

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB - BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDE : POUR L'OBTENTION DU DIPLOME
D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES

OPTION : PROPULSION



THEME/

ETUDE ACOUSTIQUE D'UN TURBOREACTEUR MONO CORPS MONO FLUX

❖ Réalisés par :

- Khefili Sidali
- Namoune Abdelmajid

❖ Dirigés par :

- M^r: Allali Abdeerrazak
- M^r: Larbi Farid



Promotion 2004-2005

DÉDICACE

Je tiens à exprimer mes remerciements les plus chaleureux surtout à ma mère ainsi qu'à mon très cher père qui ma bien encourager de faire mes études universitaires et bien voulu me voire un jour devenir un être bénéficié de tout Valeurs humaines, de savoir et de la joie.

A mes frère, mes sœurs, mes cousins et mes cousines.

A mes grand-mères.

A tout ma famille en générale.

A mon binôme ABD EL MADJIDE qui a bien travaillé avec moi selon règle de l'amitié , et à ses famille.

REDOUANE KARIM ALI LOU et ses familles.

GHOULEME, ABD EL MALIKE.

FAYÇAL, MOHAMED, REDA et KAMEL.

MOHAMED AMINE (séléktous).

ABD EL MADJID,

A tous

Ce qui connaissent et aiment SID ALI.

SID ALI

*Yemma******

DÉDICACE

Je tiens à exprimer mes remerciements les plus chaleureux surtout à ma mère ainsi qu'à mon très cher père qui ma bien encourager de faire mes études universitaires et bien voulu me voire un jour devenir un être bénéficié de tout Valeurs humaines, de savoir et de la joie.

A mes frère, mes sœurs, mes cousins et mes cousines.

A mes grand-mères.

A tout ma famille en générale.

A mon binôme SID ALI KHELILI qui a bien travaillé avec moi selon règle de l'amitié , et à ses famille.

ABD EKGHANI, RABAH, FAROUK,

BADIS, NAIM, TAYEB, MAHDI

ADEL, FAYÇAL, KARIM, GHOULEM

ET SID AHMED

ABD ELMAAYTO

SOMMAIRE

INTRODUCTION	02
---------------------------	----

Chapitre I : Etude constructif et fonctionnelle :

I.1.Principe de fonctionnement du réacteur.....	05
I.2.Section et paramètre associes.....	05
I.2.1. Station (1_10).....	05
I.2.2. Station (1-2) l'entée d'aire.....	05
I.2.3. Station (2_4) le compresseur.....	06
A. Fonctionnement d'un compresseur.....	07
1. Station (2-3) le compresseur axial.....	07
2. Station (3-4) le compresseur centrifuge	08
B. Caractéristique de fabrication	10
I.2.4. Station(4_5) la chambre de combustion	11
A. Première phase	11
B. Deuxième phase	11
I.2.5. Station (5_7) la turbine	12
A. La fabrication de la turbine	13
B. Le fonctionnement de la turbine	14
1. Le distributeur	14
2. La fabrication du distributeur	15
I.2.6. Station (7_8) canal d'éjection.....	16
I.3.Construction et fonctionnement du moteur	18
I.3.1. La pompe a carburant.....	22
A. Description.....	22
B. Désignation des éléments de la pompe à engrenage.....	23

I.3.2.	Le circuit de carburant	23
I.3.3.	Le circuit de lubrification.....	28
I.4.	Calcul thermodynamique de cycle thermique	30
I.4.1.	Station (1_2) : l'entrée d'air	30
A.	A l'entrée (1)	30
B.	A la sortie (2)	30
I.4.2.	Station (2_4) : compresseur	30
I.4.3.	Station (4_5) : chambre de combustion	31
I.4.4.	Station (5_6) : la turbine	31
I.4.5.	Station (6_7) : la tuyère	32

Chapitre II : Théorie générale d'acoustique :

GENERALITE	34
II.1. Notion historique	35
II.2. Bruit, perception et gêne	36
II.3. Quel phénomène physique régit le bruit	36
II.3.1. Bruit induit par vibration.....	36
II.3.2. Bruit d'origine aérodynamique de dispositifs hypersustentateurs d'ailes.....	37
II.3.3. Comment quantifie-t-on le bruit	38
II.4. Notion sur les décibels.....	39
II.4.1. Utilisation du décibel.....	39
II.4.2. Niveau sonore du décibels.....	40
II.5. La différence entre pression et puissance acoustique.....	41
II.5.1. L'intensité.....	42
II.5.2. La puissance.....	43
II.6. Mesure de la puissance acoustique.....	46
II.6.1. Réduction des niveaux sonore dans un atelier.....	46
Traitement acoustique.....	46
1. Réduction du niveau sonore en champ réverbéré.....	46

2. Réduction du niveau sonore en champ direct.....	47
II.7. Méthodes de mesure.....	47
II.7.1. Méthode normalisé.....	47
II.7.2. Méthode non normalises.....	48

Chapitre III : Détection et mesure de bruit

GENERALITE.....	51
III.1. Les bruits des avions en vol.....	52
III.1.1. Bruit de jet.....	55
III.1.2. Bruit internes.....	56
A. Le bruit des parties tournantes.....	56
B. Le bruit du combustion.....	57
III.2. Bruit des avions au sol.....	57
III.2.1. Groupe auxiliaire de puissance.....	57
III.2.2. Bruit au roulage.....	58
III.3. Les systèmes de surveillance de bruit.....	59
III.3.1. Nature et emplacement des points de surveillance.....	59
III.3.2. Principe de la surveillance de bruit.....	60
III.3.3. Les réseaux de surveillance de bruit.....	61
A. Les poste de surveillance de bruit.....	61
B. Le système S.A.B.A.....	62
III.3.4. La station autonome de mesure de bruit.....	62
A. Fonction de la station.....	63
B. Composition de la station.....	64
III.3.5. Méthode de mesure de pression de bruit.....	65
A. Méthode de piston phone.....	65
B. Méthode de la grille d'entraînement.....	66

Chapitre IV: Action entreprise pour diminuer

❖ *En vol*

GENERALITE	69
IV.1. Réduction de bruit à la source.....	96
IV.1.1. Action au niveau technique.....	70
A. Traitement de jet de bruit.....	70
➤ Technologie des traitements absorbants.....	70
▪ Types de traitements passifs.....	76
1. Traitements a réaction localisée.....	76
2. Traitements à réaction non localisée.....	76
B. Traitement des bruits internes.....	76
Traitements de bruit des parties tournantes.....	78
1. Action sur le bruit de compresseur.....	78
2. Actions sur le bruit de la turbine.....	78
3. Actions sur le bruit de combustion.....	79
4. Action sure les entrée et les passage d'air.....	79
IV.2. Implantation type de traitement acoustique sur un système propulsif.....	81
IV.2.1. Mise en ouvre des traitements acoustiques sur système propulsif.....	82
IV.2.2. Partie terminale de la veine primaire.....	83
IV.3. Actions réglementaires.....	83
IV.3.1. Certification acoustique.....	84
A. Les points de mesure du bruit.....	84
1. point de mesure survolé au décollage.....	84
2. Point de mesure latéral.....	84
3. Point de mesure à l'approche.....	84
B. les niveaux maximaux de bruit.....	84
1. Au point de mesure latéral et au point de mesure à l'approche.....	85
2. Au point de mesure au décollage.....	85
i. Au point de mesure au décollage.....	85
➤ Avion trimoteur.....	86

➤ Avions bimoteurs.....	86
ii. Au point de mesure latérale.....	86
iii. Au point de mesure de l'approche.....	86
IV.3.2. Retrait des avions bruyants.....	86
IV.3.3. Passage des avions du chapitre 2 au chapitre 3.....	88
IV.3.4. Installation du Hush – Kit.....	88
IV.4. Actions au niveau de l'exploitation.....	89
IV.4.1. Routes préférentielles a moindre bruit.....	93
IV.4.2. Procédure a moindre bruit au roulage.....	93
IV.4.3. Procédure a moindre bruit à l'atterrissage.....	93
❖ <i>Au sol</i>	
IV.5. Le silencieux de piste.....	94
IV.6. Action sur le bruit du groupe auxiliaire de puissance.....	95
IV.7. Adaptation de solution.....	98
IV.7.1. Construction et fonctionnement du moteur.....	98
 <i>CONCLUSION.....</i>	
<i>ANNEXE : I.....</i>	
<i>ANNEXE : II.....</i>	
<i>BIBLIOGRAPHIE.....</i>	

LISTE DES FUGUEURS

Figure.I.1 : Variation de la vitesse et de la pression dans compresseur centrifuge...	09
Figure.I.2 : Canal d'éjection.....	17
Figure.I.3 : Dessin en coupe d'un turboréacteur GIKLES GT 117.....	
Figure.I.4 : Pompe à engrenage.....	22
Figure.I.5 : Circuit de carburant.....	27
Figure.I.6 : Circuit de lubrification.....	29
Figure.II.1 : Echelle des intensités sonores.....	43
Figure.III.1 : les sources de bruit d'un réacteur à faible et à haut taux de dilution.....	52
Figure.III.2 : source de bruit d'un réacteur.....	53
Figure.III.3 : Origine et signature des sources de bruit.....	54
Figure.III.4 : Le bruit de l'éjection des gaz chaud.....	55
Figure.III.5 : Seuil de dépassement de niveau de bruit.....	60
Figure.III.6 : Station C.O.B.R.A (photographie S.N.T.A).....	63
Figure.III.7 : Schéma bloc de la station C.O.B.R.A.....	65
Figure.III.8 : Piston phone : schéma de principe.....	66
Figure.III.9 : Grille d'entraînement (schéma de principe).....	67
Figure.III.10 : Réponse d'un microphone a l'aide d'une grille d'entraînement.....	67
Figure.IV.1 : Progrès dans la réduction de bruit.....	70
Figure.IV.2 : Tuyaux spéciaux d'éjection.....	71
Figure.IV.3 : Le Mixer.....	74
Figure.IV.4 : Le Panneau d'insonorisation installé dans la tuyère.....	75
Figure.IV.5 : panneau sandwich.....	76
Figure.IV.6 : Silencieux mobile.....	77
Figure.IV.7 : Position de mixer dans le moteur.....	78
Figure.IV.8 : Les chambres de combustion.....	80
Figure.IV.9 : Effet de chicanes de conduit de moteur.....	81
Figure.IV.10 : Technologie et atténuation des panneaux acoustique.....	82

Figure.IV.11 : Implantation type de traitement acoustique sur système propulsif.....	82
Figure.IV.12 : Absorbante sonore chaud BF.....	83
Figure.IV.13 : Position des points de mesure de bruit pour la certification acoustique OACI.....	85
Figure.IV.14 : Niveau maximal admissible de bruit pour la certification acoustique OACI.....	87
Figure.IV.15 : Ensemble d'insonorisation du niveau 3 pour le B 737-200.....	91
Figure.IV.16 : Système Hush Kit de Boeing 737.....	92
Figure.IV.17 : Profile de décollage.....	94
Figure.IV.18: profile d'approche.....	95
Figure.IV.19: Système d'échappement du groupe auxiliaire de puissance.....	96
Figure.IV.20 : Rectangle des points d'observation pour la mesure du bruit.....	97
Figure.IV.21 : Panneau acoustique.....	99
Figure.IV.22 : Panneau sandwich.....	99
Figure. IV.23 : Tuyère a LOBES.....	100
Figure. IV.24 : Dessin en coupe d'un turboréacteur GIKLES GT 117	

LISTE DES TABLEAUX

Tableau.II-1 : Champ d'application des normes AFNOR pour la mesure de la puissance acoustique des machines.....	45
Tableau.IV.1 : Le niveau de bruit des avions d'ancienne génération.....	85
Tableau.IV.2 : Le niveau de bruit des avions de nouvelle génération.....	87

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Pendant des années, le bruit a été considéré comme le problème environnemental le plus important de l'aviation civile, notamment pour ce qui est des niveaux de bruit au voisinage des aéroports.

Notons cependant que les efforts déployés pendant les 30 dernières années, pour atténuer le bruit des avions visaient principalement à réduire le bruit à la source, autrement dit à construire des avions plus silencieux.

Partant de ce principe, les avions construits aujourd'hui doivent répondre aux normes environnemental fixées par l'OACI (organisation de l'aviation civile internationale), qui sont contenues dans l'annexe 16, à la convention relative à l'aviation civile.

Pour les avions à réaction, il existe deux niveaux de sévérité dans les normes, le chapitre 2 de l'annexe 16, contient les normes qui s'appliquent essentiellement aux avions à réaction, conçus avant octobre 1977, et le chapitre 3 contient des normes plus sévères applicables à ceux qui ont été conçus après cette date (voire annexe I).

Bien que depuis plusieurs années, les niveaux de bruit des avions aient diminués dans de nombreux aéroports du fait de l'accroissement des nouveaux avions plus silencieux, le bruit des avions reste un gros problème.

Plus récemment, l'attention s'est portée sur les avions qui répondent aux normes du chapitre 2, mais dépassent les niveaux de bruit des normes plus sévères du chapitre 3, cas des premiers modèles proposées.

Cependant, les restrictions d'exploitation peuvent avoir des conséquences économiques importantes, particulièrement dans les pays en voie de développement, pour les transporteurs concernés qui risquent de ne plus pouvoir utiliser sur certaines lignes, des avions qu'ils ont achetées de bonne foi, alors qu'ils satisfaisaient aux conditions de certification du moment. S'ils n'ont pas la possibilité d'affecter ces avions à d'autres lignes, ils doivent soit les remplacer par des avions plus récents; soit les doter en rattrapage de moteurs plus silencieux ou équipés de dispositifs d'atténuation de bruit.

En Octobre 1990, dans le cas des avions visés par le chapitre 2 (annexe I) où l'assemblée de l'OACI a adopté une résolution sur un principe mondiale relatif aux restrictions d'exploitation. Cette résolution permet aux états qui ont des problèmes de bruit dans les aéroports de commencer à retirer du service, à partir de 1995, les avions visés au chapitre 2. Tous ces avions doivent être retirés en 2002 sous réserve de certaine exception.

Un certain nombre de pays industrialisés dont les Etats – Unis, l'Australie, la Communauté Européenne et quelque autre Européens, ont commencé à prendre de mesure de retrait de ses avions en tenant compte du compromis auquel l'OACI est parvenue.

Donc, il va falloir s'attacher d'avantage à trouver des techniques plus spécifiques de réduction du bruit, et des solutions plus rigoureuses pour protéger l'environnement.

De ce qui précède, nous avons jugé utile d'étudier un plan d'actions participant à l'adoption d'une solution pour réduire la gêne causée par le bruit des avions de chapitre 2 et ses solutions et adapter une de ces solutions sur notre turboréacteur GIKLES GT 117.

Le travail sera présenté sous forme de :

Chapitre I : Description générale du banc d'essais GIKLES GT 117 concernant ces composantes et leur géométrie :

- Entrée d'air.
- Compresseur.
- Chambre de combustion.
- Turbine.
- Tuyère d'éjection.

Chapitre II : En aperçois sur ce chapitre les phénomènes qui régissent le bruit, leur quantification, mesure de puissance de bruit et les traitements acoustique en générale.

Chapitre III : déférentes bruits des avions, le détection, source, surveillance et mesure de bruit spécialiser en aéronautique.

Chapitre IV : Les déférents actions entreprise pour diminuer le bruit des avions et les technologies mise en ouvre ainsi que les règlements de l'OACI et le passage des avions de chapitre 2 au chapitre 3, le niveau maximum de bruit de groupe auxiliaire de puissance et l'adaptation une de ces solutions sur notre moteur.

CHAPITRE I
ETUDE CONSTRUCTIVE
ET FONCTIONNELLE

1.1. Principe de fonctionnement du réacteur : [I]

Le réacteur mono corps mono flux est constitué d'entrée d'air et d'un compresseur entraîné par une turbine et une chambre de combustion pratiquement tout le débit absorbé par le compresseur traverse la chambre de combustion .

En réalité une faible partie de cet air peut- être prélevé à la sortie du compresseur pour refroidir les disques et les turbines et être réintroduite aux différents niveaux en aval de la chambre de combustion.

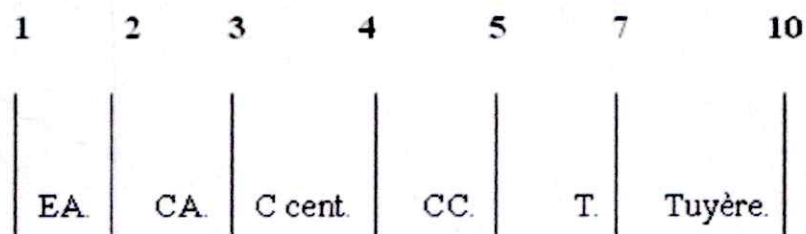
Cette étude de moteur est la plus simple qu'on puisse imaginer elle présente de plus l'avantage d'offrir une forte poussé spécifique , ce qui explique son utilisation principalement militaire dans laquelle la poussée rapporté au maître couple et rusticité.

1.2. Section et parties associes :

Afin de faciliter notre étude, nous allons découper le turbo réacteur en plusieurs tronçons délimités de part et d'autre par des sections numérotées.

On fait la même chose pour le *GILKES GT 117* comme suite :

1.2.1. Station (1_10):



1.2.2. Station (1-2) l'entée d'air:

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

La mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide. Un moteur ne peut fournir sa poussée maximale.

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

Le canal d'entrée d'air devait être, autant que possible sous détour et sa surface interne parfaitement lisse. Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite soit la plus mince possible. Rappelons que la couche limite est la couche d'air ralenti comprise entre la surface d'un corps et la limite de l'écoulement non ralenti. Le plus souvent, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur. Un champ de pression non homogène à l'entrée du compresseur peut provoquer le phénomène de pompage.

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

1.2.3. Station (2_4) le compresseur :

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé. Ainsi, le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement, s'il produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température.

Connaissant ce rendement, le motoriste peut déterminer d'une part quelle est la puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pressions désirée d'un débit d'air donné, et d'autre part quelles sont les variations de température qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion.

Les compresseurs actuels ont des rapports de compression qui se situent aux environs de **15**, des rendements de compresseur qui approchent les **90%** et des débits qui peuvent atteindre **160KG/S**. avec une soufflante les rapports de compression peuvent aller jusqu'à **25** et les débits massiques d'air dépasser **450KG/s**.

A- Fonctionnement d'un compresseur :

Le principe de fonctionnement d'un compresseur est simple en théorie :

- Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air.
- Le stator transforme cette énergie cinétique en énergie de pression.

En fait, comme nous allons le voir, ces deux fonctions ne sont pas aussi nettement différenciées et en pratique :

- Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et commence à transformer cette énergie en énergie de pression.
- Le stator continue de transformer en énergie de pression l'énergie cinétique restante à la sortie de rotor.

Il faut étudier les deux types du compresseur :

1- Station (2-3) le compresseur axial:

Un compresseur axial est constitué des éléments suivants :

- Un rotor formé par un empilage de disques à la périphérie desquels sont fixées des ailettes appelées aussi aubes ; deux disques consécutifs sont séparés par une virole.
- Un stator, formant le carter du compresseur, à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux des aubes.

- Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor et chaque annaux du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

Un étage du compresseur axial est constitué d'une grille d'aubes stator. Ce compresseur est qualifié d'axial parce que l'air y est comprimé dans une direction parallèle à l'axe du moteur.

Le compresseur axial a l'avantage de fournir un taux de compression très élevé tout en assurant un assez bon rendement. De plus, il convient mieux pour les avions conçus pour la haute vitesse parce que son maître couple est petit, susceptible d'être endommagé par des corps étrangers. En outre, le nombre élevé d'aubes de stator et de rotor (il peut en voir plus mille dans un gros moteur), la précision requise des ajustages pour obtenir un bon rendement et les nombreux mécanismes qui servent à pallier sa grande sensibilité aux variations de condition de fonctionnement en font un compresseur dont la fabrication est très complexe et très onéreuse.

2- Station (3-4) le compresseur centrifuge :

Le compresseur centrifuge se compose essentiellement d'un rotor ou « rouet » et d'un stator « diffuseur », ce compresseur comprend aussi parfois un carter redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion.

Lorsque le rouet tourne à haute accélération à cet air qui se déplace radialement en direction de la périphérie ou il est éjecté à haute vitesse, c'est-à-dire avec une énergie cinétique élevée, l'augmentation de pression provient de la transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression (*voire figure I.1*).

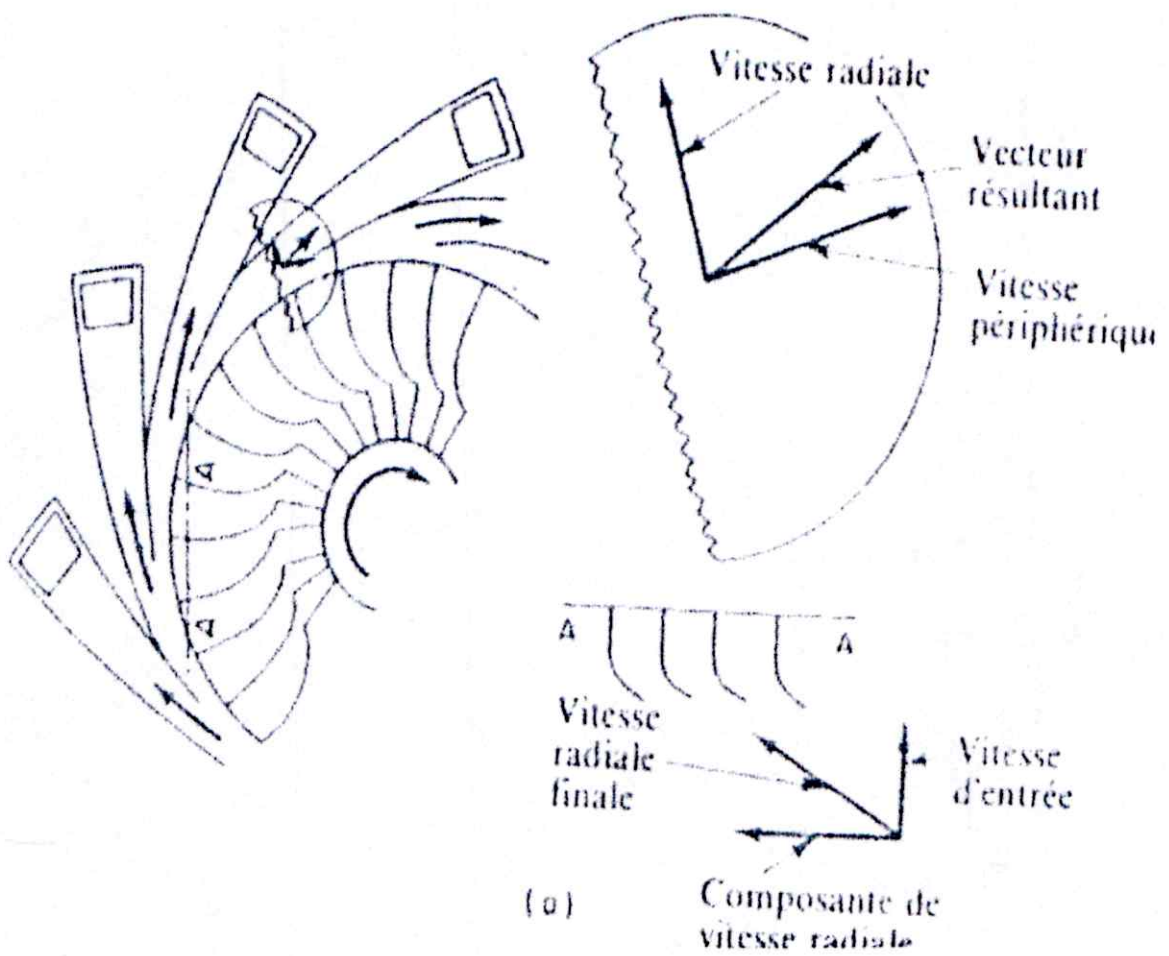


Figure.I.1 : Variation de la vitesse et de la pression dans compresseur centrifuge.

B- Caractéristique de fabrication :

Les compresseurs centrifuges sont habituellement fabriqués en aluminium forgé à chaud, bien que certains petits aient des compresseurs obtenus par fonderie. Dans la plupart des cas la partie avant du rouet, dont le rôle est de stabiliser et diriger l'écoulement pour la violence de l'impact est fabriquée séparément pour être ensuite fixée sur le rouet lui-même par soudage ou boulonnage. Le jeu entre le rouet et son carter doit être réduit au minimum pour obtenir le rendement maximal du compresseur. Les ajusteurs vérifient ce jeu à l'aide d'un calibre à lames ou d'un outil spécial conçu par le motoriste.

On équilibre le rouet en ôtant du métal à certains endroits précis du compresseur ou en plaçant des masses d'équilibrage dans des trous prévus à cet effet dans le moyeu du compresseur. Sur les moteurs dont le compresseur et la turbine sont équilibrés lors d'une seule opération, on utilise des boulons et des écrous spéciaux ayant des masses légèrement différentes. Les paliers du rouet peuvent être équipés de roulements à billes ou de roulement à galets, mais la plupart des motoristes installent au moins au moins un roulement à billes pour supporter à la fois les efforts radiaux et les efforts axiaux.

Les compresseurs axiaux sont constitués de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques auxquelles ils sont soumis.

Le rotor est constitué d'un empilage de disques consécutifs qui sont séparés par une virole qui assure l'étanchéité entre les aubes du stator et le rotor. Le disque amont supporte généralement l'arbre qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du roulement avant. Le disque arrière reçoit le roulement arrière qui se centre dans le carter de la chambre de combustion. L'intérieur du cône du rotor est parcouru par des canaux de circulation d'air. Les aubes du rotor sont habituellement usinées à partir d'ébauches d'acier inoxydable forgées avant puissent être en titane. Les autres composants sont usinés à partir de pièces brutes forgées en acier à faible teneur en carbone. Le jeu entre les aubes mobiles et le carter du stator doit être réduit au minimum de façon à garantir la plus grande étanchéité possible. Certains motoristes comptent sur l'usure pour que l'ajustement se fasse entre l'aube mobile et le carter du compresseur.

1.2.4. Station (4_5) la chambre de combustion :

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) ou est injecté du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Lorsque le régime moteur est maintenu constant, le taux de compression ne varie pas, l'alimentation en air de la chambre de combustion.

Donc sous pression constante, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur; ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit ensuite s'auto entretenir.

La combustion est d'une importance primordiale lors qu'elle s'effectue d'une façon parfaite dans un délai tirée court (débit important) et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible.

Pour satisfaire ces conditions impératives de combustion, on effectue en deux phases essentielles :

A- Premier phase :

Afin d'obtenir une combustion complète, le combustible est mélangé à l'air dans un dosage théorique de $1/15$. L'air alimentant en oxygène la combustion est appelé AIR PRIMAIRE et traverse les aubages de turbulence. Avec un tel dosage la température aux environs de 1800° à 2000° à l'extrémité de la flamme, les gaz environnant la flamme ne peuvent être utilisés à ces température par la turbine et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résisteraient pas longtemps. On est donc amené à refroidir les gaz et les matériaux c'est le but de la seconde phase.

B- Deuxième phase :

Cette diminution de température est obtenue en diluant les gaz chauds par un flux d'air frais. Cet air froid appelé AIR SECONDAIRE ou air de refroidissement, après avoir léché les parois internes et externes du tube à refroidissement, après avoir léché les parois internes et externes du tube à flamme qu'il refroidit, se mélange aux gaz chauds et ramène ainsi leur température aux environs de 1300°C à 1400°C . Un profil

convergent continuant la couche d'air permet encore d'abaisser cette température avant entrée des étages turbine. Actuellement sur moteur moderne, la température avant turbine avoisine les **1300°C**.

Cet air de refroidissement crée une paroi fluide entre le tube à flamme et la flamme empêchant celle-ci de toucher aux tôles. Des perçages correctement orientés et de formes particulières génèrent des turbulences ayant pour but de plaquer la flamme au niveau de l'injecteur évitant ainsi qu'elle décroche.

L'injecteur reprend sa place à la partie extrême de la chambre de combustion, mais celui-ci reçoit à sa périphérie, un générateur de tourbillons à géométrie variable.

Au ralenti, celui-ci offre une section de passage minimale, celui-ci augmente pour les forts débits et ainsi diminue la production de monoxyde d'azote.

Fabrication de la chambre de combustion :

Pour réaliser les chambres de combustion, les motoristes utilisent habituellement de l'acier inoxydable dans des alliages à forte teneur en nickel et en chrome parce que ces matériaux bien à l'oxydation de la corrosion.

1.2.5. Station (5_7) la turbine :

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur, les accessoires et dans le cas du turbopropulseur, l'hélice en prélevant sur les gaz de combustion à très forte température une partie de leur énergie cinétique et de pression.

Dans un turboréacteur classique, le compresseur absorbe environ **75%** de la puissance produite intérieurement. Ce qui reste sert à produire la poussée nécessaire pour fournir la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur, la turbine d'un gros turboréacteur doit développer dans certains cas plus de **50000 ch**. Une aube de turbine peut prélever jusqu'à **250ch** du flux de gaz en mouvement. C'est l'équivalent de la puissance produite par un moteur **8** cylindres d'automobile. Tout cela s'effectue dans un espace plus petit que celui qu'occupe un moteur d'automobile moyen.

Par usure des parties mobiles sur la partie fixe. Cet ajustement par abrasion a pour effet d'augmenter le rendement la turbine.

Les aubes sont en acier forgé ; elles sont soumises à des opérations d'usinage extrêmement précises et des inspections rigoureuses avant d'être approuvées. De nombreux motoristes apposent sur chaque aube un poinçon indiquant la masse afin que l'équilibrage soit maintenu lors du remplacement d'une aube.

La température des aubages est maintenue dans les limites prescrites si de l'air relativement froid, prélevé sur le compresseur, circule autour de la turbine. De cette façon, le disque et les aubages sont refroidis par convection.

Cette méthode de refroidissement peut s'avérer moins efficace lors vols à des nombres de mach élevés puisque, dans ce cas les températures d'entrée et de sortie du compresseur sont particulièrement élevées.

B- Le fonctionnement de la turbine :

1. Le distributeur :

Le distributeur de la turbine à deux fonctions principales. Tout d'abord, il doit convertir une partie de l'énergie thermique et de pression contenue dans les gaz en énergie cinétique de façon que ces gaz attaquent les aubes du rotor avec la force voulue. En second lieu, les aubes distributrices doivent dévier l'écoulement gazeux pour que son impact sur les aube du rotor se fasse dans la bonne direction. En d'autres mots, l'angle entre l'écoulement et chaque aube de turbine doit être celui qui produit la plus grande composante de force dans le plan de rotation. La première opération, la conversion d'énergie, est une application du principe de bernoulli. Comme dans tout canal convergent, les gaz accélérés et une grande partie de leur pression statique se transforme en pression dynamique. L'importance de cette transformation dépend du rapport des dimensions de l'entrée et de sortie du passage entre deux aubes consécutives.

A- La fabrication de la turbine :

La roue turbine est une pièce du moteur soumise à des contraintes extrêmes. En plus d'être soumise à des température pouvant atteindre les 900° , elle subit de très fortes contraintes mécaniques dues aux forces centrifuges ; les vitesses de rotation varient entre 40000 tr/min , pour les petits moteurs, et 8000 tr/min , pour les gros. Le régime du moteur et la température d'entrée de la turbine doivent donc être contrôlés avec précision pour maintenir les paramètres d'utilisation à l'intérieur des aube. Le disque, une pièce équilibrée statiquement et dynamiquement est fabriquée d'aciers spéciaux contenant des pourcentages élevés de chrome, de nickel et de cobalt .formé par forgeage, le disque est ensuite usiné avec précision, puis inspecté à l'aide des rayon X, des poudres magnétiques ou d'autres méthodes de détection permettant de vérifier son intégrité structurale. Les aubes sont maintenues sur les disques par une fixation en sapin qui permet des différences d'allure de dilatation entre le disque et l'aube tout en maintenant fermement l'aube en place, peu important les efforts centrifuges. L'aube est maintenue en place dans le sens axial par des rivets, une plaque frein ou un autre étage de turbine.

Dans certaines turbine, les aubes sont reliées entres, elles à leur extrémités par une enveloppe périphérique, alors que dans d'autres, les extrémités son libres. L'enveloppe sert à empêcher les pertes aux extrémités et réduire les vibrations ; elle diminue aussi les torsion qui, lorsque les contraintes sont élevées, tendent à réduire le pas géométrique des aube. L'avantage aérodynamique de l'enveloppe est de permettre l'utilisation d'aubes à profil mince ; pertes aux extrémités peuvent être réduites au moyen d'un joint labyrinthe ou en lame de couteau. L'enveloppe ajoute toutefois aux extrémités une masse supplémentaire qui impose une utilisation dans des conditions de température et de régime moins élevés. Si la grille d'aube rotor n'a pas d'enveloppe, les extrémités, qu'elles soient coupées droites ou évidées, ont des bords tranchant comme des lames de couteau pour que le jeu entre les extrémités et le carter de turbine s'établisse rapidement de lui-même.

chute de température à travers la turbine a une valeur connue. Ainsi, la température d'entrée est indirectement mesurée à l'aide de la température de sortie.

Sur la plupart des moteurs, la tuyère est formée par la partie convergente à l'extrémité du cône extérieur. Lorsque le moteur est encastré dans l'aéronef, la tuyère est fixée à l'extrémité d'une gaine d'éjection plus ou moins longue. La gaine d'éjection relie le cône extérieur du canal d'éjection à la tuyère située à l'arrière de l'aéronef. La gaine d'éjection a un diamètre aussi grand que possible pour maintenir les gaz à basse vitesse et réduire les pertes dues au frottement. Il est préférable aussi qu'elle soit courte et aussi droite que possible pour réduire les effets des pertes des pressions. Quand le moteur est encastré, les motoristes utilisent des gaines coudées pour l'entrée d'air plutôt que pour la sortie des gaz car à l'entrée, les pertes de pression sont moins graves qu'à la sortie.

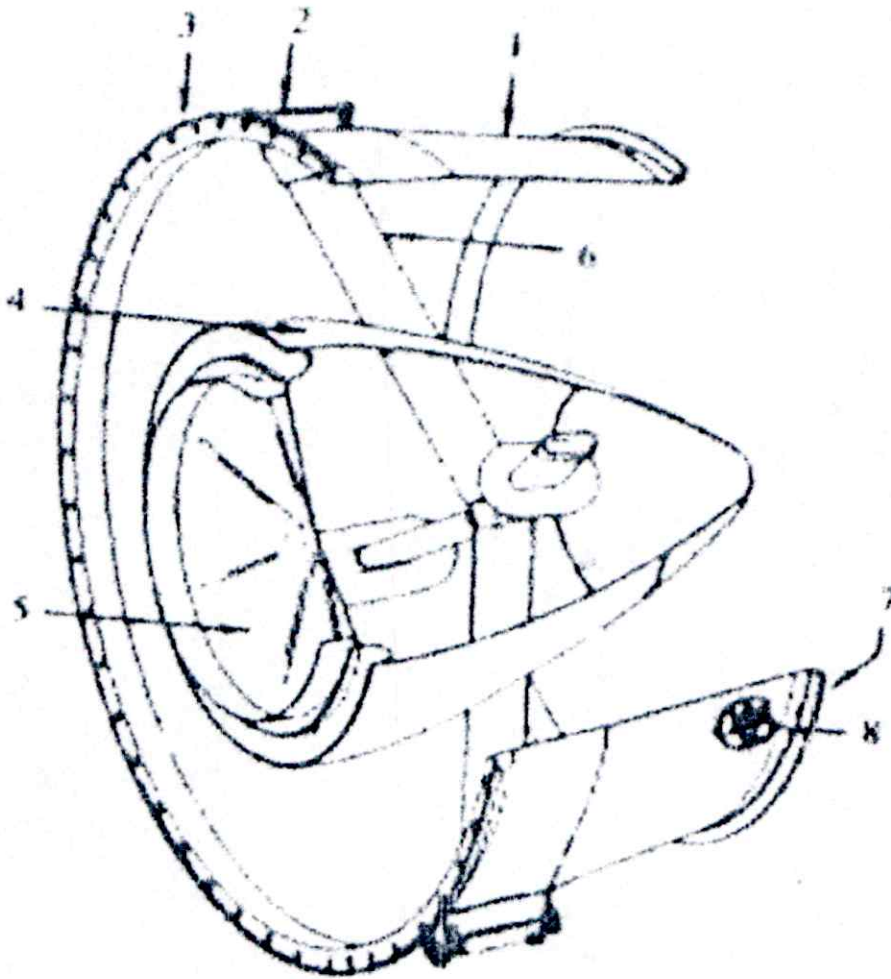


Figure.I.2 : Canal d'éjection.

1.2.6 Station (7_8) canal d'éjection :

Dans le canal d'éjection l'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques ou supersoniques. La pression des gaz n'y est pas extrêmement élevée en valeur absolue, mais elle l'est en valeur relative si on la compare à celle que l'on mesure à la sortie de la tuyère.

Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pressions en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produit.

Lorsque la dilatation des gaz s'effectue presque entièrement dans la turbine, comme c'est le cas dans un turbopropulseur, le canal d'éjection ne fait qu'amener l'écoulement gazeux vers l'arrière avec la plus faible perte d'énergie possible. Toutefois, si les gaz sortant de la turbine doivent s'opposer à une contre-pression important, la tuyère d'échappement doit convertir l'énergie de pressions restante en écoulement à haute vitesse. Ainsi que nous l'avons dit précédemment, la canaille d'éjection sert aussi à produire les tourbillons présents dans les gaz lorsqu'ils quittent la turbine de façon à produire la plus grande composante de force axiale possible (*voir figure 1.2*).

Réalisation technique :

Le canal d'éjection est essentiellement constitué de deux cônes d'acier inoxydable. Le cône extérieur est habituellement boulonné sur le carter de la turbine, tandis que le cône intérieur est fixé sur le cône extérieur. Les entretoises qui soutiennent le cône intérieur servent d'aubage redresseur pour le flux de gaz tourbillonnaire. Souvent, les canaux d'éjection sont munis des sondes d'instruments situées immédiatement en aval de la turbine. Ces sondes servent à mesurer la température et la pressions des gaz à la sortie de la turbine. Bien qu'il soit préférable de mesurer la température à l'entrée de la turbine, la plupart des motoristes préfèrent installer les thermocouples parée la turbine de façon à éviter tout risque de dommages à la turbine en cas de rupture d'un thermocouple. De toute façon, la température des gaz éjectés donne une indication de la température à l'entrée de la turbine puisque la

La conception technique des aubes distributrices est particulièrement délicate. Si les passages entre les aubes sont trop petits, l'écoulement à travers le moteur est restreint, ce qui augmente la pression de sortie du compresseur et tend à provoquer le pompage. La situation est particulièrement critique pendant les accélérations, lorsqu'un phénomène sonore appelé amorçage risque de se produire. De nombreux moteurs sont conçus pour fonctionner correctement même si l'écoulement à travers le distributeur est amorcé. Les passages étroits réduisent aussi les accélérations puisque le compresseur subit une contre-pression élevée.

L'augmentation de l'espace entre les aubes distributrices améliore les accélérations et atténue les risques de pompage, mais augmente aussi la consommation spécifique. Les distributeurs sont calibrés à l'usine, lors de la fabrication ou au cours des révisions, de façon que la vitesse du son. Pour accomplir correctement leur deuxième rôle celui de dévier les gaz pour qu'ils attaquent les aubes de la roue dans le bon angle, les aubes distributrices doivent être calées à un certain angle par rapport à l'axe du moteur. Idéalement, cet angle devrait varier en fonction du régime du moteur et de la vitesse des gaz ; en pratique, les aubes distributrices sont fixes.

2. La fabrication du distributeur :

Les aubes distributrices peuvent être moulées ou forgées. Parfois, les aubes sont creuses afin que l'air de refroidissement prélevé au compresseur puisse y circuler. Le distributeur, dans son ensemble, est constitué d'acier réfractaire capable de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlants provenant de la chambre de combustion.

La compagnie Curtiss-Wright étudie un mode de refroidissement par transpiration, selon lequel l'air traverse la paroi de l'aube réalisée en métal frite poreux. Nous savons que les performances d'un réacteur dépendent, en grande partie, de la température à l'entrée de la turbine : en faisant passer cette température de la limite actuelle de 950°C aux 1300°C rendus possibles par le refroidissement par transpiration, il pourrait avoir un brillant avenir chez les motoristes.

- 1- Carter conique extérieur.
- 2- Patte de fixation de l'entretoise.
- 3- Bride de montage avant.
- 4- Cône central.
- 5- Chicane.
- 6- Entretoise.
- 7- Bride de montage arrière.
- 8- Ancrage des sondes d'instruments.

1.3. Construction et fonctionnement du moteur :

Le réacteur mono corps mono flux proposé pour la réalisation est constitué d'une entrée d'air (1), ces caractéristiques ont une influence considérables sur les performances globales du mono réacteur.

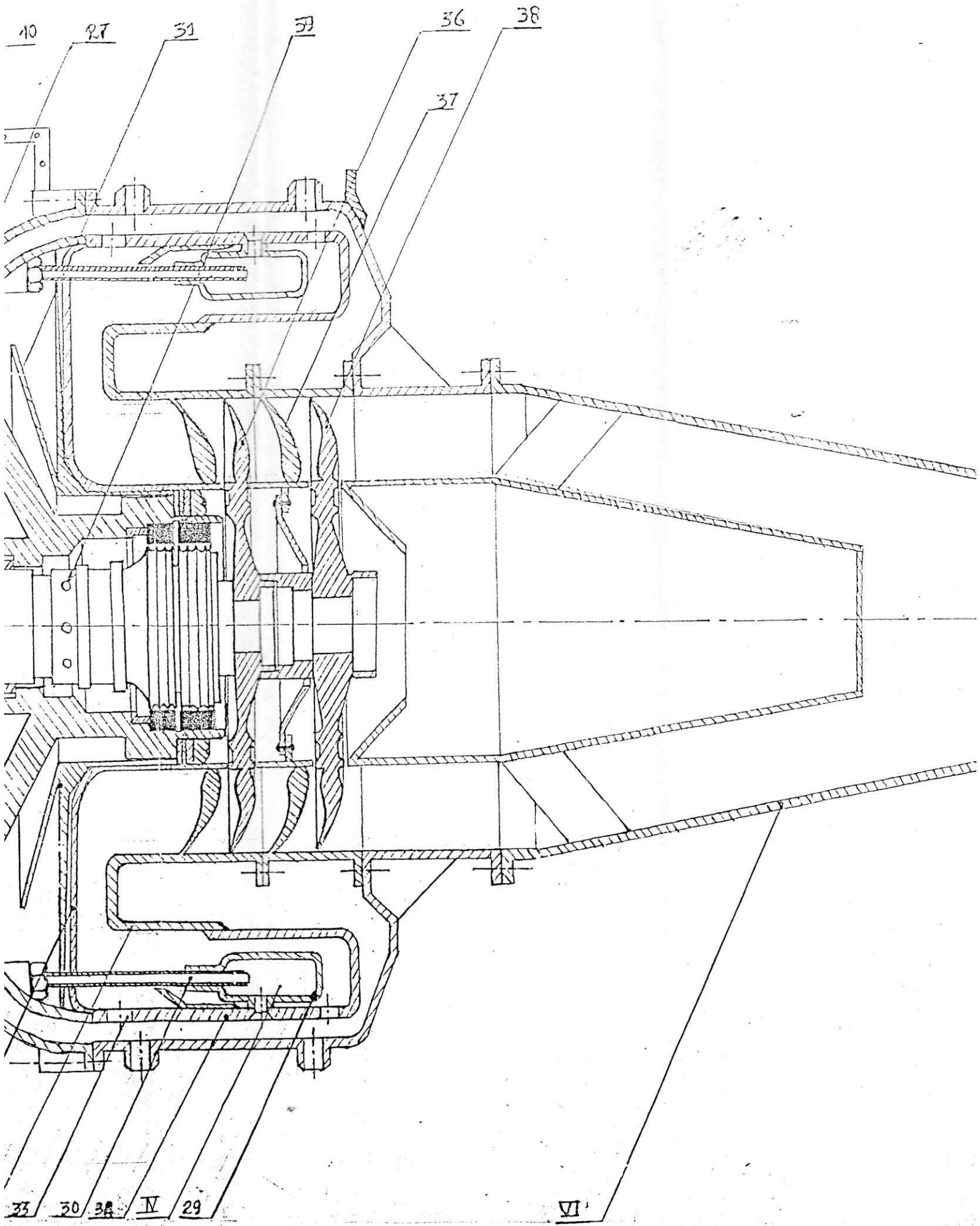
Le canal d'entrée (1) est fixé par des vis (2) à une conduite sous forme conique (3). Et qui est lie au corps du moteur (4) et ce dernier pour prélèvement du mouvement aux accessoires. Ce canal d'entrée d'air devait être autant que possible sous, et sa surface interne parfaitement lisse ainsi que le corps (4). Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite sera la plus mince que possible.

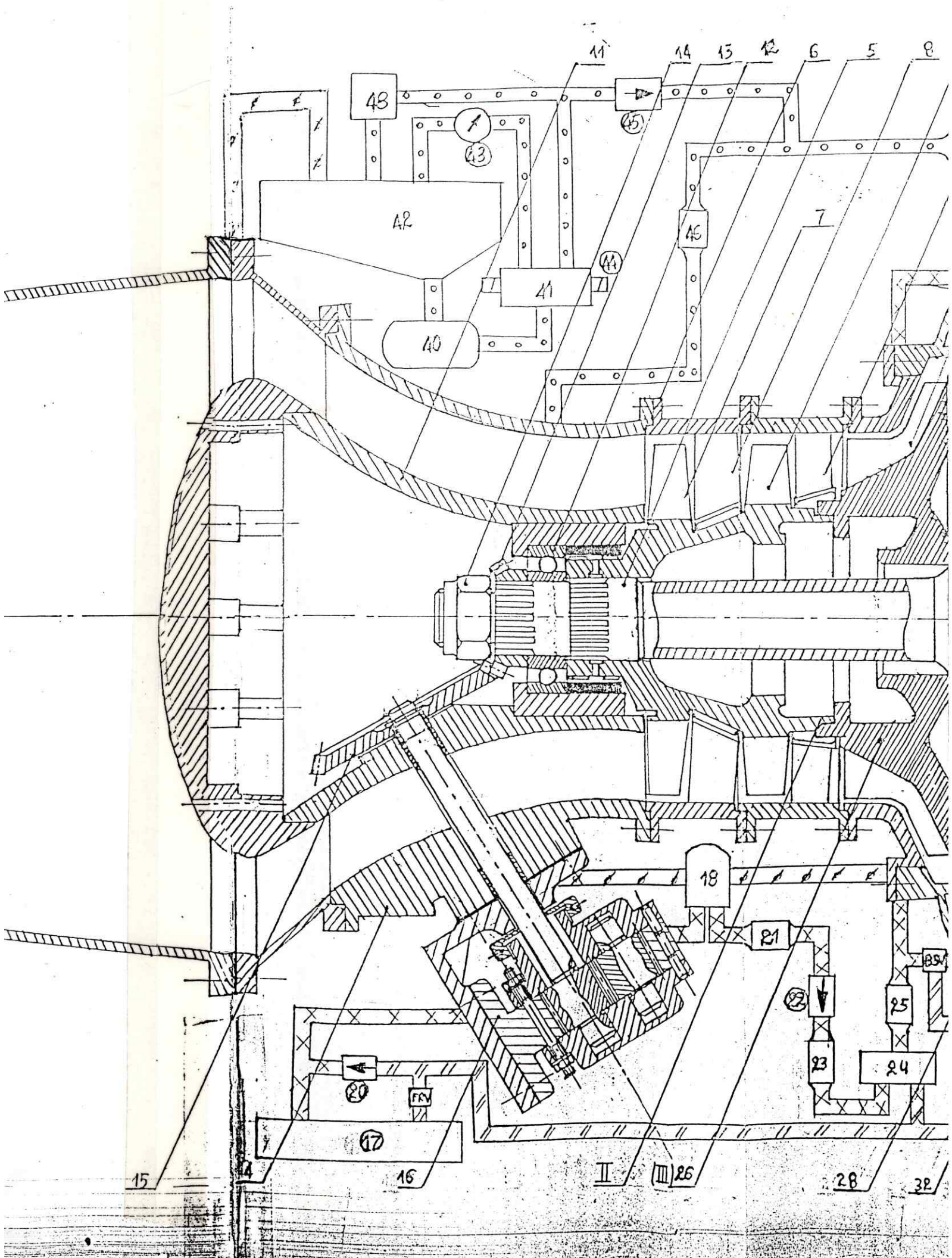
En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permet une répartition équilibrée des pression à l'avant du compresseur à double étage (11) (voir annexe II.04) monté sur l'arbre principal (5) par des cannelures (voir annexe II.01). Ce compresseur axial est constitué de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques aux ils sont soumis. Il est composé de deux étages, dont chacun d'eux constitué de deux grilles d'aubes montées perpendiculairement à la périphérie d'une roue. Ces grilles sont alternativement fixes et mobiles et se font face l'une à l'autre. Dont le premier étage (6) est constitué d'un rotor (7) aux nombres d'aubes est de vingt cinq et qui sont usinées à partir d'ébauche d'acier inoxydable forgé, bien que certaines aube de l'étage puissent être en titane et d'un stator (8) de trente deux aube. le jeu entre les aube mobiles et de carter de stator doit être réduit au minimum de façon à garantir la plus grande étanchéité possible, en plus, on a pris compte de l'usure pour que l'ajustement soit assuré entre l'aube mobile et le carter du compresseur. Et le

deuxième étage est de vingt cinq aubes au rotor (9) et le stator (10) de vingt neuf. Ce compresseur est coincé à sa gauche à l'aide d'un épaulement du corps (11) qui a une configuration conique, qui sert à l'écoulement de l'air dans des meilleures conditions avec le corps du moteur (4). Le disque supporte généralement l'arbre principal qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du palier avant (12) (roulement à bille) sur le bout cannelé. A son extrémité, on a fixé un pignon conique (13) avec l'arbre principal (5) par des cannelures à l'aide d'un écrou (14). Ce pignon transmet le mouvement à une roue dentée conique (15). La roue est fixée à la partie inférieure du carter (11), en liaison à l'arbre tournant de la pompe à engrenage (16) du carburant. Cette pompe alimente le circuit en kérosène. Elle permet d'atteindre une pression de 200 bars, avec un débit de 90 l/min. elle tourne à 6000 t/min et son rendement est de 0,7. (Voir Figure I.3)

25	1	Le filtre des injecteurs		
24	1	La valve de sécurité		
23	1	Transmetteur d'écoulement		
22	1	Clapet anti-retour		
21	1	Un filtre de lavage		
20	1	Clapet anti-retour		
19	1	Manomètre		
18	1	L'échangeur de chaleur		
17	1	Bac du carburant		
16	1	La pompe à carburant		
15	1	Roue d'entrée conique		
14	1	Un écrou		
13	1	Un pignon conique		
12	1	Palier avant (roulement à bielle)		
11	1	Carter intérieur		
10	1	Stator de 2 ^{ème} étage		
09	1	Rotor de 2 ^{ème} étage		
08	1	Stator de 1 ^{ère} étage		
07	1	Rotor de la 1 ^{ère} étage		
06	2	Etage de compresseur		
05	1	L'arbre principal		
04	1	Le corps		
03	1	Une conduite conique		
02		Vis de fixation		
01	1	Le canal d'entrée		
I	1	Entrée d'air		
II	1	Compresseur axial		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS
Université de Blida - institut d'aéronautique				
Echelle : 1/2	DESIGNATION DU TURBOREACTEUR			3ème année PROPULSION
Dessin N° :01	KHELILI - NAAMOUN			2005

48	1	Soupape de sûreté		
47	1	Filtre		
46	1	Filtre		
45	1	Clapet anti-retour		
44	2	Electo - aimant		
43	1	Manomètre		
42	1	Bac d'huile		
41	1	Tiroir de distribution		
40	1	Pompe à engrenage		
39		Des trous de lubrification		
VI	1	Le canal d'éjection		
38	1	Rotor 2ème étage		
37	1	Stator du 2 ^{er} étage		
36	1	Rotor du 1 ^{er} étage		
35	1	Le distributeur		
34	1	Tube à flamme		
33	1	Les orifices		
V	1	La turbine		
32	1	Le carter de la chambre de combustion		
31	1	Cloison thermique		
30	9	L'injecteur		
29	9	Enceinte ouverte		
IV	1	Chambre de combustion		
28	1	Diffuseur (stator)		
27		Plaques (aube)		
26	1	Rouet (rotor)		
III	1	Compresseur centrifuge		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS
Université de Blida - institut d'aéronautique				
Echelle : 1/2	DESIGNATION DU TURBOREACTEUR			3ème année
				PROPULSION
Dessin N° :01	KHELILI - NAAMOUN			2005





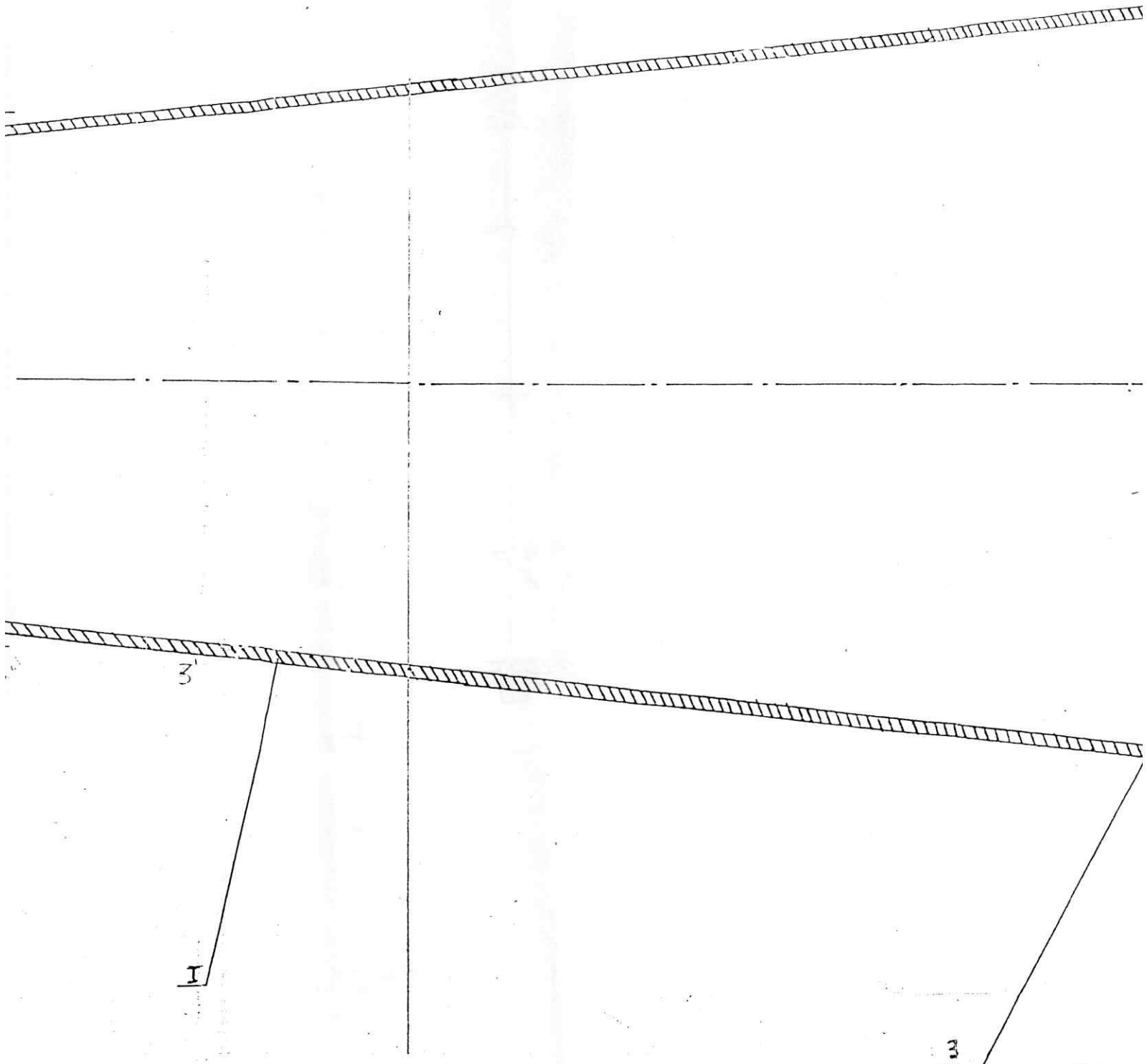


Fig (II-3) Dessin en coupe du turboréacteur GILKES GT-117

B. Désignation des éléments de la pompe à engrenage :

P1 – Corps.	P8 - Tampon de boîte à bourrage.
P2 – Couvercle.	P9 – Goujon M 10 – 36/16j = 15.
P3 – Couvercle.	P10 – écrou H, M10.
P4 – Pignon $Z = 19$. $m = 5$.	P11 – Rondelle plate.
P5 – Roue dentée $Z = 19$. $m = 5$.	P12 – Goupille de position A 10-45.
P6 – écrou rond.	P13 – Joint en feutre.
P7 – Tampon de boîte à bourrage.	

1.3.2. Le circuit de carburant :

Le circuit de carburant (*figure 1.5*) est composé d'un bac (17) situé juste au dessous du moteur, qui comporte tous les accessoires nécessaires, mettre le liquide à l'arbre des pollutions et lui conserve une température normale de travail. Ce réservoir est construit en tôle d'acier laminé à froid et assemblé par soudure.

Ou on a incorporé une pompe à carburant (16) de type volumétrique à engrenage. Cette pompe aspire le kérosène vers un échangeur de chaleur huile (18) qui sert à refroidir l'huile de graissage du moteur pour chauffer le carburant après quoi le liquide traverse une soupape de sûreté et qui sert à régler la pression à l'intérieur du circuit, le contrôle s'effectue à laide d'un manomètre (19) après au bac par un clapet anti-retour (20) (*essai à vide*).

Ces conduites d'aspiration occupent une longueur de **2,1 m** sur une tôle au dessous du moteur pour un diamètre inférieur de 14mm. Et pendant la phase de travail l'huile passe par les conduites d'alimentation vers les injecteurs par un filtre de lavage (21), un clapet anti-retour (22) au transmetteur d'écoulement (23) a la valve de sécurité (24) et le filtre des injecteurs (25). Les conduites qui connectent ces éléments standard du circuit sont d'une longueur de **3 m** et d'un diamètre de 9mm.

Et enfin les conduites de récupération d'une longueur de **2,1 m** et d'un diamètre de **14 mm** avec un clapet anti-retour (20) vers le bac.

Le compresseur centrifuge (3) (*voir annexe 07*) est situé à la partie droite du compresseur axial (2). Il est monté sur l'arbre principal et fixé avec le compresseur axial par deux goupilles. Et qui est composé essentiellement d'un rotor (26) sur l'une de ces

parties (gauche) sont montées des plaques (27) sont appelées aube, qui canalisent l'air radialement et d'un stator (28) appelé diffuseur ou se trouve une grille fixe ; qui transforme en pression une partie de la vitesse absolue à la périphérie du disque. Le compresseur est fabriqué en aluminium forgé à chaud.

Et le jeu (26) et son carter (28) redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion (5) doit être réduit au minimum pour obtenir le rendement maximal du compresseur.

Pour réaliser la chambre de combustion (5), on a utilisé de l'acier inoxydable dans des alliages à forte teneur en nickel et en chrome parce que ces matériaux bien à l'oxydation et la corrosion. L'air sortant du compresseur centrifuge (3) pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) (29) ou est injectée du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Donc sous pression constant, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur (30) et enceinte ouverte (29) ; ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit s'auto entretenir à l'aide d'un cloison thermique (31) (*annexe12*), qui évite des fuites des flammes qui environnent une température de (1800°C à 2000°C) et le carter (32) de la chambre de combustion qui achemine les gaz environnant la flamme ne peuvent être utilisés à ces température par la turbine (V) et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résistent pas longtemps. On est donc amené à refroidir les gaz et les matériaux.

Cette diminution de température est obtenue en diluant les gaz chauds par un flux d'air frais par les orifices (33). Cet air secondaire froid ou air de refroidissement, après léché les parois internes et externes du tube à flamme (34) (*annexe 10*) qu'il refroidit, ce mélange aux gaz chauds est ramené ainsi leur température aux environs de 1400°C à 1800°C.

Ainsi des perçages correctement orientés et de formes particulières génèrent des turbulences ayant pour but de plaquer la flamme au niveau de l'injecteur évitant ainsi qu'elle décroche.

Et enfin la périphérie crée un générateur de tourbillons à géométrie variable. Au ralentie, celui-ci offre une section de passage minimale que celle-ci augmente pour les forts débits.

La turbine (*V*) du moteur est constituée de deux étages axiaux, qui sont pratiquement les seules employées, ayant pour but de transformer la pression des gaz en vitesse avec production d'énergie. L'étage de la turbine comprend deux composants essentiels. Le distributeur (*35*), qui a un nombre d'aubes de trente et un rotors (*36*), qui est composé de trente un aube et son rotor. Et le stator (*37*) du 2ème étage est de vingt un aubes et son rotor (*38*) de trente un aubes.

Les aubes distributrices (*35*) sont moulées, dans son ensemble, il est constitué d'acier réfractaire capable de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlants provenant de chambre de combustion.

Les performances d'un turboréacteur dépendent en grande partie, de la température de la limite actuelle de *950°C* aux *1300°C* rendus possibles par le refroidissement par transpiration et la puissance peut augmenter de *100%*.

La conception technique des aubes distributrices est particulièrement délicate. L'angle entre l'écoulement et chaque aube de turbine doit être celui qui produit la plus grande composante de force dans le plan de rotation. Les gaz accélérés et une grande partie de leur pression statique se transforment en pression dynamique. L'importance de cette transformation dépende du rapport des dimensions de l'entrée et de sortie du passage entre deux aubes consécutives. L'augmentation de l'espace entre les aubes distributrices améliore les accélérations et atténue les risques de pompage, mais augmente aussi la consommation spécifiques. Les distributeurs sont calibrés à l'usine, lors de la fabrication pour accomplir correctement leur deuxième rôle, celui de dévier les gaz pour qu'ils attaquent les aubes de la roue dans le bon angle, les aubes distributrices doivent être calées à un certain angle par rapport à l'axe du moteur. Cet angle devrait varier en fonction du régime du moteur et de la vitesse des gaz.

La roue de turbine (36) est une pièce du moteur soumise à des contraintes extrêmes. En plus d'être soumise à des température pouvant atteindre les 900°C , elle subit de très fortes contraintes mécaniques dues aux forces centrifuges ; la vitesse de rotation 38000 tr/min .

Une roue de turbine comprend un disque et des aubes. Le disque, une pièce équilibrée statiquement et dynamiquement est fabriquée d'aciers spéciaux contenant des pourcentages élevés de chrome, de nickel et de cobalt. Formé par forgeage, le disque est ensuite usiné avec précision.

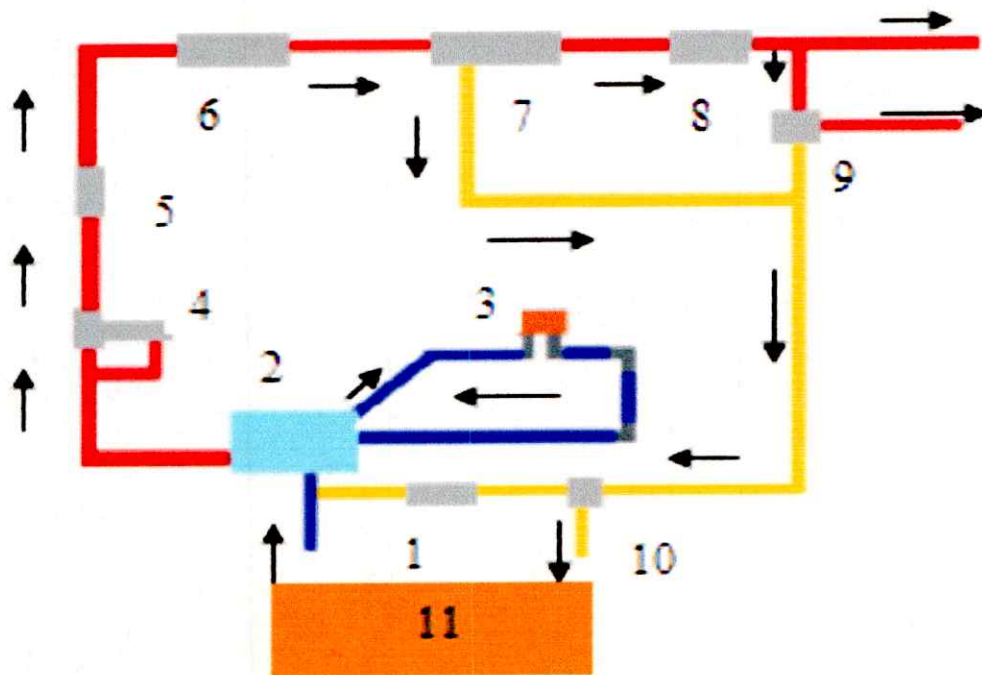
Les aubes sont maintenues sur les disques par une fixation en sapin qui permet des différences d'allure de dilatation entre le disque et l'aube tout en maintenant fermement l'aube en place, peu impotents les efforts centrifuges. L'aube est maintenue en place dans le sens axial par rivets, une plaque frein ou un autre étage de turbine. Les aubes sont reliées entre elles à leur extrémités sont libres, elles sont coupées droites, ont des bords tranchants comme des lames de couteau pour que le jeu entre les extrémités et le carter de la turbine s'établisse rapidement de lui-même par usure des parties mobiles sur la partie fixe. Cet ajustement par abrasion a pour effet d'augmenter le rendement de la turbine.

Les aubes sont en acier forgé ; elles sont soumises à des opérations d'usinage extrêmement précises et à des inspections rigoureuses avant d'être approuvées.

La température des aubages est maintenue dans les limites prescrites si de l'air relativement froide, prélevé, circule autour de la turbine. De cette façon, le disque et les aubages sont refroidit par convection. Cette méthode de refroidissement peut s'avérer efficace lors des vols à des nombres de Mach élevés puisque, dans ce cas les températures d'entrée et de sortie sont particulièrement élevées.

Le canal d'éjection (VI) est essentiellement constitué de deux cônes d'acier inoxydable. Le cône extérieur est habituellement boulonné sur le carter de la chambre de combustion (*annexe 09*), tandis que le cône intérieur est fixé sur le cône extérieur.

La tuyère est formée par la partie convergente à l'extrémité du cône extérieur. La gaine d'éjection a un diamètre aussi grand que possible pour maintenir les gaz à base vitesse et réduire les pertes dues au frottement. Elle soit courte et aussi droite que possible pour réduire les effets des pertes de pressions. L'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques. Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produite.



- 1- Clapet anti-retour
- 2- Pompe a carburant
- 3- Échangeur de chaleur
- 4- Filtre de levage
- 5- Clapet anti-retour
- 6- Transmetteur d'écoulement
- 7- Valve de sécurité
- 8- Filtre injecteur
- 9- BSV
- 10- FRV
- 11- Réservoir

Figure.I.5 : Circuit de carburant.

1.3.3. Le circuit de lubrification :

Le circuit de lubrification (*figure I.5*) des différents paliers à partir des trous (39) situées sur l'arbre principal. Les conduites d'une longueur d'un mètre et d'un diamètre intérieur de trois millimètres, situées au-dessus du corps de moteur et le réservoir à coté où on a incorporé une pompe à engrenage (40), qui s'ouvre et l'huile traverse la conduite pour atteindre un tiroir de distribution (41) et au bac (42), et cela pour vérifier la pression à l'intérieur de système de lubrification à l'aide d'un manomètre (43). Pour lubrifier, on fera fonctionner l'électro-aimant (44) qui coule le liquide par un clapet anti-retour (45), ensuite par les filtres (46 et 47) aux graisseurs qui alimentent les appuis à roulements et lisses. Ces conduits sont d'une longueur de deux mètres et d'un diamètre intérieur de cinq millimètres. Et enfin le surplus de l'huile se collecte par centre de gravité dans des conduites d'un mètre de longueur et un diamètre intérieur de trois millimètres et qui passe par un refroidisseur (18) au bac. (*Voir Figure I.6*).

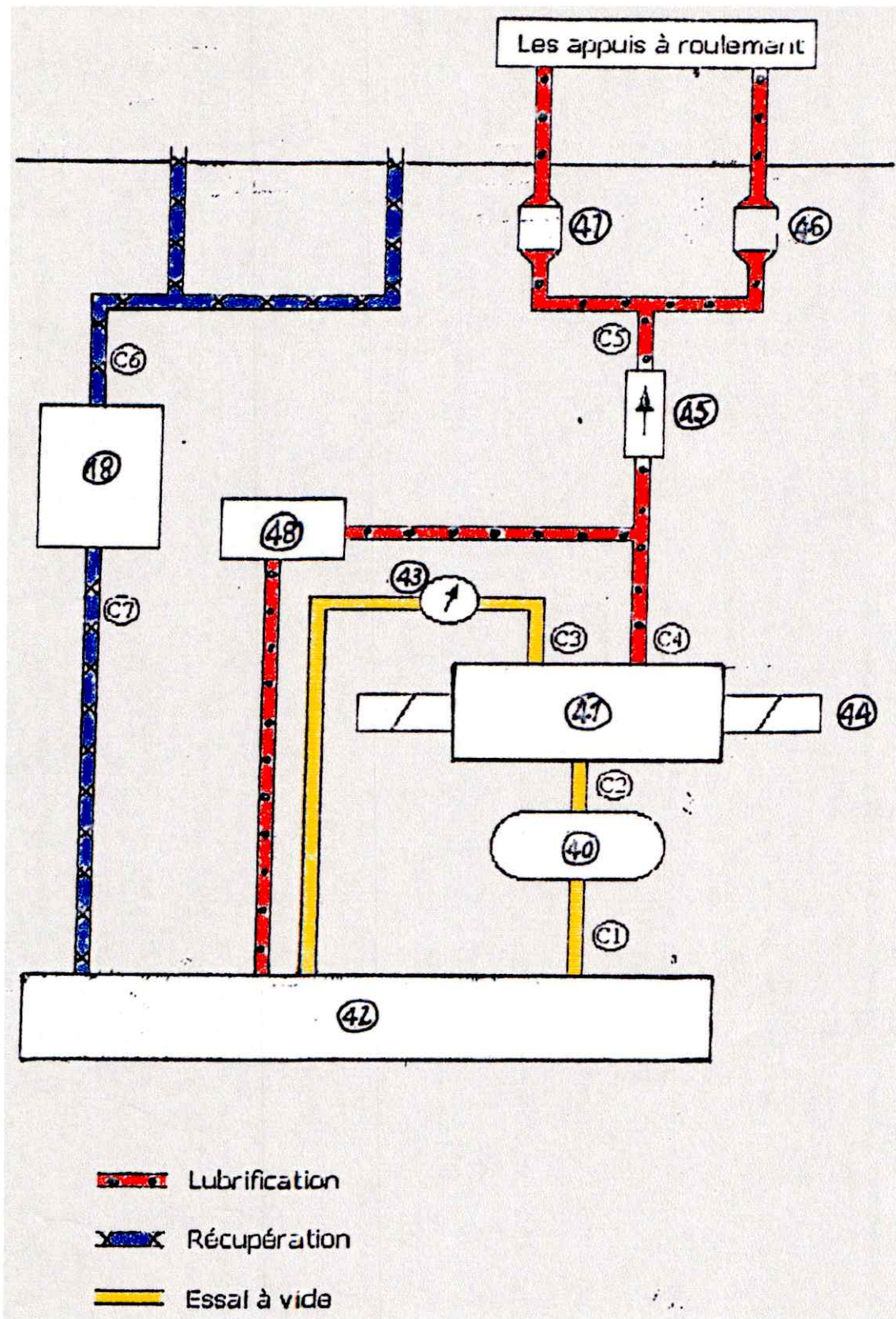


Figure.I.6 : Circuit de lubrification

I.4. Calcul thermodynamique de cycle thermique :**I.4.1. Station (1_2) : l'entrée d'air :****A- À l'entrée (1) :**

$$P_{s_0} = 1.013 \text{ bars}$$

$$T_{s_0} = 288^\circ \text{K}$$

$$M_0 = 0.2808270$$

$$\text{Calcul de pression totale : } \frac{P_{t_0}}{P_{s_0}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)$$

$$P_{t_0} = 1.069$$

$$\text{Calcul de température totale : } T_{t_0} = 292,2^\circ \text{K}$$

$$\text{Calcul de vitesse de son : } a_0 = \sqrt{\gamma R T} = 340.17 \text{ m/s}$$

$$\text{Calcul de la vitesse axiale : } M_0 = \frac{v}{a} \Rightarrow v_0 = M_0 a_0$$

$$v_0 = 0.28 \times 340.17 = 95.53 \text{ m/s}$$

B. La sortie (2) :

$$T_{t_2} = T_{t_0} = 292054^\circ \text{K}$$

$$P_{t_2} = P_{t_0} = 1,069 \text{ bar}$$

$$M_2 = 0,4222770$$

$$\text{Calcul de la pression statique : } \frac{P_{t_2}}{P_{s_2}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$P_{s_2} = 0,946 \text{ bar}$$

$$\text{Calcul de la température statique : } \frac{T_{t_2}}{T_{s_2}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2\right)$$

$$T_{s_2} = 282,54^\circ \text{K}$$

$$\text{Calcul la vitesse de son : } a_2 = \sqrt{\gamma R T_s} = 336,93 \text{ m/s}$$

$$\text{Calcul la vitesse axiale : } M_2 = \frac{v_2}{a_2}$$

$$\Rightarrow v_2 = 142,279 \text{ m/s}$$

I.4.2 Station (2_4) : compresseur

$$m_2 = 1,974 \text{ Kg/s}$$

$$M_2 = 0,4222$$

$$\pi_c = 0,893$$

Calcul de la pression totale à la sortie compresseur :

$$\pi_c = \frac{P_{t_4}}{P_{t_2}} = 6,538 \Rightarrow P_{t_4} = 6,989 \text{ bar}$$

Calcul de la température totale 4:

$$\pi_c = (\tau)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\tau_c = 1,709953348$$

$$\tau_c = \frac{T_{t_4}}{T_{t_2}} \Rightarrow T_{t_4} = \tau_c \cdot T_{t_2}$$

$$T_{t_4} = 499,899^\circ \text{K}$$

I.4.3 Station (4_5) : chambre de combustion :

$$T_{t_5} = 1355,878^\circ \text{K}$$

Calcul de rapport de la température :

$$\tau_{c-c} = \frac{T_t}{T_t} = 2,7123$$

$$P_{t_5} \approx P_{t_4}$$

Calcul du dosage de la combustion :

$$f = \frac{mc}{ma} = \frac{4,903452 \cdot 10}{1,974022}$$

$$f = 0,024839905 \left[\frac{\text{Kgcar}}{\text{Kgair}} \right]$$

I.4.4 Station (5-6) : la turbine

Calcul le rapport de pression :

$$W_c + W_T$$

$$m_a \cdot C_{p_c} (T_{t_4} - T_{t_2}) = (m_a + m_c) C_{p_t} (T_{t_5} - T_{t_6})$$

$$m_a \cdot C_{p_c} T_{t_2} (\tau_c - 1) = (m_a + m_c) C_{p_t} T_{t_5} (1 - \tau_t)$$

$$\tau_t = 1 - \frac{m_a \cdot C_{p_c} T_{t_2} (\tau_c - 1)}{(m_a + m_c) C_{p_t} T_{t_5}}$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1,974 \cdot 1,292,51(1,709 - 1)}{(1,974 + 4,903 \cdot 10) \cdot 1,13 \cdot 1355,878}$$

$$\tau_t = 0,86792 \Rightarrow T_{t_6} = 1176,79^\circ \text{K}$$

$$\pi_t = (\tau_t)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0,565$$

$$P_{t_5} = P_{t_4} = 6,989 \text{ bar}$$

$$P_{t_6} = 3,948 \text{ bar}$$

I.4.5 Station (6_7) : la tuyère

$$v_7 = \sqrt{2C_p T t_7 \left[1 - \left(\frac{P_9}{P t_7} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

$$T t_7 = T t_6$$

$$P t_7 = P t_6$$

$$P_7 = P_0 = 1 \text{ atm}$$

$$V_7 = \sqrt{2.11,13.10.1176,79 \left[1 - \left(\frac{1,013}{3,948} \right)^{\frac{0,33}{1,33}} \right]}$$

$$V_7 = 946,939 \text{ m/s}$$

Calcule la poussée :

$$F = -m_0 V_0 + (m_0 + m_7) V_7$$

$$F = -1,974.95,53 + (1,974 + 4,903.10^{-2}) 946,939$$

$$F = 1727,109 \text{ N}$$

CHAPITRE II
THEORIE GENERALE
D'ACOUSTIQUE

GENERALITES :

Avant d'aborder les mesures en acoustique, il est bon de rappeler la diversité des techniques auxquelles cette science fait appel et la variété des domaines auxquels elle se rattache : tout d'abord, et c'est ce qui est particulièrement intéressant ici l'aspect purement physique, qui est l'étude théorique de la production et la propagation des sons. Cet aspect intervient dans différentes applications pratiques : rayonnement des sources sonores, acoustique des salles.

L'électroacoustique, elle, étudie les différents procédés de transformation de l'énergie sonore et de sa mise en conserve (microphones, haut-parleurs) et les diverses formes d'enregistrement (sur bande magnétique, sur disques ou sur films).

Par ailleurs, la croissance et la multiplication des sources sonores importantes (trafique aérien) est entraîné l'apparition de nouvelles techniques destinées à mesurer le bruit.

On trouvera dans l'article Acoustique industrielle du présent traité les applications des notions théoriques exposées ici aux mesures de bruit dans les différentes conditions d'environnement rencontrées dans la pratique et aux mesures de la puissance acoustique des sources sonores.

Avant d'aller plus loin, il est nécessaire de citer un certain nombre de particularités présentées par les phénomènes acoustique.

Tout d'abord, un son est, en général, étudié en liaison étroite avec l'impression subjective correspondante, comme le bruit. C'est une des raisons qui ont conduit à adopter, pour l'étude des phénomènes acoustique, des échelles logarithmiques, tant pour la fréquence que pour l'intensité des sons. On sait, en effet que les physiologistes admettent que la sensation est proportionnelle au logarithme de l'excitation (loi de Fechner). Une deuxième raison est l'étendu de variation des différentes paramètres mis en

jeu en acoustique : fréquences, intensité sonore, pression acoustique, vitesse des particules.

II.1. Notion historique : [V]

Depuis les temps préhistoriques, les hommes s'intéressèrent aux phénomènes acoustiques, mais il fallut attendre le V^e siècle j-c pour qu'ils étudient le son d'un point de vue scientifique. C'est en effet à cette époque que l'école pythagoricienne construisit une échelle musicale, en analysant le fonctionnement des cordes vibrantes. C'est à quelques siècles plus tard qu'on découvrit le caractère ondulatoire du son, en observant les ondes qui se forment à la surface de l'eau. Le philosophe grec **CHRYSIPPE** fut l'un des premiers à l'affirmer au III^e siècle avant j-c. Cependant, aucune expérience scientifique ne fut entreprise avant la fin du XVI^e siècle, époque à laquelle **GALILEE (1564-1642)** entreprit une étude rigoureuse du son. Il énonça en particulier la relation entre la hauteur et la fréquence grâce à **GALILEE**, l'acoustique devenait enfin une véritable science.

En 1660, le physicien irlandais **ROBERT BOYLE** démontra par l'expérience que la transmission du son dépend du milieu dans lequel il se propage. Il enferma une petite horloge sonore dans une cloche de verre où il fit un parti, et constata qu'on ne percevait aucun son, prouvant ainsi que la présence d'un milieu était nécessaire pour qu'un bruit soit transmis.

ISSAC NEWTON fut le premier à formuler une analyse mathématique des phénomènes propriétés physiques du fluide, telles que l'élasticité et la densité. Grâce à ces considérations théoriques, **NEWTON** peut calculer la vitesse de propagation du son dans l'air.

Tout au long du XIX^e siècle, les savants réalisèrent de nombreuses expériences afin de déterminer avec précision la vitesse de sons de différentes fréquences dans divers milieux.

Au XX^e siècle les physiciens disposèrent pour la première fois d'appareils qui permirent d'effectuer des études simples, précises et quantitatives sur le son.

II.2. Bruit, perception et gêne :

Le bruit est un phénomène physique. D'un point de vue physiologique, le son est une sensation, et le mouvement vibratoire de l'air est le stimulus qui produit cette sensation.

Généralement, le mot bruit est utilisé pour désigner tout son indésirable. L'impression de gêne qu'il produit dépend de nombreux facteurs physiques, dont l'intensité sonore, le spectre de fréquence, la durée, la vitesse d'accroissement du niveau lors d'un bruit transitoire.

La notion du bruit a également un caractère subjectif, ressentie de manière très variable d'un individu à d'autres. La pollution par le bruit émis par un réacteur est un important problème d'environnement, notamment lorsque les niveaux de bruit perçu dépassent certaines valeurs, pouvant être une source de nuisance.

II.3. Quel phénomène physique régit le bruit :

Le bruit est le résultat de la vibration d'un corps solide, liquide ou gazeux transmis par le milieu ambiant jusqu'à l'oreille provoquant la sensation de bruit au niveau du cerveau après mise en vibration de la membrane du tympan. Notre oreille transforme le signal mécanique en signal électrique. Le bruit est donc une succession de compressions et de dilatations du milieu ambiant.

II.3.1. Bruit induit par vibration :

Tous les résultats précédents ne sont vrais que dans le cas d'une conduction aérienne, c'est-à-dire par ondes acoustiques. Cela suppose que les machines n'induisent pas de vibrations dans leur support, quel que soit le traitement acoustique effectué dans le local.

On se référera avec profit à l'article isolation antivibratoire et antichoc, dans le traité mécanique et chaleur, pour le traitement des vibrations. Nous ne retiendrons ici que quatre principes de base :

- Faire une coupure dans la dalle de sol autour de la machine pour éviter la transmission des vibrations.
- Fixer les machines sur des rochers de béton suffisamment lourds pour limiter l'amplitude des vibrations.
- Interposer des dispositifs antivibratoires de façon à abaisser nettement la fréquence de résonance du système et donc réduire l'amplitude des vibrations induites dans le support.
- Éviter tout couplage mécanique par des gaines ou des conduites c'est seulement si ces précautions sont prises que les solutions que nous avons citées seront efficaces.

II.3.2. Bruit d'origine aérodynamique de dispositifs hypersustentateurs d'ailes d'avion :

Pour répondre aux problèmes créés par le bruit des avions important ont été produits, au cours de ces dernières décennies, pour déterminer la nature de bruit d'un avion et atténuer le bruit qu'elles produisent.

Ces sources peuvent être classées en deux grandes catégories :

- Les sources de bruit dites « propulsives », c'est-à-dire les turboréacteurs.
- Les sources de bruit du fuselage, essentiellement les écoulements.

In stationnaires sur les hypersustentateurs (volet de bord de fuite et bec de bord d'attaque) et les trains d'atterrissage.

Le bruit des turboréacteurs a déjà fait l'objet de nombreuses études, à cause de prédominance sur les premiers avions. En raison des améliorations obtenues, lorsque les moteurs fonctionnent à bas régime et que les composantes génératrices du bruit du fuselage sont déployées.

Il est donc nécessaire, si l'on veut encore réduire le bruit global de l'avion, de travailler maintenant sur les sources de bruit non propulsives. C'est pourquoi, une étude sur le bruit des dispositifs hypersustentateurs a été initiée à l'*E.C.L* en collaboration avec l'aérospatiale. Spectres et inter spectres ont été réalisées avec les sondées implantées sur la maquette et le microphone de champ lointain.

Champ de vitesse autour de la maquette : a l'aide d'une sonde à films chauds croisés, on détermine le champ de vitesse autour de la maquette.

Pour recoupement de toutes ces mesures, on met, par exemple, en évidence l'existence de sources acoustiques dans les cavités situées au niveau du bec de bord d'attaque et du volet de bord de fuite, ainsi que des décollements de l'écoulement sur l'extrados du volet.

Parallèlement à l'étude expérimentale, des modèles analytiques sont mis en œuvres pour représenter les différents types de sources acoustiques identifiées sur la maquette. Une comparaison directe des résultats expérimentaux et théoriques est alors effectuée.

Cette étude se poursuit actuellement avec *l'ONERA*. Le but est maintenant de caractériser les sources acoustiques lorsqu'on introduit des effets tridimensionnels tels que des fentes sur le bec et sur le volet ? Ou que seul un $\frac{1}{2}$ volet est braqué.

II.3.3. Comment quantifie-t-on le bruit :

Le bruit ou la pression acoustique se mesure à l'aide d'un appareil de mesure appelé **sonomètre**. L'indication est le niveau de pression acoustique, il s'exprime en décibel (**dB**).

Un bruit peut avoir une tonalité plus ou moins aigue ou grave. Pour quantifier ce phénomène on dispose de valeur de niveau différent en fonction des fréquences.

Le spectre audible s'étend entre **20** et **20000 hertz**. Le décibel A est nommé dB (A), utilisé entre autre dans la réglementation, est une unité qui intègre le fait que l'oreille soit plus sensible aux hautes fréquences qu'aux basses fréquences.

II.4. Notion sur les décibels : [III]

La notion de décibels, qui doit son origine à l'étude de la transmission des signaux le long d'une ligne électrique ou téléphonique, s'est révélée extrêmement commode dans la pratique, et son usage s'est répandu dans toutes sortes de domaines, en particulier en acoustique.

En principe, le décibel se rapporte à la comparaison de deux énergies, soit que l'on compare deux états énergétiques différents d'un même système, soit que l'on étudie la transmission d'une certaine quantité d'énergie d'un système à un autre.

II.4.1. Utilisation du décibel :

Le succès de l'utilisation des décibels est dû à la propriété suivante : si l'on met bout à bout plusieurs lignes, la perte totale, exprimée en décibel, est égale à la somme des pertes correspondant aux différentes lignes ; de même, le gain total d'un amplificateur, exprimé en décibels, est égal à la somme des partiels de chaque étage.

Cette propriété découle des propriétés générales des logarithmes.

Lorsqu'on considère maintenant un amplificateur pour lequel l'impédance d'entrée n'est plus égale à l'impédance de charge, on ne peut plus a priori parler de gain en décibels. Toutefois, il est admis et il est très courant d'exprimer le gain en tension d'un amplificateur en décibels, d'après la relation : $N = 20 \log (U/U)$.

Avec U et U respectivement, tension de sortie et d'entrée de l'amplificateur.

Les propriétés énoncées plus haut se conservent, à savoir que le gain en tension d'un amplificateur, exprimé en décibels, est égal à la somme des gains partiels de chaque étage, également exprimés en décibels

Le décibel étant d'un usage commode en raison de ses propriétés logarithmiques, on est tenté de l'utiliser par extension pour exprimer n'importe quel rapport entre deux quantités de même espèce, en respectant toutefois la double notation, c'est à dire en prenant l'une ou l'autre des expressions selon que la quantité considérée est proportionnelle à une énergie, ou seulement à la racine carrée de cette énergie.

Si l'on adopte alors une valeur de référence pour la quantité considérée, on pourra faire correspondre un nombre en décibels à toute valeur prise par cette quantité par rapport à la valeur de référence. On pourra exprimer n'importe quelle quantité en décibels, l'unité étant indiquée ou sous-entendue. Il ne faut pas perdre de vue cependant que le décibel est un nombre abstrait, et qu'il ne peut indiquer qu'un rapport entre deux quantités de même espèce.

II.4.2. Niveau sonore de décibels :

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 Décibel. 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 : $L=10 \log (I/I_0)$

I_0 : intensité acoustique de référence, qui correspond au seuil d'audibilité d'une oreille normale. Pour un son de **1000 HZ**, soit $10^{-12} \text{ w/m}^2 \text{ s}$.

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.5. La différence entre pression et puissance acoustique :

Ces deux grandeur s'expriment dans la même unité le **dB** ou **dB (A)** ou par bande de fréquences. Le niveau sonore représente le bruit à un instant donné en un point de réception donné, il dépend de la distance de la source au point de réception et des conditions de décroissance sonore locale. La puissance acoustique est une grandeur rattachée à une source sonore, elle permet de quantifier le comportement acoustique de la source indépendamment de son environnement. Pour comparer 2 sources sonores, le milieu moyen est de comparer leur puissance acoustique respective. On mesure la pression acoustique à l'aide d'un sonomètre ou analyseur. On calcule la puissance acoustique à partir de mesures de pression dans des conditions normalisées.

Un fabricant d'équipement communiquera des valeurs de puissance acoustique ou des valeurs de pression acoustique à une distance donnée dans des conditions de réverbération donnée (généralement en champ libre ce qui signifie sans réverbération).

II.5.1. L'intensité :

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

Niveau sonore en dB (A)	Source de bruit	Sensation auditive
0	Seuil d'audition	CALME
10	Bruissement d'une feuille	
20	Studio de radiodiffusion	
30	Chambre à coucher	
40	Bibliothèque	
50	Bureau	Bruit courant
60	Conversation normale	
70	Restaurant bruyant	
80	Trafic important de rue	Très bruyant
90	Atelier de couture	
100	Atelier de tôlerie	Difficilement supportable
110	Presses d'emboutissage	
120	Burin pneumatique	
130	Marteau riveur	Insupportable
140	Turboréacteur	

Le niveau sonore est une grandeur logarithmique, chaque fois que le niveau augmente de 3 décibels, on double l'énergie.

- 2 sources de bruit émettant unitairement **80 dB (A)** génèrent ensemble **83 dB (A)** et non **160 dB (A)**.
- 10 sources de bruit émettant unitairement **80 dB (A)** génèrent ensemble **90 dB (A)**.

Le niveau de bruit au point de réception va dépendre de la puissance acoustique de la source, de la distance de la source au point de réception et des conditions de réverbération du locale.

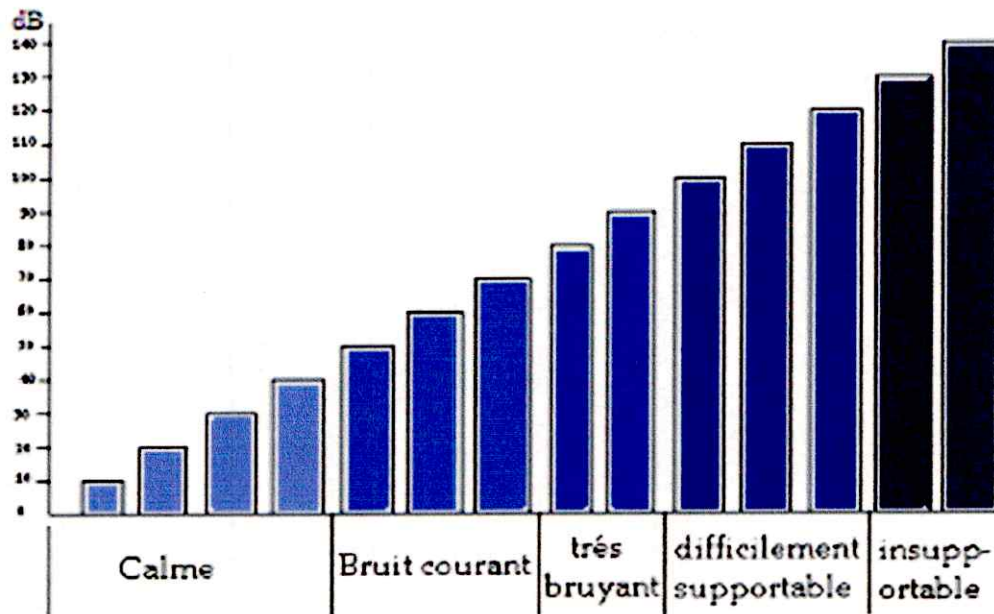


Figure II.1 : Echelle des intensités sonores.

II.5.2. La puissance : [III]

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 .

Mesure de la puissance acoustique :

La caractéristique essentiel d'une source de bruit est sa puissance acoustique .la connaissance de la puissance acoustique d'une sonore est indispensable pour calculer dans différentes configuration (espace libre ou champ clos) le niveau de bruit qui existe dans l'environnement de la source ; il est donc fondamental de connaître la puissance acoustique d'une source de bruit pour toute étude de génie acoustique industriel, notamment pour la prévision du niveau sonore.

La puissance acoustique W est définie théoriquement comme l'énergie moyenne débitée par la source pendant l'unité de temps, pour une surface fermée S entourant la source ; son expression est donc :

$$W = \int_s \left(\frac{1}{T} \int_0^t p \vec{v} dT \right) \vec{n} ds$$

Avec : S surface d'intégration entourant la source
 T durée d'intégration.
 P pression acoustique.
 \vec{v} Vecteur vitesse vibratoire.
 \vec{n} Vecteur unitaire.

Dans la pratique, pour réaliser la mesure de W , on se ramène à la mesure de l'intégrale du carré de la pression acoustique, soit :

$$W = \int_s \frac{p^2(t)}{\rho c} ds$$

Avec : ρ (Kg/m^3) masse volumique de l'air,
 C (m/s) célérité du son dans l'air,

Est la surface de mesure est échantillonnée. Ces deux considérations sont à la base des méthodes de mesure directe de la puissance qui sont normalisées. Les normes fixent la nature de l'environnement d'essai (chambre anéchoïque, salle réverbérante, etc.) et définissent l'échantillonnage de la surface de mesure, la précision et la reproductibilité des résultats dépendant de ces éléments. Le tableau *IV* précise le champ d'application de ces normes.

Tableau II-1 : Champ d'application des normes AFNOR pour la mesure de la puissance acoustique des machines.

Norme AFNOR	Classification de la méthode	Environnement D'essai	Volume de la source	Type de bruit	Niveau de puissance acoustique pouvant être obtenu	Information facultative disponible
S 31-022	Laboratoire	Salle réverbérante remplissant les conditions prescrites	De préférence inférieur à 1% du volume de la salle d'essai	Stable, à large bande	Par bande de tiers d'octave ou d'octave	Niveau de puissance acoustique pondéré A
				Stable, à fréquence discrète ou à bande étroite		
S 31-023						
S 31-024	expertise	Salle d'essai spéciale		Stable, à large bande, à bande étroite, à fréquence discrète	Pondéré A et par bande d'octave	Autres niveaux de puissance acoustique pondérés
S 31-025	expertise	En plein air ou dans de grands locaux	Sans restriction : limite seulement par l'environnement d'essai disponible	Tout type	Pondéré A et par bande de tiers d'octave ou d'octave	Information sur la directivité et niveaux de pression acoustique en fonction du temps ; autres niveaux de puissance acoustique pondérés
S 31-026	laboratoire	Salle anéchoïque ou semi anéchoïque	De préférence inférieur à 0.5% du volume de la salle d'essai	Tout type		
S 31-027	Contrôle	Pas d'environnement spécial d'essai	Sans restriction : limite seulement par l'environnement d'essai disponible	Stable, à large bande, à bande étroite, à fréquence discrète	Pondéré A	Niveaux de pression acoustique en fonction de temps ; autres niveaux de puissance acoustique pondérés

II.6. Le plan 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 (1)

II.6.1. Réduction des niveaux sonores dans un atelier :

Traitement acoustique :

1- Réduction du niveau sonore en champ réverbéré :

Nous avons vu que le niveau sonore en champ réverbéré dépend des propriétés acoustiques du local. On peut donc envisager de réduire le niveau sonore produit par une machine donnée en augmentant l'absorption acoustique de ce local.

Cette solution a une efficacité limitée pour les raisons suivantes :

- Les relations dont nous disposons montrent que la réduction n'est effective que si l'on est en champ réverbéré (c'est-à-dire assez loin de la source).
- Ces relations ne sont vraies que si la pièce a une géométrie relativement simple (ce qui exclut les très grands halls ou les pièces très longues).
- L'absorption devrait être uniformément répartie sur les parois ; or il est souvent difficile de traiter autre chose que le plafond, ce qui limite l'augmentation de l'absorption dans le local.

Il n'en reste pas moins que le traitement acoustique (à l'aide de matériaux absorbants) peut entraîner une réduction du niveau sonore de l'ordre de **3 à 5 dB**. Il sera, bien sur, préférable d'utiliser des matériaux dont le coefficient d'absorption est maximal dans la zone de fréquences où le spectre de la machine présente un maximum. On se référera pour cela aux données des constructeurs.

2- Réduction du niveau sonore en champ direct :

Si l'observateur est situé près de la source, le champ direct l'emporte, et il est préférable de faire appel à un écran acoustique. La suppression du champ direct implique que le niveau sonore reçu sera égal au champ réverbéré. On voit que :

- La réduction sera d'autant plus importante que la différence entre les termes de champ direct et de champ réverbéré est grande.
- Il est inutile d'utiliser un écran de masse très importante, puisqu'il suffit que son indice d'affaiblissement acoustique soit supérieur à cette différence (à condition, bien sur, que les dimensions de l'écran soient grandes devant la longueur d'onde du bruit à atténuer).
- L'utilisation d'un écran recouvert de matériau absorbant permet d'augmenter l'aire d'absorption équivalente de la pièce, et par suit de réduire le niveau sonore en champ réverbéré.

II.7. Méthodes de mesure :

Nous n'en examinerons ici que le principe ; on se référera aux normes pour une description plus complète de chaque cas. Deux grands types de méthodes normalisées sont mis en œuvre, les unes faisant appel à des positions fixes des microphones, les autres à un balayage de la surface de mesure par les microphones.

II.7.1. Méthode normalisée :

Méthode de balayage de la surface de mesure par un ou plusieurs microphones :

L'objectif est d'améliorer la précision de l'échantillonnage de la surface, dans le cas où la source émet un bruit stationnaire. On utilise un balayage continu du ou des microphones autour d'un axe vertical suivant des trajectoires circulaires. Si le balayage est linéaire en fonction du temps et si les angles définissent des trajets tels que les surfaces balayées par unité de temps soient égales, l'estimation de la puissance acoustique s'écrit :

$$W = \frac{r_o^2}{\rho c} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{1}{T} \int_0^T p^2 [\theta_i \varphi(t)] dt$$

Avec :

T période de rotation

r_o Rayon de l'hémisphère d'intégration,

φ Et θ coordonnées sphériques,

N nombre de microphones.

De telles méthodes font généralement appel à un ordinateur qui, à partir de la mesure de p effectuée par le microphone qui se déplace, calcule la puissance acoustique en temps réel.

II.7.2. Méthodes non normalisées :

L'ensemble des méthodes précédentes fait apparaître des exigences relatives à l'environnement de l'essai, qui conditionne en grande partie la précision des résultats. On peut citer deux méthodes visant à supprimer cet inconvénient.

La mesure directe du produit pv qui permet, en principe, l'emploi de n'importe quelle surface de mesure entourant la source, qui élimine l'influence du champ proche, ainsi que celle des sources parasites situées hors de la surface de mesure, et qui rend inutile la correction due au champ réverbéré ; on notera que les difficultés liées à l'échantillonnage de la surface de mesure subsistent. L'obtention directe du produit pv pose encore toutefois divers problèmes de capteurs et d'instrumentation, qui limitent la méthode à des applications particulières n'ayant pas encore fait l'objet d'une normalisation (localisation des sources, étude du rayonnement acoustique des parois, etc.).

L'utilisation d'une source de référence : ces méthodes font appel à une source acoustique dite de référence dont la puissance, le spectre et la directivité sont connus et sont invariants par rapport à l'environnement. On substitue alors une telle source à celle dont on veut déterminer la puissance et l'on réalise des mesures de niveau sonore dans chaque cas, dans les mêmes conditions.

CHAPITRE III
DETECTION, SOURCE ET MESURE
DE BRUIT

GENERALITE :

Le développement d'un avion supersonique de deuxième génération nécessite des progrès scientifiques et technologiques majeurs dans le domaine du contrôle du bruit au décollage et dans une certaine mesure en latéral et en approche. Ce défi majeur est bien identifié par les concepteurs.

L'avion devra présenter les meilleures performances en vol de croisière supersonique mais il aura aussi à respecter l'environnement notamment dans les phases de décollage et de montée ainsi que dans la phase d'approche. Les contraintes sur les niveaux de bruit sous la forme de normes de plus en plus sévères nécessitent un effort de recherche et développement considérable. Les normes acoustiques et leur évolution constituent un aspect critique et méritent une attention toute particulière.

Les solutions au problème du contrôle du bruit vont influencer de façon significative la conception des moteurs, leur intégration sur l'avion, les opérations au sol et en vol.

Le mélange du jet à très grande vitesse, issu de la tuyère, ainsi que les ondes de choc qui apparaissent dans le jet sont aussi générateurs d'un rayonnement acoustique de niveau élevé.

D'une façon générale le niveau sonore augmente avec une puissance de la vitesse, l'exposant de la vitesse étant situé entre 3 et 8. Il est indispensable de diminuer la vitesse d'éjection pour obtenir des niveaux de bruit compatibles avec les normes acoustiques. Bien évidemment, pour obtenir la même poussée au décollage il faut augmenter le débit masse éjecté. Ce débit doit être d'autant plus grand que la vitesse est réduite.

Les niveaux de vitesse envisagés dans tous les cas sont relativement élevés et dans ces conditions le jet constitue la source principale du bruit notamment en latéral. Il faut cependant s'intéresser aux autres sources sonores car elles peuvent s'ajouter au bruit de jet dans certaines conditions de vol. Le bruit de mélange turbulent du jet avec le milieu ambiant est une des sources principales. Ce bruit dépend principalement de la vitesse relative du jet par rapport à l'ambiante, de la section du jet et de la température.

Un réacteur d'avion genre un taux de bruit (110 dB), qui se rapproche le plus du seuil de douleur (120 dB) (voir Figure.II.4) d'où la nécessité de faire de recherches sur la technologie acoustique, afin d'arriver à une conception d'un réacteur moins bruyant.

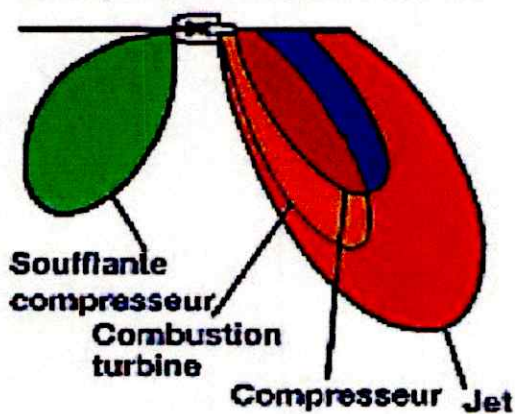
Pour cela, il faut connaître les sources de génération de bruit du réacteur et pour pouvoir les atténuer sans détériorer ses performances.

Nous allons illustrer les sources de bruit (voir Figure III.1) d'un avion à différentes situations :

o *En vol.*

o *Au sol.*

Turbojet faible taux de dilution



Turbofan grand taux de dilution

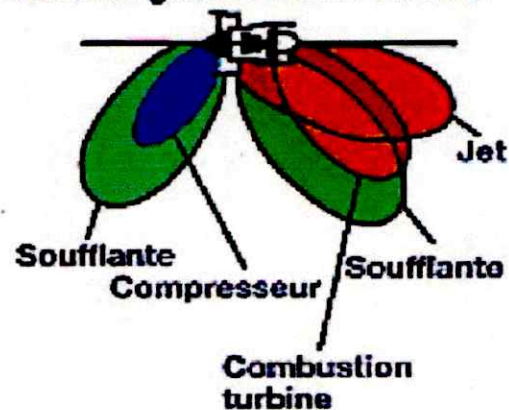


Figure III.1 : les sources de bruit d'un réacteur à faible

Et à haut taux de dilution.

III.1. Les bruit des avions en vol : [IV]

Le principe de propulsion de tels moteurs rappelons – le est celui de la réaction.

Au moyen d'une combustion, une énergie cinétique est communiquée à une masse d'air réchauffé et éjectée vers l'arrière à travers une tuyère.

Une partie de l'énergie est récupérée par une turbine et sert à entraîner les parties tournantes du moteur qui sont : le compresseur haut et basse pression.

Dans les réacteurs à double flux, la soufflante assure autour du corps du réacteur, un flux d'air qui vient diluer les gaz chauds de l'éjection (voir Figure .III.2).

On distingue principalement :

- Le bruit de jet.
- Les bruits interne :
 - Bruit des parties tournantes (soufflantes du compresseur et turbine).
 - Bruit de combustion.

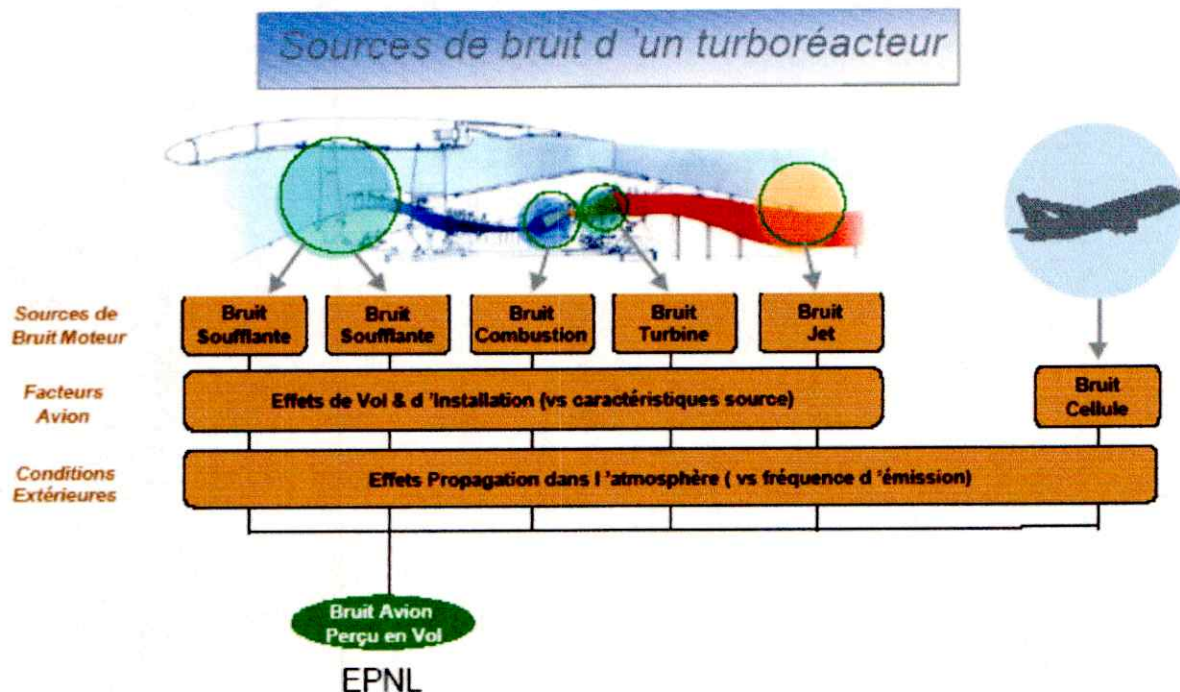


Figure III.2 : source de bruit d'un réacteur.

Avec :

Bruit de fan et de compresseur générée par :

- Distorsion d l'écoulement de l'entrée d'air.
- Turbulence de l'écoulement.
- Interaction des sillages.
- Onde de choc (vitesse supersonique en bout d'aube).

Bruit de chambre de combustion généré par :

- Bruit de combustion.
- Turbulence

Bruit de turbine généré par :

- Interaction des sillages.
- Turbulence.

Bruit de jet généré par :

- Mélange turbine.
- Fan / ambiant.
- Fan /primaire.
- Fan / primaire / ambiant.
- Bruit d'onde de choc pour les jets supercritiques.

Le bruit d'un réacteur se caractérise par la superposition spectrale d'un bruit à large bande due au jet dirigé vers l'arrière du réacteur, et d'un bruit de rails correspondant aux partie tournantes, est dirigé vers l'avant du réacteur (voir Figure.III.3).

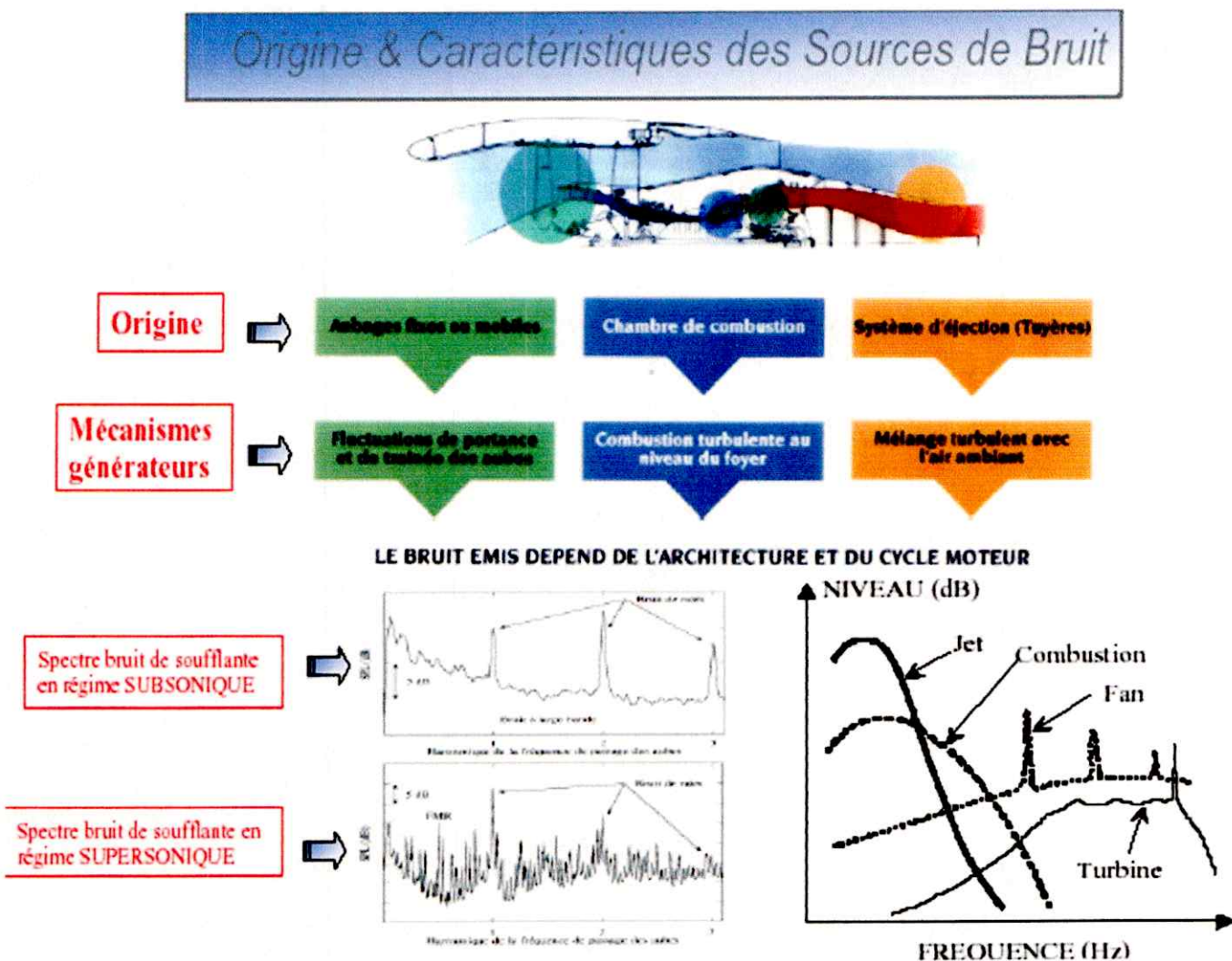


Figure .III.3 : Origine et signature des sources de bruit.

III.1.1. Bruit de jet : [V]

La pénétration dans l'atmosphère calme, du jet gazeux animé d'une très grande vitesse, provoque de fortes turbulences qui sont cause de bruit. En effet, la vitesse relative du jet par rapport à l'air ambiant est toujours grande.

Les principales caractéristiques du bruit de jet sont les suivantes :

Le bruit de jet se caractérise par un spectre étendu de fréquences. C'est un bruit à large bande, prédomine près de la bordure du réacteur à environ 10 fois le diamètre d la section de sortie. Les gaz sont animés d'une très grande vitesse et il y a peu de mélange avec l'atmosphère. Les remous engendrés sont rapides, le bruit qui en résulte est de haute fréquence (voir Figure ci-dessous).

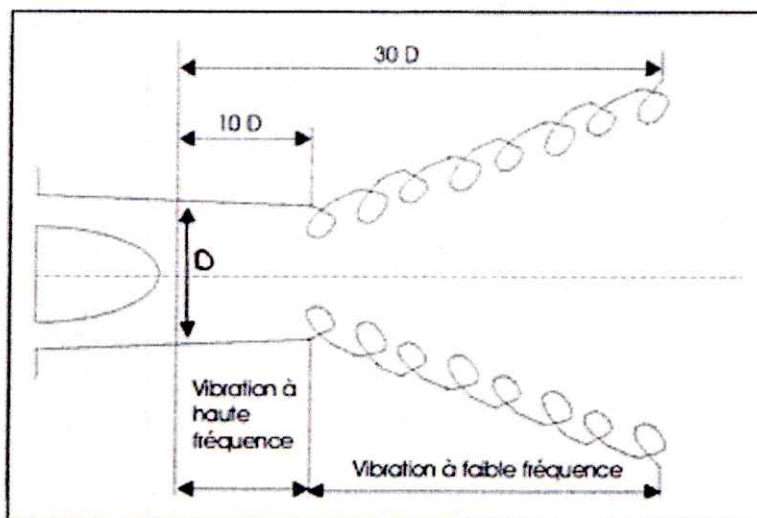


Figure III.4 : Le bruit de l'éjection des gaz chaud.

La vitesse du jet diminue ensuite et la dilution avec l'air atmosphérique augmente, le bruit engendré est de fréquence de plus en plus basse.

Suivant la fréquence de l'onde sonore, un même volume (nombre de décibels) de bruit se propage à des distances différentes. Plus la fréquence est basse, plus le bruit se transmet loin.

- La directivité de bruit de jet est maximale vers l'arrière.
- La température du jet est également un paramètre très important : pour des vitesses d'éjections faibles, le bruit augmente avec la température.

III.1.2. Bruits internes :

A- Le bruit des parties tournantes :

Ce bruit est provoqué par le mouvement du compresseur, et la turbine.

Le bruit du compresseur et de la turbine :

Le bruit du compresseur et turbine résulte de l'interaction des sillages des ailettes rotoriques et des ailettes statoriques. Il peut être défini comme étant deux types de bruit distincts : tonalité discrète et bruit de fond.

- Tonalité discrète est produit par le passage régulier des aubes rotoriques à travers le sillage des ailettes statorique précédentes, causant une série de tonalités et d'harmonie à chaque étage.
- Le bruit de fond est produit par la réaction de chaque ailette au passage de l'air au-dessus de leur profil (surface), les turbulences dans ce flux d'air augmentent l'intensité de ce bruit.

➤ Les caractéristiques du bruit des parties tournantes :

Le bruit des parties tournantes est caractérisé par la présence de fréquence discret (bruit de raies) qui se superposent à un bruit de large bande dû au développement d'une couche limite sur les aubes, à la formation de sillage au bord de fuite des aubes et aux fluctuations et la dépression.

Lorsqu'une pale est en mouvement, il se produit une surpression aérodynamique sur l'intrados et une dépression sur l'extrados. Cette surpression et dépression se propagent et quand cette pale passe périodiquement devant un observateur, celui-ci perçoit alternativement la surpression et la dépression.

Lorsqu'une pièce tournante à ailette comporte P pales et tourne au régime de rotation N tours par seconde, elle constitue une source sonore de fréquence NP (Hz) à cette fréquence fondamentale se superposent des harmoniques ($2NP, 3NP...$) et des sous-harmoniques ($NP/2, NP/3$).

Dans la pratique, seuls quelques-uns de ces harmoniques présentent un niveau sonore élevé. Les harmoniques les plus importants se situent aux hautes fréquences (2000 à 8000 Hz).

Le phénomène est en fait plus compliqué car des ondes de choc se développent en bout d'aube (en vitesse légèrement supersonique) et il se produit également des interactions avec les aubes fixes (stators).

Le bruit des raies relativement au bruit à large bande est plus important dans le bruit de soufflante que dans le bruit de compresseur et dans le bruit de turbine (Celui-ci lié au bruit de jet). Ceci explique pourquoi le bruit de fréquence pures est plus marqué à l'avant du réacteur.

B- Le bruit de combustion :

La combustion produit souvent un bruit significatif en champ lointain, principalement pour les réacteurs à double flux à faible poussée. Il est cependant difficile de dissocier le bruit de combustion, dans le spectre de bruit, du bruit de jet puisque la distribution spectrale de l'énergie sonores se situ vers **500 Hz**.

Le produit de combustion est attribué à des fluctuations volumétriques du gaz en expansion par une combustion non stable du kérosène.

III.2. Bruit des avions au sol :

Le bruit produit par les avions lors de leurs stationnements ou leur roulage au sol peut être une source de nuisance pour les riverains des aérodromes et bien sur pour les employés des aéroports.

III.2.1. Groupe auxiliaire de puissance :

Le groupe auxiliaire de puissance qui équipe actuellement un grand nombre d'avions est un générateur d'énergie autonome destiné à alimenter les servitudes électriques et hydrauliques et à assurer le conditionnement d'air.

Il existe différentes sources de bruit sur un groupe. Ces sources sont classées selon une importance approximativement décroissante :

- La turbine.
- Le compresseur.
- La chambre de combustion.
- Le dispositif de ventilation (éventuellement).
- Les roulements et engrenages.
- La génératrice électrique (éventuellement).

Les bruit provenant de ces différentes sources sont essentiellement générés par :

- L'éjection.
- L'entrée d'air.
- La cloison du groupe.

Le bruit produit par les groupes auxiliaires de puissance peut affecter trois catégories générales de personnes :

- Le personnel qui travaille à proximité immédiate des avions.
- Les passagers et les visiteurs de l'aéroport.
- Les populations riveraines.

Donc, il touche le personnel des aérodromes plutôt que publique.

III.2.2. Bruit au roulage :

Le bruit produit lors du roulage des avions sur les pistes avant le décollage, n'est pas pris en compte lors de la détermination des zones de bruit des aéronefs.

Des études réalisées sur ce sujet montrent que le pilotage peut être déficient sur un même type d'avion au niveau du roulage avant le décollage et que par conséquent, les niveau de bruit produits sont forts différents en fonction de ce pilotage.

L'influence de la force et de la direction du vent étant très importante sur le bruit produit en limite d'aérodrome. Il est donc très difficile de généraliser l'étude de ce problème. Les facteurs liés au relief du terrain, ont également une forte influence.

Sur ce sujet, il y a lieu de considérer chaque environnement d'aérodrome comme un cas particulier. En général, le bruit produit par l'avion après le décollage

est plus important que lors du roulage, pour une observation située lors de l'emprise de l'aérodrome.

III.3. Les systèmes de surveillance de bruit :

Deux raisons ont conduit au développement des différents systèmes de surveillance de bruit sur les aéroports.

Ce sont :

- La nécessité de contrôler la bonne application des procédures à moindre bruit
- Le besoin de connaître avec précision la valeur de l'exposition au bruit en des points donnée de l'aéroport et de ses alentours.

La désignation de systèmes de surveillance d bruit recouvre en fait, deux catégories de matériels bien distincts :

- Un réseau de surveillance de bruit.
- Les stations autonomes de mesure de bruit.

III.3.1. Nature et emplacement des points de mesure :

Le principe de fonctionnement de l'une et l'autre de ces catégories de systèmes est fondé sur la notion de point de mesure.

Le réseau de surveillance comporte une série de point de mesure appelée postes de surveillance de bruit (**P.S.B**), reliés à une station centrale, à laquelle ils fournissent les niveaux de bruit.

Dans le cas des stations autonomes, le point de mesure est unique et il comporte un matériel acoustique nécessaire à la mesure du niveau de bruit, et un organe de traitement.

On distingue plusieurs types de point d mesure :

- Points de mesure de référence : Ils sont destinés à définir un niveau de bruit de référence.
- Points de constat de gêne : Ils sont implantés dans les localités, et servent à évaluer l'exposition au bruit des riverains.

III.3.2. Principe de la surveillance du bruit :

Ce principe est identique pour les deux catégories citées avant. Il est fondé sur la comparaison entre le niveau de bruit déterminé par le point de mesure, et un niveau de référence.

Cette comparaison est effectuée par l'organe de traitement qui détermine s'il y a ou non dépassement du niveau de référence.

Il calcule les résultats suivants :

- Le niveau de bruit maximal obtenu au cours du dépassement.
- L'instant où ce niveau maximal est atteint.
- La durée du dépassement.

Dans la pratique, ce principe est appliqué pour l'ensemble des systèmes de surveillance à deux niveaux de référence, dont les valeurs sont déterminées par l'utilisation.

A chacun de ces niveaux de bruit noté S_1 et S_2 , correspond un mode d'enregistrement distinct, effectué sur un organe de traitement (voir figure III.5).

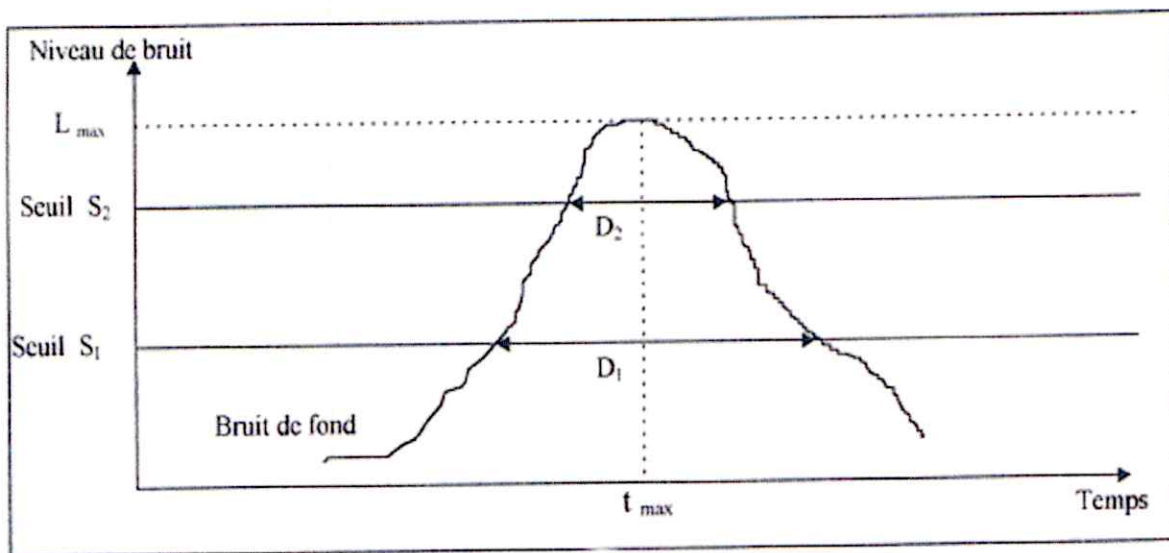


Figure.III.5 : Seuil de dépassement de niveau de bruit.

Lorsque le niveau maximale **L max** atteint lors du dépassement est supersonique au seuil inférieur **S1**, le calculateur détermine l'instant **t max** où ce niveau est atteint et la durée de dépassement **D1** par rapport à **S1**.

Les valeurs **t max** et **D1** sont ensuite transmises à l'organe de traitement à grande capacité d'enregistrement (imprimante, enregistreur de cassettes magnétiques).

Lorsque le niveau **L max** dépasse le seuil supérieur **S1**, le calculateur, en plus d'effectuer les démarches précédentes, déterminer la durée **D2** de dépassement par rapport à **S2** et transmet les valeurs de **L max**, **t max** et **D2** à un autre organe de traitement.

En effet, le seuil **S2** est pris suffisamment élevé pour que seuls donnent lieu à des dépassements les niveaux de bruit exceptionnels produits par des avions qui n'obéissent pas aux procédure à moindre bruit.

III.3.3. Les réseaux de surveillance de bruit :

A- Les postes de surveillance de bruit :

Les réseaux de surveillance comportent un système de surveillance, il s'agit de **S.A.B.A.** (Surveillance automatique des bruits aériens). Ce système se compose d'une station centrale et d'une série de postes de surveillance de bruit qui sont reliés à cette station par ligne téléphonique.

Examinons la composition du poste de surveillance de bruit qui est en l'unité de basse de recueil d l'information.

On peut distinguer trois grandes unités, se sont :

- Une unité microphonique d'extérieur. Il s'agit d'un capteur de marque **Bruel** et **Kjaer**, pouvant supporter des conditions particulièrement sévères de température, d'humidité et de corrosion. Il se compose d'un microphone et d'un microprocesseur.

- Une unité de conditionnement du signal. Son rôle est de transformer les données brutes recueillies par le capteur en données exploitables par le microprocesseur.
- Une unité de climatisation **Bruel et Kjaer**.

B- Le système S.A.B.A :

La station est constituée par un ordinateur qui interroge les postes de surveillance de bruit une fois par seconde, et recueille de eux-ci la valeur maximale du niveau de bruit enregistrée au cours de la seconde qui précède l'intégration.

Le ordinateur effectue ensuite, les actions analysées précédemment et qui détecte la durée et le dépassement de deux seuils fixés par l'utilisation.

En cas de dépassement du seuil supérieur **S2**, le ordinateur actionne un télétype permettant une visualisation directe du niveau de bruit les plus élevés, et du numéro du **P.S.B** qui les a détectés. Le principe avantage du système **SABA** est son fonctionnement autonome et permanent dû à l'existence d'un système de climatisation et de capteurs tous temps permettant d'effectuer une mesure ininterrompue sur une longue période. En outre, le **SABA** est d'une exploitation relativement aisée.

III.3.4. La station autonome de mesure de bruit :

La station autonome de mesure de bruit **C.O.B.R.A.** (contrôle l'origine des bruits aéronautiques) a été développée dans le but d'évaluer la nuisance sonore aux alentours des aéroports (*voir figure.III.6*).

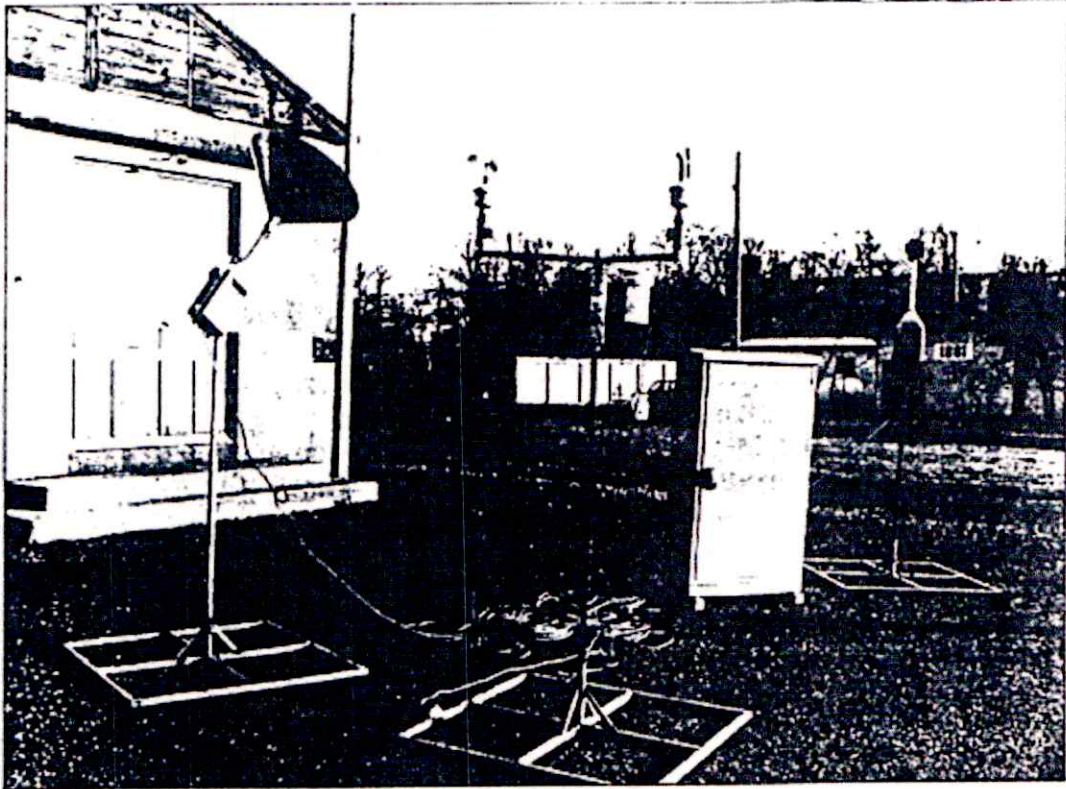


Figure III.6 : Station C.O.B.R.A (photographie S.N.T.A).

A- Fonction de la station :

Fonction de surveillance :

Elle repose sur une détection et l'enregistrement de dépassement d'un seuil fixé par l'utilisateur. Pour chaque dépassement, la station fournit :

- L'heure, le niveau en dB.
- La durée du dépassement.
- La nature du bruit (bruit aéronautique, bruit de fond ou bruit parasite).
- La température.
- L'humidité relative.

Cette fonction est liée au contrôle du suivi par les avions de trajectoires spéciales après décollage, de la réduction de poussée après décollage ou d'approche à moindre bruit.

B- Composition de la station :

La station se compose de quatre grandes unités fonctionnelles (voir Figure III.7) :

- Deux unités microphoniques d'extérieur dont l'une est entourées d'un cône réflecteur pointé vers la trajectoire des avions. Les unités se composent d'un microphone, d'un préamplificateur avec système de climatisation.
- L'unité de conditionnement du signal qui transforme les données recueillies en données exploitables par le ordinateur. Elle comprend :
 - Un réseau de pondération.
 - Un redresseur logarithmique fournissant les niveaux de bruit en décibel.
- L'unité de traitement qui est constitué par un mini – ordinateur et associé à une unité d'enregistrement (lecteur de cassettes, imprimante électro – sensible).

Le ordinateur effectue le traitement des données venant du capteur. Il effectue également une série de contrôle sur les différentes parties de la station.

La présentation d'extérieur du système laisse apparaître deux grandes parties :

- Les deux unités microphoniques et les capteurs météorologiques.
- Ces capteurs sont placés au sommet de mat d'une hauteur de **1,50 m**.
- Une baie technique qui regroupe :
 - Un ordinateur.
 - Un panneau de contrôle avec une connexion pour le clavier de commande.
- Une imprimante et un enregistreur de cassettes :
 - Unité de conditionnement du signal.
 - Les alimentations et la climatisation.

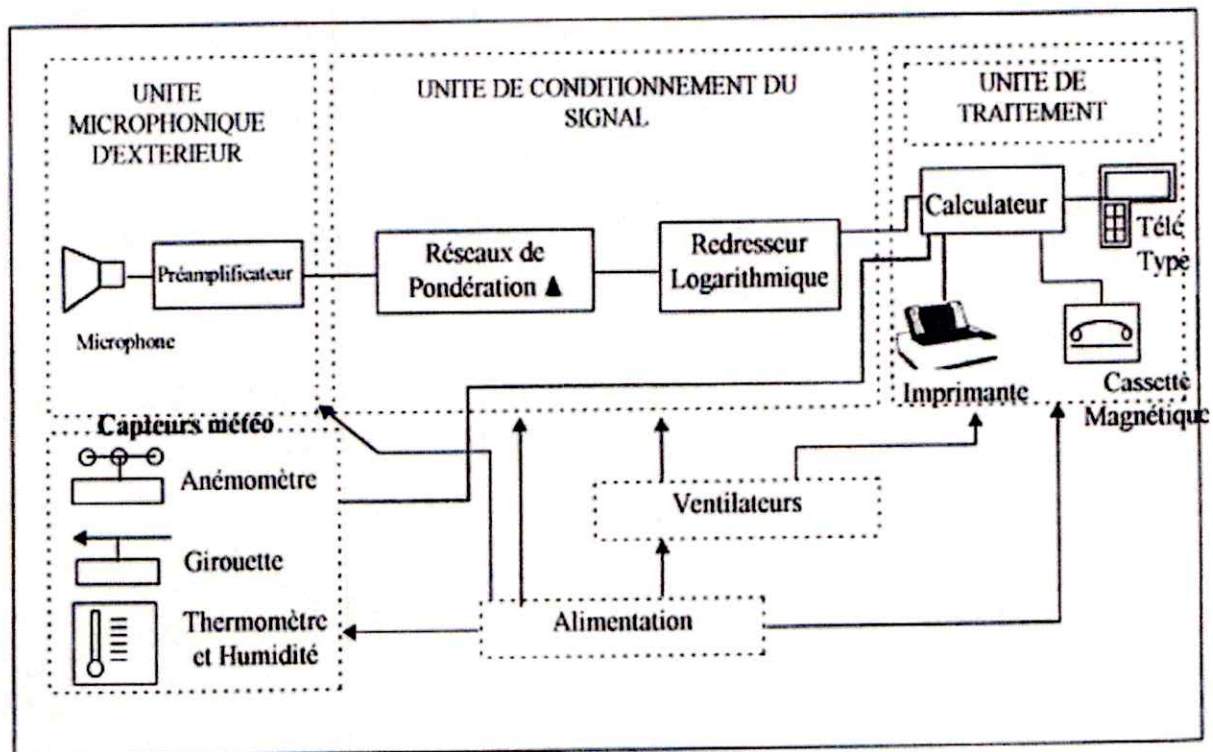


Figure III.7 : Schéma bloc de la station C.O.B.R.A.

Cette station fonctionne sur une alimentation électrique secteur $220V$. Son autonomie est de 1000 dépassements (capacité de la cassette). Elle pèse 90 kg , et elle fonctionne entre $-10^{\circ}C$ et $+45^{\circ}C$.

III.3.5. Méthode de mesure de la pression acoustique : [III]

En distingue plusieurs méthodes de mesure de bruit et en site deux types de mesure qui sont spécialisé en aéronautique :

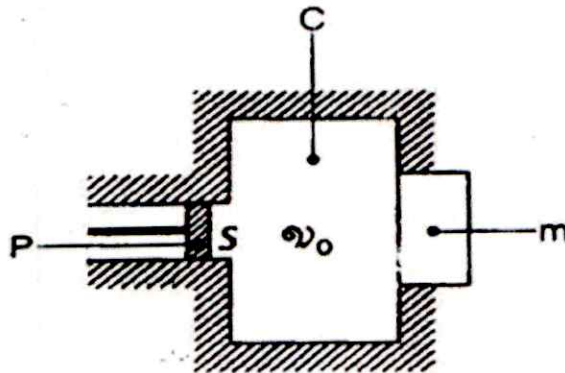
A- Méthode de piston phone :

La pression dans la cavité est produit par l'action d'un petite piston qui se déplace dans une paroi de la cavité (voir Figure III.8). La pression acoustique se calcule comme suit, connaissant le volume v_0 de la cavité, la surface S et l'amplitude

A du mouvement du piston. On a : $\Delta P = \frac{\gamma S A p_0}{v_0}$

Cette méthode est simple et susceptible d'une précision de quelques pour-cent. Malheureusement, l'inertie du piston et du système mécanique d'entraînement limite la fréquence d'utilisation à quelques centaines de hertz.

Un modèle a fait l'objet d'une réalisation industrielle (Bruel et Kjaer 4220). Le piston est mis en mouvement au moyen d'une came. L'élongation n'est pas réglable mais elle peut être connue avec une bonne précision.

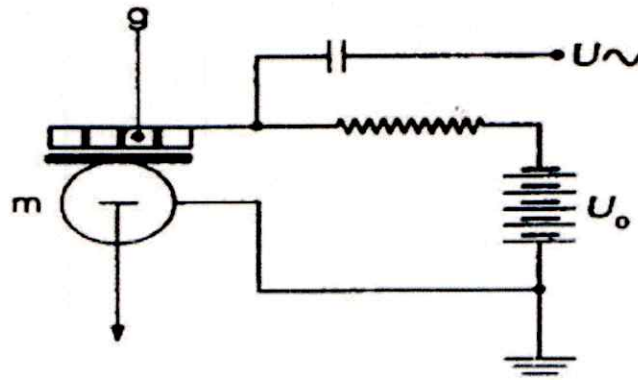


C : cavité
M : microphone.
P : piston de surface S

Figure III.8 : Piston phone : schéma de principe.

B- Méthode de la grille d'entraînement :

Elle est constituée par une grille que l'on dispose à faible distance de la membrane du microphone. Cette grille est polarisée par une tension U_0 de plusieurs centaines de volts, à laquelle vient se superposer une tension alternative U d'une dizaine de volts (voir Figure III.9). Il se crée, entre la grille et la membrane, une force par action électrostatique, correspondant à une pression fictive. Cette pression est difficile à déterminer avec précision, mais elle ne dépend pas de la fréquence. On peut donc, en maintenant la tension U constante et en faisant varier la fréquence, obtenir directement la courbe de réponse du microphone. Dans la pratique, on trace cette courbe au moyen d'un enregistreur couplé avec le générateur de fréquences (voir Figure III.10).

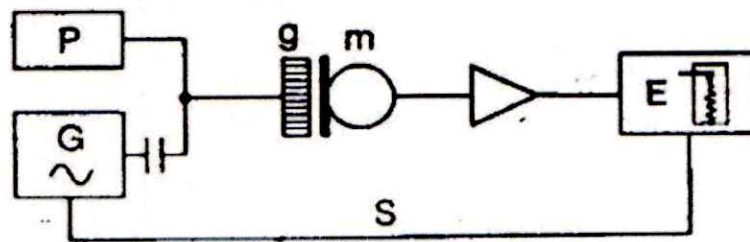


g : grille
m : microphone

Figure III.9 : Grille d'entraînement (schéma de principe).

La méthode de la grille d'entraînement ne donne pas rigoureusement un étalonnage en pression. Pour certaines fréquences situées au voisinage de la fréquence de résonance du microphone, le rayonnement de celle-ci modifie la pression qui lui est appliquée. Il en résulte une erreur d'étalonnage qui peut atteindre **1 dB** pour ces fréquences. On peut obvier à cet inconvénient en couplant le microphone à un tube « quart d'onde » que l'on accorde sur la fréquence d'extension de la grille.

Réalisation industrielle : *Bruel et Kjeaar 4143*.



g : grille.
m : microphone.
E : enregistrement.

G : générateur.
P : dispositif de polarisation.
S : dispositif de synchronisation.

Figure III.10 : Réponse d'un microphone à l'aide d'une grille d'entraînement.

CHAPITRE IV :
ACTION ENTREPRISE POUR
DIMINUER LE BRUIT DES AVIONS

❖ *En vol* : [V]

GENERALITE :

Du point de vue historique, le traitement du problème de bruit peut être divisé en deux étapes :

○ La première étape est caractérisée par l'utilisation de moteur à réaction au lendemain de la seconde guerre mondiale, sur des avions commerciaux. Cette étape a duré jusqu'au milieu des années **1960**. Tous les réacteurs d'alors avaient ce qu'il est maintenant convenu d'appeler «un faible taux de dilution». Durant cette période, le niveau de bruit par unité de poussée était effectivement élevé car la poussée était proportionnelle à la vitesse des gaz d'échappement.

○ La seconde étape était particulière par une augmentation relative du taux de dilution, associée à une réduction de la vitesse des gaz d'échappement par le recours à des dispositifs d'atténuation de bruit. Les réacteurs de cette génération étaient moins bruyants que leurs prédécesseurs.

Le changement significatif au niveau technologique eut lieu au début des années **1970** avec les réacteurs à taux de dilution beaucoup plus élevé appelés : réacteur à soufflant. La réduction du niveau de bruit obtenue au décollage est de l'ordre de **8 dB**.

Une fois adaptée au moteurs de poussée moindre, ces techniques de taux de dilution élevé, jointes à une technique améliorée de réduction de bruit, ont permis de réaliser une réduction supplémentaire d'environ **10 dB**.

Ces grandeurs étapes sont représentées par la (*figure IV.1*) où le niveau de bruit mesuré conformément à l'annexe 16, correspond essentiellement au niveau de bruit émise par tous les moteurs en poussée maximum.

Cependant, les efforts déployés pendant ces dernières années pour atténuer le bruit des avions, visaient principalement à réduire le bruit à la source, autrement dit à construire des avions plus silencieux.

Progrès dans la réduction du bruit

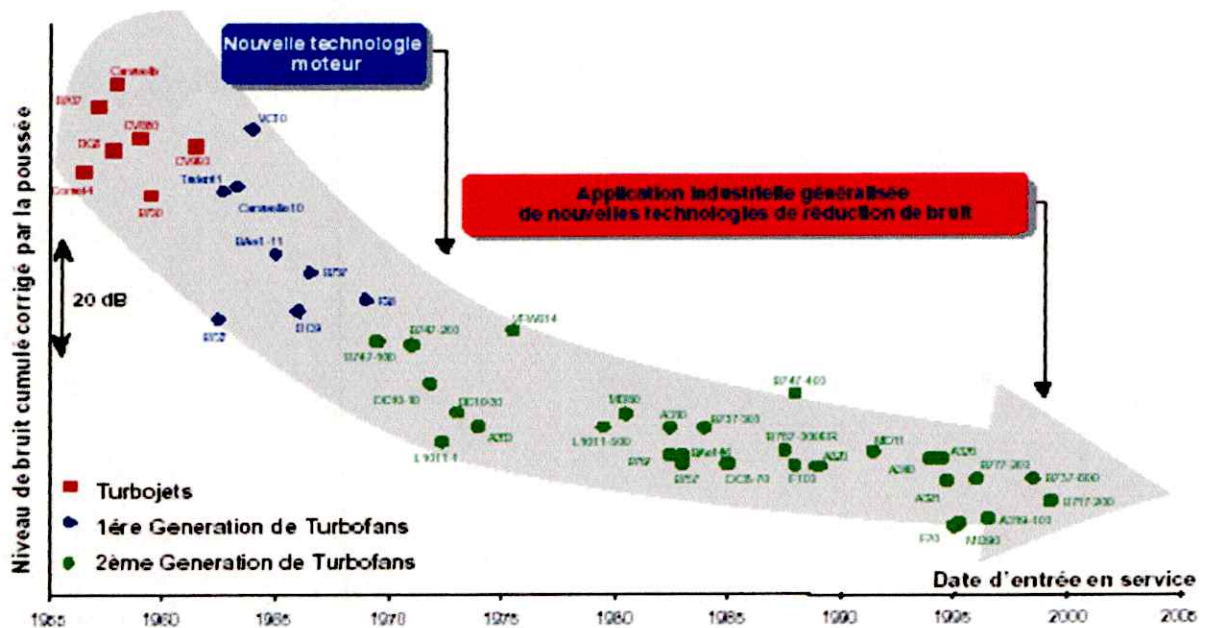


Figure IV.1 : Progrès dans la réduction de bruit.

IV.1. Réduction de bruit a la source :

IV.1.1. Action au niveau technique :

Comme décrit auparavant, les principales sources de bruit des moteurs sont :

L'éjection et les sources internes, dont l'importance relative sont fonction de la phase de vol. Or la source prédominante de bruit au décollage est le jet.

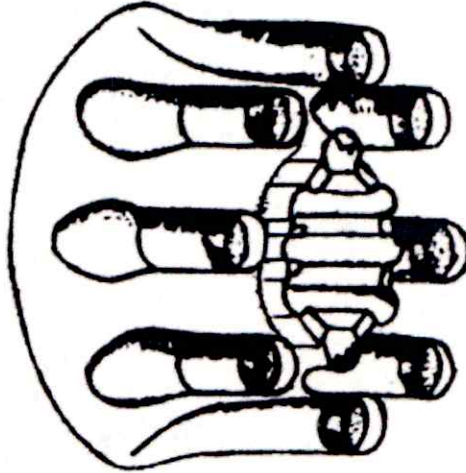
A- Traitement de jet de bruit :

Les bruits d'échappement sont dus surtout au processus de mélange qui est lié à la grande puissance relative du jet.

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 (figure IV.2).

*combainison Margarite tuyaux
d'orgue*



silensieux a LOBES

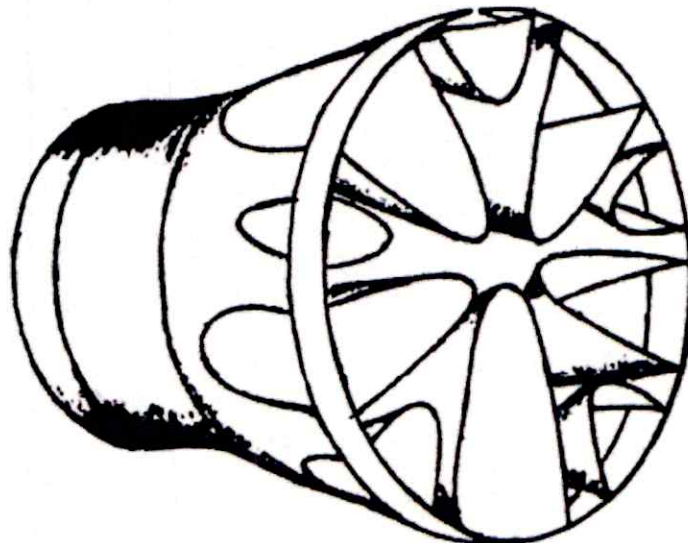


Figure IV.2 : Tuyaux spéciaux d'éjection.

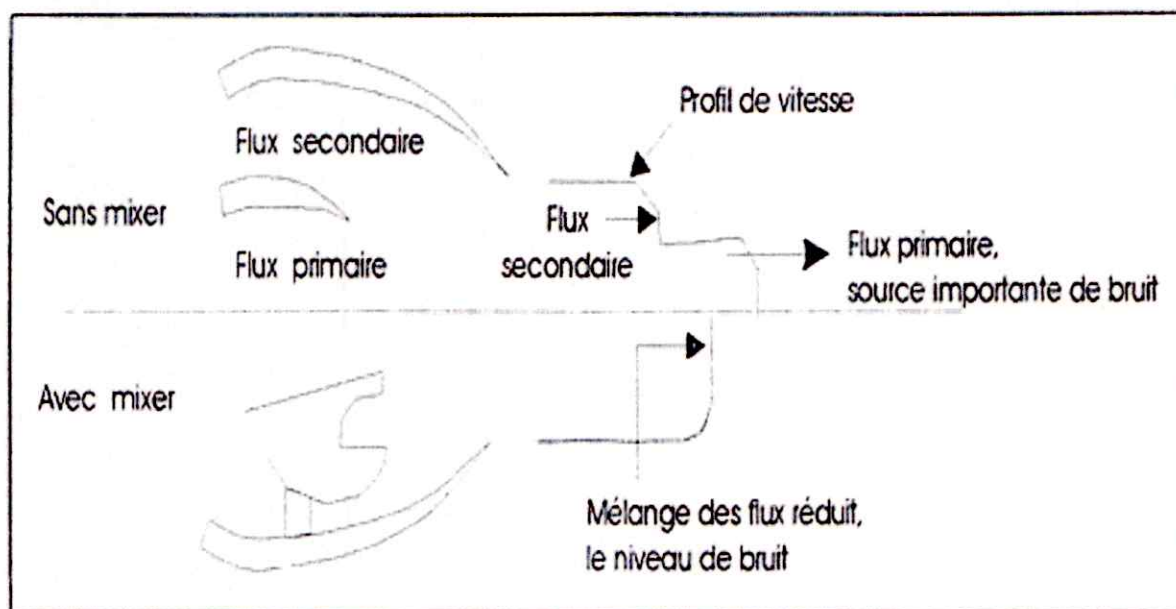
La sortie simple de tuyère est remplacée par un multiple, dont la surface totale équivalente est égale à la surface de la sortie simple.

L'air frais entraîné par ces lobes se mélange avec le jet dans la tuyère. Le jet se partage en formant un nombre de jets séparés animés d'une faible vitesse. Le jet cylindrique n'est donc pas recommandé.

Le gain maximal obtenu au décollage fut de **6 EPNdB** avec une tuyère à **9** sorties tubulaires.

Un autre module éjecteur est utilisé pour remédier au problème de bruit de jet. C'est le mixer (*figure.IV.3*)

Le mixer est composé d'une tôle convulée, assemblée à la tuyère par une couronne. Il a pour rôle de diminuer la vitesse des gaz d'échappement en mélangeant le flux primaire et le flux secondaire (*fig. ci-dessous*). La réduction qui en découle est de **8 EPNdB**.



On trouve aussi des panneaux d'insonorisation posés dans la zone de tuyère d'éjection qui permettent l'absorption du bruit (*figureIV.4*).

Remarque :

C'est atténuateurs de bruit ont inconvénient d'augmenter le poids du réacteur et de diminuer l'égerment sa poussée de (3%). Pour remédier à ce dernier inconvénient, il est possible d'utiliser un silencieux mobile pour le vol de croisière. Le rôle de ce silencieux est de modifier sensiblement le circuit d'échappement. La modification de ce circuit consiste à utiliser une tuyère avec système d'induction d'air et à éjecteur silencieux à corps central muni de panneaux d'insonorisation. Le système d'induction d'air est utilisé au cours de décollage et de atterrissage. Le silencieux doit être mobile pour répondre aux modifications qui interviennent dans l'écoulement d'air (*figure IV.6*).

L'intérêt et donc de réaliser des réacteurs à grand diamètre et basse vitesse d'éjection, ce que l'on trouve dans les moteurs à double flux. La vitesse relative entre les écoulements des deux jets étant diminuée, les turbulences dans la couche limite sont donc moins intenses, et le bruit global diminue.

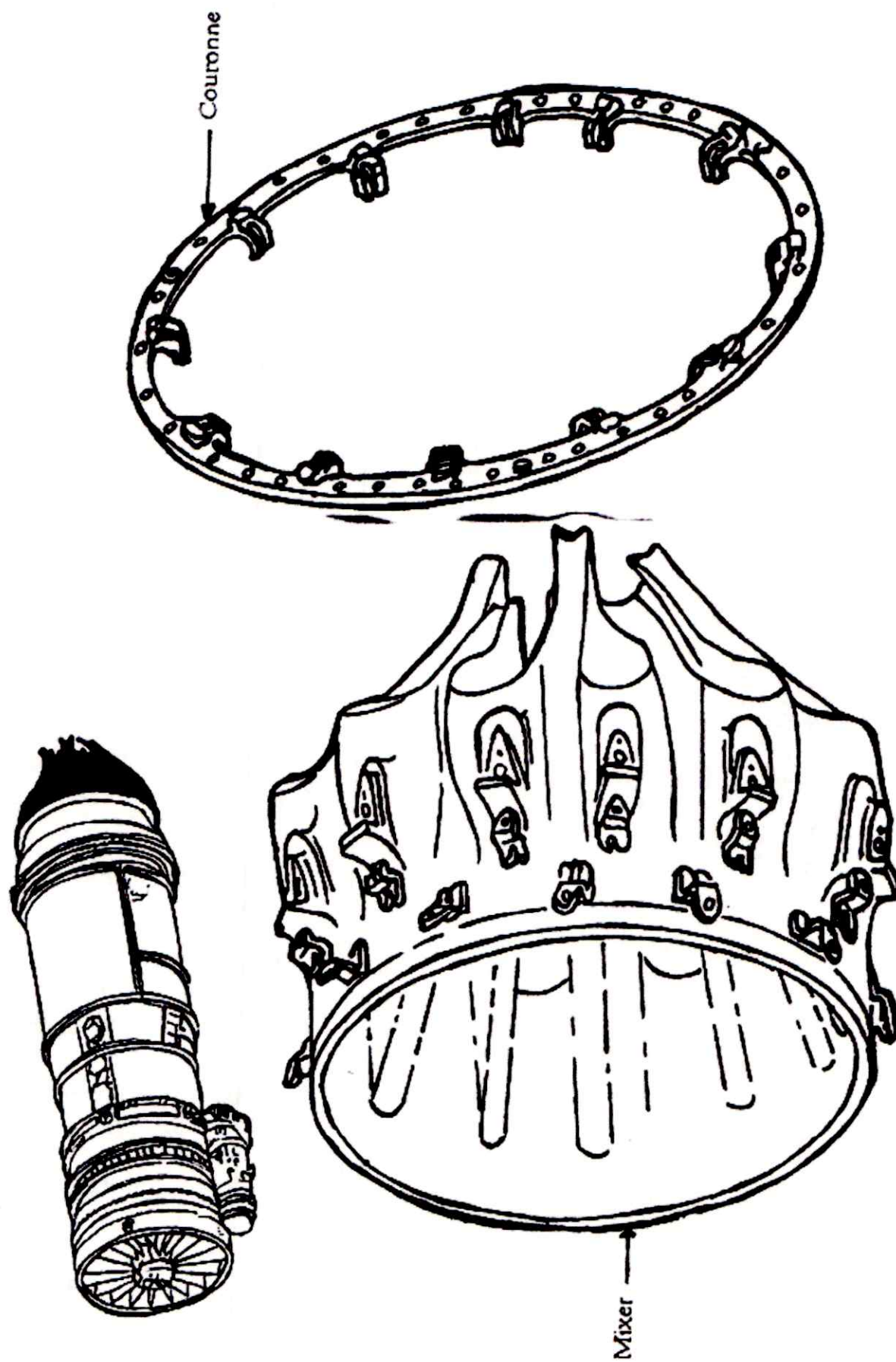


Figure IV.3 : Le Mixer

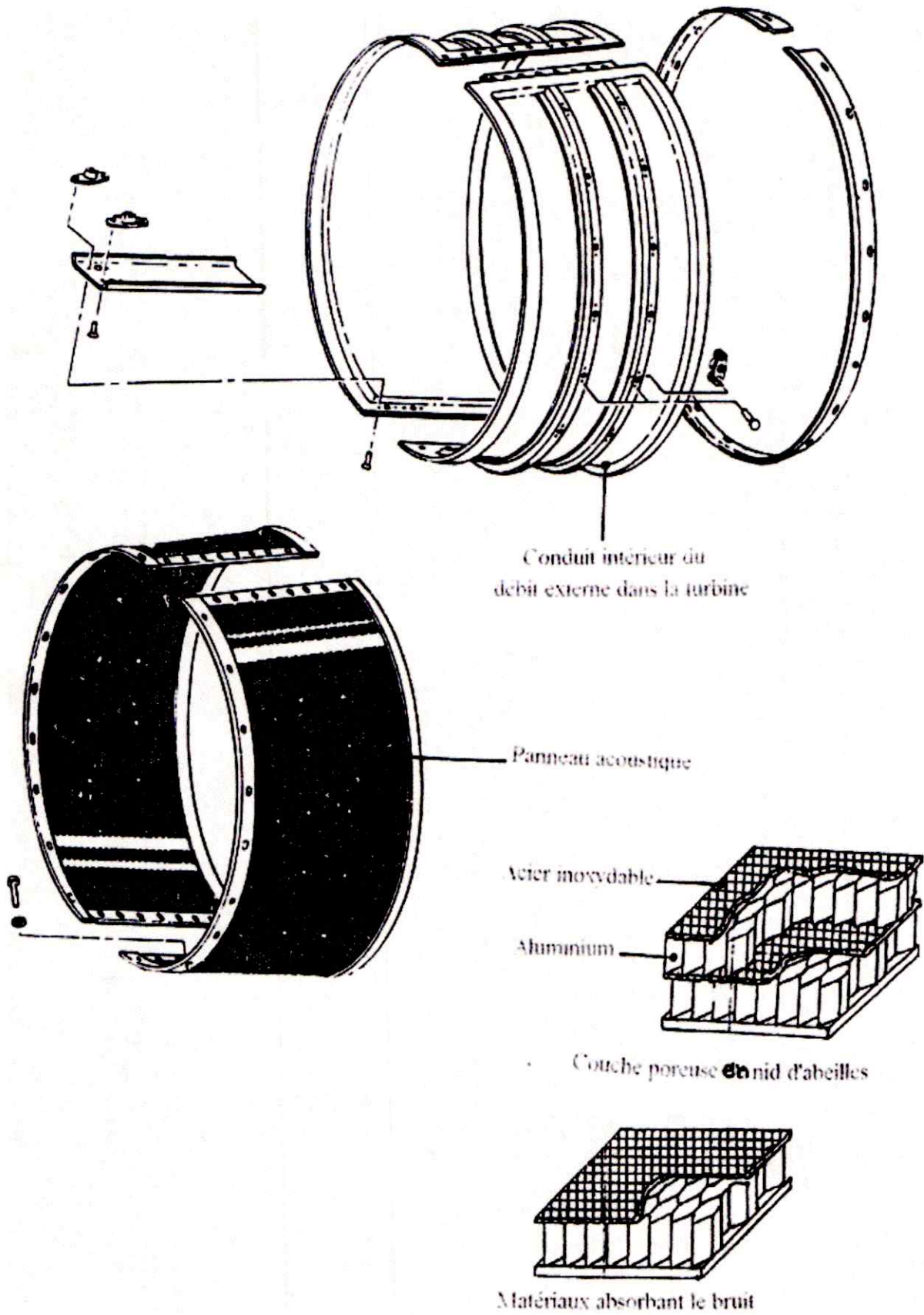


Figure IV.4 : Le Panneau d'insonorisation installé dans la tuyère.

Exemple de structure absorbantes : « 3DOF » a 3 couches : [V]

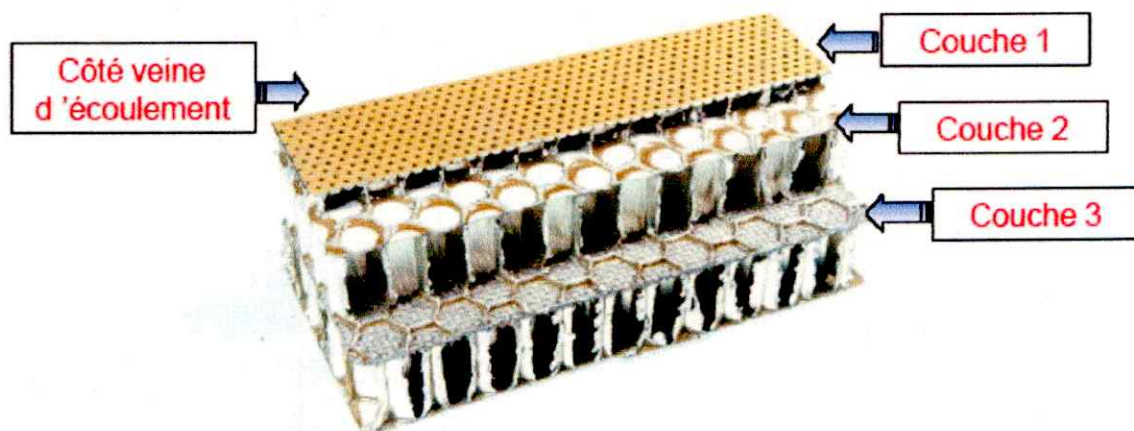


Figure IV.5 : panneau sandwich.

➤ **Technologie des traitements absorbants :**

▪ **Types de traitements passifs :**

1. Traitements à réaction localisée :

- Traitements accordés en quart de longueur d'onde acoustique.
- Traitements résistifs/réactifs : SDOF, 2DOF, 3DOF à panneau perforées.
- Traitements réactifs : SDOF avec couche poreuse très ouverte.

Avantage : excellentes propriétés mécanique du sandwich.

2. Traitements à réaction non localisée :

- Propagation à l'intérieur du traitement.
- Traitements en volume avec matériaux fibreux ou poreux.
- A priori plus performants en acoustique car efficacité à large bande.
- Peu utilisés lors d'un problème d'intégration (tenue mécanique, encrassement, rétention d'eau).

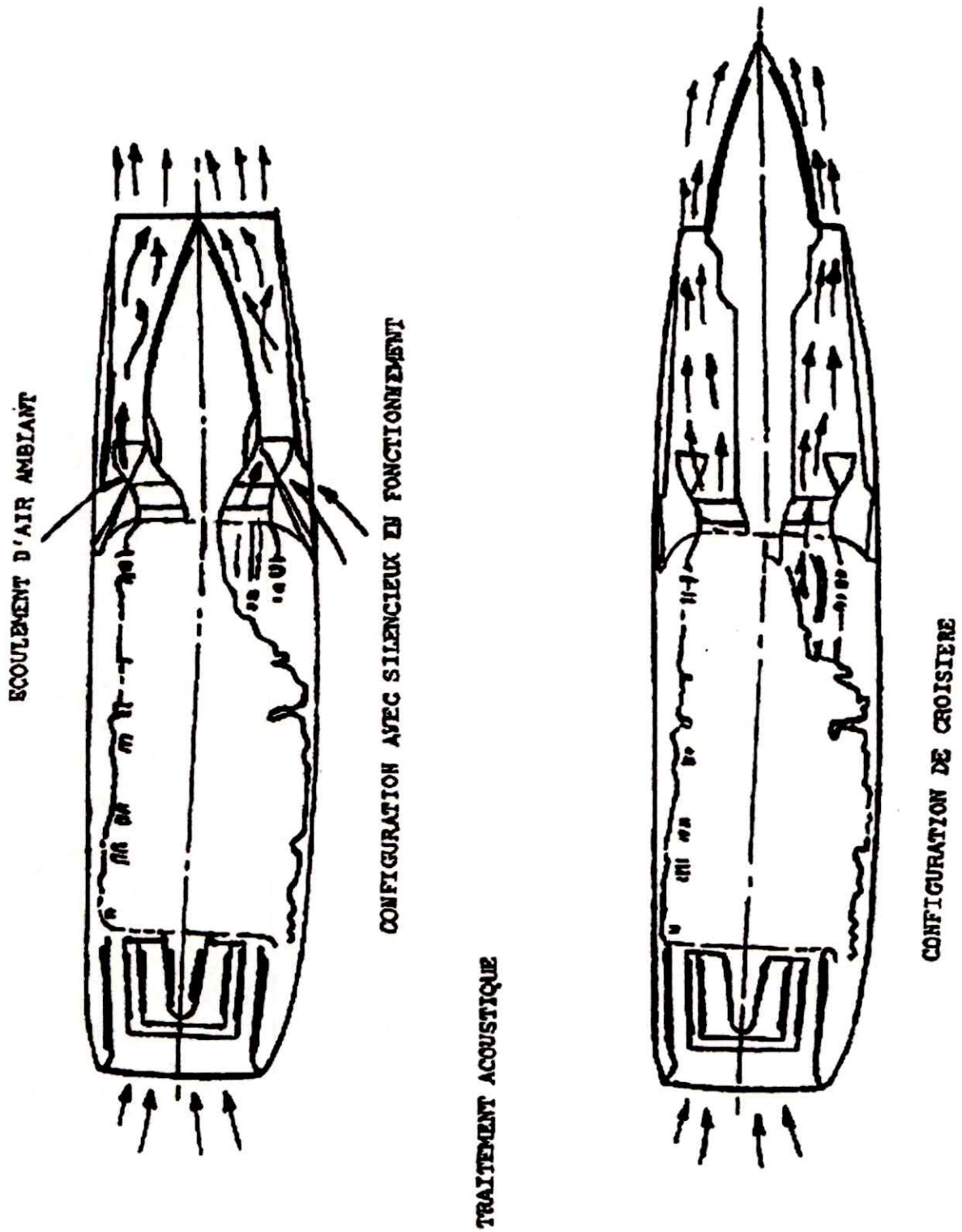


Figure IV.6 : Silencieux mobile.

Le mixer a pour rôle de diminuer la vitesse des gaz d'échappement en mélangeant flux primaire au secondaire, la réduction sera de **- 8 EPNdB** (Figure IV.7).

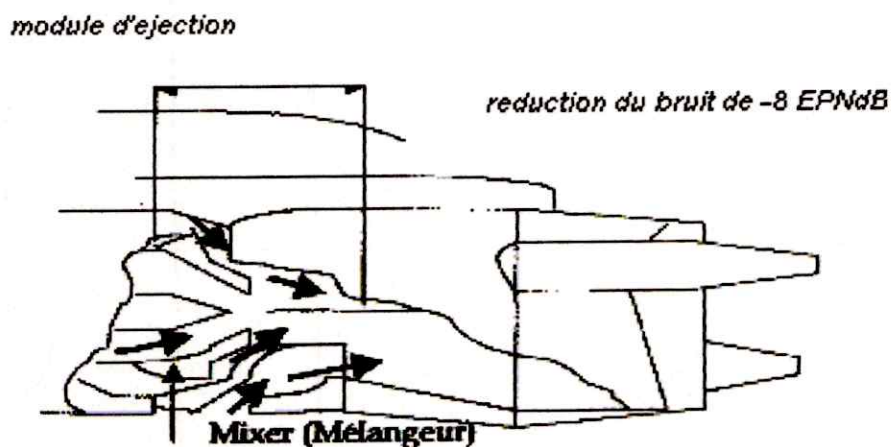


Figure IV.7 : Position de mixer dans le moteur.

B- Traitement des bruits internes : [V]

Traitements de bruit des parties tournantes :

Ces bruits ont l'avantage d'être composés en grande partie de raies fréquentielles. Le traitement de ces bruits est effectué au niveau de l'architecture du moteur, en optimisant des distances longitudinales entre les parties mobiles (rotors) et les parties fixes (stators).

1. Action sur le bruit de compresseur :

Les possibilités d'atténuation du bruit de compresseur, par une amélioration de la configuration sont limitées mécaniquement, par la nécessité de faire passer les efforts internes du moteur et l'énergie nécessaire à travers l'intérieur du compresseur et par les perturbations aérodynamiques engendrées par les pieds des ailettes de la soufflante.

C'est pourquoi on a recours au traitement acoustique des entrées et des passages d'air pour diminuer le bruit de compresseur. Il est probable que l'on continuera d'avoir recours à ce moyen.

2. Actions sur le bruit de la turbine :

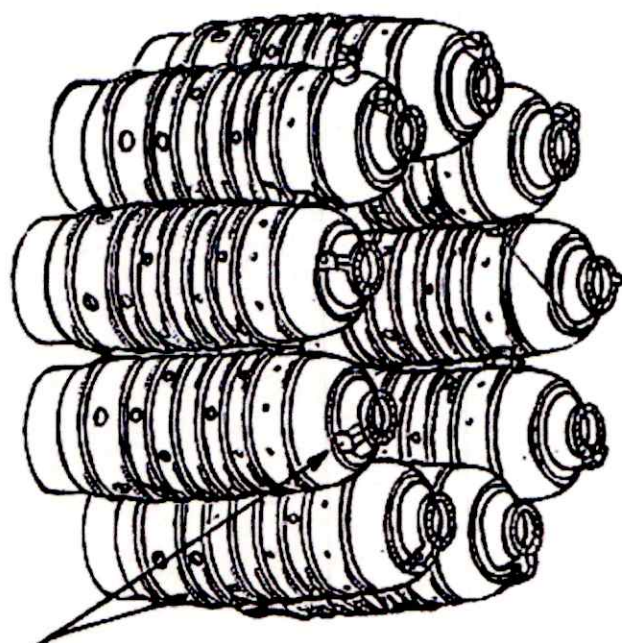
Plus on s'efforce d'améliorer l'efficacité de la propulsion, en augmentant les taux de dilution, les rapports de pression et de température de turbine, plus le bruit des turbines augmentera.

Ce bruit est moins connu que le bruit du compresseur. Les techniques de conception acoustique des compresseur sont d'ores et déjà utilisées pour les turbines.

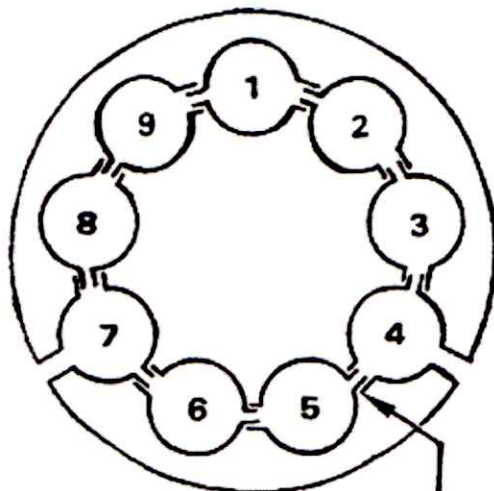
3. Actions sur le bruit de combustion :

La réduction du bruit de combustion, assez difficile à obtenir est possible, par action sur les formes de débit du carburant et sur l'architecture de la chambre de combustion, en utilisant des chambres de combustion annulaires (*figure IV.8*).

Position des 9 tube à flam



Tube a flamme



Rampe d'intercommunication

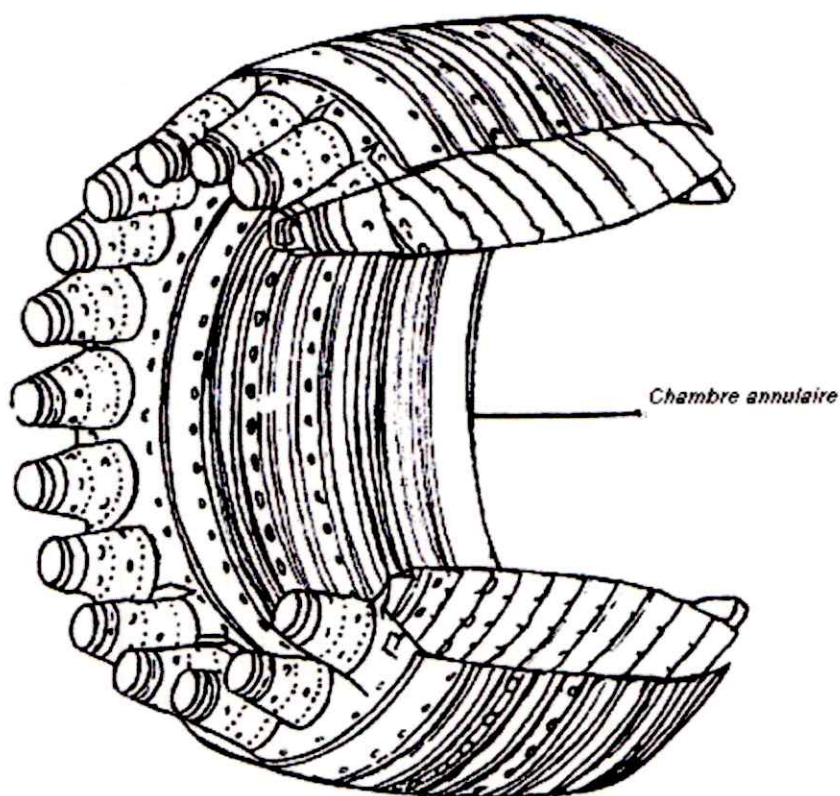


Figure IV.8 : Les chambres de combustion.

4. Action sur les entrées et les passages d'air :

L'installation dans les entrées d'air, de matériaux d'insonorisation est une technique bien établie, et ses avantages dépendent de son application à la plus grande partie possible des parois internes.

Pour minimiser le bruit des moteurs à faible taux de dilution, on recourt à augmenter la superficie de ces parois au moyen de chicanes concentriques ou radiales (figure IV.9).

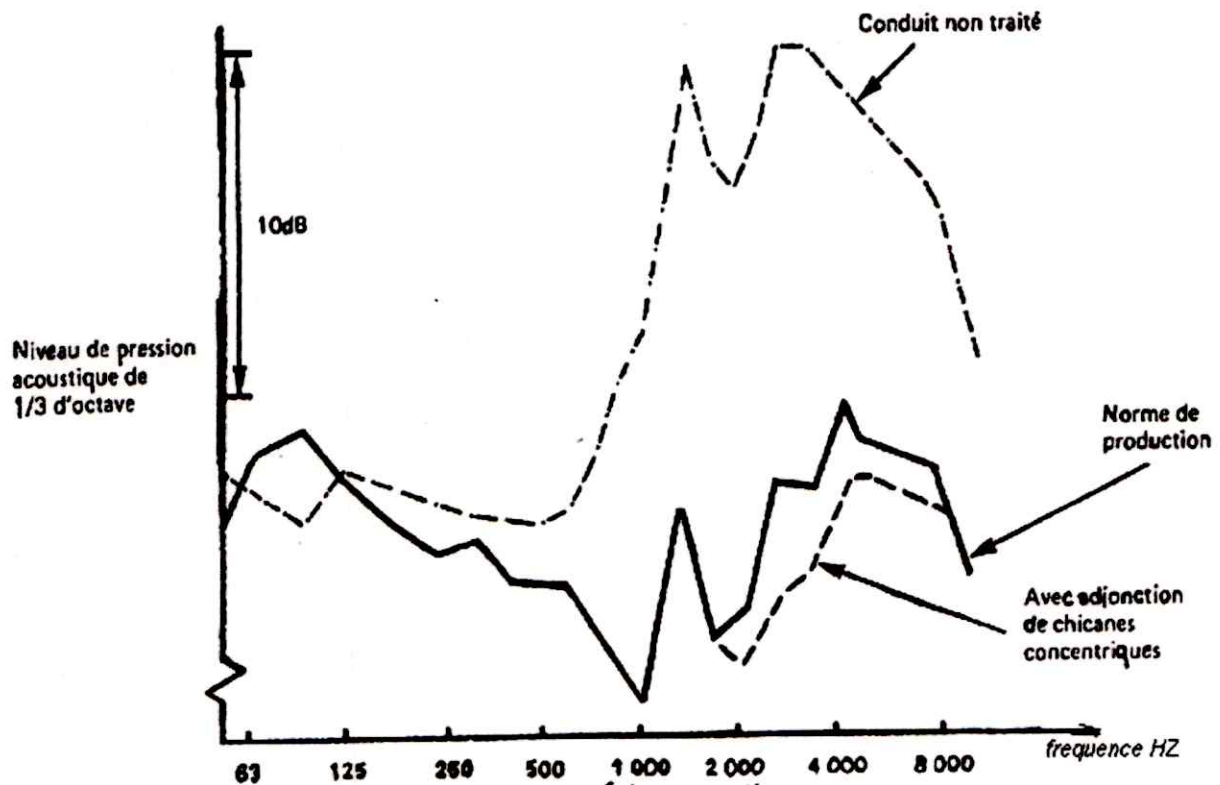


Figure IV.9 : Effet de chicanes de conduit de moteur.

L'allongement de l'entrée d'air à la sortie, qui augmentera la surface du revêtement d'insonorisation, permet d'atténuer le bruit de façon plus efficace mais moyennant des pénalisations en masse, en performances et en coût.

Exemple de technologie mises en oeuvre : [IV]

La technologie qui est adapté sur la les avions de nouvelle génération elle permet de minimiser le bruit de turboréacteur jusqu'à **8 EPN dB**. Voir (figure IV.10).

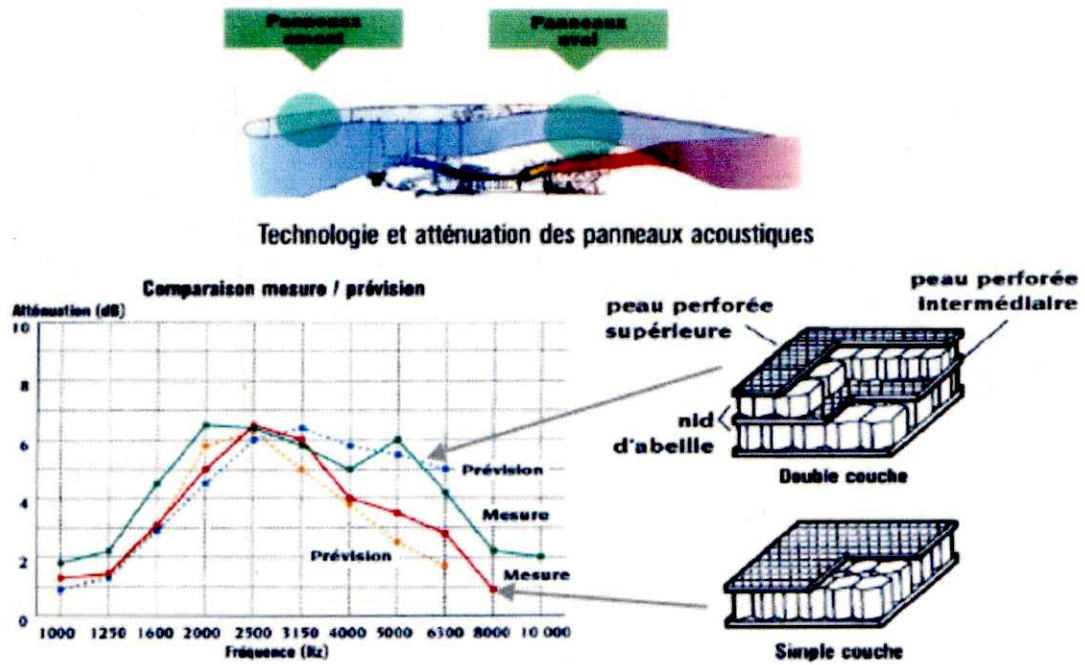


Figure IV.10 : Technologie et atténuation des panneaux acoustique.

IV.2. Implantation type de traitement acoustique sur le système propulsif :

La surface traitée de 6 à 12 m² (mo0teur + nacelle).

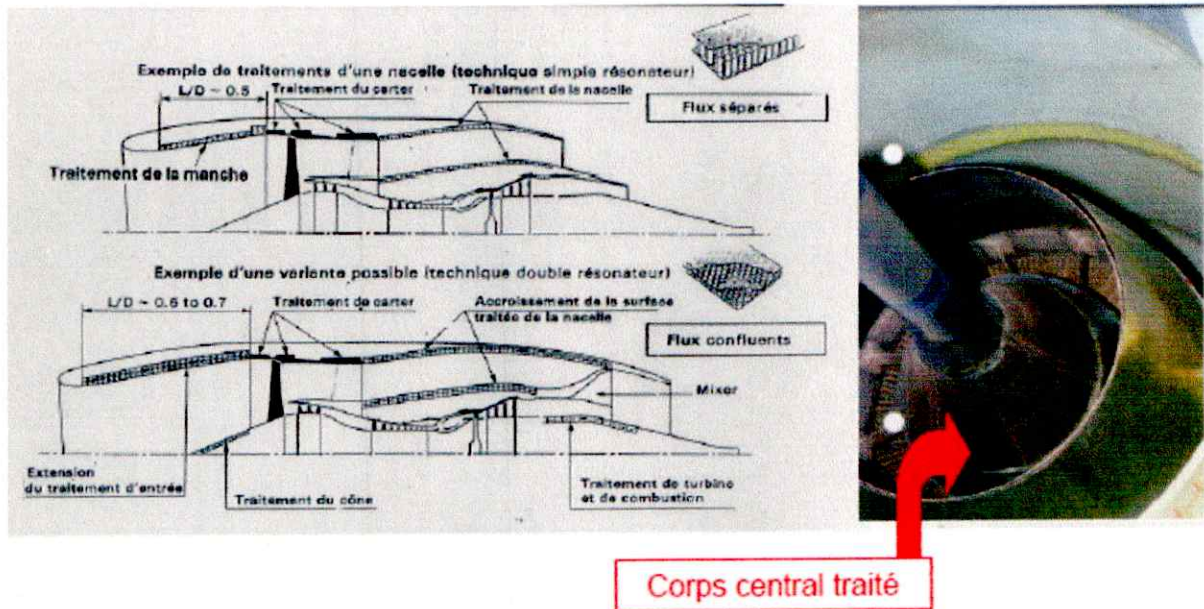


Figure IV.11 : Implantation type de traitement Acoustique sur système propulsif.

IV.2.1. Mise en oeuvre des traitements acoustiques sur système propulsif :

Application : conduits nacelle et moteur écoulement chaud et froid.

Sa localisation : En paroi de conduit ou de pièces moteur et nacelle.

Ses fonctions :

- **Acoustique :** Dissipation de l'énergie par effet joule et modification de l'onde sonore.
- **Aérodynamique :** Reconstitution de la veine d'écoulement avec le minimum de pertes aérodynamique (perforation avec des orifices de diamètre n'excédant pas **2mm**) et le respect des lignes aérodynamiques ($\pm 1,2mm$).
- **Structure :** Transmission des efforts (conduit aval soufflante en mode « reverse ») des ligne des aubes.

IV.2.2. Partie terminale de la veine primaire :

Cette méthode est utilisée généralement sur les moteurs de nouvelle génération, elle est construite avec des matériaux très légers comme la céramique.

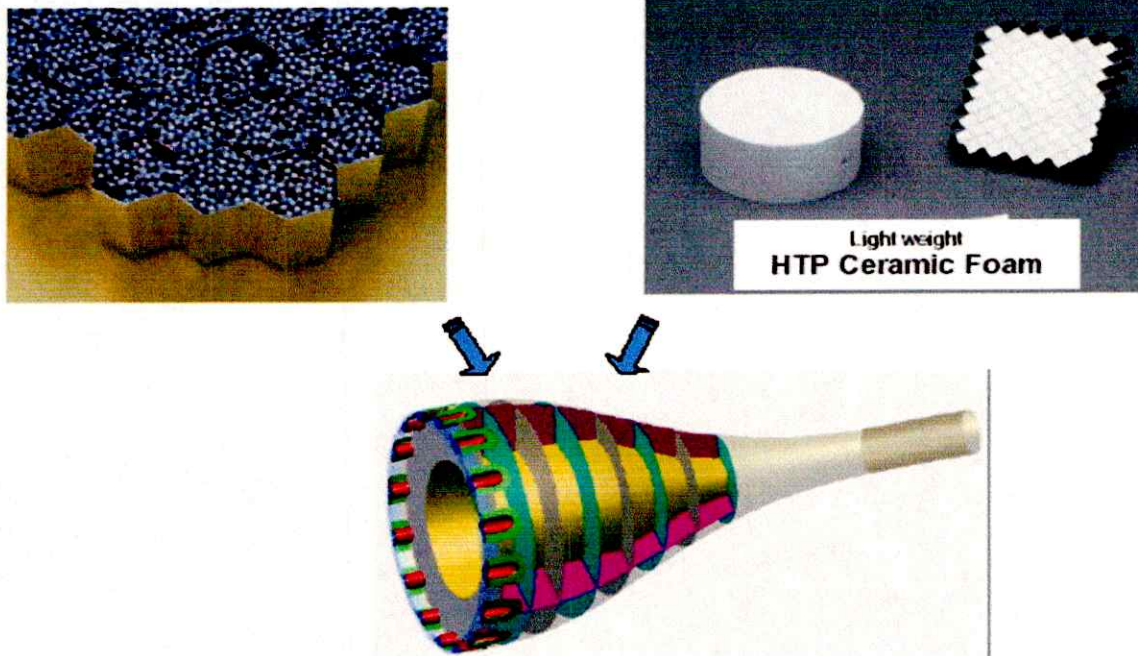


Figure IV.12 : Absorbante sonore chaude BF.

IV.3. Actions réglementaires : [V]

IV.3.1. Certification acoustique :

Les progrès technologiques acquis dans la conception des moteurs, ont permis d'établir les bases d'une action réglementaire, visant par le moyen de règlements internationaux à limiter le bruit à la source.

A la suite d'études conduites par l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI), les états membres ont adopté un règlement spécifié par l'annexe 16.

Tout avion doit y satisfaire, il lui est alors délivré un certificat de limitation de nuisance (C.L.N) ou certification acoustique (*voir annexe*).

L'annexe 16 stipule que les mesures de bruit, en vue de la certification acoustique sont faites en **EPNdB** (*Effective Perceived Noise Decibel*) pour les avion à réaction subsoniques.

Pour ce type d'avion, l'annexe 16 définit des position des différents points de référents de mesure du bruit.

B- Les points de mesure du bruit :

Les mesures du bruit sont faites aux trois points suivants (*figure IV.11*)

1. Point de mesure survolée au décollage :

Point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de **6500 m** du début du roulement au décollage.

2. Point de mesure latéral :

Point situé sur une parallèle à l'axe de piste à **650 m** ou **450 m**, où le niveau de bruit au décollage est maximal.

3. Point de mesure à l'approche :

Point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à **120 m** au-dessous d'un axe de descente de **3°**, ce point est situé à **2000 m**.

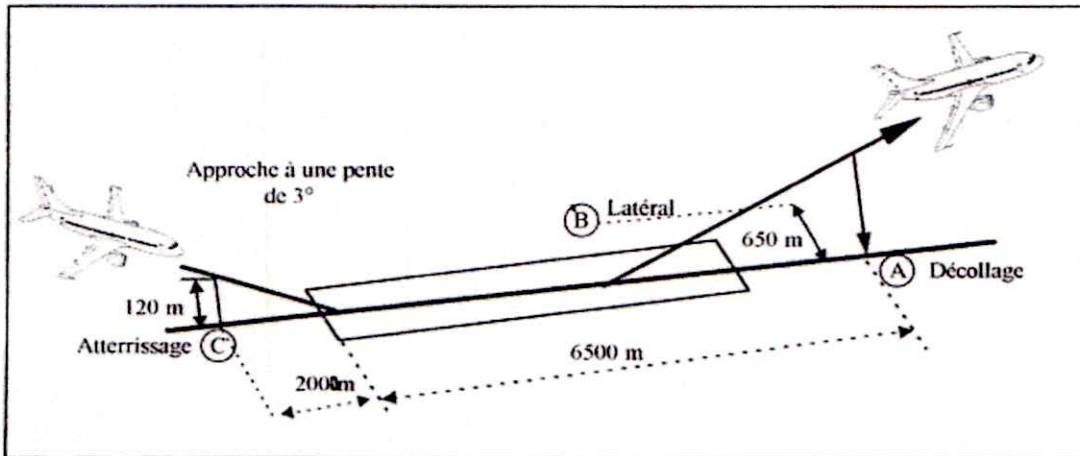


Figure IV.13 : Position des points de mesure de bruit pour La certification acoustique OACI.

B. Les niveaux maximaux de bruit :

En chacun des points de référence de mesure du bruit, les niveaux de bruit déterminés, ne doivent pas dépasser les niveaux prescrits par l'annexe 16 (fig. 11).

1. Au point de mesure latéral et au point de mesure à l'approche :

108 EPN dB, pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieure ou égale à 272000 Kg. Cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion (voir tab), pour atteindre la limite inférieure de **102 EPN dB** à **34000 Kg**. Cette limite demeurant ensuite constante.

2. Au point de mesure au décollage :

108 EPN dB, pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieure ou égale à **272000Kg**. cette valeur de **2,33 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure à **98 EPN dB** à **35000 Kg**.

	0	34	272
Niveau de bruit latéral (EPNdB)	102	$91,83 + 6,64 \log M$	108
Limite de bruit à l'approche (EPNdN)	102	$91,83 + 6064 \log M$	108
Limite au décollage (EPNdB)	93	$67,56 + 16,61 \log M$	108

M = masse maximal au décollage (tonnes).

Tableau IV.1 : Le niveau de bruit des avions d'ancienne génération.

Pour les avion de nouvelle génération, visés au chapitre 3 de l'annexe 16, contenant des normes plus contraignant ; les niveaux de bruit ne doivent pas dépasser les valeur ci-après.

i. Au point de mesure au décollage :

Pour les avions équipés de plus de 3 moteurs. **106 EPN dB**, pour les avions dont la masse maximal au décollage, est supérieure ou égale à **385.000 Kg**. A raison de cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion (voir le tableau ci-après), à raison de **4 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure de **89 EPN dB à 20.200 kg**.

➤ *Avion trimoteurs :*

104 EPN dB, pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieur ou égale à **385.000 kg**. Cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion, à raison de **4 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure à **89 EPN dB à 28.600 kg**.

➤ *Avions bimoteurs :*

101 EPN dB, pour les avions dont la masse maximal au décollage est supérieur ou égale à **385.000 kg**. Cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion, à raison de **4 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure à **48.100 kg**.

ii. Au point de mesure latérale :

103 EPN dB, pour les avions dont la masse maximale au décollage est supérieur ou égal à **400.000 kg**. Cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme décimal de la masse de l'avion, à raison de **2,56 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure à **94 EPN dB à 35.000 kg**.

iii. Au point de mesure de l'approche :

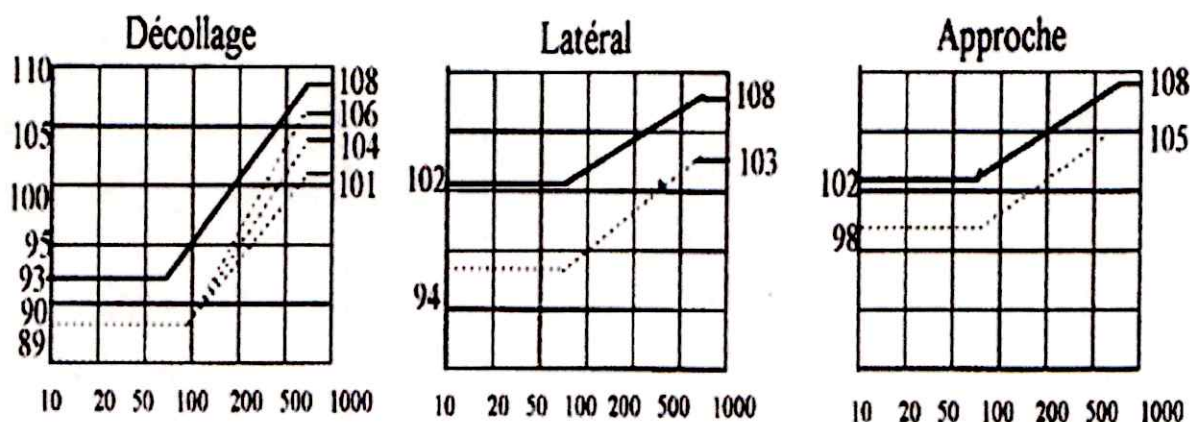
105 EPN dB, pour les avions dont la masse maximal au décollage est supérieur ou égale à **280.000 kg**. Cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme

décimal de la masse de l'avion, à raison de **2,33 EPN dB**, chaque fois que la masse diminue de moitié pour atteindre la limite inférieure à **98 EPN dB** à **35.000 kg**. Voir *tableau IV.2*

		0	20.2	28.5	35	48.1		280	385	400
Limite de bruit latéral (EPNdB) tous avions		94		$80,87+8,51 \log M$				103		
Limite de bruit à l'approche (EPNdB)		98		$86,03+7,7 \log M$				105		
Limites de bruit au décollage	1 ou 2 moteurs	89		$66,65+13,29 \log M$				101		
	3 moteurs	89		$69,65+13,29 \log M$				140		
	4 moteurs ou plus	89		$71,65+13,29 \log M$				106		

M= masse maximal au décollage (tonnes).

Tableau IV.2 : Le niveau de bruit des Avions de nouvelle génération.



_____ Chapitre 2.
 Chapitre 3.

Figure IV.14 : Niveau maximal admissible de bruit pour La certification acoustique OACI.

IV.3.2. Retrait des avions bruyants :

Nous venons de voir qu'un des moyens pour limiter le bruit autour des aéroports était de fixer aux avions des niveaux de bruit à ne pas dépasser.

Mais il existe toujours, dans les flottes des compagnies aériennes, de vieux avions subsoniques à réaction comme (**B.737-200, B.737-200**) qui ne réponds pas aux nouvelles normes de chapitre 3.

La communauté économique européenne (**C.E.E**) et la commission européenne de l'aviation civile (**C.E.A.O.C**) ont respectivement émis des recommandations visant à supprimer l'exploitation de ces avions bruyants au début de **1995**.

En janvier **1995**, les avions subsoniques à réaction, utilisant les aéroports situés dans membre de la **CEE** devait être tous certifiés conformément aux normes stipulés par l'annexe **16**.

Enfin, des discussions sont menées au niveau européen (**CEAC**) et mondial (**OACI**) en vue de supprimer l'exploitation des avions chapitre 2 sur les transporteurs aériens conduisant à un étalement de son application au-delà de l'an **2002**.

IV.3.3. Passage des avions du chapitre 2 au chapitre 3 :

Il y a trois moyens de faire passer les avions du *chapitre 2* vers les normes du *chapitre 3*.

- Le renouvellement de l'avion, en lui-même par son retrait de la flotte et son remplacement par un avion neuf aux normes *chapitre 3*. Cette solution est étudiée dans le plan de flotte en tenant compte de l'hypothèse principale d'un vieillissement de l'avion chapitre 2 minimum égal à **25** ans.
- L'insonorisation installée en rattrapage (figureIV.14) pour hisser l'avion de la norme *chapitre 2*, vers la norme *chapitre 3*. De façon générale, sur les avions de **30 à 90** tonnes (tonnage qui correspond à tous nos avions aux normes *chapitre 2*). Il faut abaisser les niveaux de bruit de quelques **5 à 8 EPN dB**

simplement pour satisfaire aux 3 séries de conditions fixées dans le *chapitre 3* pour la certification acoustique.

- L'insonorisation de l'avion aux normes *chapitre 2* par des moteurs certifiés aux normes *chapitre 3*. Il faut cependant souligner que ces dernières années, un certain nombre d'ensemble d'insonorisation permettent d'amener les avions du *chapitre 2* au niveau des normes du *chapitre 3*, ont fait leur apparition. **PRATT & WHITNEY** a par exemple entrepris de rendre conformes aux normes acoustiques du *chapitre 3*, les **B 727** à moteur **JT8D** d'une masse maximale allant jusqu'à **88000Kg** il a même déjà installé des jeux de conversion de **727-200** d'une masse maximale de **78250Kg**.

Il est difficile d'évaluer le nombre des exploitants qui choisiront de remotoriser ou d'insonoriser leurs appareils plutôt que d'en avancer le remplacement. Cela dépendra bien sur de divers facteurs tels que le coût de l'opération, la composition de chaque flotte et la vie utile qui reste aux appareils.

IV.3.4. Installation du Hush-Kit : [II]

Nordame, travaillant en coopération avec la firme Pratt et Whitney et la Compagnie 'Boeing' a fin de développer un kit de silence (Hush kit) pour les turboréacteurs **jtD-15** qui permet aux avions **B737-200** et **B727-200** d'être en conformité aux règlements de l'**OACI** (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 avionneur 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 Hush Kit comporte un élément très essentiel c'est le *Mixer* (Mélangeur), composé d'une tôle convulsés 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 IV.15*).

Les Hush Kit 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 Hush Kit exige les plus basses dépenses d'investissement pour la conformité aux exigences du passage en classe **3**.

“Heavyweight” Configuration

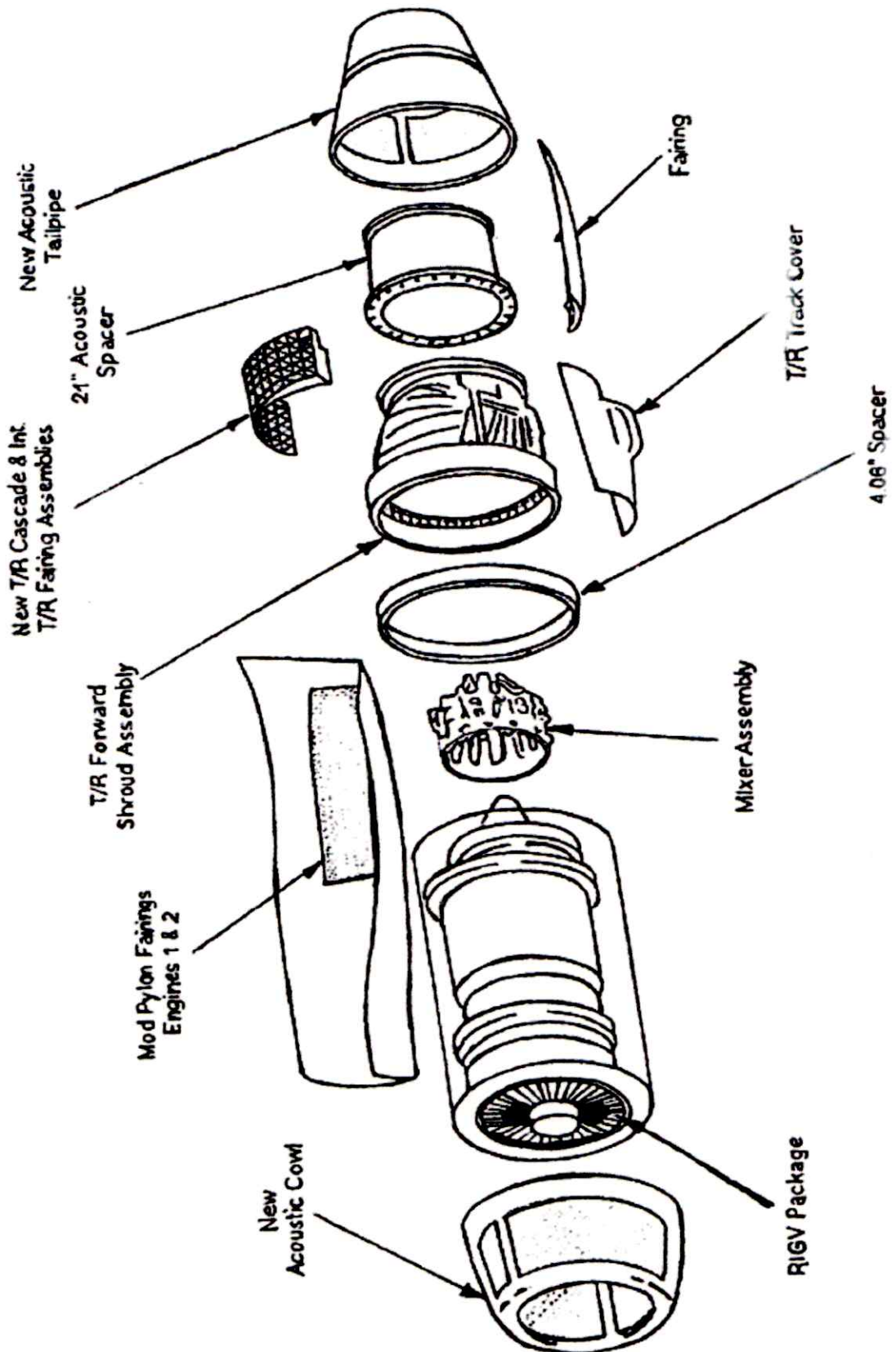


Figure IV.15 : Ensemble d'insonorisation
Du niveau 3 pour notre moteur de labo.

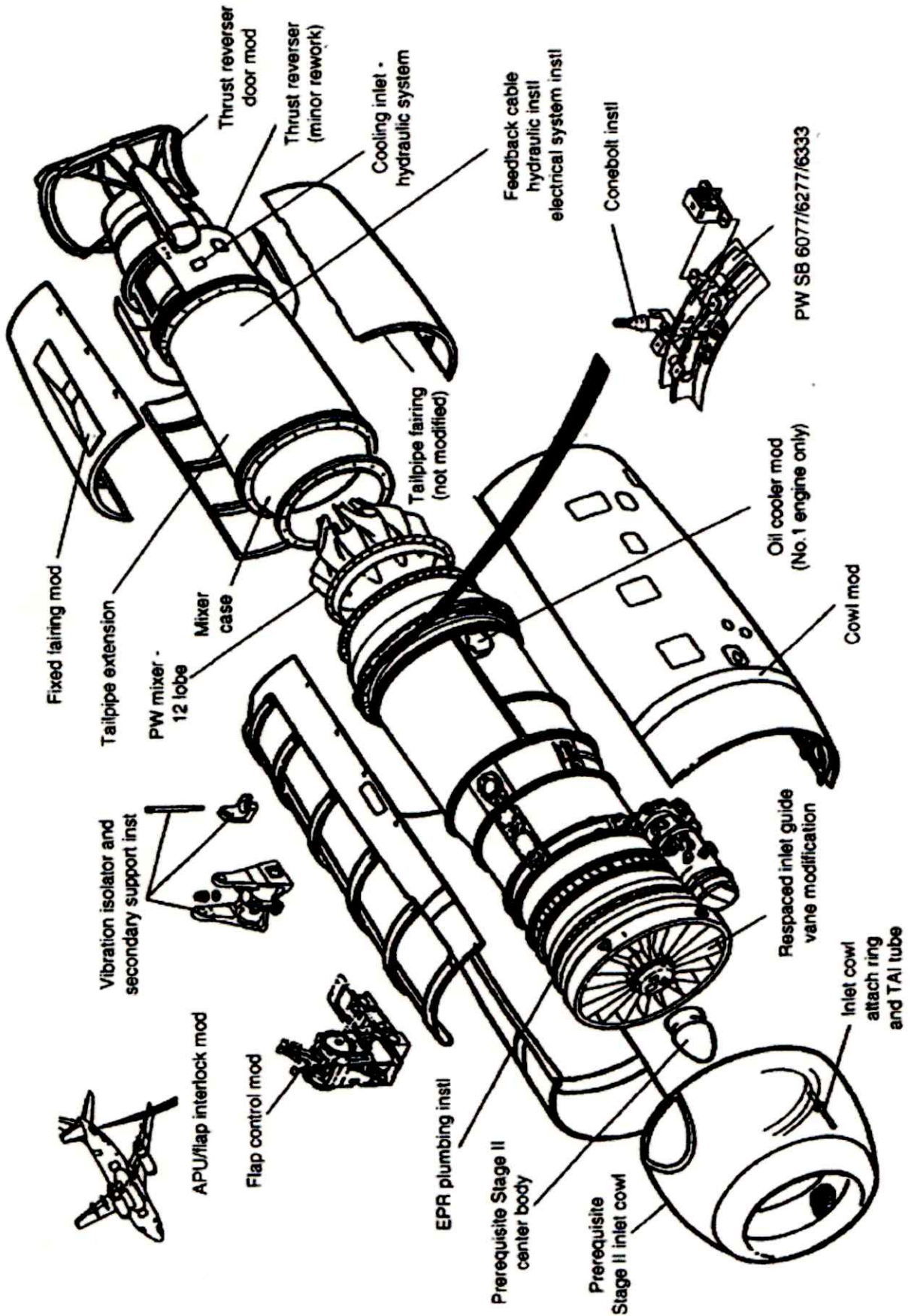


Figure IV.16 : Système Hush Kit pour notre moteur de labo.

IV.4. Actions au niveau de l'exploitation : [V]

La réduction du bruit à la source est une action à long terme qui peut satisfaire que les riverains actuellement gênés. Il est donc indispensable d'apporter une amélioration immédiate à leurs situations.

Ceci a amené à établir un certain nombre d'actions appelées procédures d'exploitation à moindre bruit, qui visent à utiliser les avions au voisinage des aérodomes de façon aussi peu bruyante que possible.

Les procédures d'exploitation à moindre bruit comprennent :

- L'utilisation de routes préférentielles à moindre bruit afin d'éviter le survol d'agglomération.
- L'utilisation de procédures à moindre bruit au décollage ou à l'approche afin de réduire au minimum possible l'exposition au bruit des zones survolées.

IV.4.1. Routes préférentielles a moindre bruit :

Quand les contraintes de navigation aérienne le permettent, on demande aux avions de suivre des trajectoires de contournement, pour éviter le survol des zones urbanisées.

IV.4.2. Procédure a moindre bruit au roulage :

Les procédures de décollage à moindre bruit consistent à appliquer une poussée adaptée aux moteurs lors du roulage et de la phase initiale de montée de façon à atteindre une hauteur importante le plus rapidement possible. Cette poussée est ensuite réduite afin de diminuer le niveau de bruit.

La *figure IV.16* illustre un profil de décollage.

L'appareil commence à rouler au point *A*, quitte le sol au point *B* et commence sa première montée au point *C*.

Quand la réduction de poussée est utilisée, elle commence au point D et se poursuit jusqu' en E. l'appareil commence alors une seconde montée jusqu'au point F, fin de la trajectoire de décollage pour la certification acoustique.

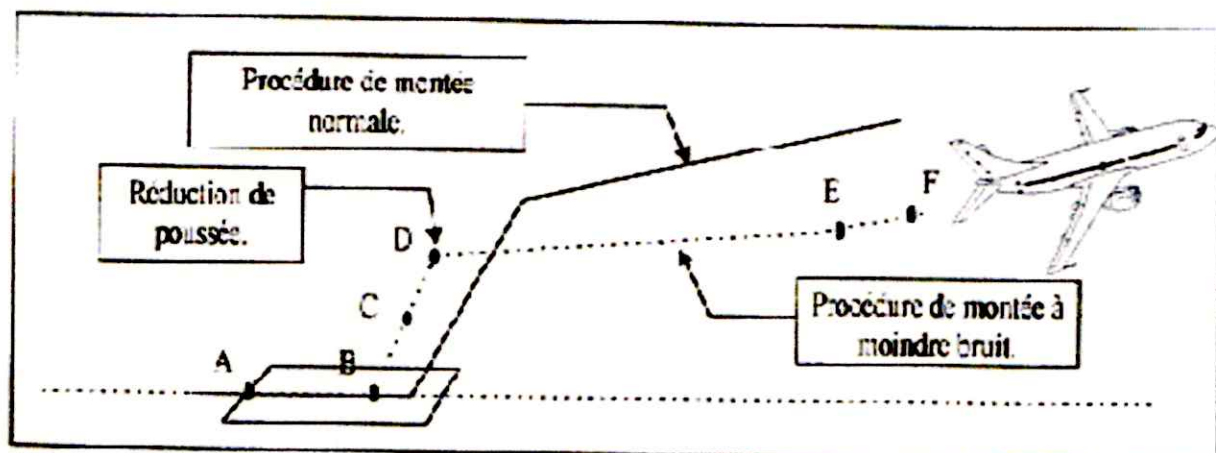


Figure IV.17 : Profil de décollage.

IV.4.3. Procédure à moindre bruit à l'atterrissage :

L'approche est une procédure moins bruyante que le décollage. Une approche normale consiste en général à descendre assez lentement sur une trajectoire de 25° à 35° . Les procédures d'approche à moindre bruit sont les suivantes :

- Relèvement de l'altitude d'interception du plan de descente de façon à éviter le survol à basse altitude des agglomérations situées 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 régime des moteurs.

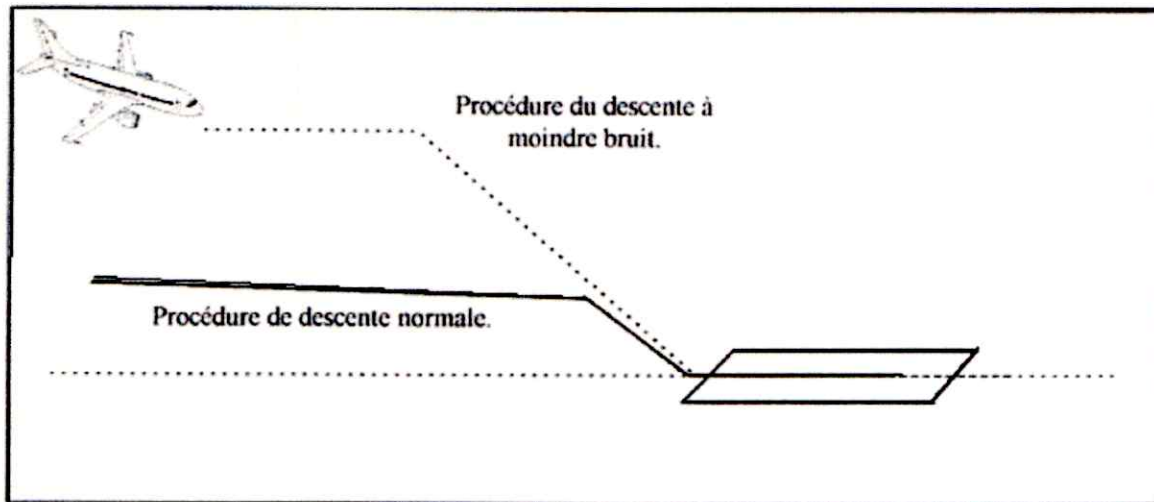


Figure IV.18: profile d'approche.

❖ *Au sol :*

IV.5. Le silencieux de piste :

Sur certains aéroports, où sont effectués des visites techniques de l'aviation, des essais des moteurs sont nécessaires, et consistent souvent à maintenir, pendant quelque temps au point fixe, des régimes assez élevés.

Afin de minimiser le bruit produit, des silencieux de piste, constitué souvent d'éléments cylindriques, viennent s'emboîter aux réacteurs.

La sortie des silencieux est dirigée vers le ciel. Les silencieux sont adaptés pour un type d'avion, et sont construits en dimension et en matériaux qui permettent l'absorption de l'énergie acoustique produite par les réacteurs au point fixe. L'atténuation apportée par ces silencieux est de l'ordre de **30 à 40 dB**.

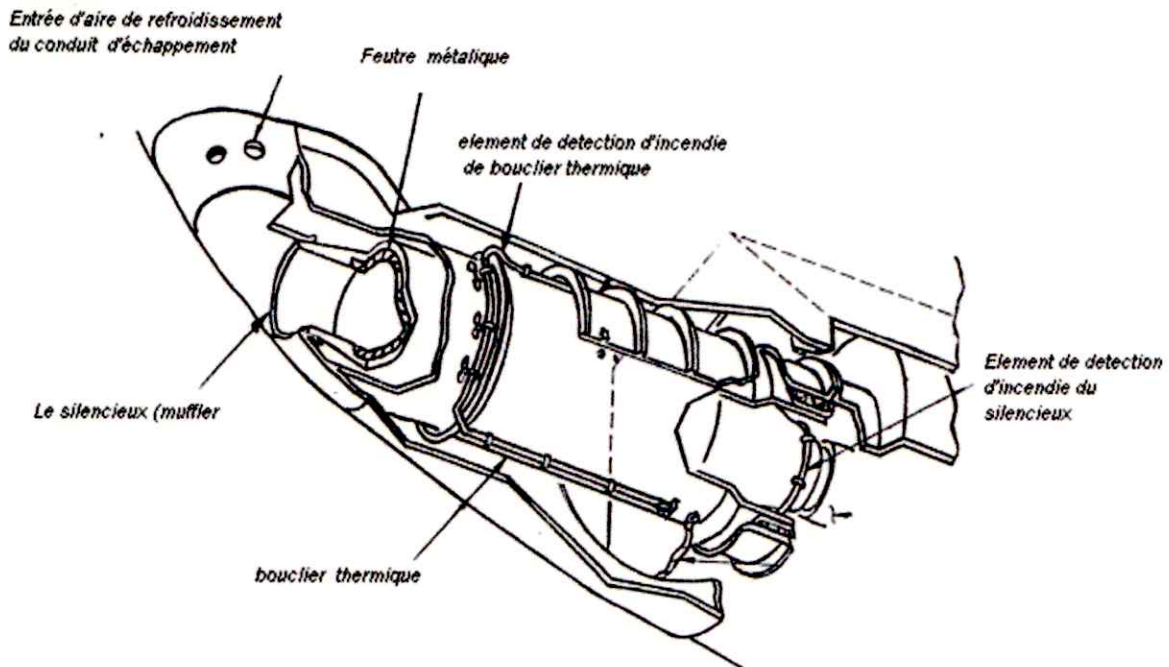
IV.6. Action sur le bruit du groupe auxiliaire de puissance :

Le bruit du groupe auxiliaire de puissance résulte principalement, de la combinaison du bruit produit par la prise d'air du moteur (bruit du compresseur), et du bruit d'échappement qui provient habituellement de la turbine.

Le principal moyen d'atténuer le bruit du groupe est de bruit provenant de ces deux sources.

En plus de l'utilisation des moyens efficaces d'atténuation du bruit à la source cités avant, il convient d'attacher une grande importance aux méthodes qui permettent de réduire en cours de propagation de bruit, en allongeant les conduits d'échappement, et en les insonorisant.

Le conduit d'échappement du groupe est composé d'un bouclier thermique et d'un silencieux. Ce dernier est monté à l'intérieur du bouclier thermique de façon que l'espace d'air cylindrique existe entre eux. Un feutre métallique est installé dans la surface interne du silencieux, afin d'absorber le bruit émis par l'échappement des gaz (figure IV.18).

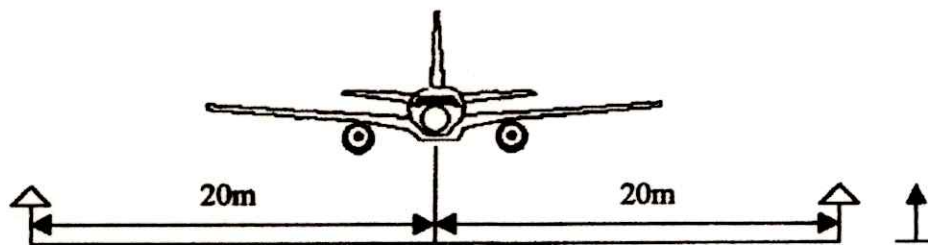
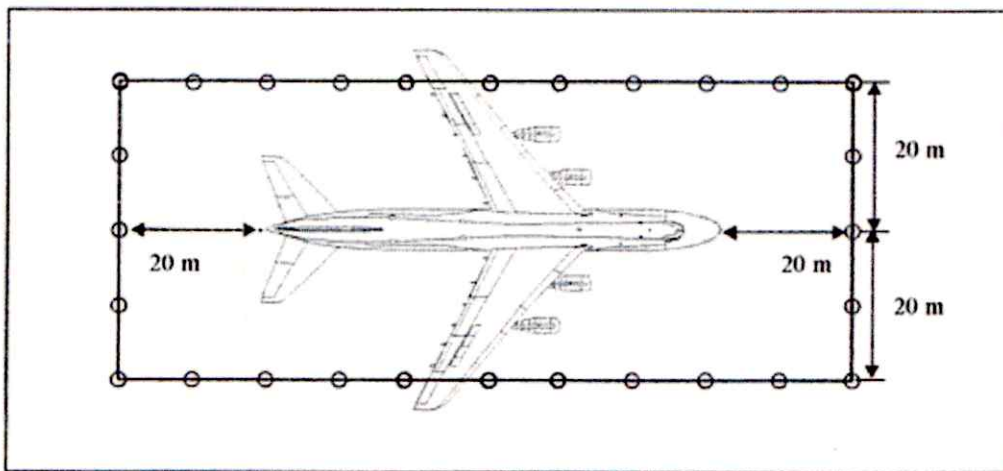


**Figure IV.19: Système d'échappement
Du groupe auxiliaire de puissance.**

Niveau maximum de bruit :

Les niveaux de bruit du groupe auxiliaire de puissance définis dans l'annexe 16 ne doivent pas dépasser :

- **85 dB** : aux portes de soute, portes de cabine de passager et portes d'avitaillement service.
- **90 dB** : en un point quelconque du périmètre d'un rectangle dont les grandes coté sont à **20 m** de part et d'autre de l'axe de l'avion et les petites cotées à **20 m** des extrémités avant et arrière de l'avion.



**Figure IV.20 : Rectangle des points d'observation
Pour la mesure du bruit.**

IV7. Adaptation de solution :

Le but de notre travail est faire diminué le bruit de notre moteur de laboratoire, le turboréacteur *GIKLES GT 117*, et pour cette raison on a choisi la modification suivantes :

- Tuyère d'éjection spéciale.
- Panneaux d'insonorisation a l'entrée et a la sortie d'air.
- Fixation de la tuyauterie.

IV7.1 Construction et fonctionnement du moteur

Le réacteur mono corps mono flux proposé pour la réalisation est constitué d'une entrée d'air (1), ces caractéristiques ont une influence considérables sur les performances globales du mono réacteur.

Le canal d'entrée (1) est fixé par des vis (2) à une conduite sous forme conique (3) qui est lie au cône qui contient un panneau acoustique (49), et qui est lie au corps du moteur (4) et ce dernier pour prélèvement du mouvement aux accessoires. Ce canal d'entrée d'air devait être autant que possible sous, et sa surface interne parfaitement lisse ainsi que le corps (4). Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite sera la plus mince que possible.

Le panneau acoustique (50) a la forme du nid d'abeille avec trois couches. Ce panneau est la dernière de la création de la technologie des panneaux absorbants spécialement en aéronautique. (Voir *Figure IV.21*).

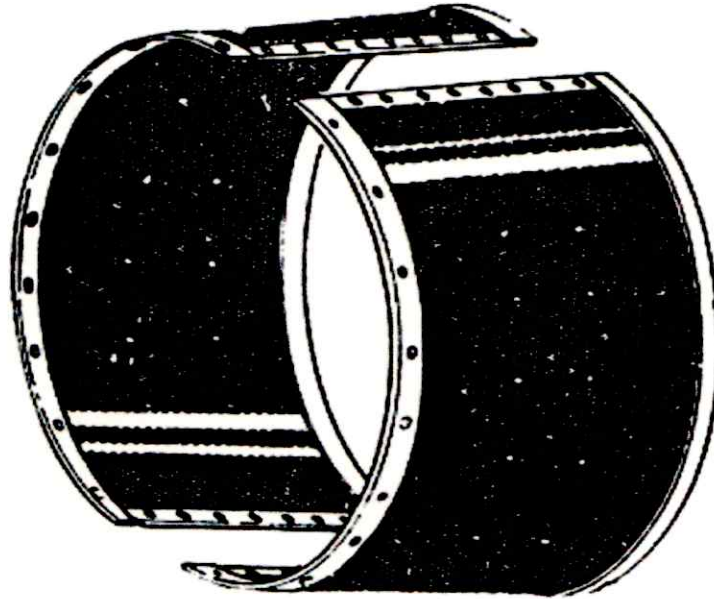


Figure IV.21 : Panneau acoustique

La couche extérieure est la couche n°1 et celle qu'elle est en contact direct avec l'air d'écoulement ou des gaz l'éjection. (Voir Figure IV.22).

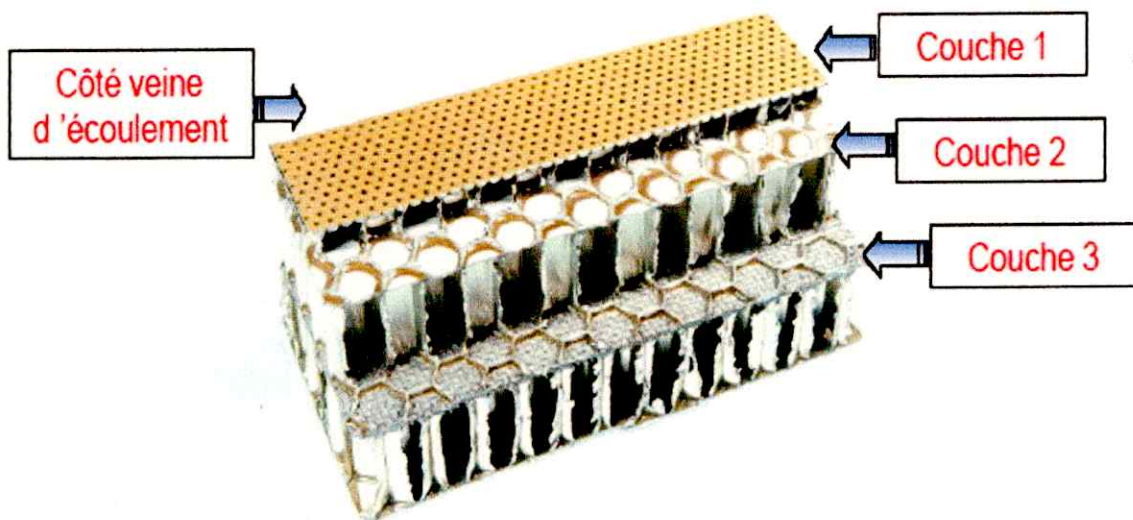


Figure IV.22 : Panneau sandwich.

Le canal d'éjection est essentiellement constitué d'une tuyère d'éjection spéciale VII (voire figure IV.23) et un cône intérieur. La tuyère d'éjection est habituellement fixée avec le carter de la turbine avec un ceinture d'attache avec verrouillage pour éviter le desserrage avec les vibrations, tandis que le cône intérieur est fixé sur la dispositif d'éjection. La diminution de bruit par cette tuyère est de multiplier les sorties

d'éjections des gaz au lieu d'un seul sortie de gaz et ces sorties diminue la surface de frottement avec l'air ambiant . (Voir figureIV.23).

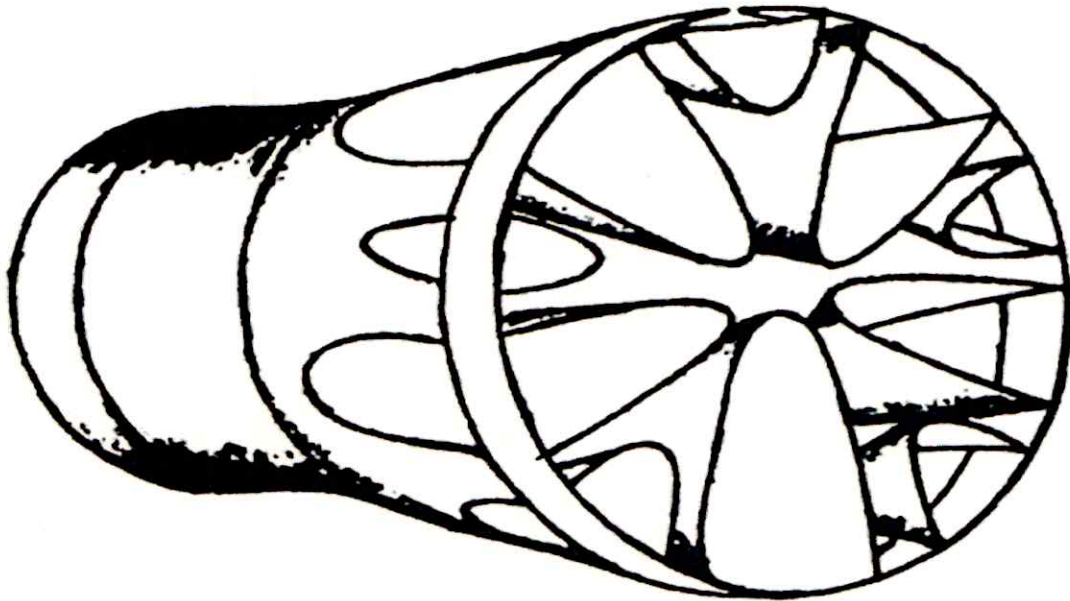


Figure IV.23 : Tuyère a LOBES

Dans cette tuyère on a met un même panneau d'insonorisation (50) qui a le rôle lui aussi de diminuer le bruit avec la couche qu'il est construit avec elle. (Voir Figure IV.21)

Pour la fixation de ce dispositif, on a choisi la fixation avec ceinture d'attache avec verrouillage (51) pour éviter le desserrage avec les vibrations.

VII	1	Tuyère d'éjection		
51	1	ceinture d'attache		
50	1	Panneau acoustique		
49	1	Panneau acoustique		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS
Université de Blida - institut d'aéronautique				
Echelle : 1/2		DESIGNATION DU TURBOREACTEUR		3ème année
				PROPULTION
Dessin N° :02		KHELILI - NAAMOUN		2005

CONCLUSION:

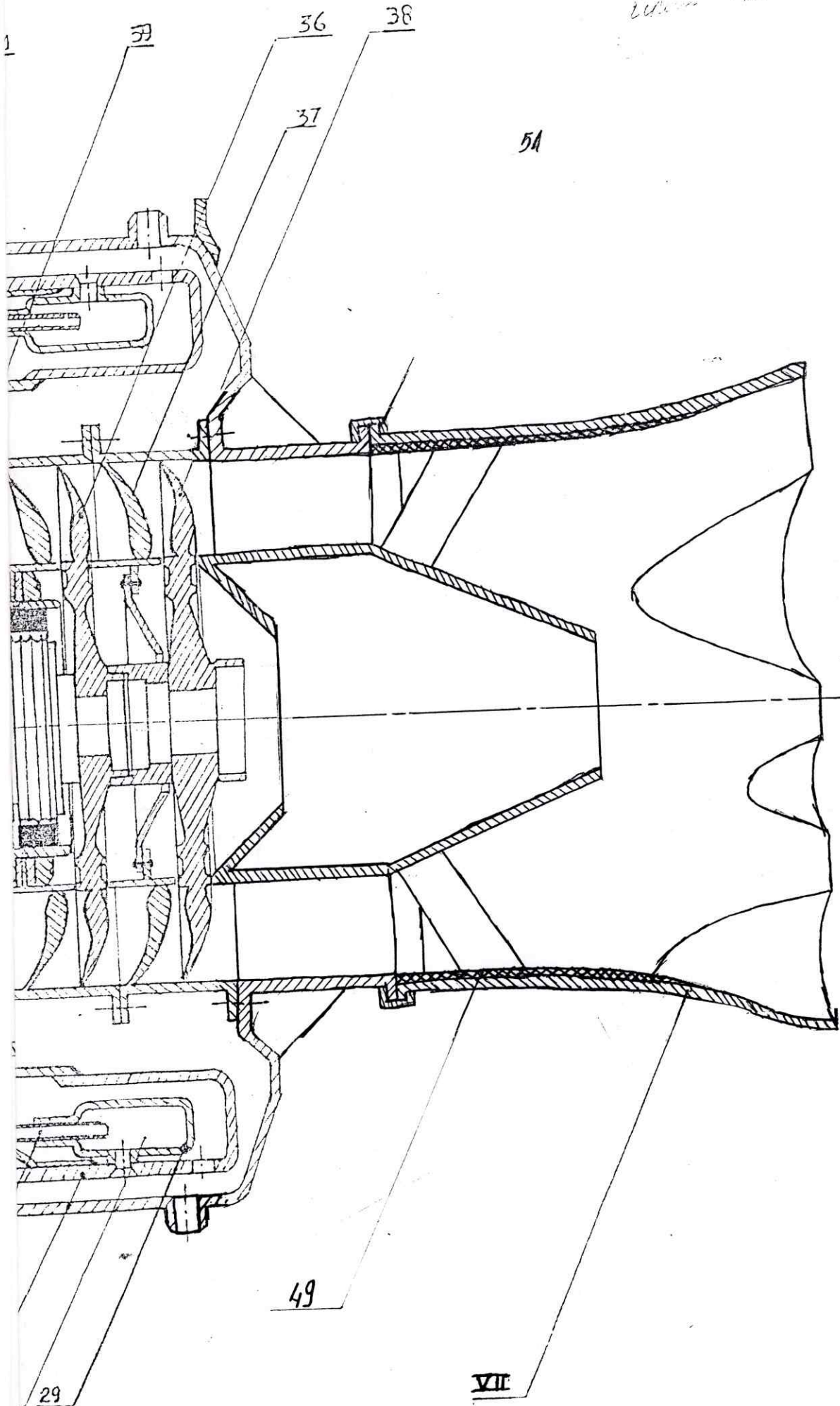
Le travail que nous avons effectué tous a longue de se travail nous a permet de familiarisé avec le turboréacteur de type GIKLES GT 117 et ses éléments constituant et leur fonctionnement.

Ce travail nous a fait par également du problème du bruit émis par les réacteur d'avions en générale et presque toute les solutions crée et adapté sur les turboréacteurs bruant.

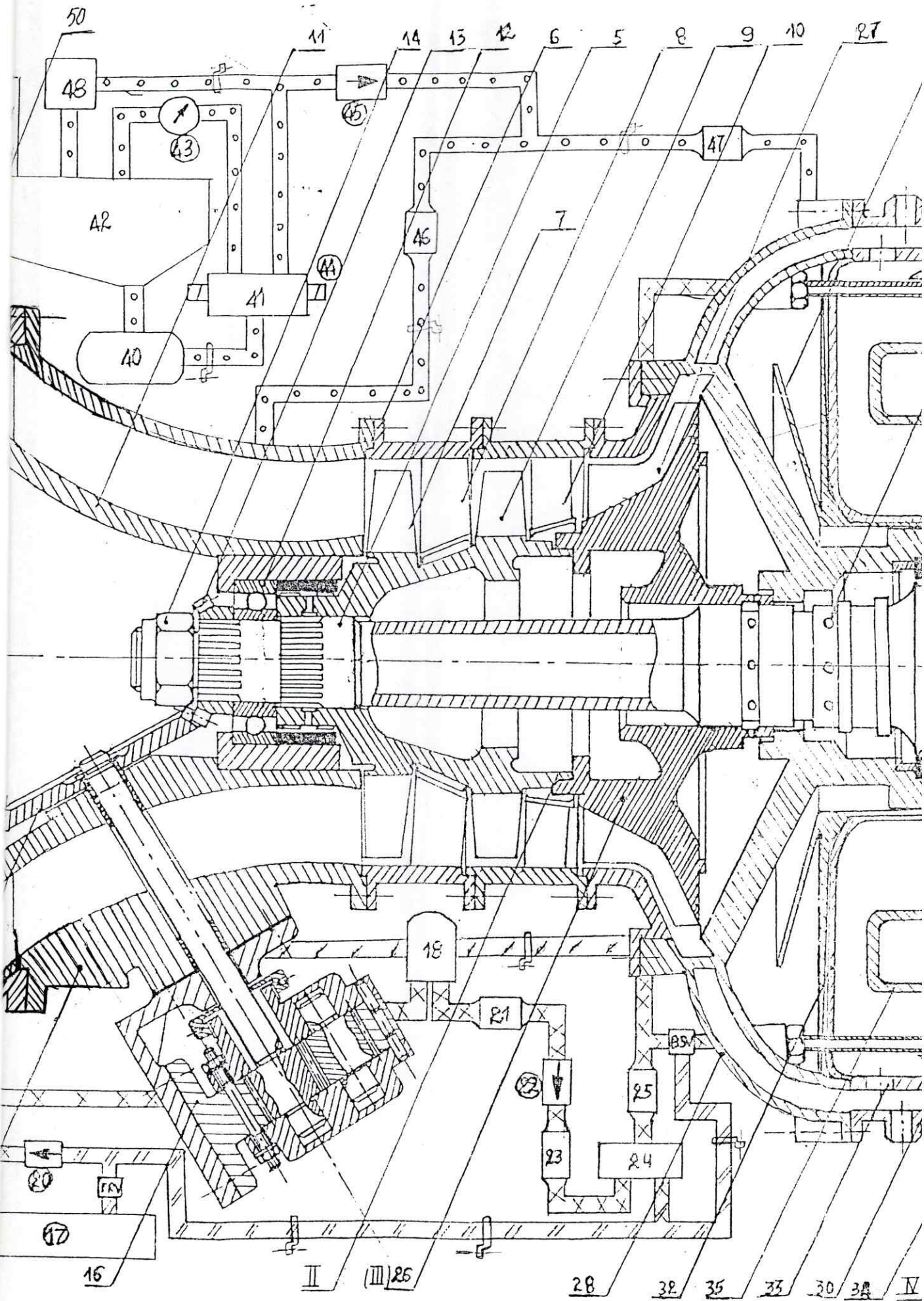
Notre travail arrive de réduire le bruit de notre moteur pour être en conformer avec les normes international et pour arriver à s'adapter avec les règlement relatifs à la convention international de l'OACI de côté et pour la santé des personnels qui travail avec eux de l'autre côté.

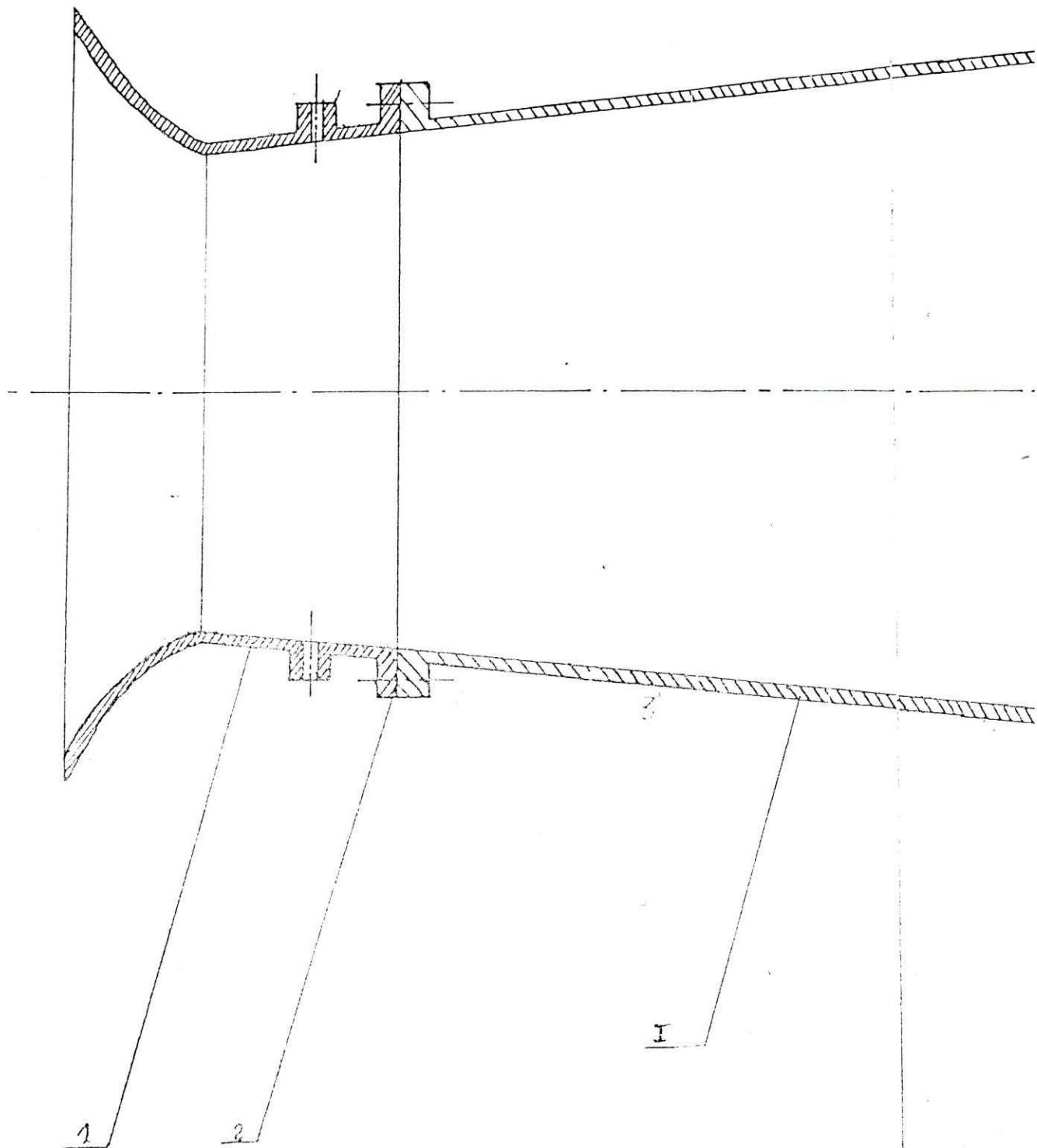
Une étude complémentaire peut être effectué par les prochaine promotion pour la bonne fonctionnement de se travail de recherche consiste a élaboré des pièces, faire le montage et faire des essais de fonctionnement de ce travail.

Evaporator - 1000.



Z





Figure

CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS :

Définition:

O.A.C.I: C'est une institution mondiale des nations unies chargée du développement de l'aviation civile internationale, joue un rôle de premier plan dans la réglementation internationale de questions d'environnement liées à l'aviation, et veille à l'adoption d'une approche équilibrée qui prenne en compte la sécurité des opérations aériennes, et les soucis légitimes au sujet de l'environnement.

- Le problème du bruit a été jugé suffisamment sérieux à l'échelle internationale, en conséquence, la 6^{ème} session du conseil de l'O.A.C.I, qui s'est tenu à Buenos Aires en septembre 1968, a décidé d'élaborer des normes et des pratiques recommandées internationales sur le bruit des avions, et il les a adopté sous titre d'annexe 16 à la convention relative à l'aviation civile internationale.

Les résultats des diverses études portant sur l'atténuation du bruit des avions à réaction subsoniques sont présentés dans le chapitre 2 et le chapitre 3 de cette annexe.

Chapitre 1: Dispositions administratives

1. 1. La certification acoustique est accordée ou validée par l'état d'immatriculation d'un avion sur la base de la production de preuves satisfaisantes selon lesquelles l'avion répond à des spécifications au moins égales aux normes applicables qui figurent dans la présente annexe.

1.2. Les pièces justificatives de la certification acoustique d'un avion contiendront au minimum les renseignements suivants:

a)- Etat d'immatriculation;

b)- Numéro de série du constructeur;

c)- Désignation de type et de modèle du constructeur;

d)- Mention de toute modification supplémentaire apportée en vue de respecter les normes applicables de certification acoustique;

e)- Masse maximale à laquelle il a été démontré que les normes applicables de certification acoustique sont respectées;

f)- Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certificat pour le prototype aura été présentée à compter du 6 octobre 1977: niveaux de bruit moyens aux points de référence, pour lesquels il a été démontré que les normes applicables de certification acoustique sont respectées.

1. 3. Les états contractants reconnaîtront la validité d'une certification acoustique délivrée par un autre état contractant à condition que les spécifications en vertu desquelles elle a été délivrée soient au moins égales aux normes applicables qui figurent dans la présente annexe.

1. 4. Un état contractant suspendra ou révoquera la certification acoustique d'un avion immatriculé par lui si l'avion ne répond plus aux normes acoustiques applicables. L'état d'immatriculation n'annulera pas la suspension d'une certification ni n'accordera une nouvelle certification tant que l'avion en question ne sera pas jugé, après un nouvel examen, conforme aux normes acoustiques applicables.

1. 5. A moins de spécifications contraires dans le présent volume de l'annexe et sous réserve des dispositions de 1.5.1, la date à utiliser par les états contractants pour l'application des normes de l'annexe sera la date à laquelle la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée, ou à laquelle une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification.

1. 5. 1. Lorsqu'un délai de plus de cinq ans interviendra entre l'acceptation de la demande de certificat de navigabilité pour le prototype et la délivrance de ce certificat ou, lorsque cette procédure ne sera pas appliquée, la délivrance du certificat de navigabilité pour le premier avion du type en question, la date à utiliser par le service de certification pour déterminer l'application des normes appropriées de la présente annexe précédera de cinq ans la date de délivrance du certificat de navigabilité pour le prototype ou, lorsque cette procédure ne sera pas appliquée, la date de délivrance de certificat de navigabilité pour le premier avion du type en question. Toutefois, dans des cas exceptionnels, le service de certification pourra accepter que ce délai de cinq ans soit prolongé.

Chapitre 2: Avions à réaction subsoniques

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

2.1-Application

2.1.1. Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les avions à réaction subsoniques pour lesquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée, ou au sujet desquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification avant le 6 octobre 1977, à l'exception des avions:

- a) - Qui exigent une longueur de piste inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité;
- b) - Qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1er mars 1972;
- c) - Qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est inférieur à 2 et pour lesquels un certificat de navigabilité pour le prototype a été accepté, ou au sujet desquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification avant le 1er janvier 1969 et enfin pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1er janvier 1976.

2. 2. Mesure d'évaluation du bruit:

2. 2. 1. La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB.

2. 3. Points de mesure du bruit:

2. 3. 1. Lors des essais effectués conformément aux procédures d'essai en vol spécifiées en 2.5, les niveaux de bruit engendrés par un avion n'excéderont pas les niveaux spécifiés (voir chapitre III) aux de mesure ci-après:

- Point de mesure latéral.
- Point de mesure survolé au décollage.
- Point de mesure à l'approche.

2. 4. Compensations:

2. 4. 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 4 EPNdB; toutefois, dans le cas des avions quadrimoteurs propulsés par des moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée, ou au sujet desquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification avant le 1er décembre 1969, la somme des dépassements éventuels n'excédera pas 5 EPNdB;

b) - Le dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 3 EPNdB;

c) - Les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou autres points de mesure.

2. 5. Procédures d'essai.

2. 5. 1. Procédure d'essai au décollage:

2. 5. 1. 1. La poussée de décollage sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur d'au moins 210 m au-dessus de la piste, et cette poussée ne sera pas ramenée à une valeur inférieure à la poussée nécessaire pour maintenir une pente de montée d'au moins 4%.

2. 5. 1. 2. Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, sera maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage, mais le train d'atterrissage peut être rentré.

2. 5. 2. Procédure d'essai à l'approche:

2. 5. 2. 1. L'avion volera en régime stabilisé et suivant une trajectoire de descente de $3^\circ \pm 0.5^\circ$.

2. 5. 2. 2. La configuration de l'avion sera celle qui correspond au braquage maximal admissible des volets hypersustentateurs.

Chapitre 3: Avions à réaction subsoniques
Demande de certificat de navigabilité pour le prototype
Acceptée depuis le octobre 1977.

3. 1. Application

3. 1. 1. Les normes du présent chapitre seront applicables:

a) - A tous les avions à réaction subsoniques, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité, au sujet desquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977;

3. 2. Mesure du bruit.

3. 2. 1. Mesure d'évaluation du bruit:

3. 2. 1. 1. La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB.

3. 3. Points de références de mesure du bruit.

3. 3. 1. Voir chapitre III (Actions réglementaires).

3. 3. 2. Si l'on utilise une température ambiante de référence de 15° C , on ajoutera 1 EPNdB au niveau de bruit mesuré au point de mesure survolé au décollage avant de le comparer au niveau maximal de bruit.

3. 4. Compensations.

3. 4. 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) - Le 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 de mesure.

3. 5. Procédures de références pour la certification acoustique.

3. 5. 1. Conditions générales.

3.5. 1. 1. Les procédures de référence devront satisfaire aux exigences 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 au décollage et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies en 3.5.2 et 3.5.3.

3. 5. 1. 4. Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence suivantes:

- a) - Pression atmosphérique au niveau de la mer: 101325 Pa;
- b) - Température de l'air ambiant: 25° C; toutefois, à la discrétion du service de certification, la température de 15° C 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 de décollage sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur suivante au - dessus du niveau de la piste:

- Avions monomoteurs ou bimoteurs 300 m.
- Avions trimoteurs 260 m.
- Avions équipés de quatre moteurs ou plus 210 m.

b) - Une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée en a) ci-dessus, la poussée ne sera pas réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir:

- 1- Une pente de montée de 4% ;
- 2- Dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement.

c) - 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 peut toutefois être relevé;

e) - La masse de l'avion en moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.

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) - La configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera retenue dans la procédure de référence d'approche;

c) - La masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie en 3.5.3.1 b), pour laquelle la certification acoustique est demandée.

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 acoustique de l'état qui délivre le certificat.

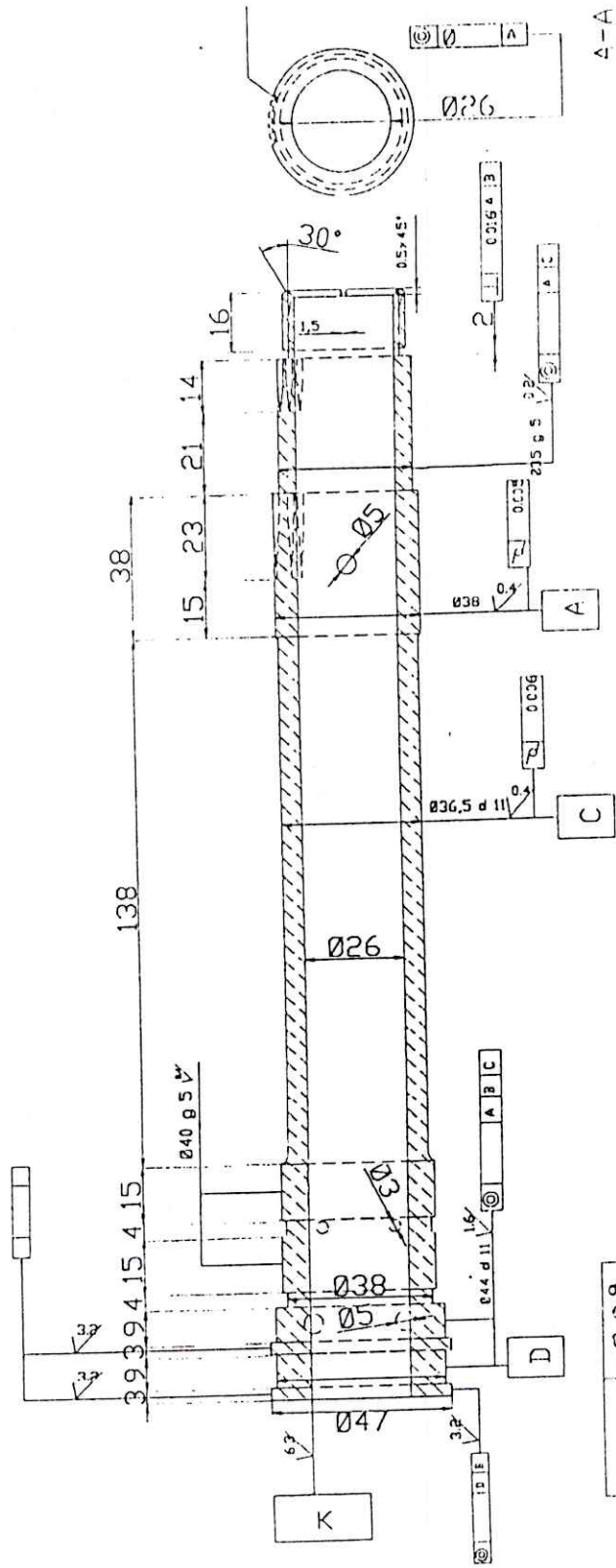
3. 6. 2. Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière agréée pour donner la mesure du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL) exprimé en unités EPNdB.

3. 6. 3. Les données acoustiques seront ramenées aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.

3. 6. 4. En ce qui concerne les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit une trajectoire de descente constante de $3^\circ \pm 0.5^\circ$.

ANNEXE II

Dessin de definition de l'arbre principal de transmission



35g5	-0,09	-0,20
36.5H7	+0,16	0
47e7	-0,05	-0,075

Université de blida

Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

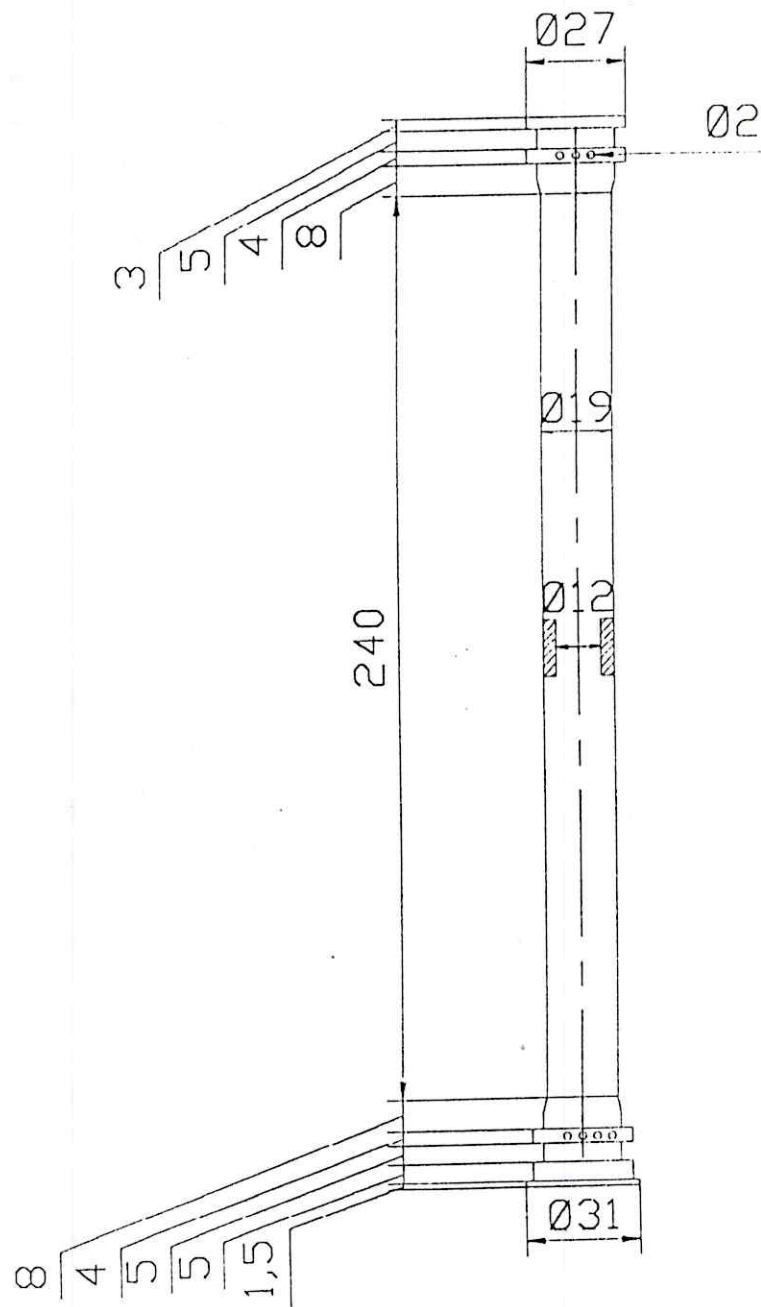
Arbre de transmission

3 ème Année

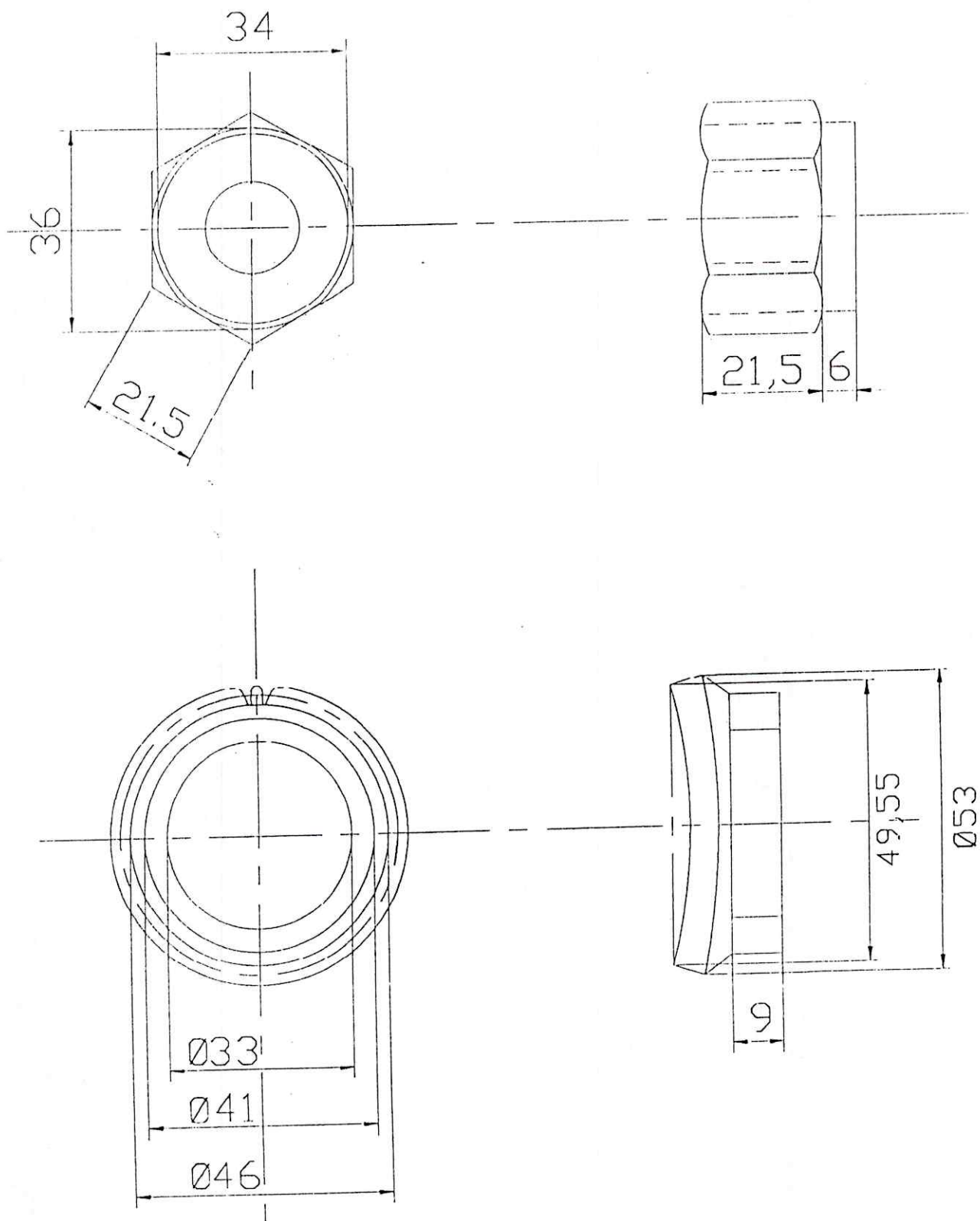


Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique		
Echelle : 1/2	Tube de graissage	3 ème Année
x 		
Dessin N° :		Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

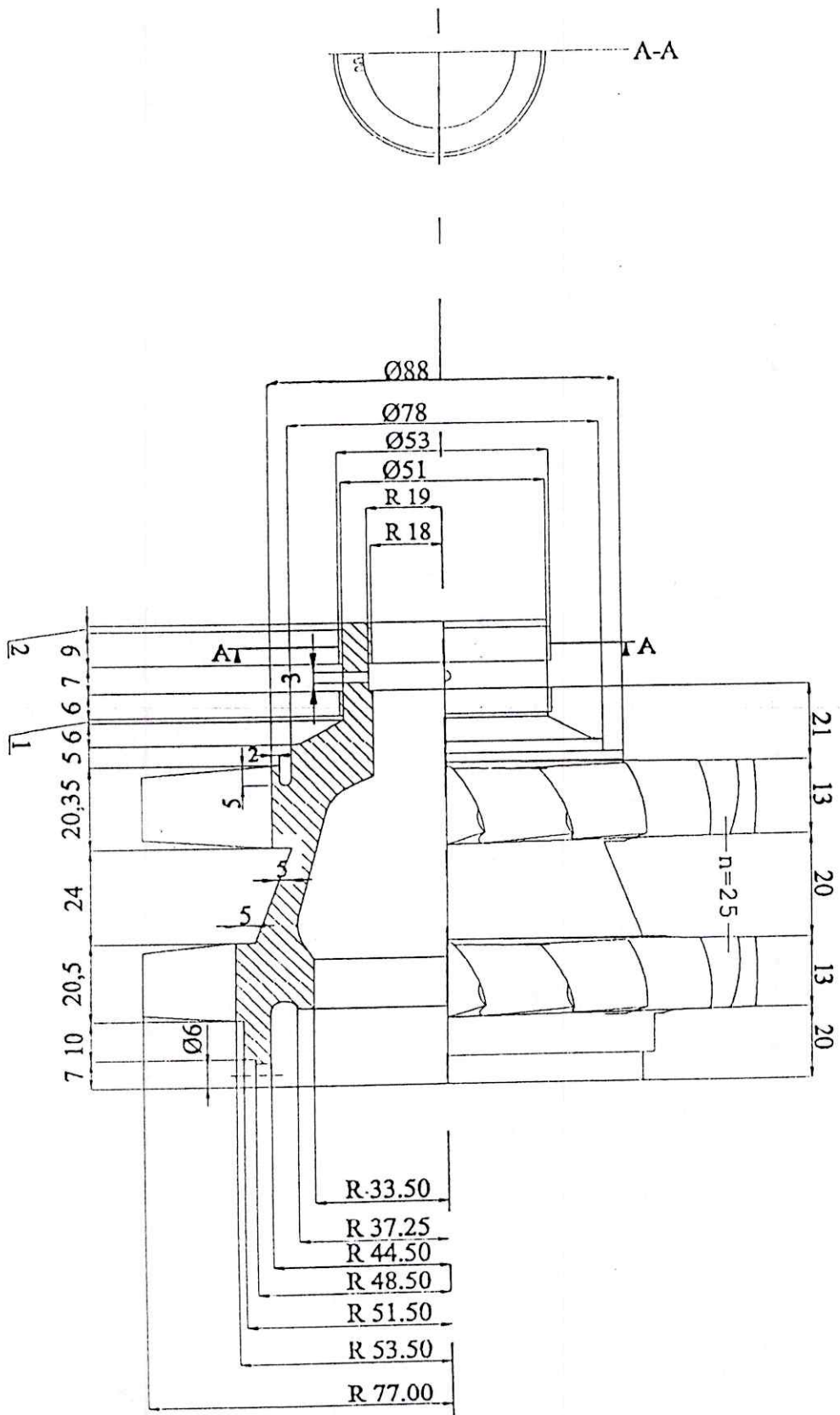
Echelle : 1/1

Ecrou de serrage
Pignon de transmission

3 ème Année

Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1,89/1

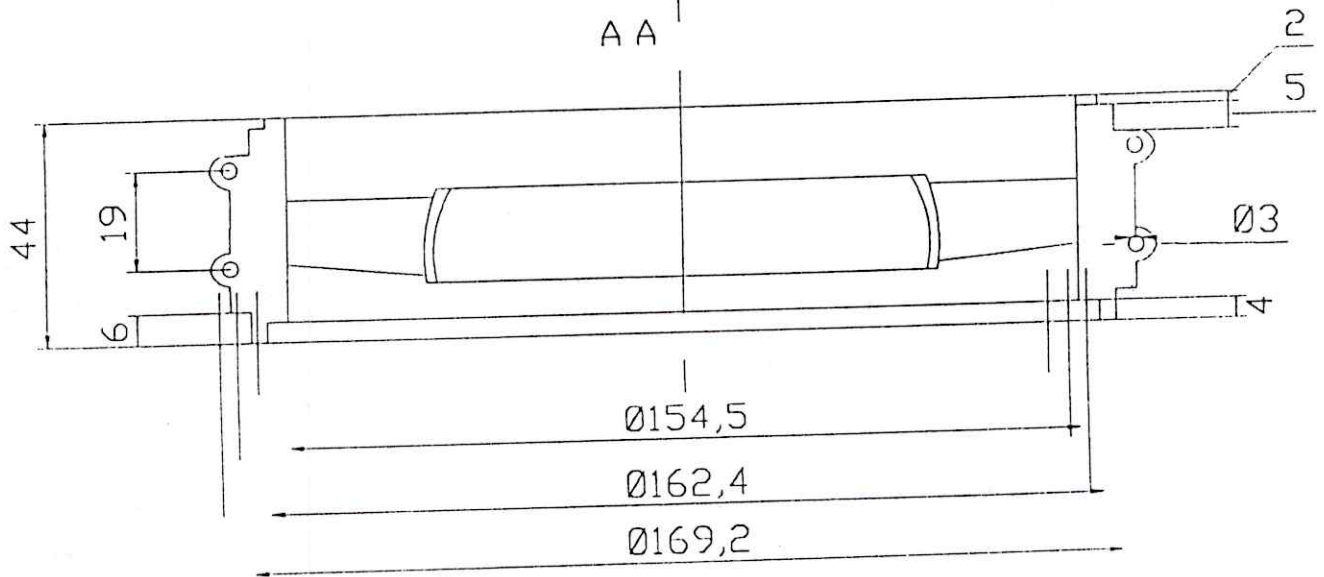
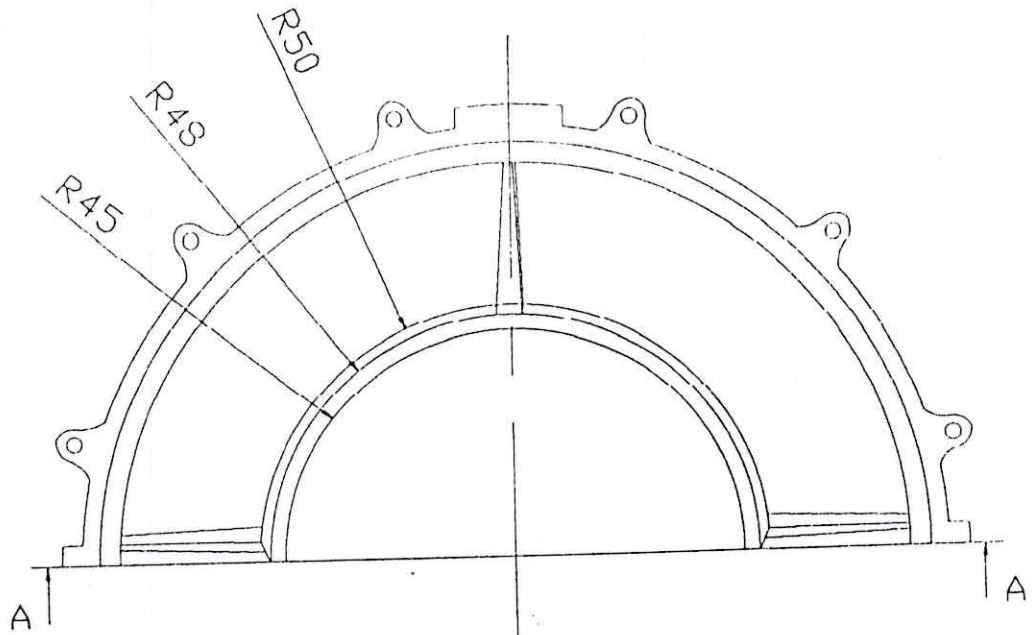
Compresseur axial

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005

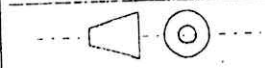


Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1.43

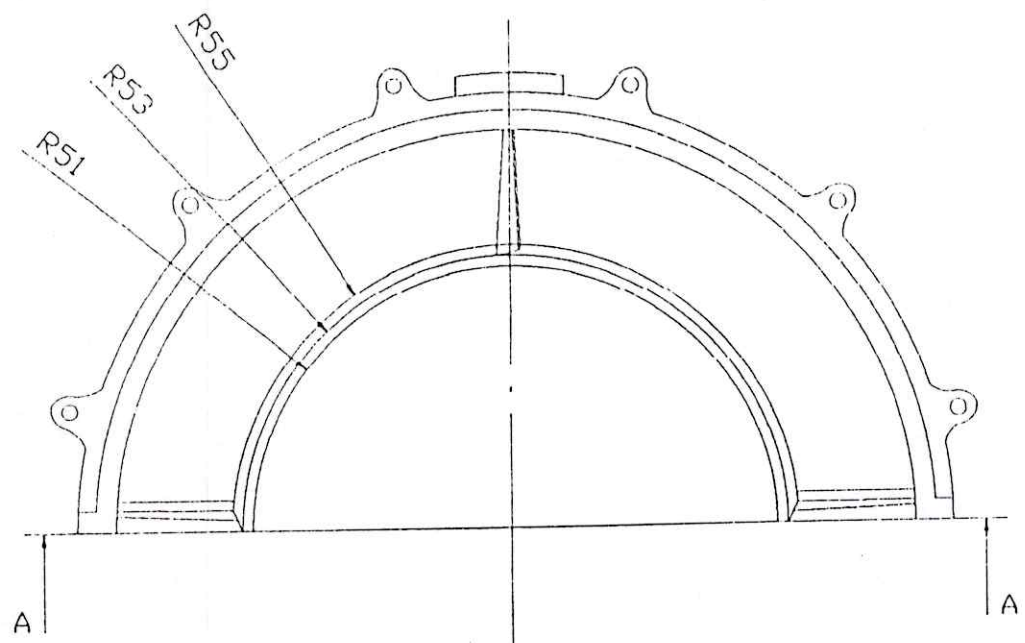
Stator compresseur 1er etage

3 ème Année

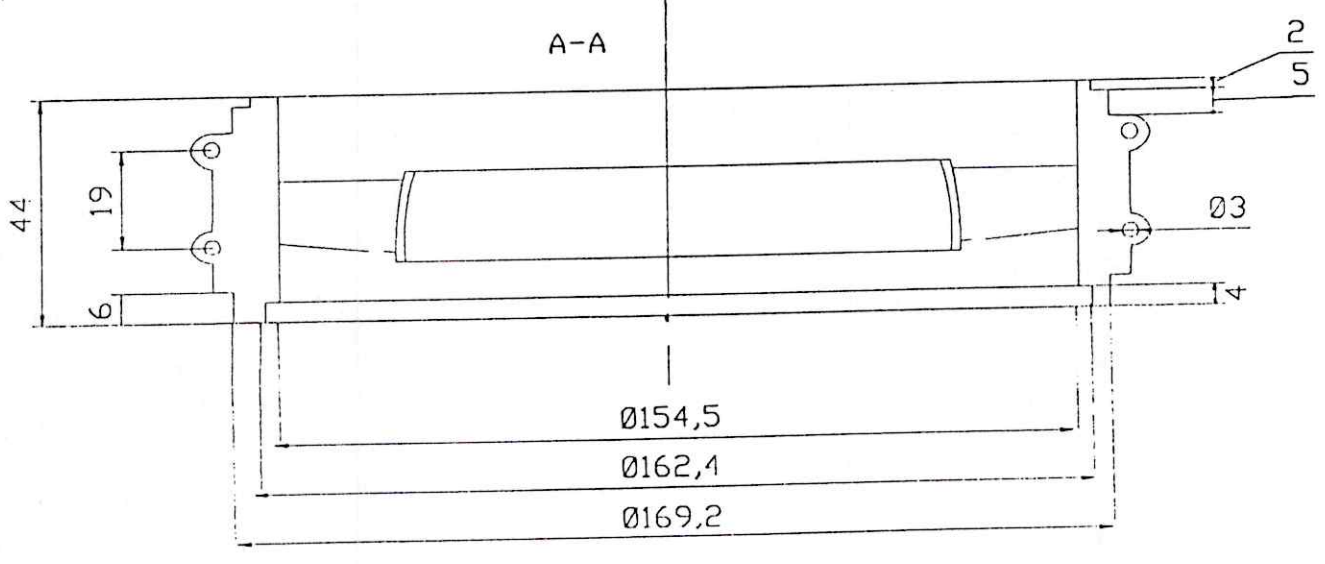


Dessin N° :

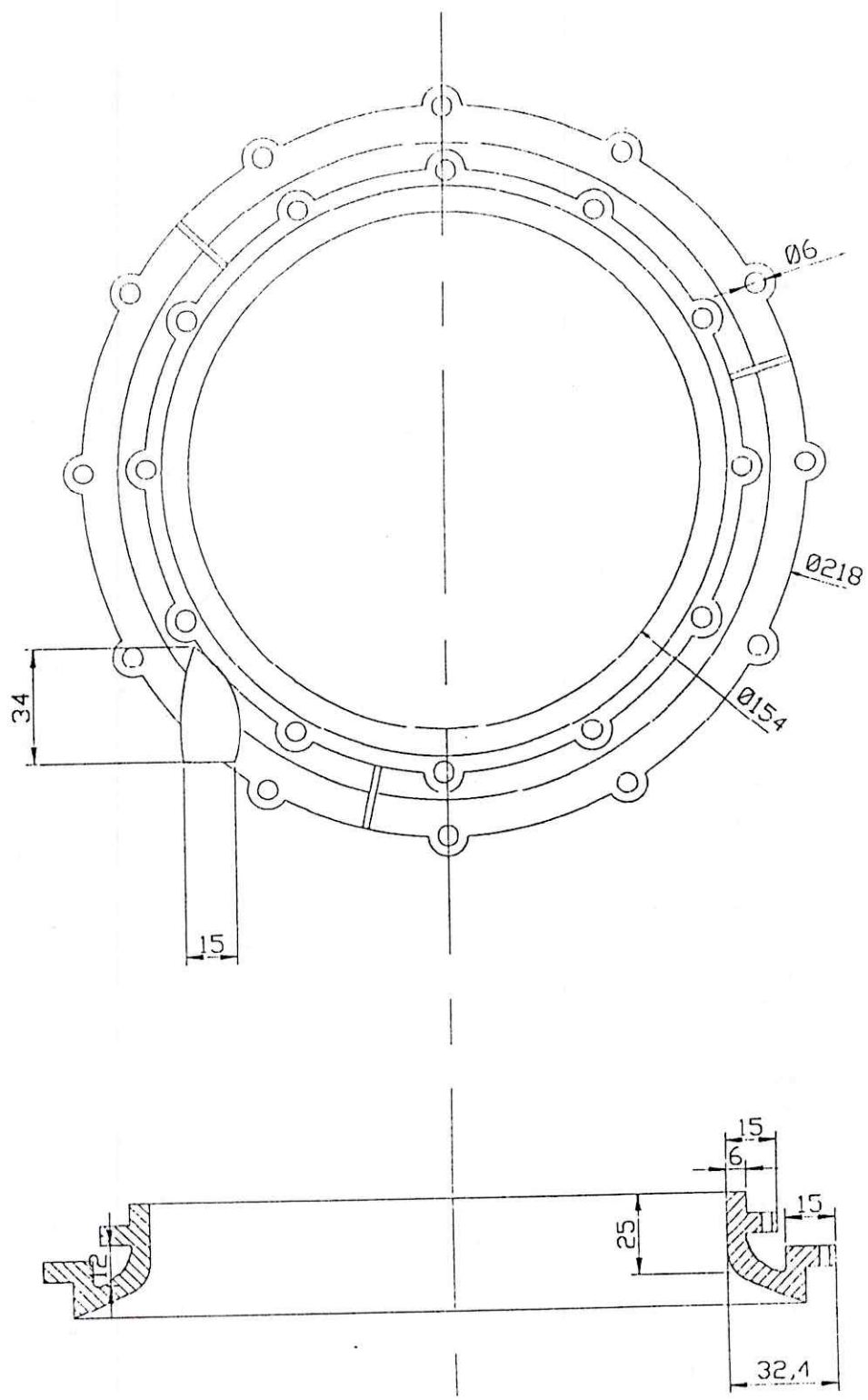
Le 10 05 2005



A-A



Université de blida - Institut d'Aéronautique		
Echelle : 1/1.43	Stator compresseur 2ème etage	3 ème Année
Dessin N° :		Le 10 05 2005

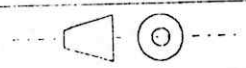


Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

Câle

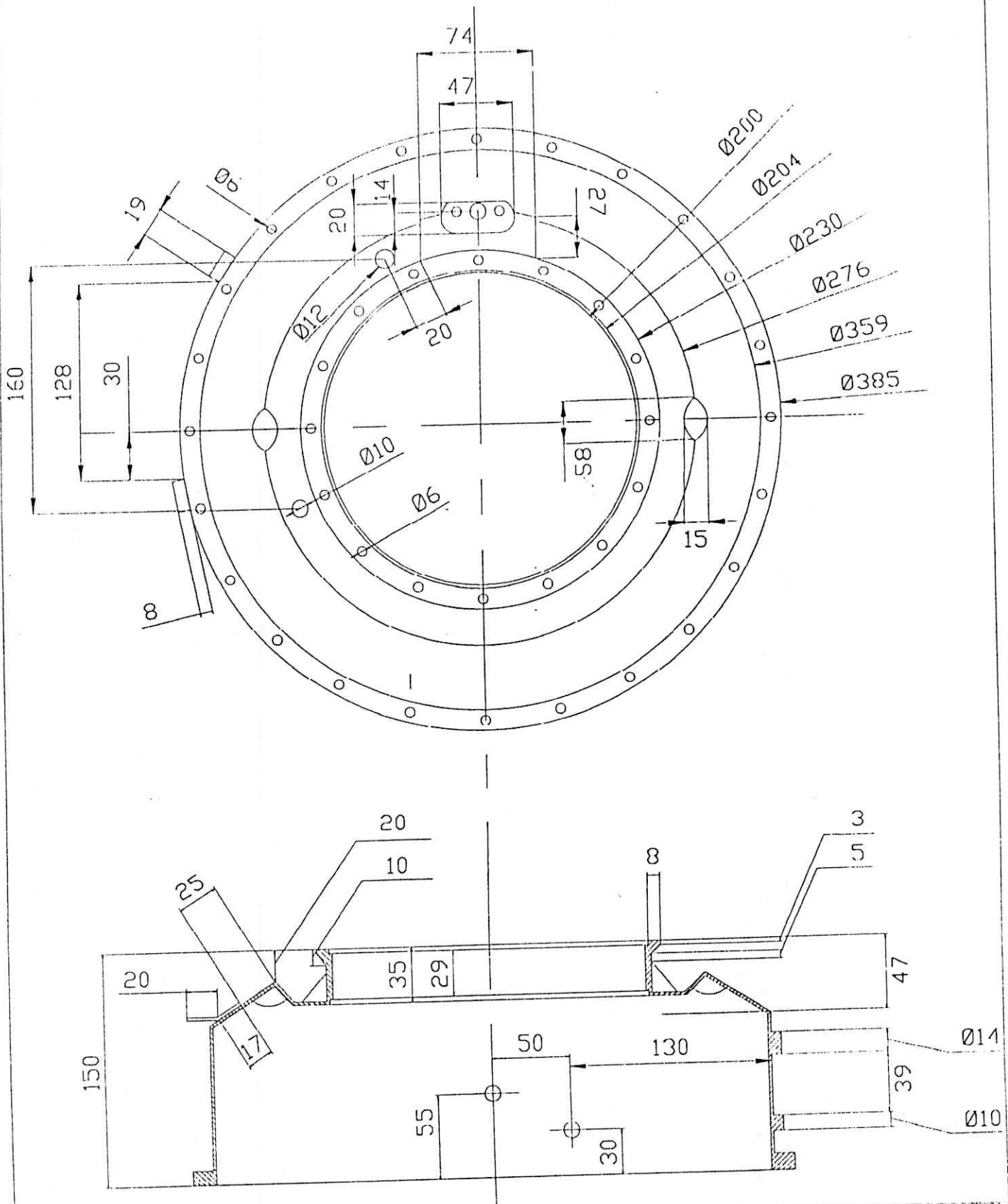
3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005

x



Université de blida

Institut d'Aéronautique

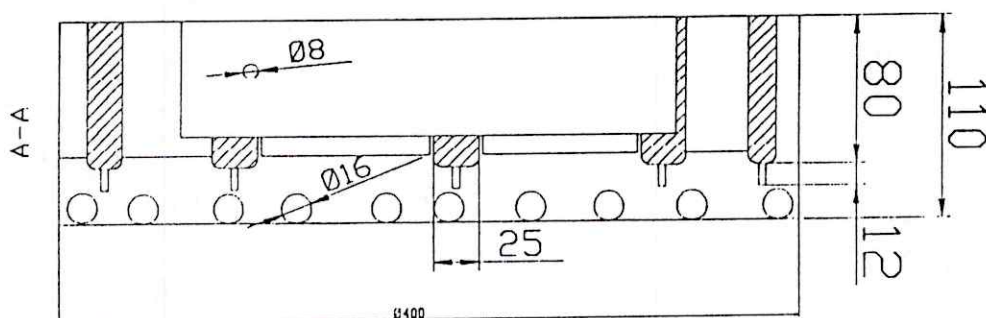
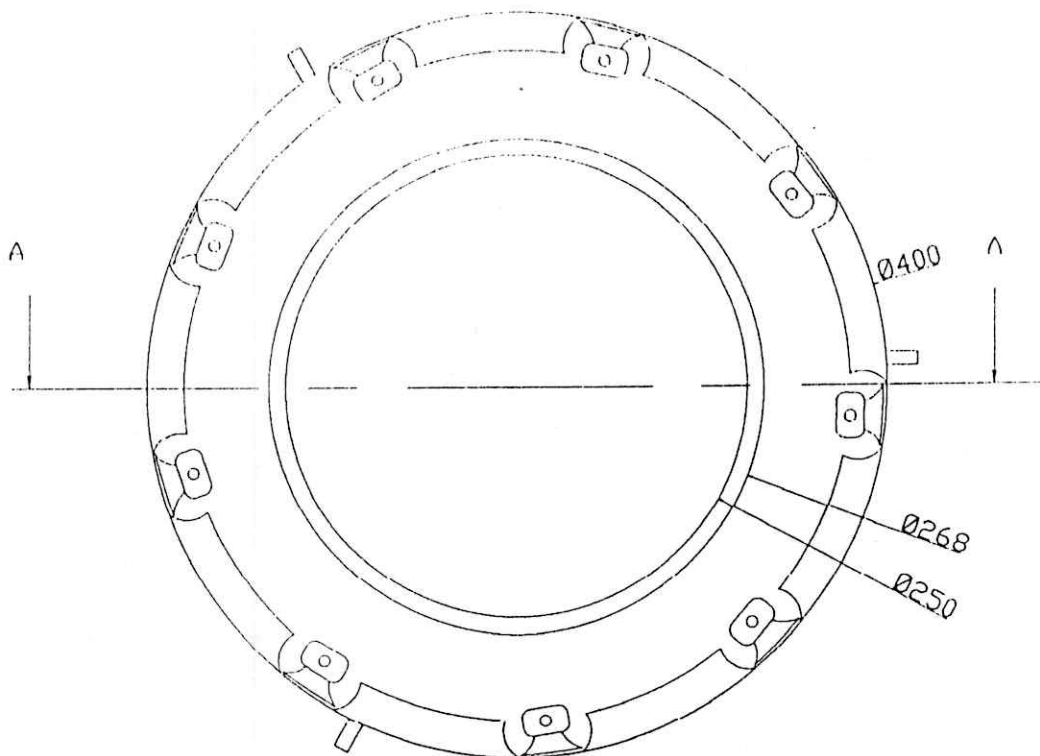
Echelle : 1/3.33

Carter de la chambre de combustion

3 ème Année

Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/4

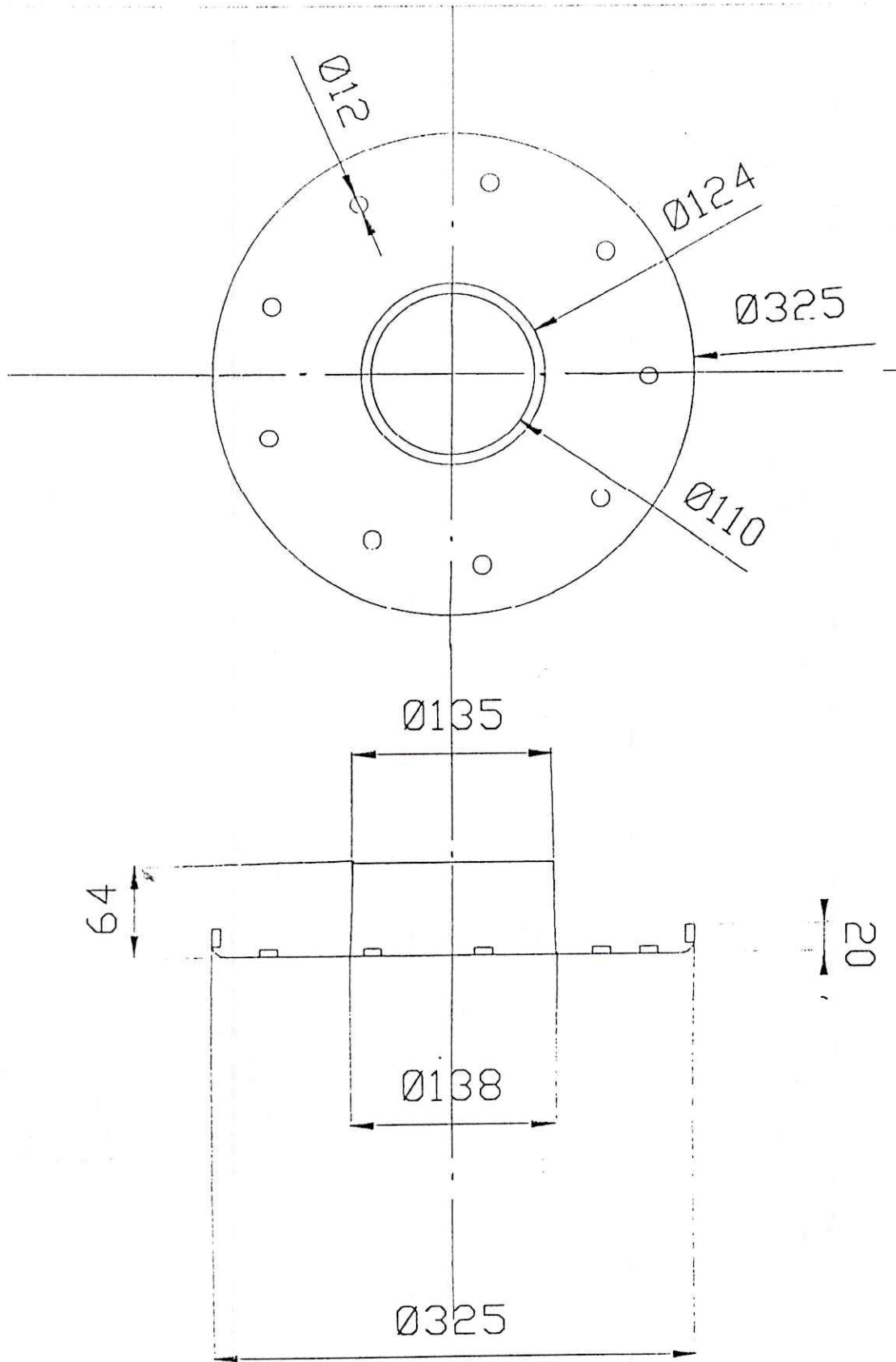
Tube à flamme

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/4

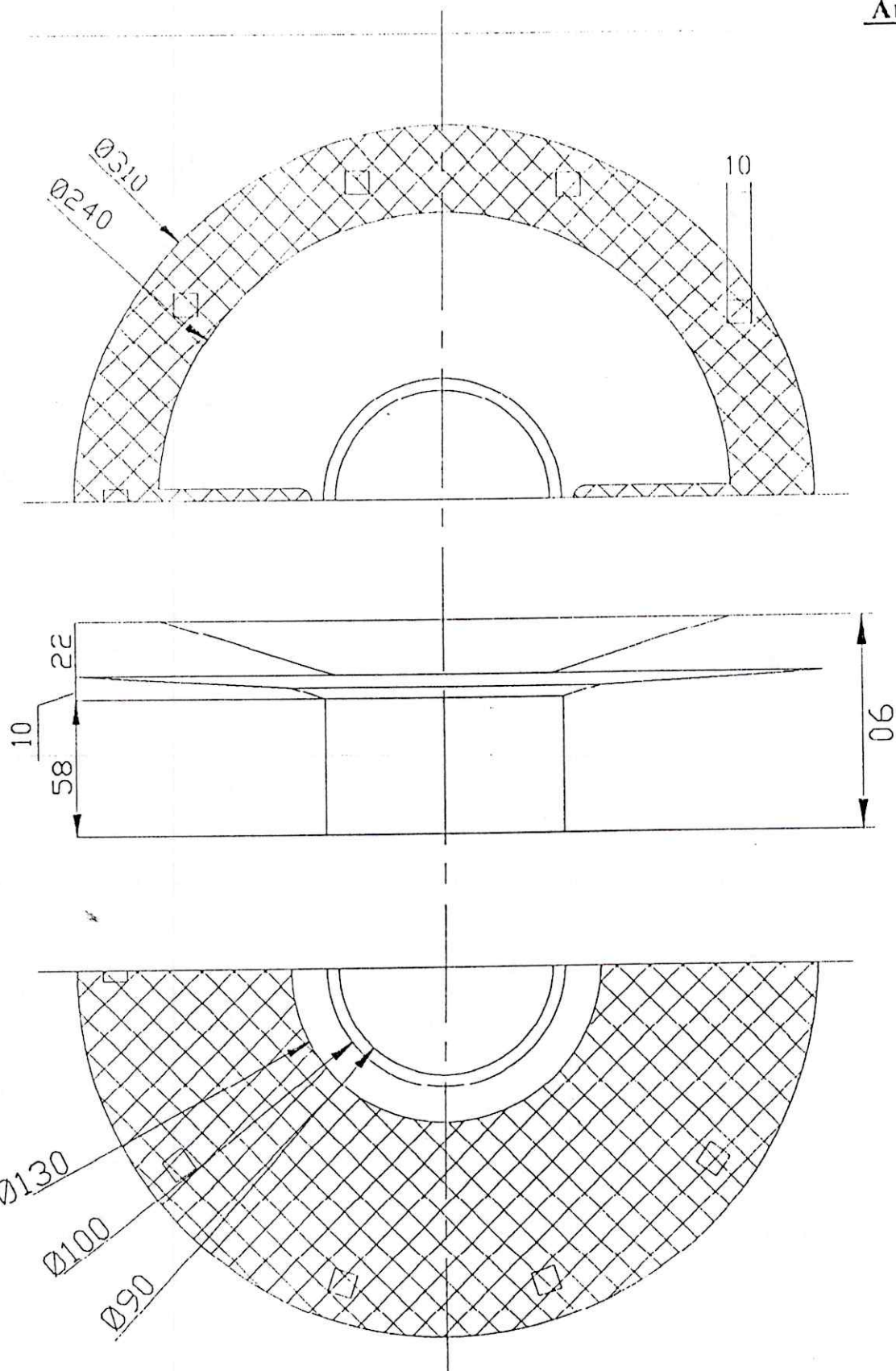
Convecteur de flux

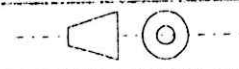
3 ème Année

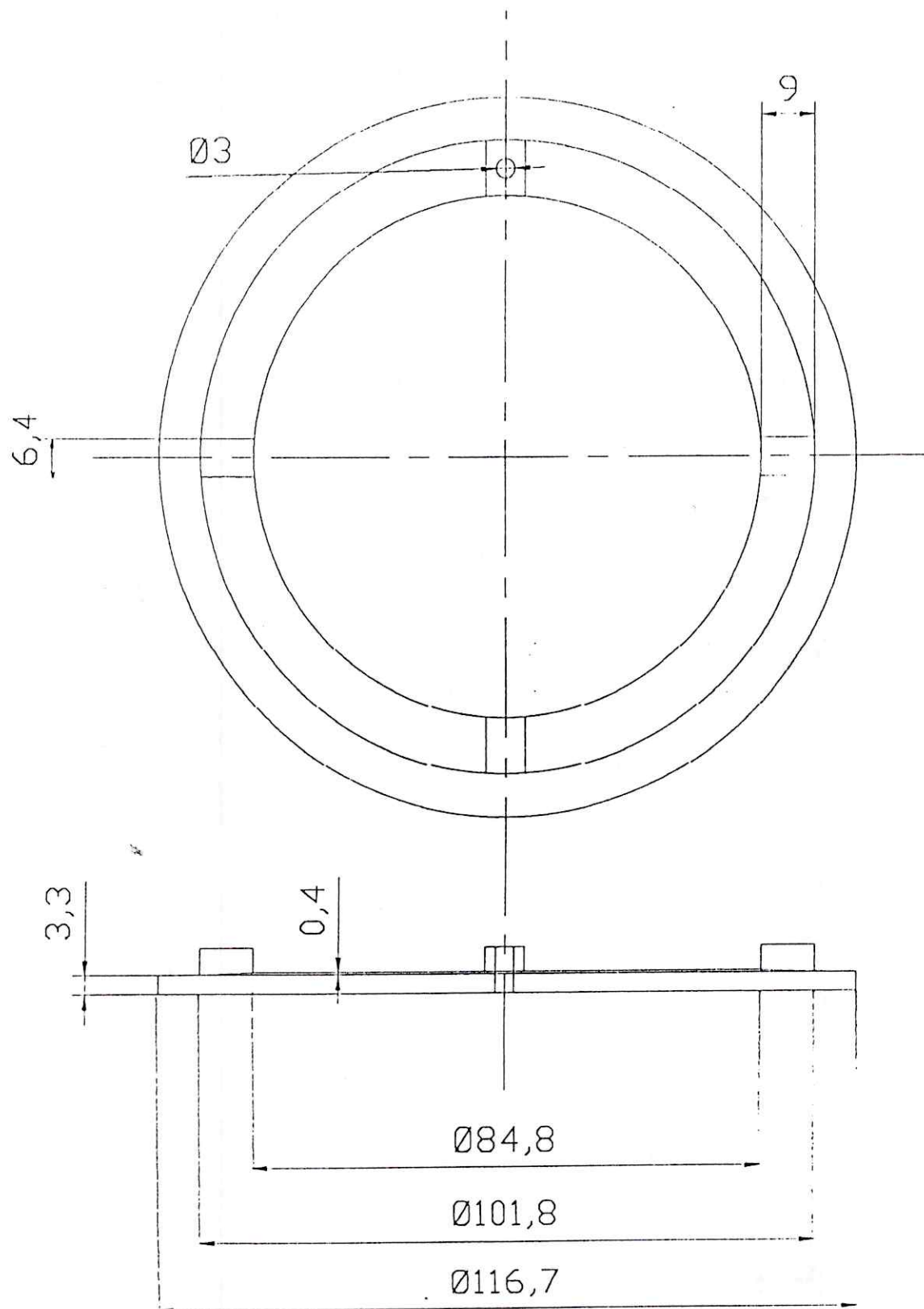


Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique	
Echelle : 1/2.5	Cloison thermique (par-feu)
	3 ème Année
Dessin N° :	Le 10 05 2005

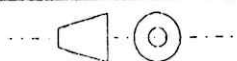


Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

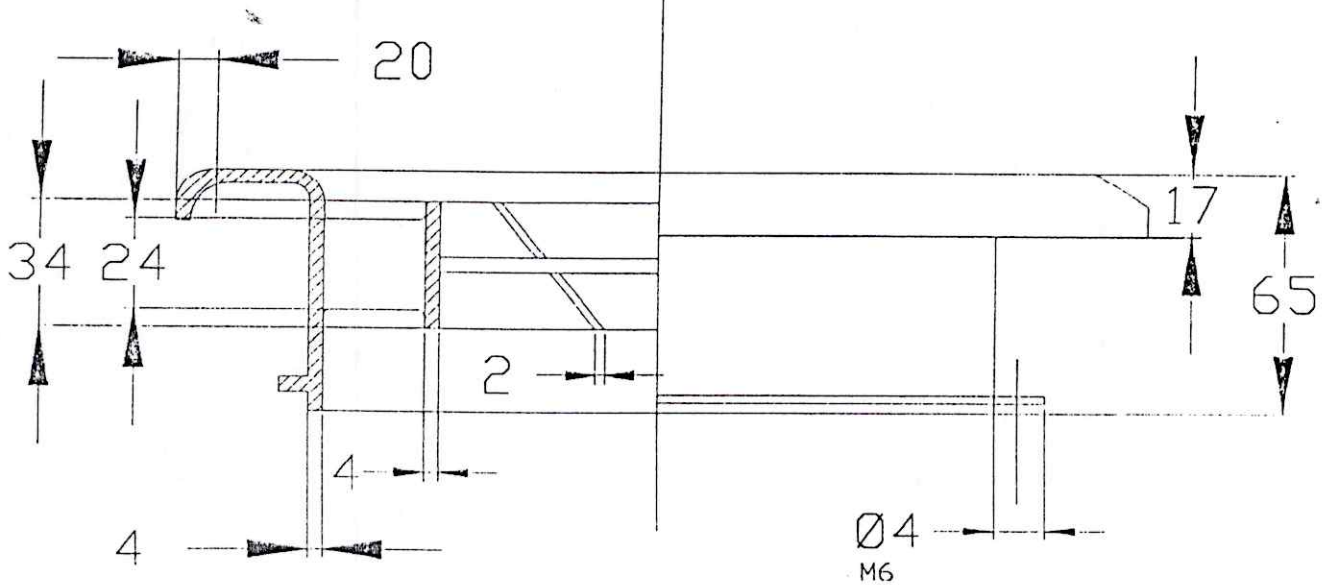
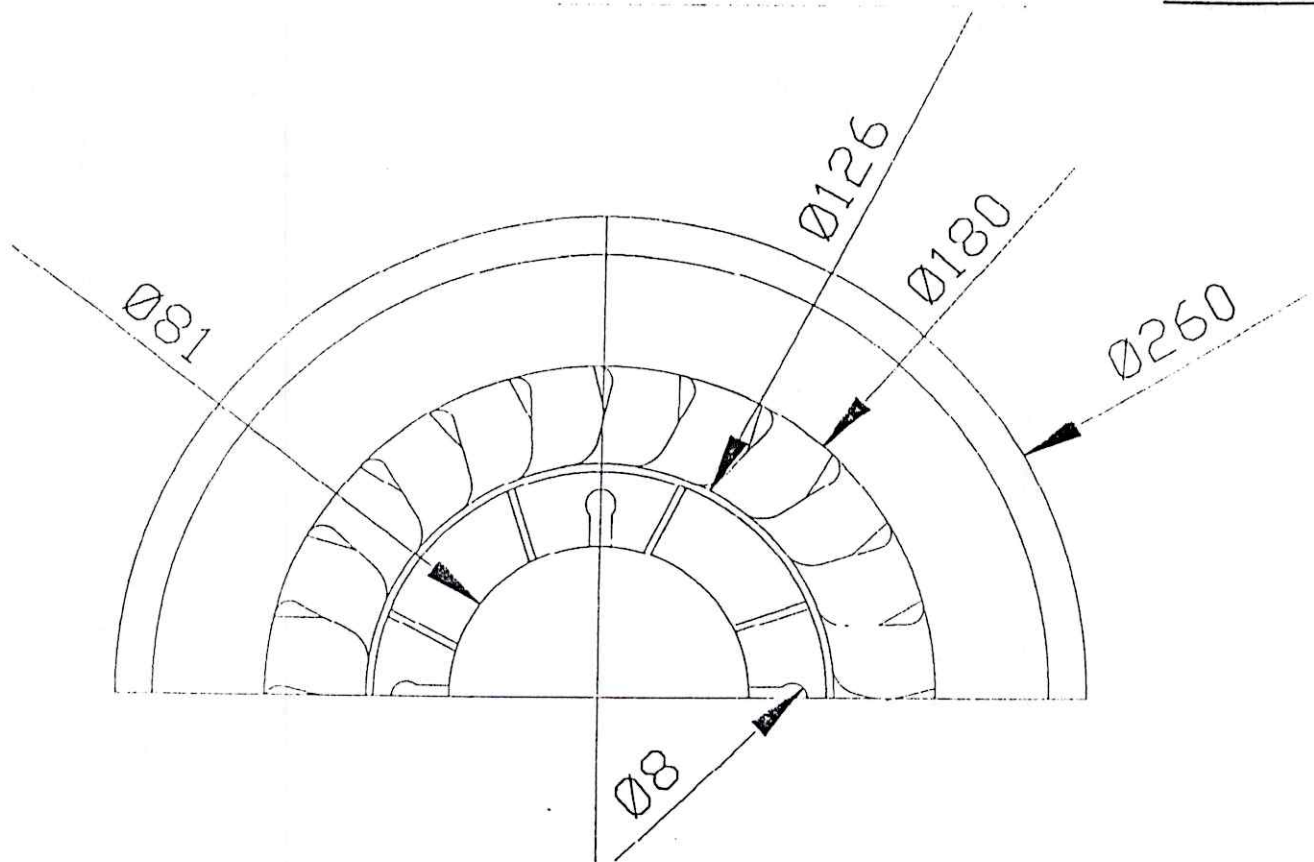
Joint de serrage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

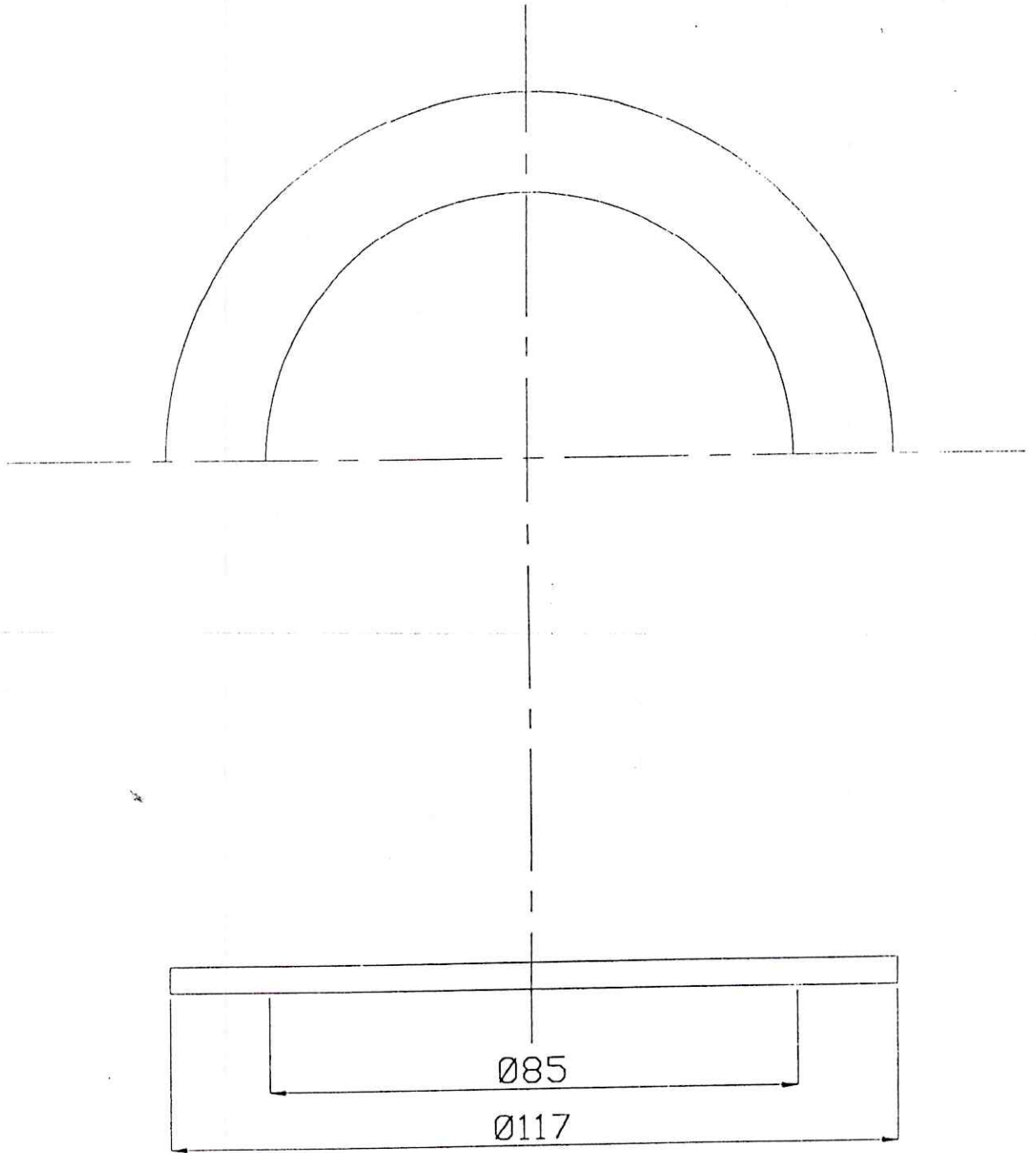
Stator turbine 1er etage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

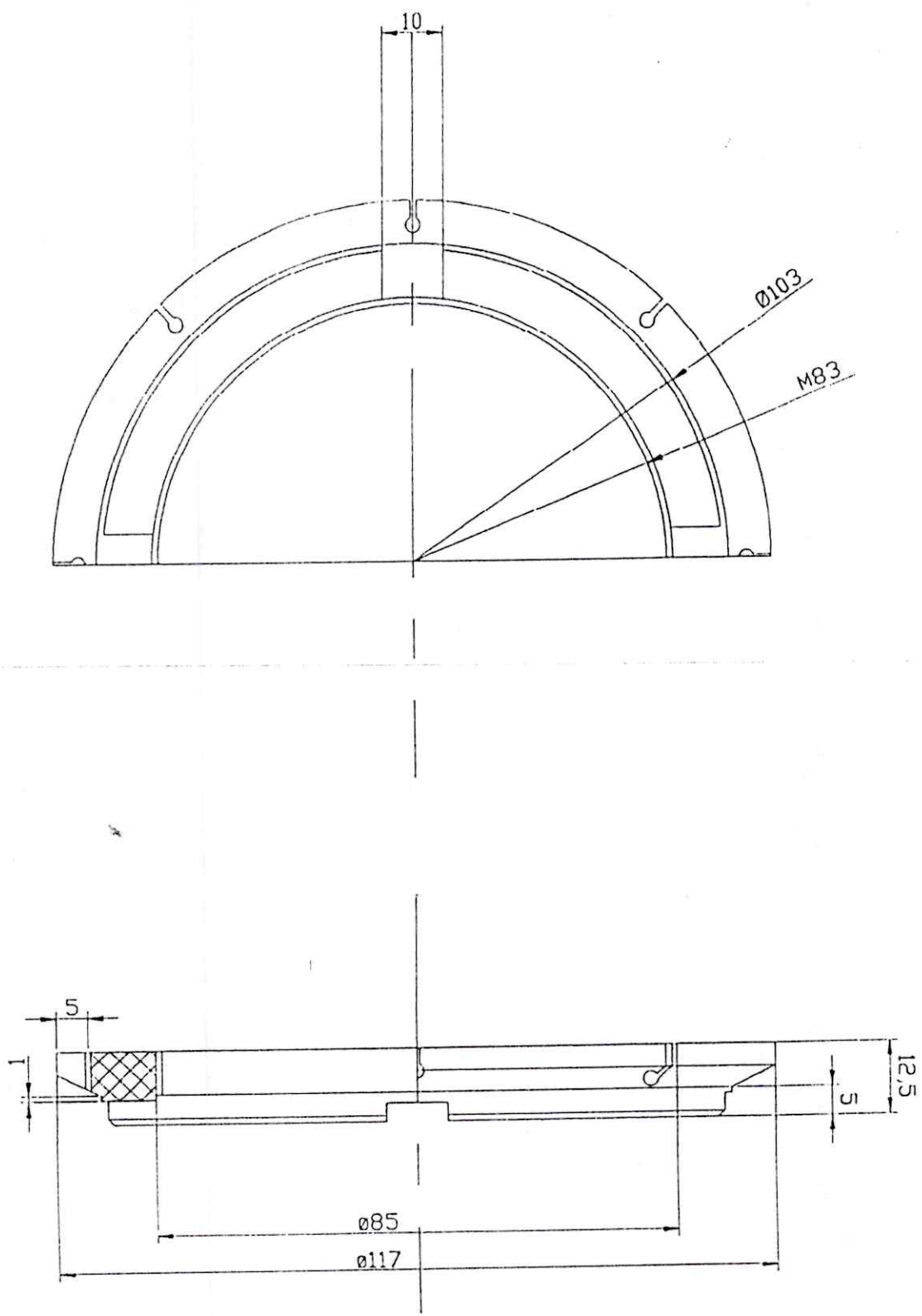
Joint de serrage

3 ème Année

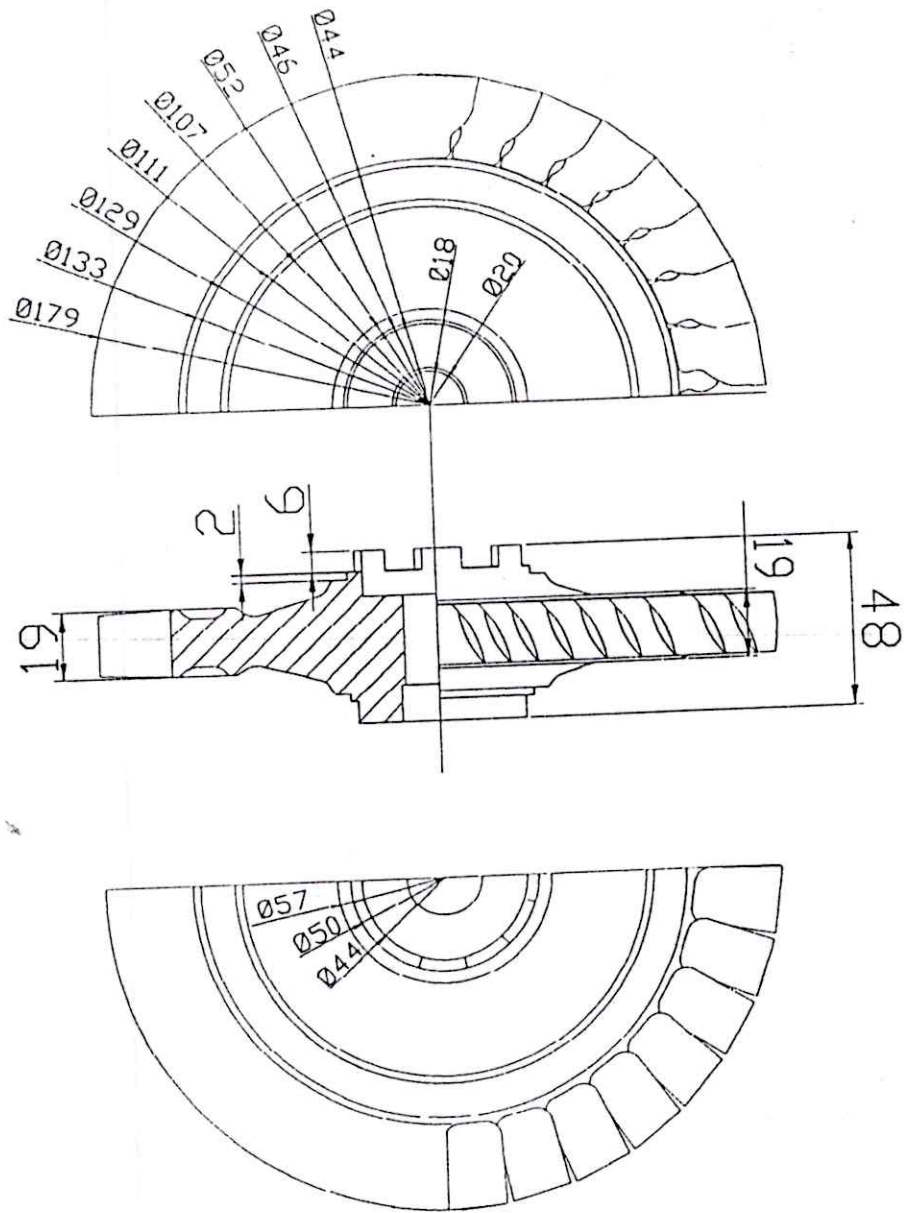


Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique	
Echelle : 1/1	Câle
	3 ème Année
Dessin N° :	Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

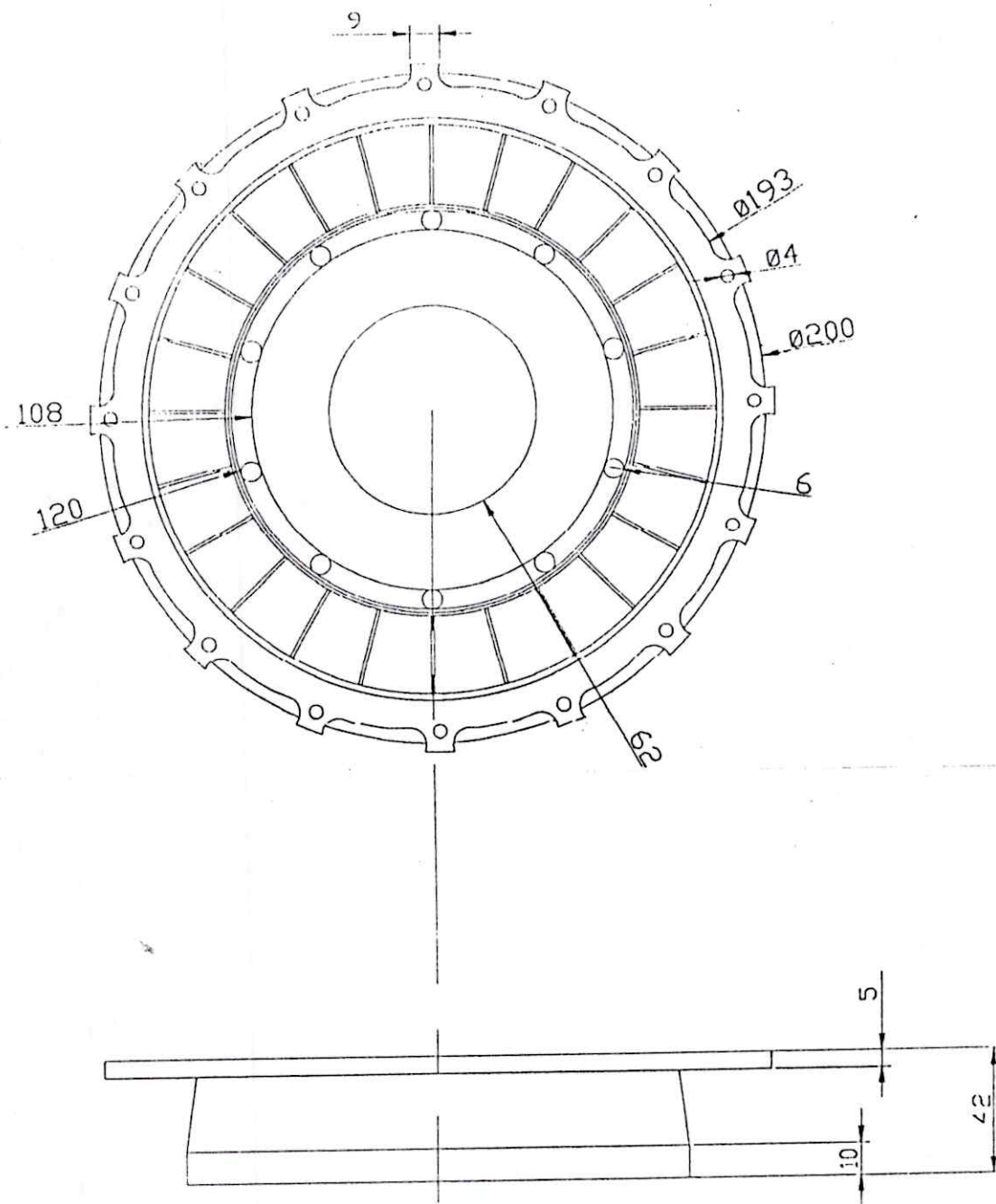
Rotor turbine 1er etage

3 ème Année



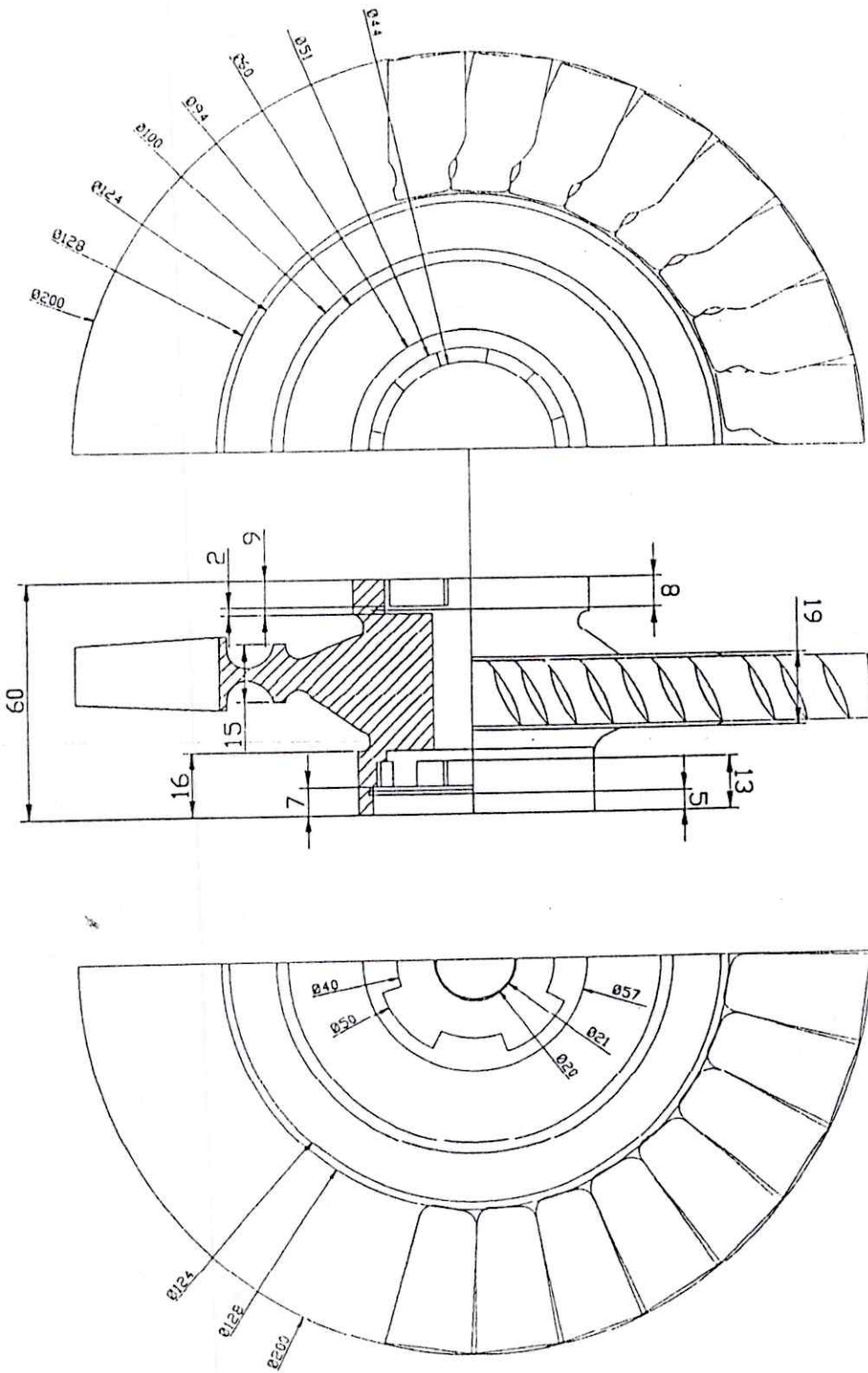
Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique	
Echelle : 1/2	Stator turbine 2ème etage
Dessin N° :	3 ème Année
Le 10 05 2005	

✕
✕

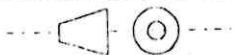


Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1.67

Rotor turbine 2ème etage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005

Bibliographie

[I] : les réacteur « *PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT* »
Irwin A. Treager « traduction : Didier fiminin »

Protomoteur : M^f ALLALI A. ERRAZAK
« *ELABORATION DE L'ASSEMBLAGE FINAL D'UN TURBOREACTEUR ADAPTABLE
TURBOPROPULSEUR* »

Université de BLIDA par étudiant : [Deharib A. fouad - Zaidour Mustapha]
Page 14 Année 2004.

[II] : Environnemental : « *JT8D ENGINE - UNITED TECHNOLOGIE* »
« Acoustique industrielle et aéronautique (P&W juin 1994) »

Promoteur : M^f REZOUG TAHAR et M^f HABES ABDELKADER.
« *PASSAGE EN CLASSE 3 DES TURBOREACTEUR P&W JT8D-15 SUR BOEING 737-200* »
Université de BLIDA par étudiants : [KHECHIBA ABDERAOUF - LATRACH ALLAOUA]
Page 17 Année 2001.

[III] : « *TECHNIQUE DE L'INGENIEUR R6 MESURE ACOUSTIQUE* »
Année 1998.

[IV] : SNECMA moteurs. « *PROBLEMATIQUE DES MATERIAUX ABSORBANTE SONORES
POUR APPLICATION SUR TURBOREACTEUR* »
J.Juliard Journée scientifique de l'ONERA du 16/01/2003.

[V] : M^f LARBI FARID « *EFFET D'UN PLAN D'ACTIONS POUR REDUIRE LA GENE
CAUSEE POUR LE BRUIT DES AVIONS A RECTIONS SIBSONIQUES* »

Université "SAAD DAHLEB BLIDA". [KACI CHAHIRA - NEGAZZI RATIBA]
Année 1998

Résumée :

Notre étude constitue à élaborer un turboréacteur de laboratoire, simple flux simple corps destiné des recherches. Et qui est composé des modules suivants :

Entrée d'air; compresseur (axial et centrifuge); chambre de combustion; turbine; tuyère d'éjection.

Après avoir effectué un choix judicieux des matériaux, les différents circuits ont été conçus, on a trouvé les gabarit de l'ensemble à base de donnée technique déterminé par les promotion précédents. Dans une deuxièmes étapes de notre recherche, on essaye de diminuer le bruit de ce turboréacteur a l'aide d'une tuyère d'éjection spéciale de type à LOBES, des panneaux d'insonorisations a l'entée et a la sortie d'air et la fixation de la tuyauteries de carburant et de lubrification.

Summary

Our study is about to elaborate a turbojet of laboratory, mono flux mono corps intends to go searching and which is composed with some following modules:

Air intake; compressor (axial and centrifugal); room of combustor; turbine and tuner of ejection.

After carrying out a wise choice of materials, the different ways have been conceived; we found all size based on the technical given determined by the previous promotions. In a second stage of our searches, we try to decrease the noise of this turbo reactor by a special ejection noise type LOBES, panel acoustics in the entered air and in the tuner of ejection and the settling of the round trip of lubrication and fuel round trip.

ملخص

إن الهدف من هذا العمل هو إنجاز محرك نفاث مخبري نو تدفق عادي و جسم بسيط موجه للبحوث و مركبة من الأجهزة التالي:

مدخل الهواء الضاغط (محوري و مركزي) غرفة الاحتراق توربين و أنبوب الانفعالات بعد الحصول على إنجاز الاختيار الدقيق للمواد و مختلف المسالك المنجزة وجدنا النماذج للمجموعة التقنية قاعدة المعطيات المحددة بواسطة الدفعات السابقة.
في المرحلة الثانية من بحثنا حاولنا تحديد الضجيج لهذا المحرك النفاث بمساعدة أنبوب الانفلات خاص نو نوعية (لو باس) واللوحات المضادة للصوت عند مدخل و مخرج الهواء التثبيت لقنوات الوقود و التبريد.