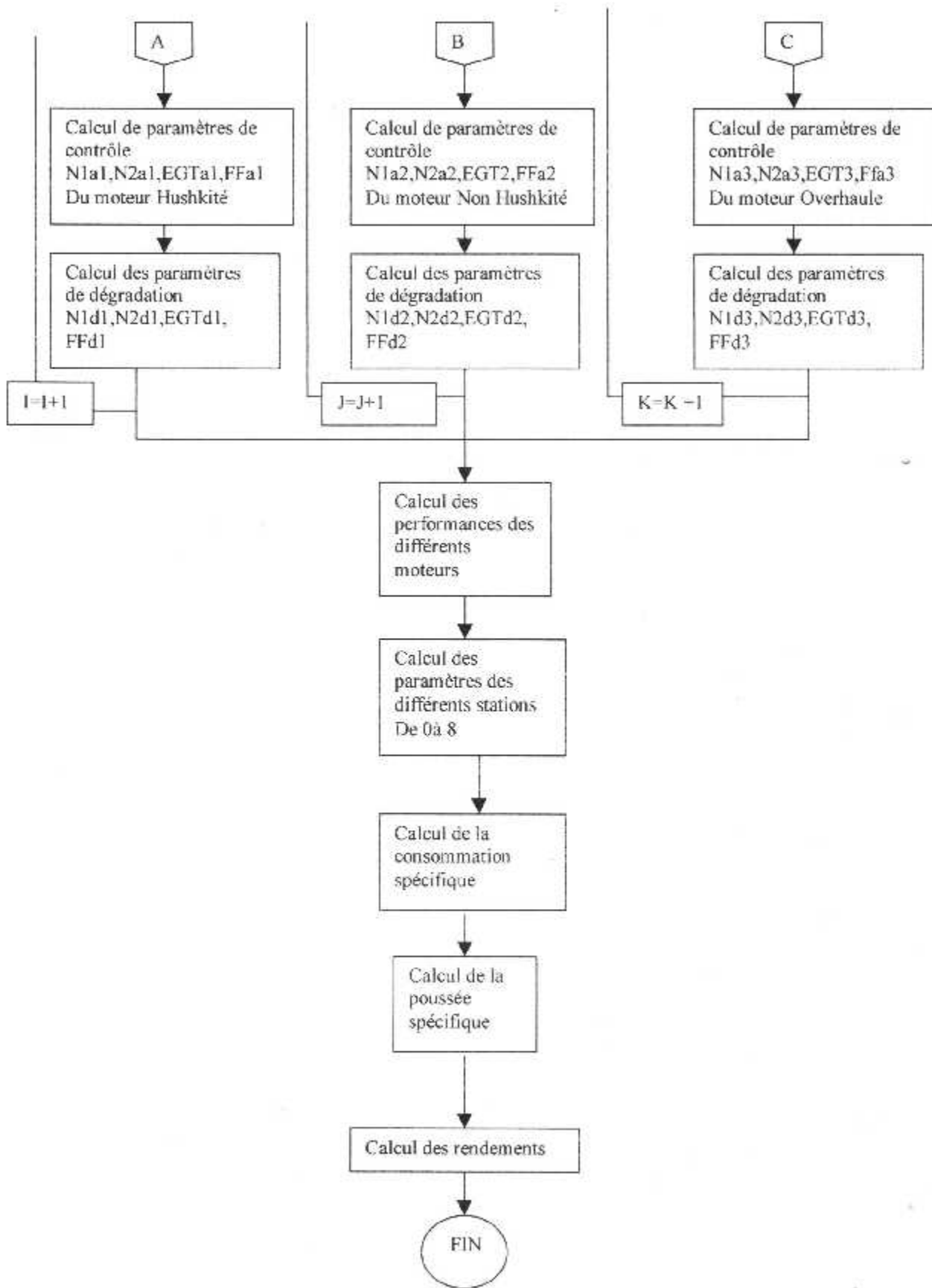
IV.11.1.1' organigramme :

Le schémas utilisée dans l'organigramme sont :



Organigramme :

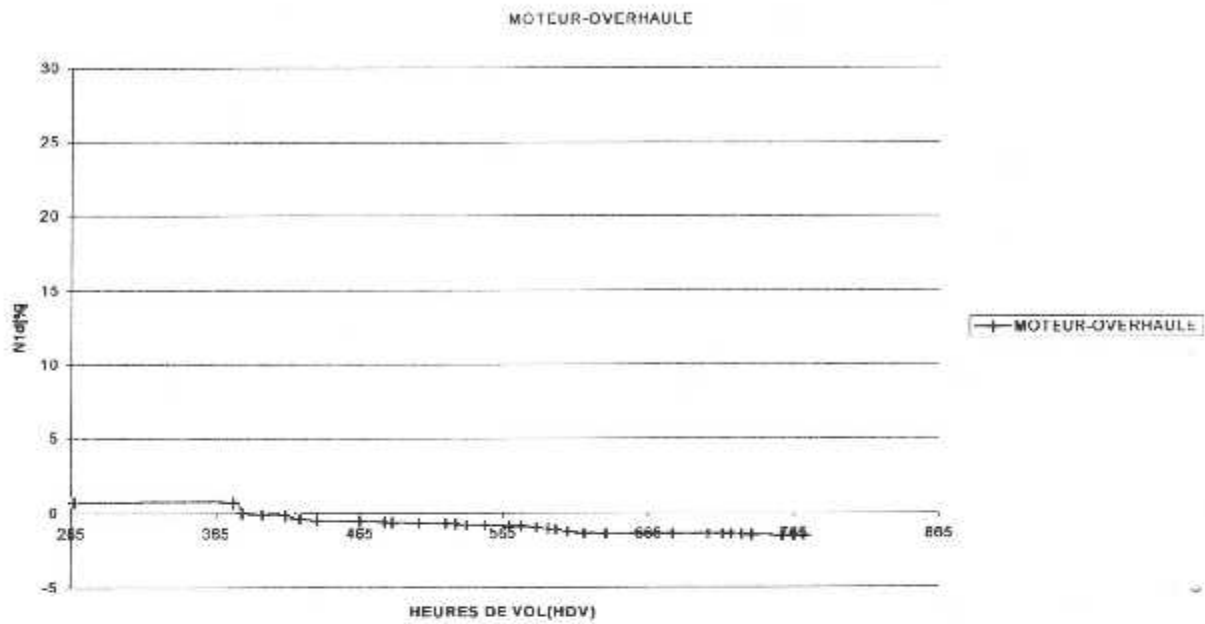




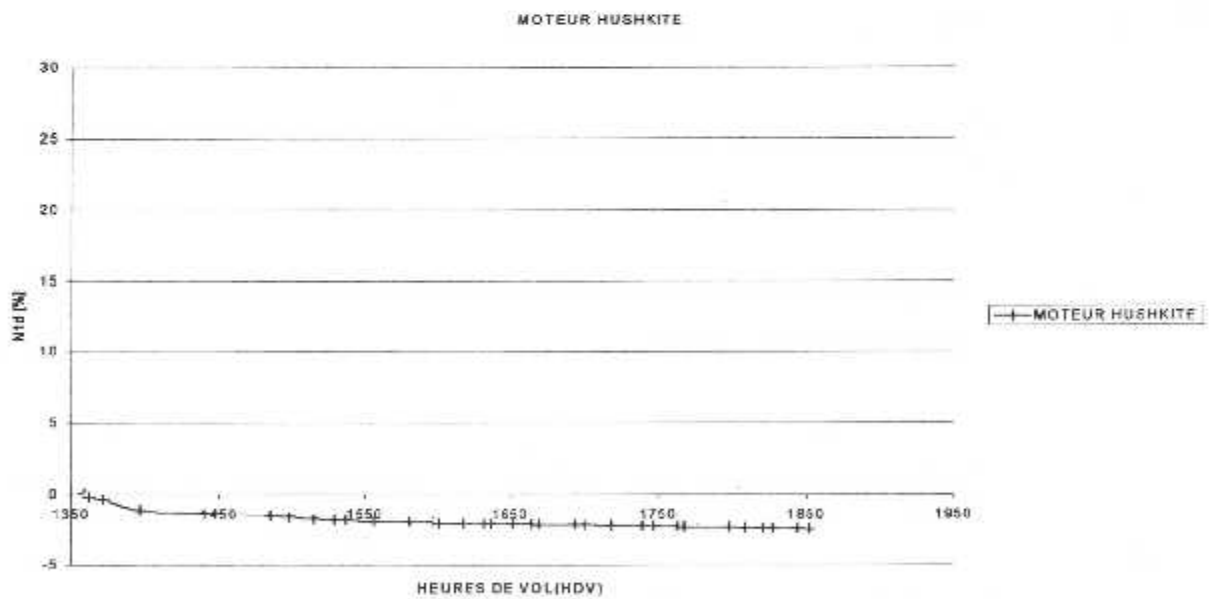
Chapitre V

Résultats & Interprétations

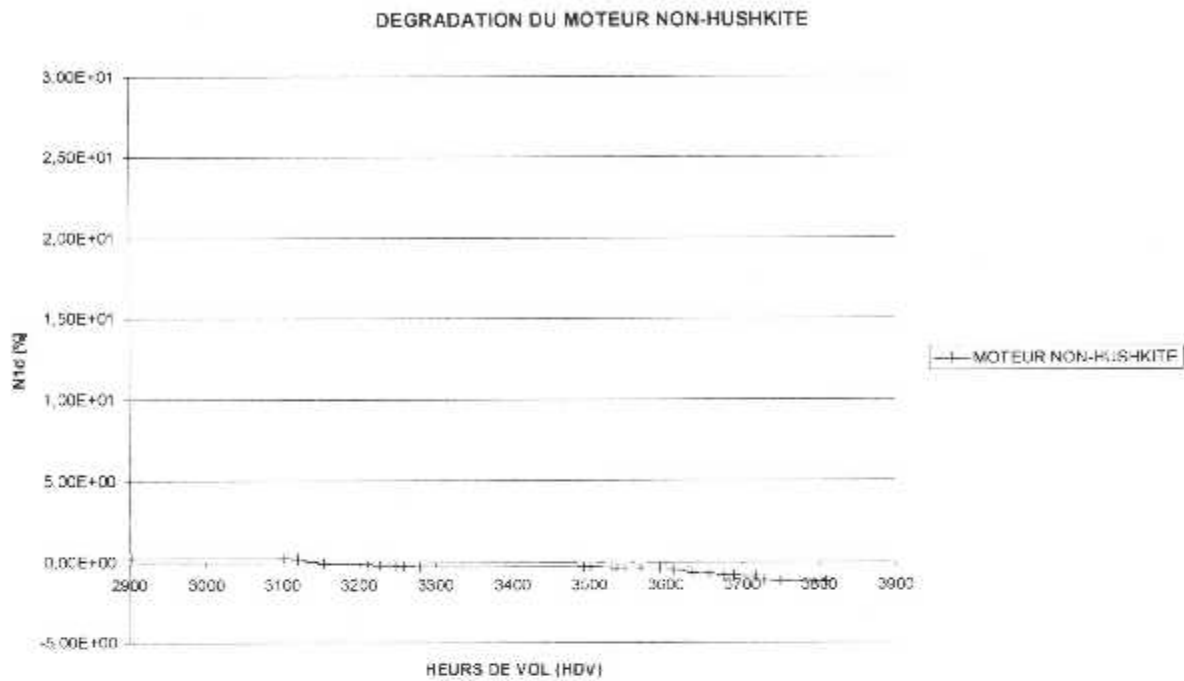
V.1. Présentation des graphes :



**Graph (V.1) Taux de dégradation du N1 en fonction des heures de vol
Pour un moteur OVERHAULE**



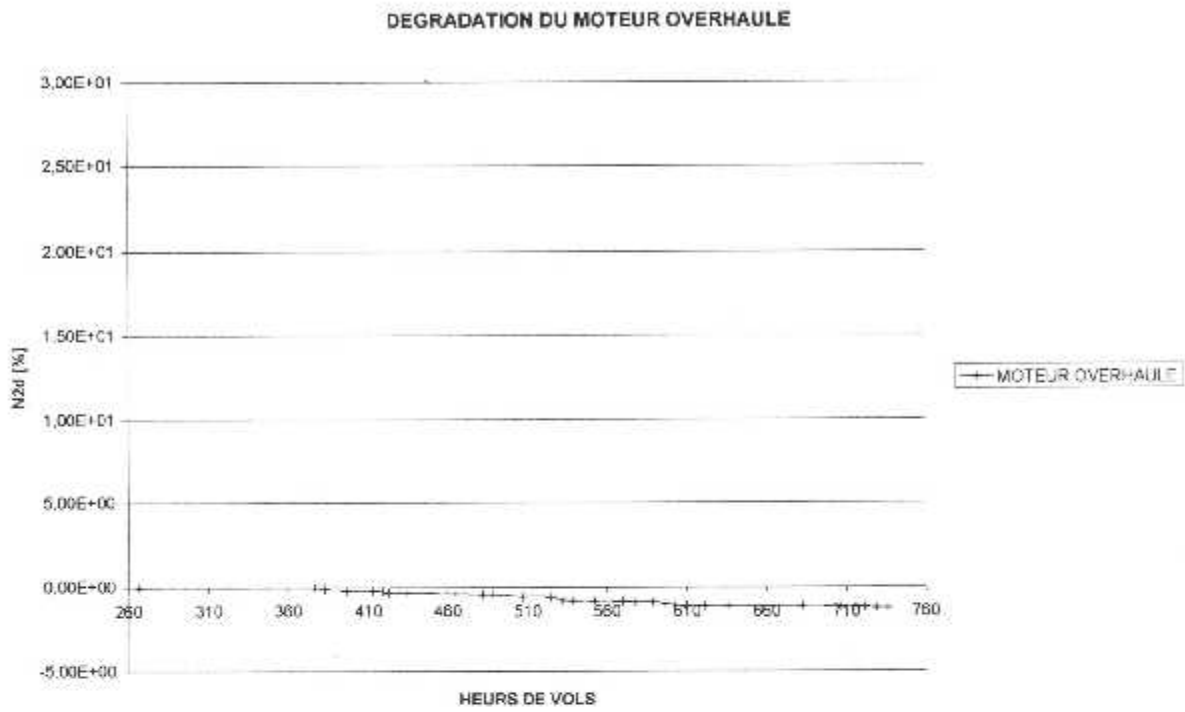
**Graph (V.2) Taux de dégradation du N1 en fonction des heures de vol
Pour un moteur HUSHKITE**



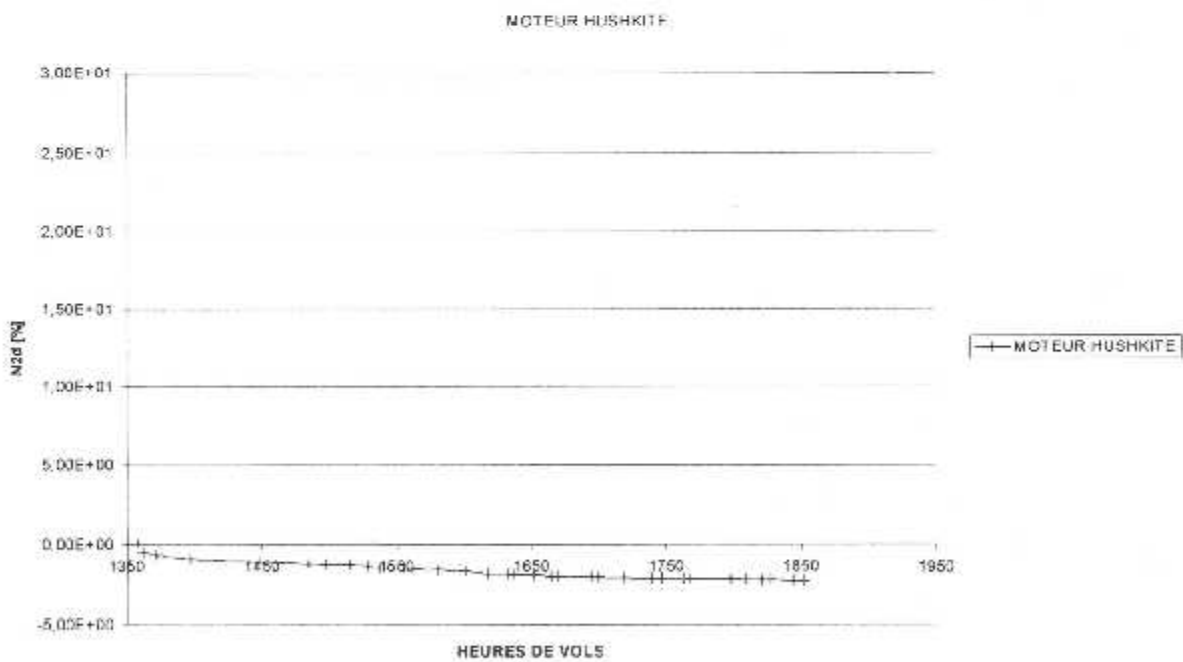
**Grphe (V.3) Taux de dégradation du N1 en fonction des heures de vol
Pour un moteur NON-HUSHKITE**



**Grphe (V.4) Taux de dégradation du N2 en fonction des heures de vol
Pour un moteur NON-HUSHKITE**



**Graphe (V.5) Taux de dégradation du N2 en fonction des heures de vol
Pour un moteur OVERHAULE**



**Graphe (V.6) Taux de dégradation du N2 en fonction des heures de vol
Pour un moteur HUSHKITE**

V.2 – Interprétation des graphes :

Nous avons choisie d'étudier trois types de moteur dont l'un est pris comme référence (*Overhaulé*) pour la comparaison des résultats à fin de mieux contourner les principaux paramètres qui accusent la dégradation des performances.

V.2.1. Dégradation du N1 et N2 :

V.2.1.1. Moteur Overhaulé [Grph(V.1, V.5)]

Pendant un intervalle de temps variant de 267 à 784 heure de vol, le taux de dégradation des vitesses de rotation des corps basse et haute pression ($N1d, N2d$) passe de ($0.726[\%]$ à $-1.5318[\%]$) pour le régime ($N1$) et de ($0.777[\%]$ à $-1.3141[\%]$) pour le régime ($N2$), ce qui accuse une augmentation du débit carburant et donc de la consommation spécifique.

A noté ici, que le taux de dégradation des deux régimes relativement négative signifie que les valeurs mesurées dépassent celle fixée par le constructeur.

A partir de 784 et jusqu'à 818 heure de vol l'écart des paramètres de contrôle ($N1, N2$) par rapport aux normes marquent une légère augmentation en dépassant le seuil pour atteindre des valeurs respectivement d'enivrants $-1.717 [\%]$ et $-1.372 [\%]$.

V.2.1.2 Moteur Hushkité : [Grph. (V. 2, V.6)]

L'effet d'installation du Hushkité sur le moteur avec un potentiel de vol relativement grand accuse une influence sur les performances notamment sur la consommation spécifique, facteur le plus essentielle pour chaque compagnie aérienne.

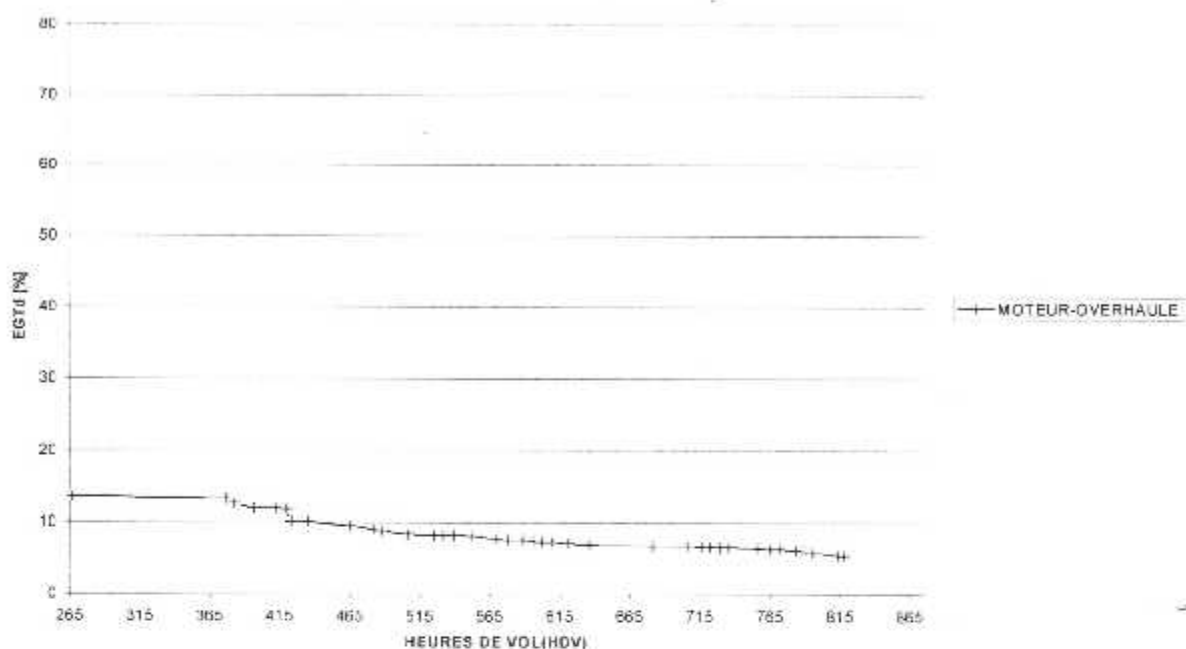
Le comportement du taux de dégradation qui ne cesse d'augmenter mais cette fois, d'une façon plus rapide par rapport au moteur Overhaulé.

Pendant toute la plage de vol d'environ 600 heure de vol, les principaux paramètres de contrôle ($N1, N2$), marquent cette fois une augmentation remarquable par rapport à celle constatée précédemment pour un moteur Overhaulé, en dépassant le seuil avec un maximum des valeurs respectivement d'enivrants $-2.426 [\%]$ et $-2.635 [\%]$, ce qui accuse une augmentation de la consommation spécifique.

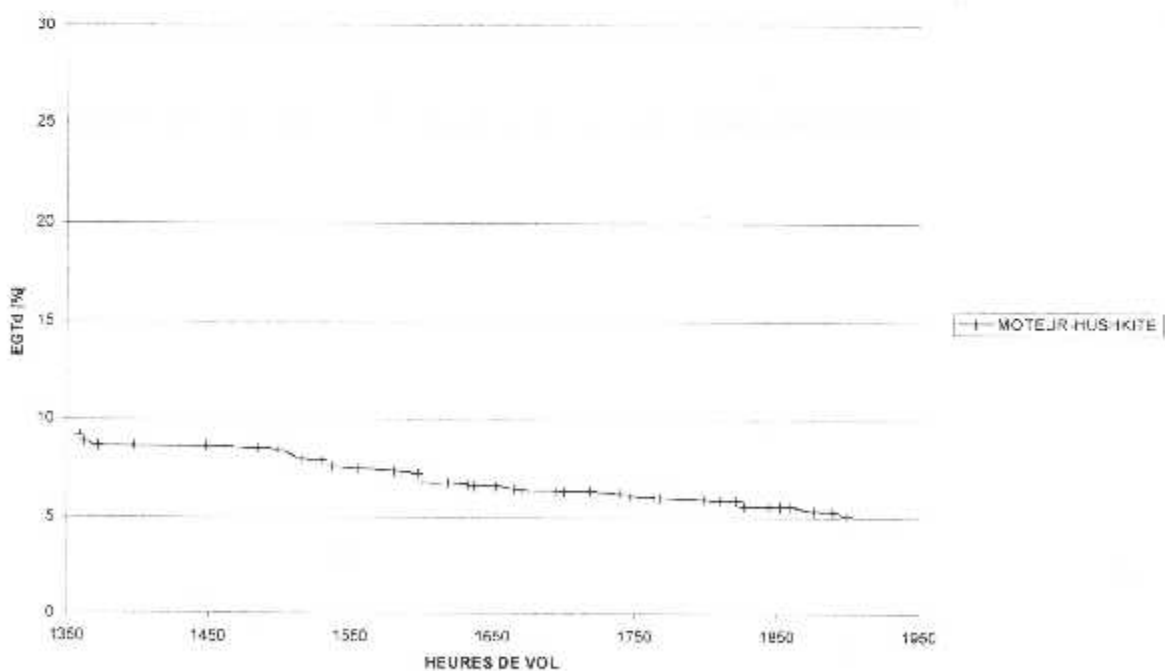
V.2.1.3. Moteur Non-Hushkité : [Grph. (V. 3, V.4)]

L'étude du comportement de dégradation de ce moteur nous a permis d'avoir un aperçu sur autre paramètre qui ne cesse d'influencé les performances, c'est bien le vieillissement du moteur due au grand nombre de vol effectué (~ 4000h).

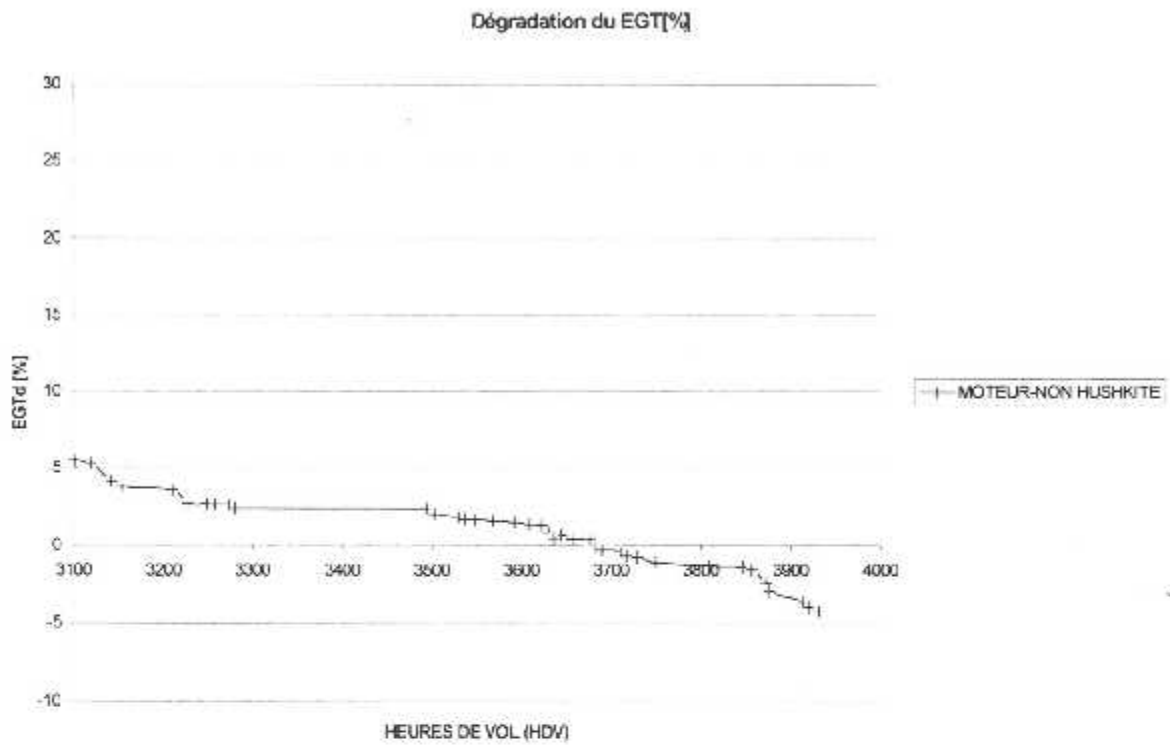
L'allure descendante de la famille des courbes de dégradation des paramètres, illustre le comportement du moteur sous l'influence du vieillissement, cependant on remarque pendant tout l'intervalle du vol effectué (800 heure de vol), que la dégradation des paramètres de contrôle ($N1, N2$) est négative, ce qui signifie qu'ils ont dépassé le seuil respectivement d'environ $1.203 [\%]$ et $3.976 [\%]$, ce qui accuse une augmentation de la consommation spécifique .



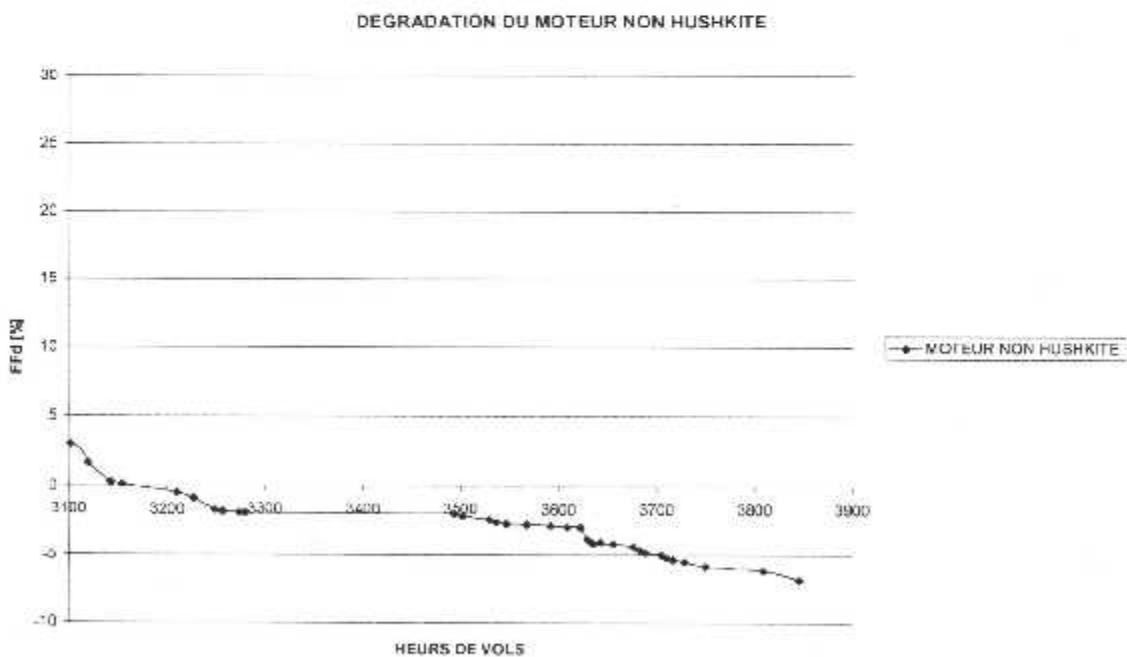
**Graphe (V.7) Taux de dégradation du EGT en fonction des heures de vol
Pour un moteur OVERHAULE**



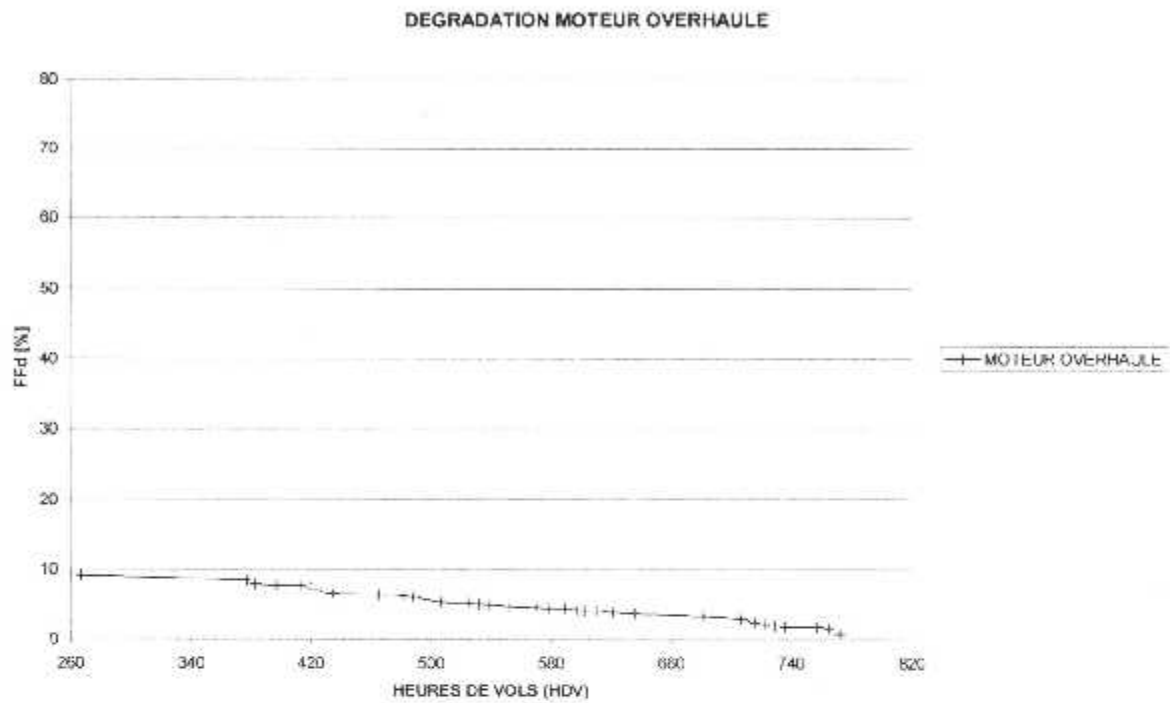
**Graphe (V.8) Taux de dégradation du EGT en fonction des heures de vol
Pour un moteur HUSHKITE**



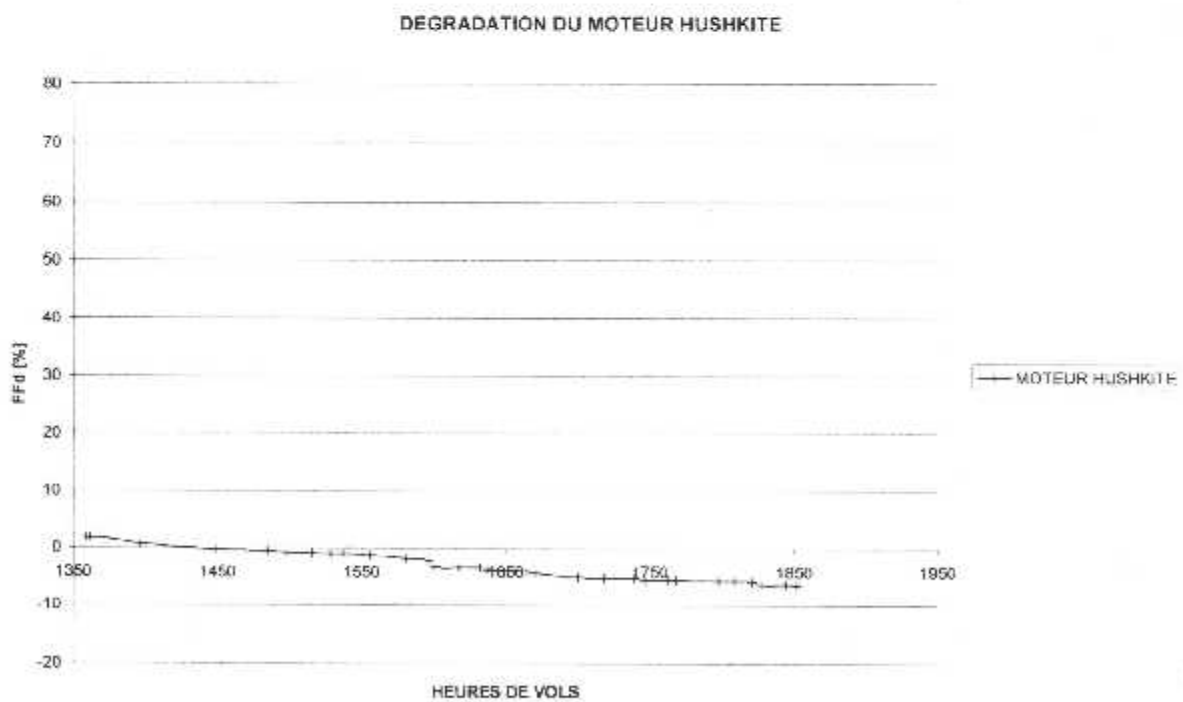
**Graphe (V.9) Taux de dégradation du EGT en fonction des heures de vol
Pour un moteur NON-HUSHKITE**



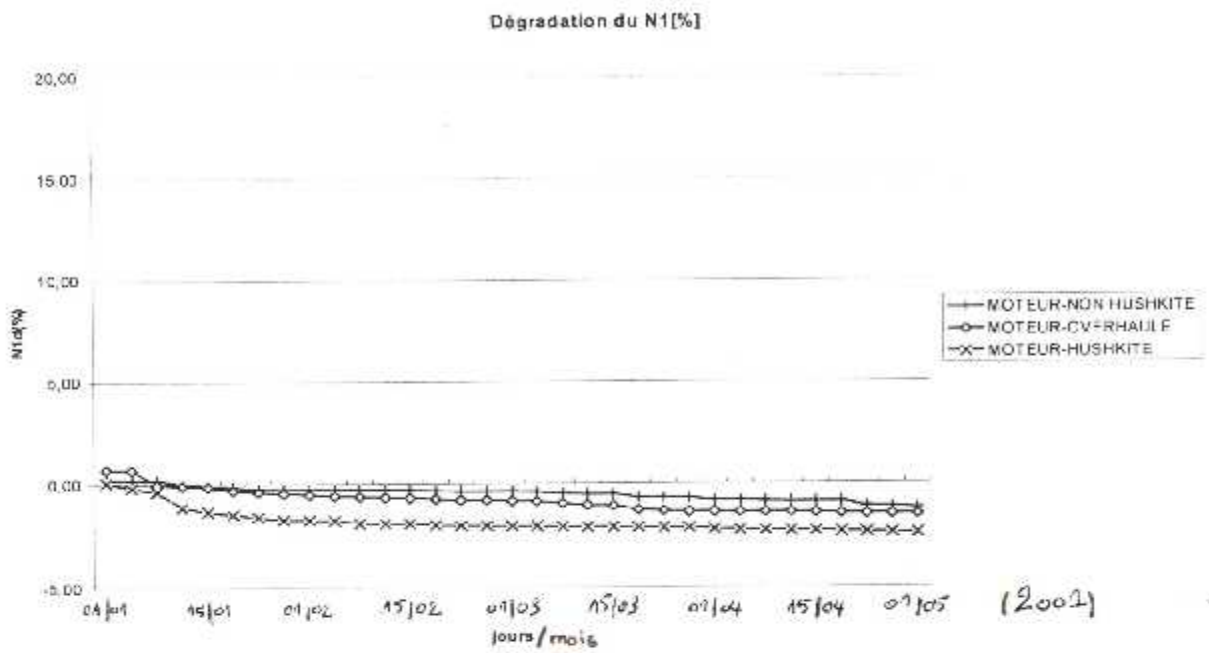
**Graphe (V.10) Taux de dégradation du FF en fonction des heures de vol
Pour un moteur NON-HUSHKITE**



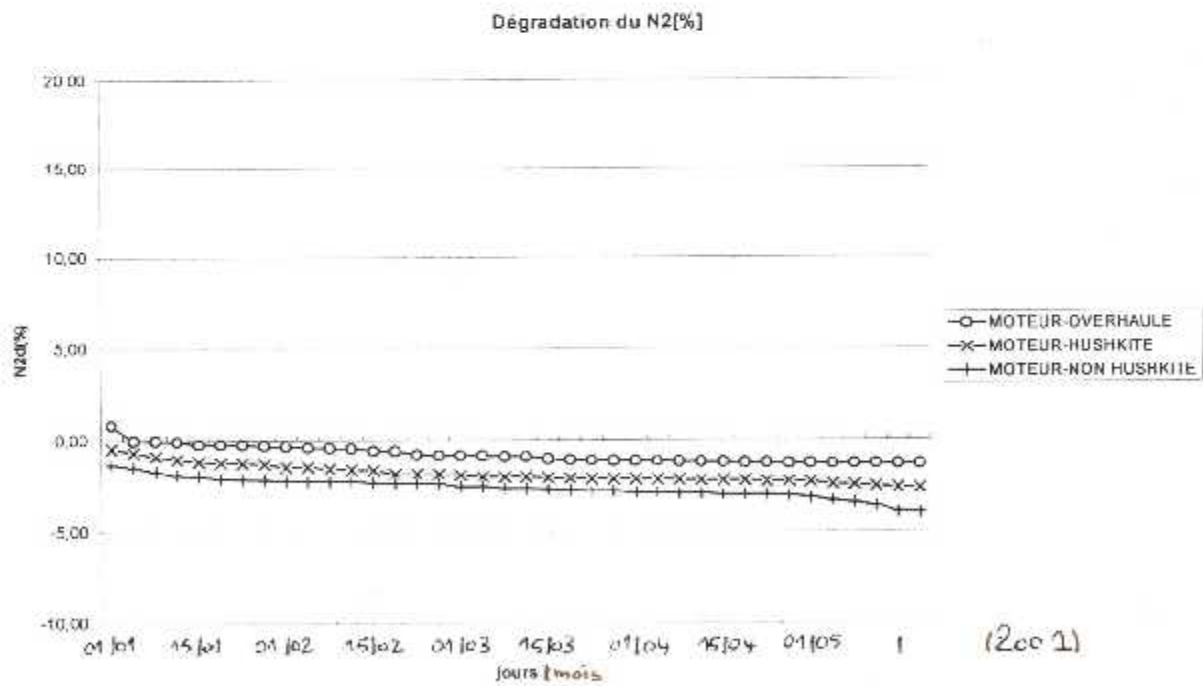
**Graphe (V.11) Taux de dégradation du FF en fonction des heures de vol
Pour un moteur OVERHAULE**



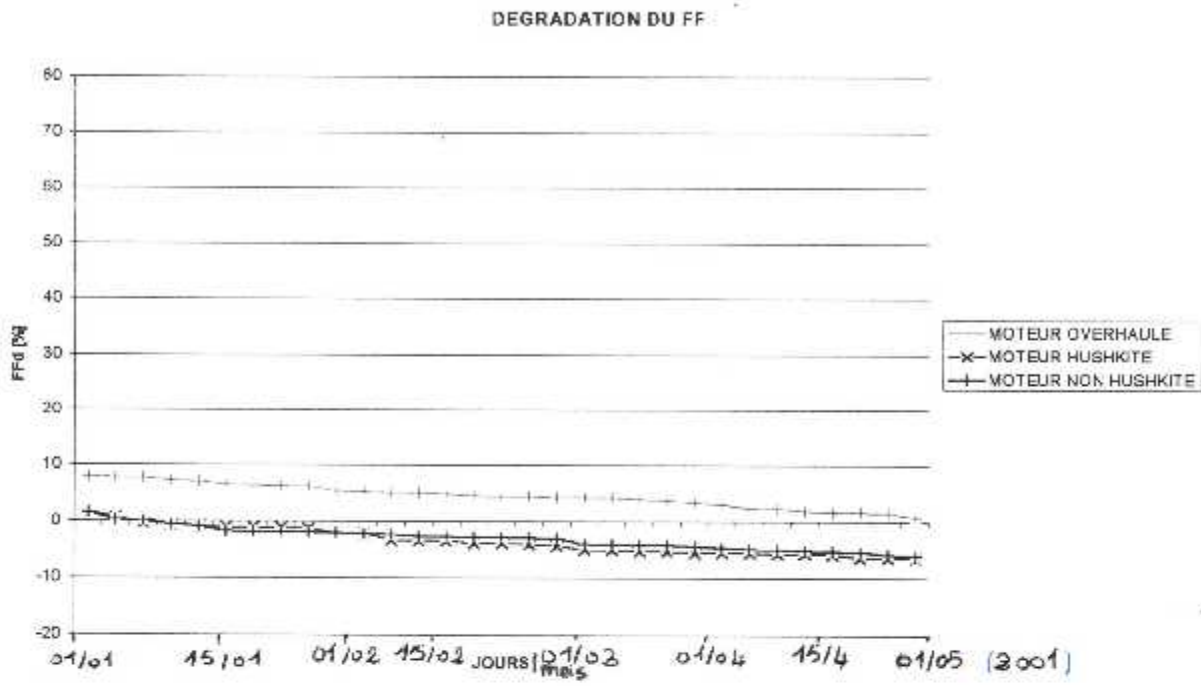
**Graphe (V.12) Taux de dégradation du FF en fonction des heures de vol
Pour un moteur HUSHKITE**



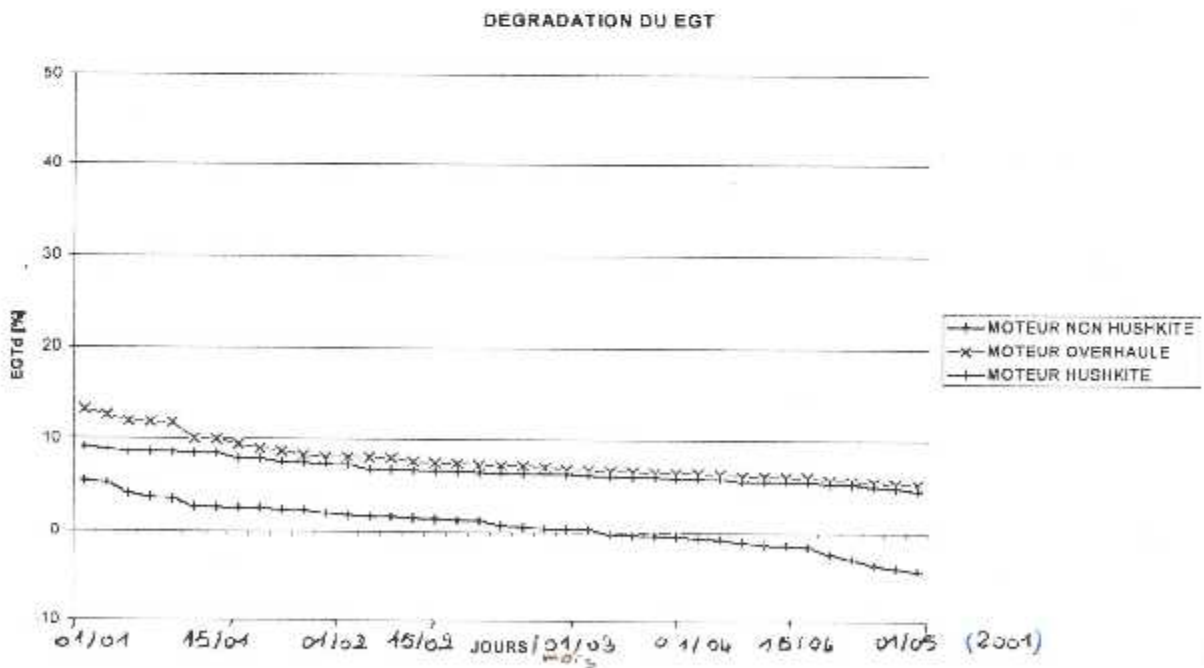
Graphe (V.13) Taux de dégradation du N1 en fonction des heures de vol Pour les trois moteurs



Graphe (V.14) Taux de dégradation du N2 en fonction des heures de vol Pour les trois moteurs



**Graphe (V.15) Taux de dégradation du N2 en fonction des jours
Pour les trois moteurs**



**Graphe (V.16) Taux de dégradation du EGT en fonction des jours
Pour les trois moteurs**

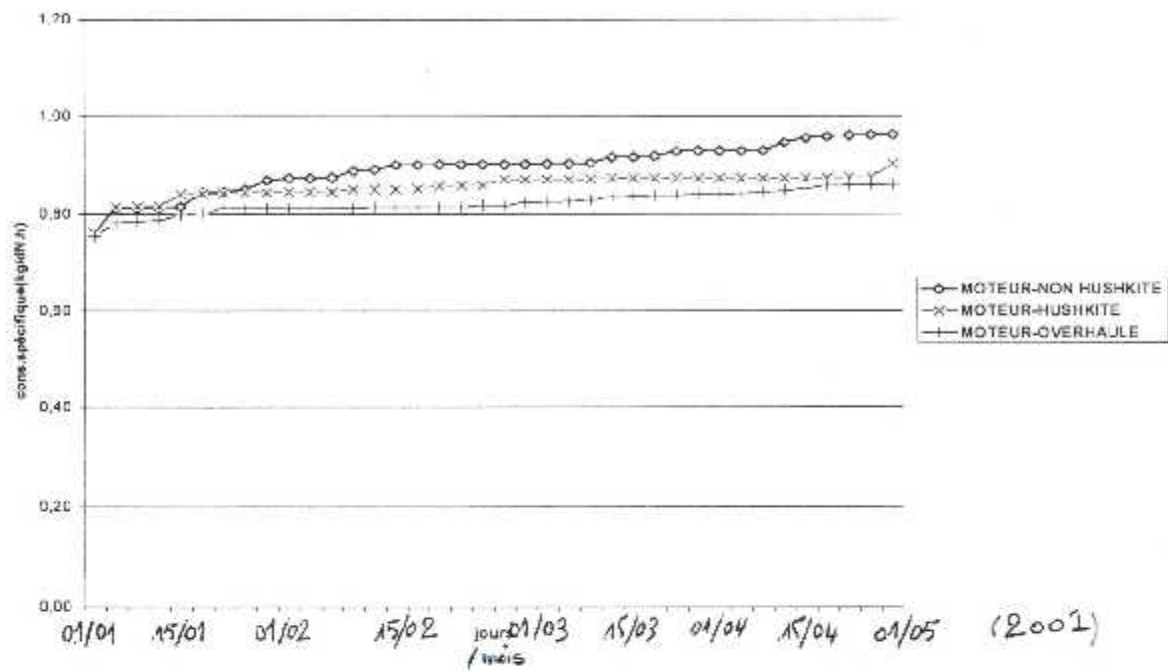


Figure (V.17) variation de la consommation spécifique des 3 moteurs en fonction des jours

Dégradation de la poussée

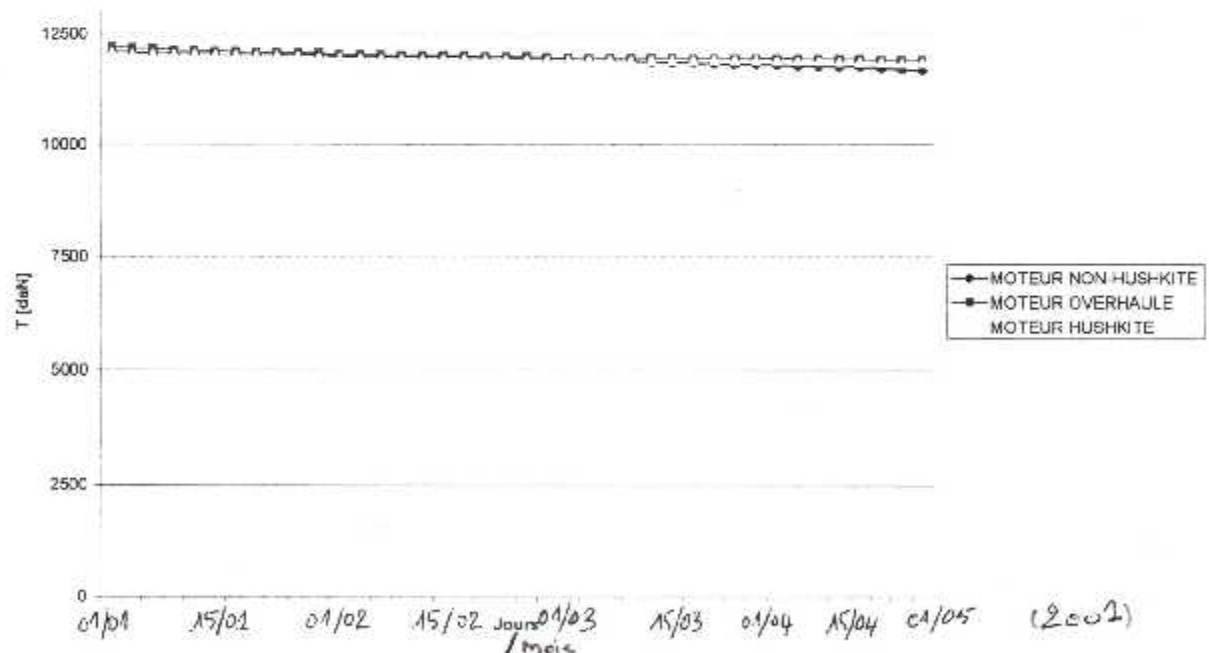


Figure (V.18) variation de la poussée des 3 moteurs en fonction des jours

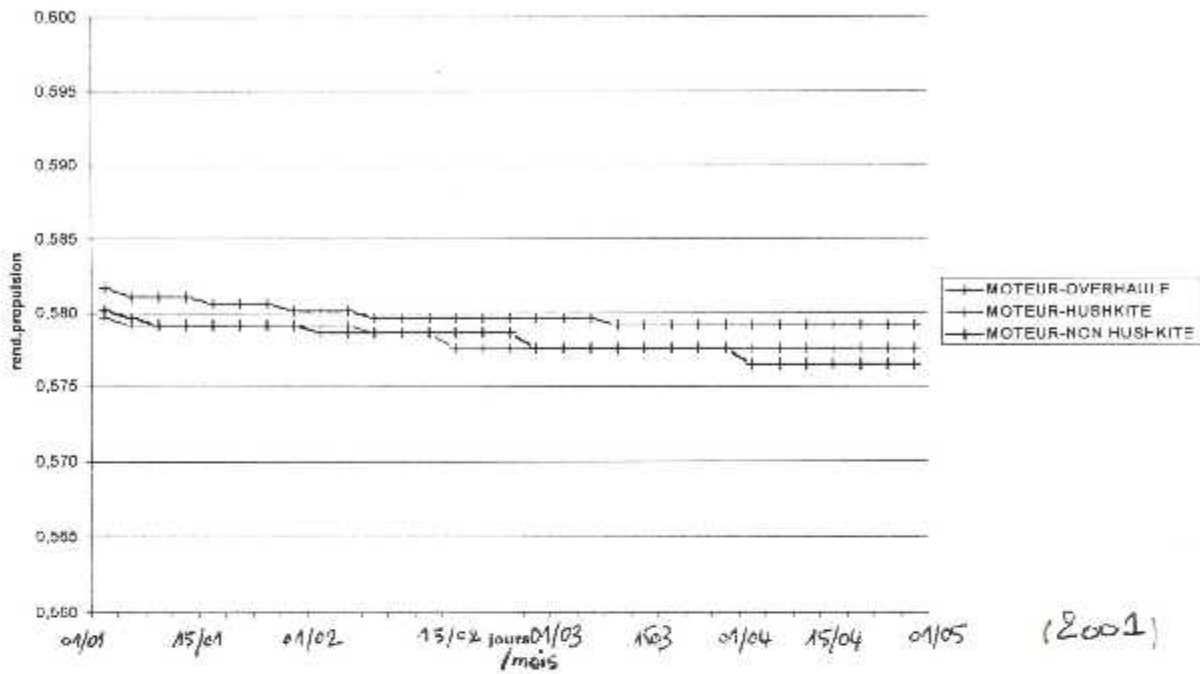


Figure (V.19) variation du rendement de propulsion des 3 moteurs en fonction des jours

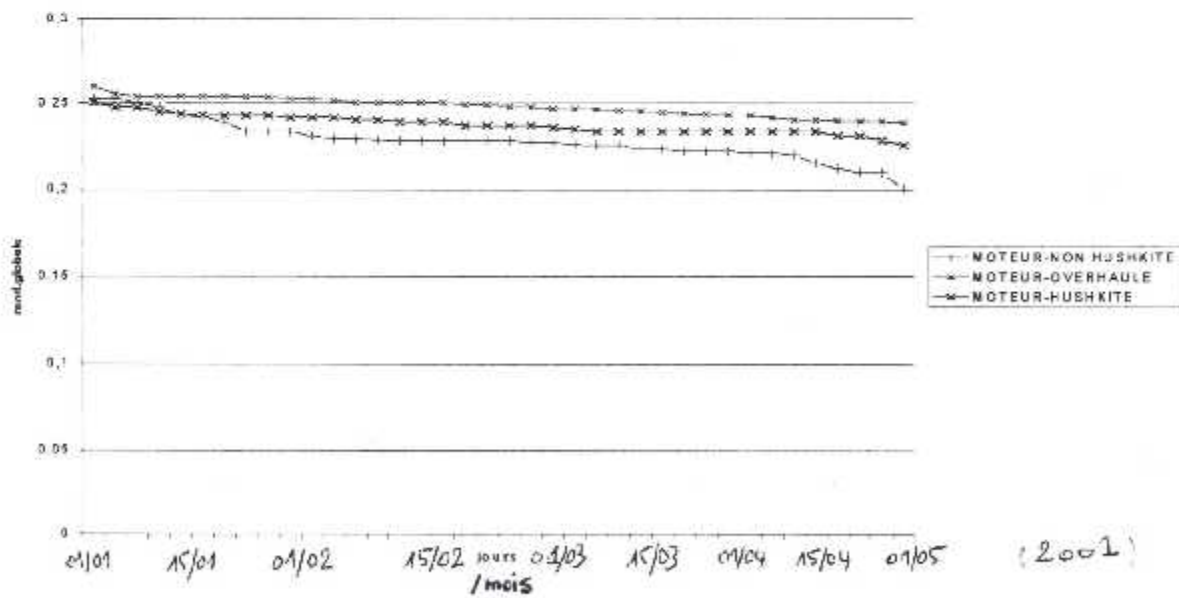


Figure (V.20) variation du rendement global des 3 moteurs en fonction des jours

V.2.2. Dégradation du EGT , FF et les différents rendement :

V.2.2.1. Moteur Overhaulé :

Pendant un intervalle de temps variant de 267 à 784 heure de vol, le taux de dégradation du débit carburant (FFd) est positif, l'écart entre les valeurs mesurés en vol ($C.R.M$) et celle fixé par le constructeur pour un fonctionnement normale en vol de croisière, passe de (9.161[%] à 0.151[%]), c'est à dire une diminution d'enivrant 9.01[%], ce qui va donner lieu à une augmentation de la consommation spécifique d'enivrant 0.107[Kg/dN.h] .

Dans ce même intervalle du vol, le taux de dégradation des vitesses de rotation des corps basse et haute pression accusent une augmentation du débit carburant et donc de la consommation spécifique constaté précédemment, à fin de garder une poussée spécifique relativement constante avec un rendement globale qui n'est d'autre que le produit des deux rendements propulsif et thermique reste proche de 0.25 dans la plus grande majorité de l'intervalle du vol [Grph. (V.18 ► V.20)], et cela dans les limites d'augmentation du (EGT) qui accuse aussi une légère augmentation dans la quelle l'écart passe de (13.581[%] à 6.094[%]) [Grph. (V.7 ,V.11)].

A partir de 784 et jusqu'à 818 heure de vol l'écart des paramètres de contrôle par rapport aux normes marquent une légère augmentation en dépassant le seuil pour atteindre la valeur -1.40 [%] pour le débit carburant FF , contrairement à (EGT) qui garde une valeur inférieur au seuil d'enivrant 5.545 [%].

On constate que le taux de dégradation des performances est relativement positif (sauf pour les deux vitesses de rotations qui prouvent un léger dépassement par rapport au seuil), et lente dans la plus grande majorité de l'intervalle du vol, aussi la variation semble se conformer aux normes fournies par le constructeur tout au moins l'allure semble être en accord, et cela est due au fait que le moteur vient de sortir de sa révision générale, ce qui caractérise son bon fonctionnement (apte à voler ~13000h).

V.2.2.2. Moteur Hushkitè :

L'effet d'installation du Hushkite sur le moteur avec un potentiel de vol relativement grand accuse une influence sur les performances notamment sur la consommation spécifique, facteur le plus essentielle pour chaque compagnie aérienne.

Le comportement du taux de dégradation qui ne cesse d'augmenté mais cette fois, d'une façon plus rapide par rapport au moteur Overhaulé.

Pendant toute la plage de vol d'enivrant 600 heure de vol, les FF marque cette fois une augmentation remarquable par rapport à celle constaté précédemment pour un moteur Overhaulé, en dépassant le seuil avec un maximum de valeur d'enivrant -7.692 [%], ce qui accuse une augmentation de la consommation spécifique d'enivrant 0.143[Kg/dN.h] ; c'est à dire une augmentation de 0.036[Kg/dN.h] par rapport au moteur overhaulé , contrairement à (EGT) qui garde une valeur inférieur au seuil d'enivrant 5.094 [%] . [Grph (V.8,V.12)].

En revanche, cette augmentation des vitesses de rotation qui ne cesse de dépasser le seuil, n'a pas pu garder une poussée spécifique relativement constante, cependant on constate une dégradation de celle-ci d'environ $13.563 [dN/kg.s^{-1}]$, c'est à dire une diminution de 5.853 par rapport à celle du moteur overhauled, avec chute du rendement globale d'environ 2% ce qui manifeste l'installation du Hushkit est plus précisément de sa partie essentielle (le mélangeur), qui tend à mixer les deux flux (primaire et secondaire), pour aboutir à une diminution de la vitesse d'éjection source principale du bruit du jet ; ainsi le rendement globale marque aussi une légère dégradation d'environ

Notons que, les normes fixés par le constructeur sont établie avec des coefficient de sécurité qui semble bien loin de l'état critique, ce qui nous amènes à dire que ces dégradations et leur différences par rapport aux normes fixés par le constructeur d'une part et leurs variation par rapport à celle du moteur overhauled pris comme référence d'une autre part semble être acceptable.

V.2.2.3. Moteur Non-Hushkité :

L'étude du comportement de dégradation de ce moteur nous a permis d'avoir un aperçu sur autre paramètre qui ne cesse d'influencé les performances, c'est bien le vieillissement du moteur due au grand nombre de vol effectué (~ 4000h).

L'allure descendante de la famille des courbes de dégradation des paramètres, illustre le comportement du moteur sous l'influence du vieillissement, cependant on remarque pendant tout l'intervalle du vol effectué (800 heure de vol), que la dégradation du FF est négative, ce qui signifie qu'il a dépassé le seuil respectivement d'environ $6.803 [\%]$, ce qui accuse une augmentation de la consommation spécifique d'environ $0.219 [Kg/dN.h]$, c'est à dire une augmentation de $0.112 [Kg/dN.h]$ par rapport au moteur overhauled, contrairement à (EGT) qui garde une valeur inférieure au seuil jusqu'à 600 heure de vol, après la quelle dépasse le seuil pour un maximum de $4.258 [\%]$ [Grph(V.9, V.10)]

Le rendement de propulsion marque une chute d'environ 0.4% .

Aussi, la poussée spécifique marque une dégradation d'environ $13.136 [\%]$, et le rendement globale diminue de 0.053 .

Le calcul de la pente des valeurs dégradé nous a permis d'avoir une idée sur la vitesse avec la quelle le moteur se dégrade est on a constaté qu'elle est plus rapide pour ce dernier moteur, car il est évident qu'après une certaine durée de mise en service, le turboréacteur s'encrasse et s'entartre, vu son bruit de jet et ces hautes températures de fonctionnement,

Conclusion

Conclusion

Dans le cadre de ce projet, nous avons effectué une étude comparative des principales performances du turboréacteur *JT8D-15* avec et sans *HUSHKIT* et leur taux de dégradation par rapport aux normes fixé par le constructeur 'pratt & withney' au moyen d'un abaque que nous avons transformé en Logiciel.

Le Logiciel que nous avons tenté de mettre au point permet le calcul des paramètres de contrôle du moteur fixé par le constructeur en vol de croisières, de faire une comparaison de ces derniers avec ceux enregistrés en vol (*C.R.M*), pour en déduire le taux de dégradation, surtout de la consommation spécifique qui est un facteur primordial pour toutes les compagnies.

Sur la base des résultats obtenus, nous avons constaté que une diminution relative de la poussée, avec une légère augmentation de la consommation spécifique du carburant d'environ 0.036 kg/daN.h due à l'installation du *HUSHKIT*, le coût de cette augmentation est inférieur aux taxes du bruit que doit payer la compagnie Air Algérie durant ses vols en destination d'Europe et surtout en France.

Bonc le *HUSHKIT*, est une solution à prix réduit pour le passage en classe 3, car les économies de carburant d'un nouvel avion sont compensées par les coûts plus élevés de maintenance, cependant la prolongation de la vie des moteurs avec des Hushkit exige les plus basses dépenses d'investissement

Notons ici que 'il faut faire un suivit du moteur Hushkité surtout quand il dépasse 3000 h de vol, car on a constaté l'apparition d'un autre paramètre qui ne cesse d'influencé les performances et qui vient s'ajouter à l'influence de cet atténuateur, c'est bien le facteur de vieillissement.

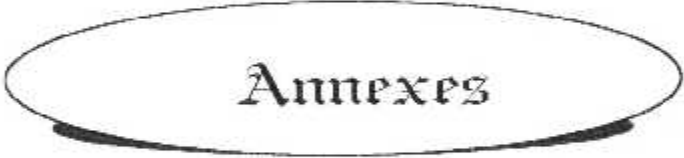
Notre but principal de ce travail c'est que les résultats obtenus ainsi que le Logiciel pouvaient être exploités par la compagnie Air Algérie, qui voudrait appliquer le *HUSHKIT* sur ses anciens avions classé chapitre 2 et qui représentent 85% de la flotte totale.

En fin, nous souhaitons bien que ce modeste travail constitue une base de données de recherche et qui ouvre la voie à d'autre étudiant intéressés par ce sujet.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] Protection de l'environnement : *O.A.C.I-Annexe16-volume1*
(17 novembre 1988)
- [2] Pratt&withney engine manual
(JT8D 1995)
- [3] Le turboréacteur théorie 2eme édition 1984
(g.lehmanet p.lepoury)
- [4] Théorie des turboréacteurs d'aviation
(édition Moscou 1967)
- [5]
- Gas turbine engine performance calculator
 - Initiation au thermopulsion
(j. carrier édition 1986)
- [6]
- Environnemental kits : JT8D engine –united technologie
 - Acoustique industrielle et aeroacoustique
(p&w.juin 1994)
- www.NORDAM.COM
 - WWW.FLYPAC.COM
 - WWW.PRATT&WITHNEY.COM
 - WWW.AVAERO.COM
 - WWW.DGAC.FR



Annexes

ANNEXE 16 / CHAPITRE 3 :**1. – AVIONS A REACTION SUBSONIQUE –**

Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 6 octobre 1977

2. – AVIONS A HELICES DE PLUS DE 5700 kg –

Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 1 janvier 1985 et avant le 17 novembre 1988

3. – AVIONS E HELICES DE PLUS DE 9000 kg –

Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 17 novembre 1988

3.1. Application :**3.1.1. Les normes du présent chapitre seront applicables:**

A tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste inférieure ou égale à 10 m à la masse maximale de navigabilité, au sujet desquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée ou un autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977;

3.2. Points de référence de mesure du bruit :

3.2.1. Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes.

3.2.2. Point de mesure du bruit pendant les essais :

3.2.2.1. Si les point de mesure du bruit ne sont pas situés aux point de référence de détermination du bruit, les corrections dues aux différences de position de ces point devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.

3.2.2.2. un nombre suffisant de point de mesure du bruit latéral seront utilisée pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. pour les avions à réaction, il sera procédé à des mesures simultanées en un point symétrique à l'un de ces point, de l'autre coté de la piste.

Dans le cas d'avions à hélices, vu l'asymétrie du bruit latéral qui leur est propre, des mesures simultanées seront effectuées en position symétrique à chacun de ces point de mesure (sur une parallèle à l'axe de piste à +10 m) du coté opposé de la piste.

3.2.2.3. Une seule trajectoire de vol de référence, qui pourra comprendre une réduction de poussée sera employée pour déterminer les niveaux de bruit latéral et de bruit au survol.

3.3. Niveaux maximaux de bruit :

3.3.1. les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'appendice 2, ne dépasseront pas les valeurs ci-après.

3.3.1.1. au point de référence de mesure du bruit latéral 103 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 400 000 kg cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 94 EPNdB à 35000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

3.3.1.2. Au point de référence de mesure du bruit au survol

a) avions monomoteurs ou bimoteurs :

101 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 385000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

b) avion trimoteurs :

Comme en a), mais 104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

c) avions équipés de quatre moteurs ou plus :

Comme en a), mais 106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

3.3.1.3. Au point de référence de mesure du bruit à l'approche :

105 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 280000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 98 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

3.3.2. Si l'on utilise une température ambiante de référence de 15 °C [voir 3.6.1.5 b)], on ajoutera 1 EPNdB au niveau de bruit mesuré (et corrigé) au point de mesure survolé au décollage avant de le comparer au niveau maximal de bruit

3.4. Compensations :**3.5.1. Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :**

- a) la somme des dépassements n'excédera pas 3 EPNdB ;
- b) tout dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 2 EPNdB;
- c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

3.5. Procédures de référence pour la certification acoustique :**3.5.1. Conditions générales :**

3.5.1.1. Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications des règlements de navigabilité.

3.5.1.2. Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le Service de certification.

3.5.1.3. Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ; toutefois, à la discrétion du service de certification, la température de 15 °C (soit ATI) peut être utilisée comme autre température ambiante de référence ;
- c) humidité relative : 70 % ;
- d) vent nul.

3.5.2. Procédure de référence au décollage :

3.5.2.1. La trajectoire de décollage de référence sera calculée comme suit :

- a) la poussée ou puissance de décollage du moteur moyen sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur suivante au-dessous du niveau de la piste :
 - avions monomoteurs ou bimoteurs – 300 m (985 ft)
 - avions trimoteurs – 260 m (855 ft)
 - avions équipés de quatre moteur ou plus – 210 m (690 ft)
- b) une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée en a) ci-dessus, la poussée ou puissance ne sera pas réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
 - 1) une pente de montée de 4 % ; ou
 - 2) dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement ;

si la valeur de la poussée ou puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente ;

- c) la vitesse sera la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en vol normal, elle sera au moins égale à $V_2 + 19 \text{ Km/h}$ ($V_2 + 10 \text{ kt}$) sans dépasser $V_2 + 37 \text{ km/h}$ ($V_2 + 20 \text{ kt}$), sera atteinte aussitôt que possible après le jaugage et sera maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage ;
- d) une configuration de décollage constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé. Le terme configuration désignera, dans ce contexte, l'état des systèmes et la position du centre de gravité et indiquera notamment quelles sont les positions des dispositifs d'hypersustentation utilisées, si le GAP fonctionne et si les prise d'air et les extracteurs de puissance sont en service ;

- e) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique ;
- f) le moteur moyen sera défini par la moyenne de tous les moteurs remplissant les conditions de certification qui sont utilisés pendant les essais en vol de l'avion jusqu'à la certification et pendant celle-ci, lorsque les limites et les procédures indiqués dans le manuel de vol sont respectées . ceci constituera une norme technique précisant notamment la relation entre la poussée et les paramètres de commande (par exemple N_1 ou EPR). Les mesures de bruit faites pendant les essais de certification devront être ramenées à cette norme.

3.5.3. Procédure de référence à l'approche :

3.5.3.1. La trajectoire de référence à l'approche sera calculée comme suit :

- a) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- b) l'approche sera effectuée à une vitesse constante au moins égale à la valeur minimale de $V_{REF} + 19$ km/h ($V_{REF} + 10$ kt), à poussée ou puissance constante pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et elle sera poursuivie jusqu'à l'atterrissage normal ;
- c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- d) la masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie en 3.6.3.1 c), pour laquelle la certification acoustique est demandée ;

- e) on utilisera la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) comportant le déploiement normal des gouvernes aérodynamiques, y compris les dispositifs destinés à modifier la portance et la traînée, à la masse pour laquelle la certification est demandée. Cette configuration comprend tous éléments énumérés en 5.2.5 dans l'appendice 2 qui contribueront à l'état continu le plus bruyant à la masse maximale à l'atterrissage en utilisation normale.

3.6. Procédures d'essai :

3.6.1. Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification de l'Etat qui délivre le certificat.

3.6.2. Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB

3.6.3. Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour laquelle la certification acoustique est demandée, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de l'EPNL en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage. De même, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

3.6.4. Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent des procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne dépasseront pas 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues ne seront pas <-2 EPNdB.

Les niveaux maximaux de bruit :

En chacun des points de référence de mesure du bruit ,les niveaux ne doivent pas dépasser les valeurs figurants dans (l'annexe 1) pour le passage en classe 3.

a)- Au point de mesure au décollage :

101 EPNdB , pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieure ou égale à 385.000 Kg . cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion , à raison de 4 EPNdB ,chaque fois que la masse diminue de la moitié pour atteindre la limite inférieure à 89 EPNdB à 48.100Kg.

b)- Au points de mesure latéral :

103 EPNdB ,pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieure ou égale à 400.000Kg.cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion ,à raison de 2,56 EPNdB, chaque fois que la masse diminue de la moitié pour atteindre la limite inférieure à 94 EPNdB à 35.000Kg.

c)- Au points de mesure à l'approche :

105 EPNdB ,pour les avions dont la masse au décollage est supérieure ou égale à 280.000Kg. cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion, raison de 2,33 EPNdB ,chaque fois que la masse diminue de la moitié pour atteindre la limite inférieure à 98 EPNdB à 35.000 Kg.

M - masse maximale au décollage	0	35	280	385	400
Limite de bruit latéral(EPNdB)	94	$80.87 + 8.51 \log M$			103
Limite de bruit à l'approche(EPNdB)	98	$86.03 + 7.75 \log M$		105	
Limite de bruit au décollage(EPNdB)	89	$66.65 + 13.29 \log M$			101

La taxe bruit :

La taxe est modulée suivant la masse (M) de l'avion , son groupe acoustique et la période du décollage (jour ou nuit) :

Pour notre cas le 737-200 est classé groupe2 le montant de la taxe est de:

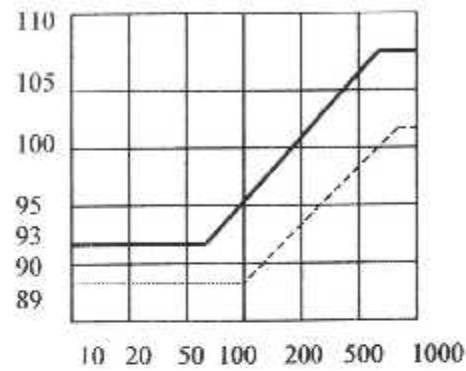
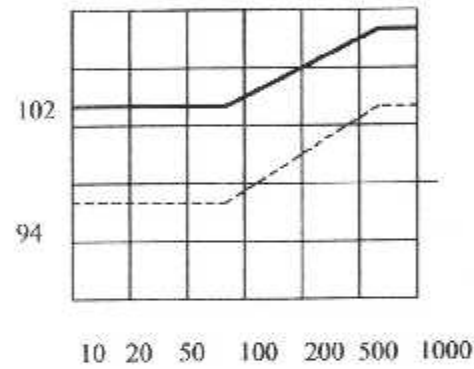
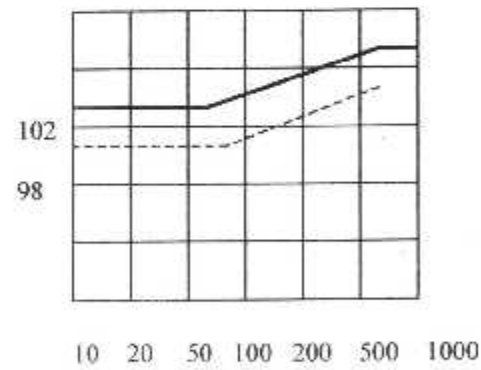
Taxe jour en (franc)

8 t log M [FF]

Taxe de nuit en (franc)

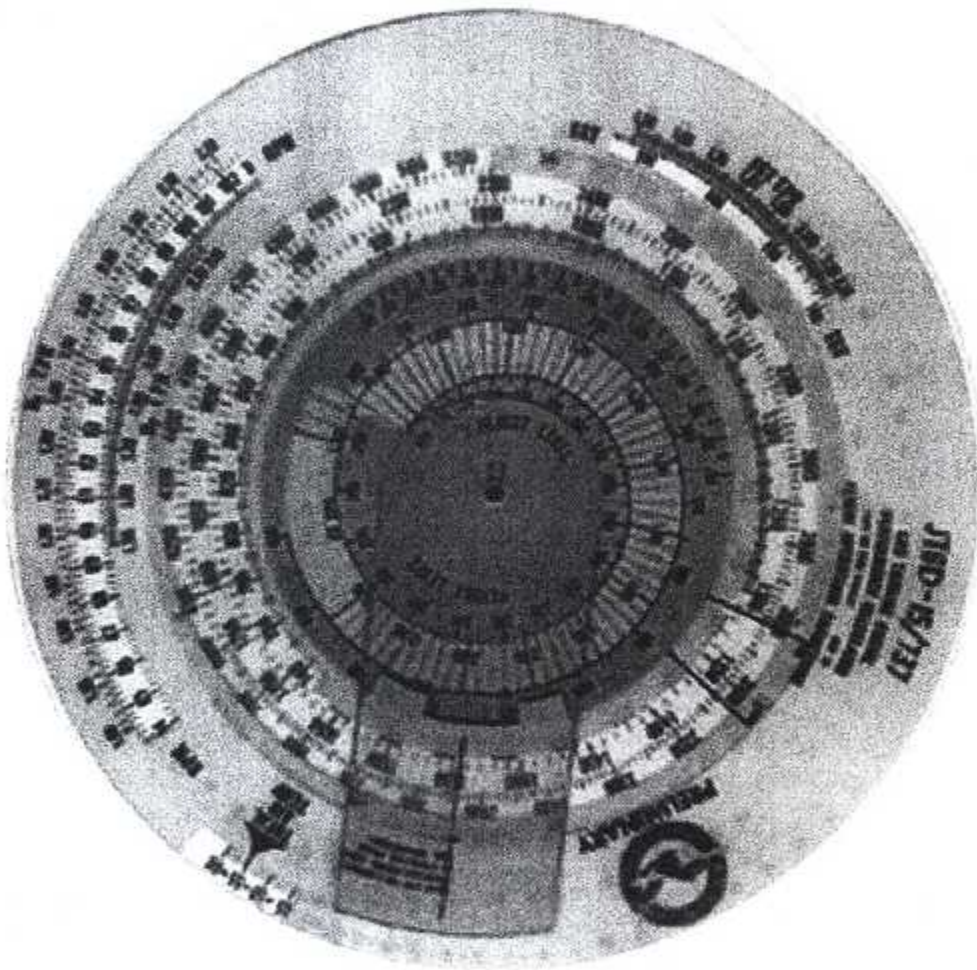
16 t log M [FF]

(t) varie suivant les lois .

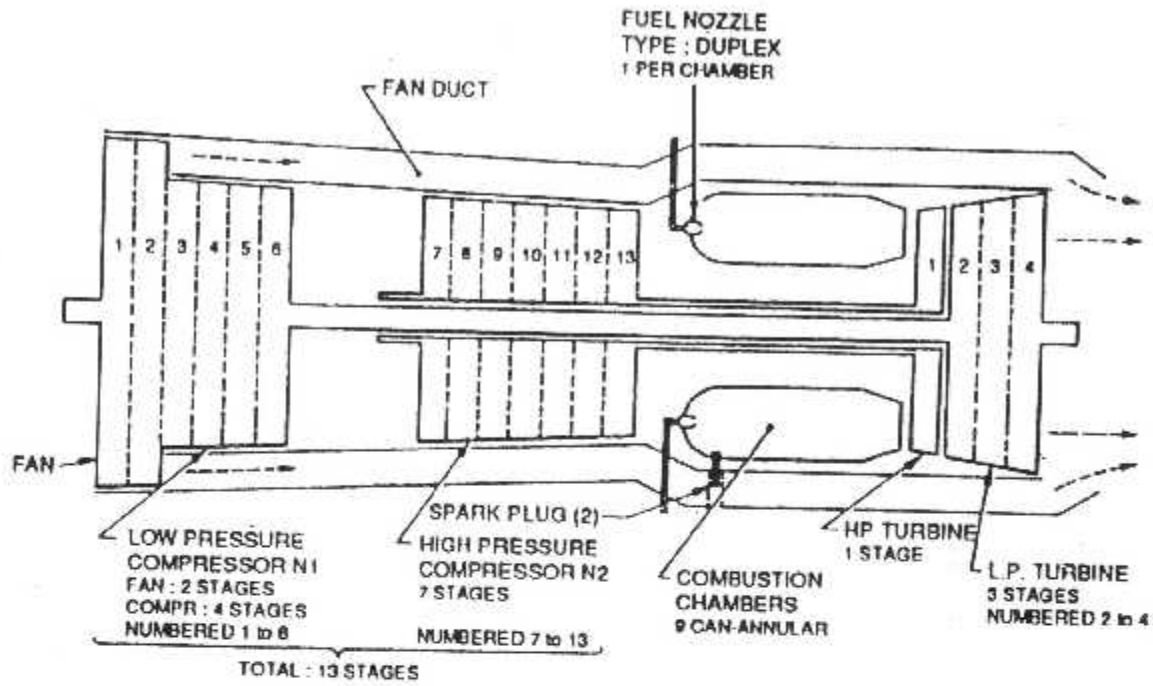
Décollage**Latéral****Approche**

————— Classe 2
 - - - - - Classe 3

Niveaux maximum admissible de bruit pour la certification acoustique (O.A.C.I)



Abaque



JT8D-15 ENGINE SECTION