

*République Algérienne Démocratique et populaire*

*Ministère de l'Enseignement Supérieure  
Et de la Recherche Scientifique.*

UNIVERSITE DE BLIDA

**Institut d'Aéronautique**

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES  
En vue de l'obtention du diplôme DEUA

Option : Structure

# Thème

MODIFICATION DU HUSH - KIT DES B727 - 200  
RAISBECK.



Présente par :

**Lamara Ratiba**

Encadré par :

**Mr : HABES . D**

Soutenu : Juin 2001

## Dédicace

Je dédie ce  
modeste travail :

- A ma très chère mère pour ses sacrifices et son soutien.
- A mon cher père pour sa confiance et ses encouragements.
- A toute ma famille en particulier mes sœurs : Lylia, Karina, Farah et Ismahane et ma grand mère Aïcha et ma tante Chahira pour son aide.
- A tous mes amis.
- A tous ceux que j'aime....

RATIBA



## Remerciements

Je tiens à remercier vivement mon promoteur **M' HABES . D** pour son encadrement ses conseils et ses encouragements tout au long de la préparation et de la réalisation de mon travail.

Je tiens à remercier également, tous ceux qui m'ont aide de près ou de loin en particuliers tous les techniciens du service technique d'Air Algérie pour tout le temps qu'il ont pu m'accorder



malgré leur travail.

Ratiba

# Nomenclature

**APU** : Groupe Auxiliaire de Puissance

**MLW** : Poids Maximal en Chargement

**MTOW** : Poids Maximal au Décollage

**FAA** : Administration De La Fédération Aérienne

**RCAG** : Groupe Commercial Aérien de Raisbeck

**P/N** : Le Numéro des Parties Aéronef

## SOMMAIRE

<b>I. INTRODUCTION</b> .....	<b>3</b>
I.1 - REFLEXION SUR L'INSTALLATION DE HUSH KIT SUR LES APPAREILS CLASSES .....	4
I.1.1 - <i>Le Constat</i> .....	4
I.1.2 - <i>Aéroports Européens Concernés par le couvre-feu</i> .....	4
I.2 - CAS PARTICULIER D'ARRETES CONCERNANT ROISSY CHARLES DE GAULLE .....	5
I.2.1 - <i>Les Conséquences</i> .....	5
I.3 HUSH KIT : UNE SOLUTION ? .....	6
I.3.1 <i>Principe</i> .....	6
I.3.2 <i>Appareil concerné</i> .....	6
I.3.3 <i>Coût</i> .....	6
I.3.4 <i>Les conséquences</i> .....	6
I.3.5 <i>Fournisseur</i> .....	7
I.4 - PARAMETRE A PRENDRE EN COMPTE .....	7
I.5 - LES DISPOSITIONS A PRENDRE .....	7
I.6 CONCLUSION .....	7
<b>DESCRIPTION DU MOTEUR JT8-D</b> .....	<b>9</b>
II.1 GENERALITES .....	9
II.2 - TECHNOLOGIE D'UN TURBOREACTEUR : IL EST CONSISTUE DE (FIGURE1) .....	15
II.2.1 - <i>Entrée d'air</i> .....	15
II.2.2 - <i>Ensemble tournant Compresseur - TURBINE</i> .....	15
II.2.3 - <i>Chambre de combustion</i> .....	15
II.2.4 - <i>Tuyère d'injection</i> .....	16
II.3 - CARACTERISTIQUES GENERALES .....	17
II.4 - DIFFERENTS ACCESSOIRES PLACES SUR LE REACTEUR ET LEURS ROLES .....	17
II.4.1 - <i>Accessoires entraînés par le réacteur</i> .....	17
II.4.2 - <i>Autres accessoires équipant le réacteur</i> .....	18
II.5 - FONCTIONNEMENT DU JT8D .....	19
II.6 CIRCUITS EQUIPANT LE JT8D .....	20
<b>III.1) REGLEMENTATION INTERNATIONALES SUR LES EMISSIONS SONORES :</b> .....	<b>30</b>
III.1.1 - <i>Annexe 16</i> .....	30
III.1.2 - <i>Annexe 16</i> .....	30
<b>III.2 - LE CONTENU DU CHAPITRE DE L'ANNEXE 16 :</b> .....	<b>33</b>
III.2.1 - <i>LES NORMES DU PRESENT CHAPITRE SERONT APPLICABLES</i> .....	33
III.2.2 - <i>MESURE DE BRUIT</i> .....	33
III.2.3 - <i>POINTS DE REFERENCE DE MESURE DU BRUIT</i> .....	33
<b>III-4) - NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT :</b> .....	<b>35</b>
<b>III-5) -COMPENSATION:</b> .....	<b>36</b>
<b>III-6) - PROCEDURES DE REFERENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE:</b> .....	<b>36</b>
III-6-1) - <i>CONDITIONS GENERALES:</i> .....	36
III.6.2) - <i>PROCEDURE DE REFERENCE AU DECOLLAGE</i> .....	37
III.6.3) <i>PROCEDURE DE REFERENCE A L'APPROCHE</i> .....	39
<b>III - 7 - PROCEDURES D'ESSAI :</b> .....	<b>40</b>
<b>IV.1 - GENERALITE SUR LE BRUIT</b> .....	<b>42</b>
IV.1.1 - <i>BRUIT</i> .....	42
IV.1.2 - <i>ECHELLE DE BRUIT</i> .....	42
<i>Sensation auditive</i> .....	43
IV.1.3- <i>ORIGINES ET CARACTERISTIQUES DU BRUIT D'AVION</i> .....	44

<b>IV.2 AEROACOUSTIQUE.....</b>	<b>45</b>
<b>BASES THEORIQUES.....</b>	<b>45</b>
IV.2.1 - LES ONDES. DEFINITIONS .....	45
A - ONDES SONORES.....	45
B - ONDES PERIODIQUES .....	45
IV.2.2 - VITESSE DU SON EN FONCTION DU MILIEU.....	46
A - VITESSE DU SON DANS LES SOLIDES .....	46
B - VITESSE DU SON DANS LES GAZ PARFAITS .....	46
IV.2.3 - ONDE STATIONNAIRE ET MESURE DE LA LONGUEUR D'ONDE .....	49
<b>IV.3 - METHODE DE MESURE ET DE CALCUL DU BRUIT .....</b>	<b>49</b>
IV.3.1- MESURES SUR LES AERONEFS : .....	49
IV.3.2 - MESURE DE LA PUISSANCE ACOUSTIQUE : .....	49
IV.3.3 - LE CHOIX D'UNE UNITE POUR LE BRUIT AERONAUTIQUE .....	50
IV.3.3 - METHODE D'EVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE .....	51
IV.3.4 - SOLUTION POSSIBLE POUR LA REDUCTION DU BRUIT.....	53
<b>V 1) GENERALITE : .....</b>	<b>55</b>
V 1.2) LA MODIFICATION CONCERNE : .....	55
<b>V 2) DOCUMENTATION : .....</b>	<b>55</b>
<b>V 3) MASSE ET LE CENTRAGE :.....</b>	<b>55</b>
MTOW.....	56
<b>V- 4) LE CONTENU DU KIT (ACCESSOIRES) :.....</b>	<b>56</b>
<b>V- 5) RECONFIGURATION SUR LE DEPLOIEMENT A 30° AVEC UNE OPTION BUTEE A 40° :.....</b>	<b>57</b>
V.5.1) DESCRIPTION DES TACHES : .....	57
<b>V-6- INSTALLATION DES VERINS DE BORD D'ATTAQUE : .....</b>	<b>57</b>
<b>V 7) - INSTALLATION DES TUYERES ET LE CARENAGE DE L'INVERSEUR DE POUSSEE :.....</b>	<b>59</b>
V .7.1- DESASSEMBLAGE DE LA TUYERE : .....	59
V .7.2 - INSTALLATION DE LA TUYERE DE CHAPITRE 3 : .....	60
<b>V.8 - INSTALLATION DU CAPOT DE CARENAGE ARRIERE DE LA REVERSE:.....</b>	<b>61</b>
<b>V.9 - REMISE EN SERVICE DE L'AVION : .....</b>	<b>62</b>
<b>CONCLUSION :.....</b>	<b>63</b>

# CHAPITRE I



## 1. INTRODUCTION.

De nos jours, les exigences de l'**O.A.C.I** en matière de la gêne due au bruit des avions amènent les compagnies aériennes à installer l'atténuateur de bruit (**Hush Kit**) en vue de diminuer les émissions sonores.

En dehors du programme de rajeunissement de la flotte, **AIR-ALGERIE** a lancé une vaste opération de modification, afin de répondre aux normes internationales, pour le passage au chapitre 3.

Effectivement la compagnie a équipé une partie de sa flotte (Boeing 737-200 & Boeing 727-200) d'un kit d'atténuateur de bruit.

Une étude de rentabilité a été effectuée, et un choix a été pris, seulement cinq avions de type Boeing 737-200 et quatre avions 727-200 ont été retenus eu égard à leur meilleur ... à savoir : 7T-VEV, 7T-VEW, 7T-VEX, 7T-VEU et 7T-VEY, 7T-VES, 7T-VEZ, 7T-VJA, 7T-VJB.

Après une large consultation avec des fournisseurs approuvés par les constructeurs Boeing, et Pratt & Whitney, seulement deux fournisseurs ont été retenus tenant compte de leurs spécialité et de leurs expérience dans le domaine : Group Nordam, Raisbeck.

La modification Nordam consiste en remplacement des capots, rallonge du moyeu compresseur BP, et installation d'un mixeur et modification reverse ...

La modification Raisbeck consiste en remplacement de vérins de bord d'attaque des ailes et installation d'un mixeur et une nouvelle configuration au décollage.

Ces modifications ont été effectuées par le personnel de la Sous-Direction Révision Moteurs Sous une assistance technique des deux fournisseurs et le sous traitant SABENA.

L'intégration de cette opération a été une totale réussite, une fois de plus nos techniciens ont été à la hauteur, et ont su relever le défi.



## **I.1 - Réflexion sur l'installation de Husk Kit sur les appareils Classes Chapitre 2.**

### **I.1.1 - Le Constat.**

- Une réglementation internationale de plus en plus restrictive en matière de nuisances sonores.
- Des amendes annuelles pour le non - respect du couvre feu.
- Interdiction des appareils classés chapitre 2 sur le territoire Européen à partir du 1er Avril 2002 (Règlement CE N°925/1999 paragraphe3, article 3 ).

### **I.1.2 Aéroports Européens Concernés par le couvre - feu.**

#### **France :**

- Roissy Charles de Gaulle.
- Toulouse Blagnac.
- Nice Côte D'Azur.

#### **Allemagne :**

- Frankfurt Main.

#### **Grande Bretagne :**

- London Heathrow.
- London Gatwick.

#### **Espagne :**

- Madrid Barajas.

## **1.2 - Cas Particulier d'arrêtés concernant Roissy Charles de Gaulle.**

Cet aéroport est concerné par deux arrêtés en matière de nuisance sonores :

### **- Arrêté du 17 Décembre 1997 : pourtant restriction d'usage de l'aérodrome de Paris CDG**

Cet arrêté stipule qu'aucun aéronef équipé de turboréacteur non conforme à l'annexe 16, volume 1, partie 2, chapitre 3, ne peut :

Atterrir entre 23h30 et 06h15, heures locales d'arrivée sur l'aire de stationnement.

Décoller entre 23h15 et 06h00, heures locales de départ de l'aire de stationnement.

### **- Arrêté du 18 Juin 1998 : portant restriction d'usage des avions relevant du chapitre 2 sur l'aérodrome de Paris CDG.**

Cet arrêté plafonne la valeur de l'indicateur de bruit chapitre 2 de l'exploitant pour chaque mouvement (décollage et atterrissage) :

⇒ Valeur 45 pour l'année 2000

→ Valeur 25 pour l'année 2001

⇒ Valeur 05 pour l'année 2001.

#### **1.2.1 - Les Conséquences.**

#### **Arrêté du 17 Décembre 1997 :**

- Sanctions de la Commission Nationale de Prévention des Nuisances jusqu'à 50 000 Francs ( environ 550 000 Dinars Algériens) par infraction pour non respect de l'arrêté du 17 Décembre 1997 (Couvre Feu)

## **Arrêté du 18 Juin 1998 :**

- Pour les années 1998 et 1999, 2000 une dérogation de 40% a été accordée, mais c'est avérée insuffisante. ( Les Valeurs de l'indicateur ont été atteintes dès la fin de l'été).

- Une dérogation exceptionnelle a été accordée à l'Entreprise, ce qui a évité des sanctions financières considérables.

- Pour l'année 2001, l'indicateur est de 25. A supposer qu'une dérogation de 40% soit accordée, sa valeur sera 35. D'ores et déjà, cette valeur est insuffisante au vu du programme et sera vraisemblablement atteinte vers la fin de l'été.

- Si l'indicateur est dépassé, chaque mouvement supplémentaire par rapport à la valeur fixée représentera une infraction allant jusqu'à 50 000 francs.

## **1.3 Hush Kit : Une Solution ?**

### **1.3.1 Principe :**

- Décaler l'étage Stator.
- Installer un mixeur au niveau de la tuyère.
- Installer un carénage moteur.

### **1.3.2 Appareil concerné :**

- B 737 - 200
- B 727 - 200

### **1.3.3 Coût :**

- Plus de un million US \$ par appareil.

### **1.3.4 Les conséquences :**

- Une augmentation de la masse avion.
- Une consommation plus grande
- Des limitations opérationnelles concernant l'utilisation des braquages volets.

### **1.3.5 Fournisseur :**

- AV AERO au NORDAM, pour le B 737-200.
- Fedex ou Raisbeck pour le B 727-200

### **1.4 - Paramètre à prendre en compte :**

- Programme de retrait des appareils classés chapitre 2.
- Introduction des B 737 NG
- Physionomie du réseau AH pour années à venir
- Investissement lourd pour une durée d'exploitation limitée ?
- Evolution de la réglementation notamment en matière d'émissions polluantes.

### **1.5 - Les dispositions à prendre.**

#### **Sur le plan programmation :**

- Limiter au maximum les avions non classés chapitre 3 sur paris CDG.
- Respect strict des horaires de couvre feu.

#### **Sur le plan externe :**

- Demande de dérogation pour l'aéroport de paris CDG avant le 31 Mars 2001.

#### **Sur le plan opérationnel :**

- Respect strict des procédures anti-bruit (Noise Abatement) à l'approche et à l'atterrissage sur chaque aéroport desservi.
- Utilisation des pistes préférentielles au décollage et à l'atterrissage.

### **1.6 Conclusion :**

Au stade actuel le problème des nuisances sonores fait l'objet d'intenses tractations. Au niveau de l'**O.A.C.I** un comité, nommé **CAEP** (Comimty on Aviation Environmental protection) comprenant le **BRESIL**, les **USA**, la grande **BRETAGNE** et l'**ESPAGNE**, est chargé d'établir une réglementation claire en matière de nuisances sonores pour les années à venir. Au niveau européen, le problème est régi par la commission

européenne. Une seule certitude: les appareils classés chapitre 2 seront interdits sur les aéroports Européens au delà du 1 Avril 2002.

Pour le moment, la préoccupation majeure est la plate-forme de **Roissy CDG** qui constitue un risque du point de vue financier, car si l'indicateur fixé est dépassé, les pénalités peuvent être très lourdes. La dérogation pour l'année 2001 doit être discutée à haut niveau avec la **DGAC** Française. L'installation de **Hush Kit** s'avère au stade actuel une solution dépendant de plusieurs paramètres cités auparavant, principalement l'évolution de la réglementation en matière d'émissions polluantes qui risque dans les années à venir d'interdire les appareils munis de **Hush Kit**.

# CHAPITRE II

## DESCRIPTION DU MOTEUR JT8-D

### II.1 GENERALITES :

le moteur JT8D du constructeur américain PRATT et WHITNEY est de conception classique qui aux années 50, il équipe dans ses trois séries JT8D-15, JT8D-9A, les avions Boeing B727-200, B737-200-300-400.

#### VUE COUPEE DU MOTEUR (FIG.1.2) :

01 : flux primaire	02 : flux secondaire
03 : attelage basse pression	04 : attelage haute pression
05 : entrée fan	06 : compresseur basse pression
07 : compresseur haute pression	08 : diffuseur
09 : chambre de combustion	10 : turbine haute pression
11 : turbine basse pression	12 : section d'échappement

#### VUE DROITE DU MOTEUR (FIG.1.3) :

01 : boîte d'entraînement d'accessoires	02 : pompe de carburant
03 : purgeur distributeur	04 : rampe carburant
05 : boîte d'allumage	06 : prise de bougie
07 : canalisation de régulateur d'huile	08 : EPR
09 : tubes d'air	10 : carte avant fan
11 : valve anti-givrage	12 : valve de réchauffeur carburant
13 : carte intermédiaire	14 : carte du compresseur HP
15 : soutirage de 06 étages	16 : soutirage de 08 étages
17 : carte diffuseur	18 : soutirage d'air de 13 étages
19 : carte de chambre de combustion	20 : prise de bougie
21 : carte de turbine	22 : tuyère d'éjection
23 : levier de commande	24 : support de maintien moteur pour lavage
25 : trou pour boroscope	26 : plaque de prescription accessoire



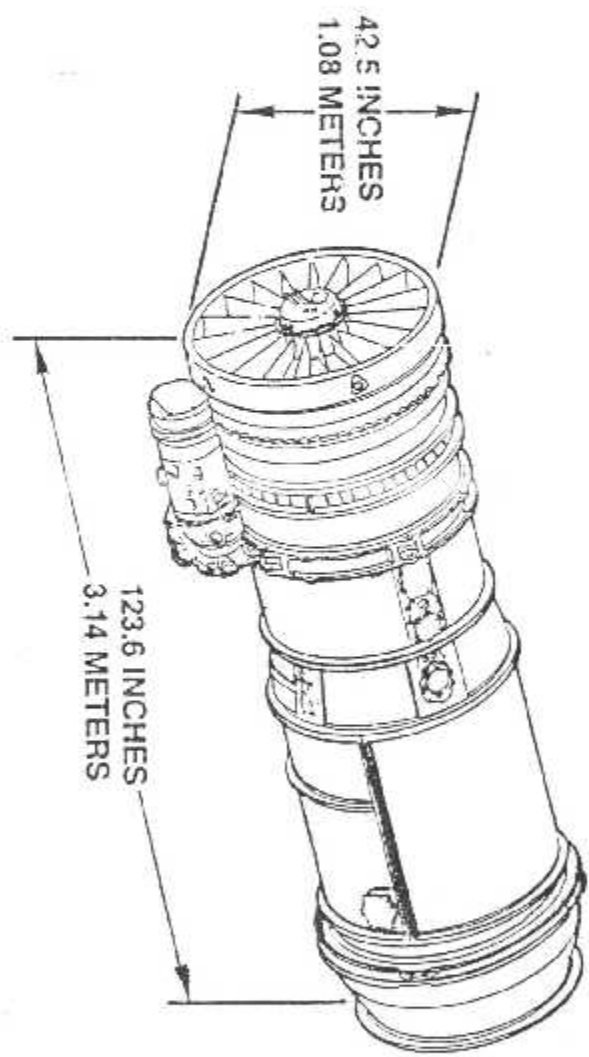
**VUE DE GAUCHE DU MOTEUR (FIG.1.4) :**

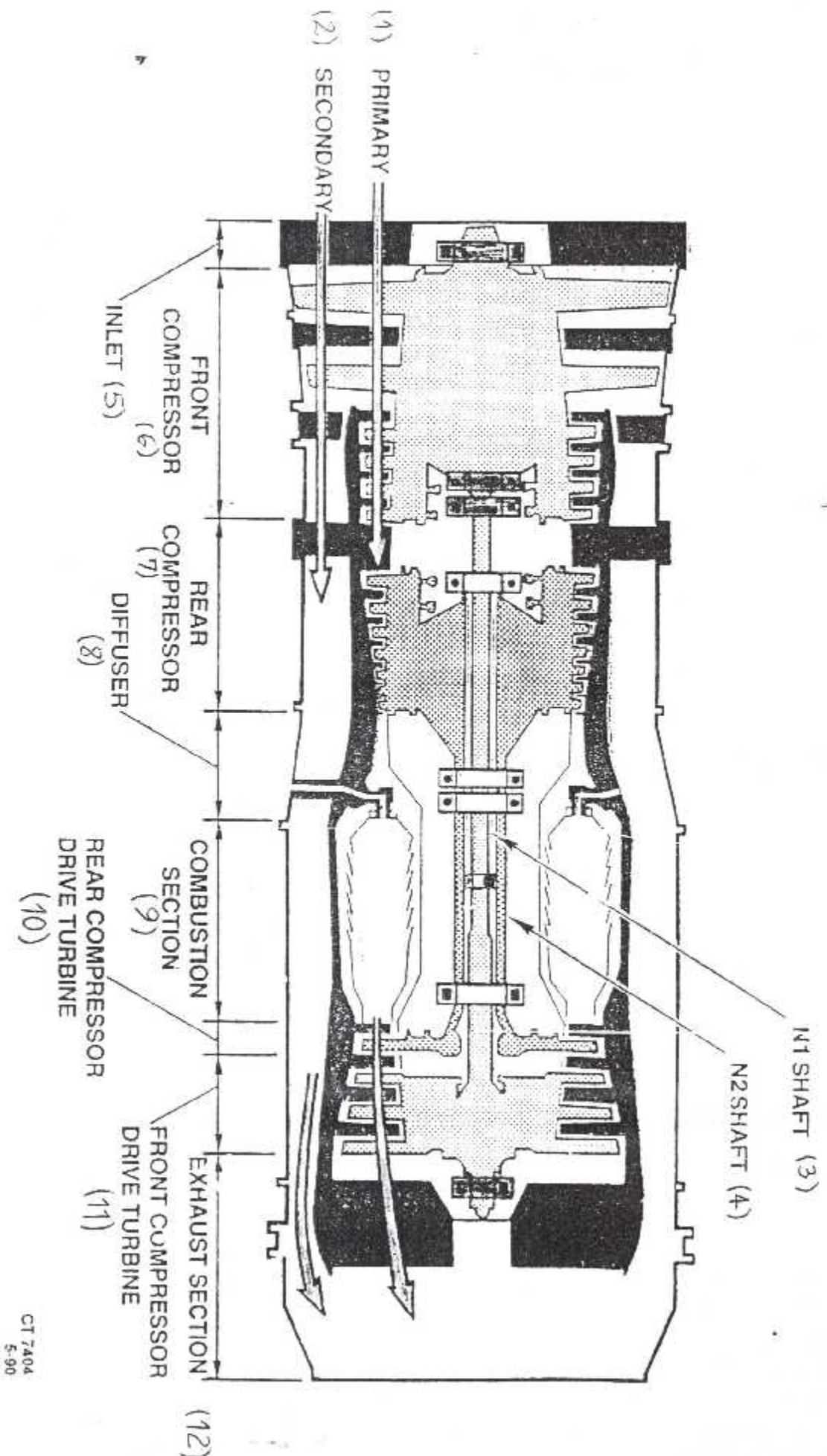
01 : boîte d'accessoire avant	02 : Gear box
03 : pompe carburant	04 : débitmètre
05 : prise bougie	06 : boîte d'allumage
07 : purgeur distributeur	08 : ouverture de distributeur d'air du 6 <sup>ème</sup> étage
09 : ouverture de distribution d'air du 8ème étage	10 : tuyauterie d'air du 9ème étage
11 : soutirage d'air du 13ème étage	12 : cratère des chambre de combustion
13 : carte de la turbine	14 : tuyère d'éjection
15 : valve anti-givrage	16 : trou d'évacuation
17 : drain des chambres de combustion	18 : ouverture de distribution
19 : boîte de jonction	20 : support de transmetteur de vibration
21 : support de maintien moteur pour lavage	22 : trou pour boroscope
23 : rampe de EGT	

**SECTION MOTEUR (FIG.1.5) :**

01 : carte intermédiaire	02 : compresseur basse pression
03 : carte du fan	04 : boîte d'entraînement du palier N°1
05 : carte extérieur de diffuseur	06 : chambre de combustion
07 : carte de la chambre de combustion	08 : turbine haute pression
09 : turbine basse pression	10 : carte d'éjection
11 : diffuseur	12 : compresseur haute pression
13 : Gear box	

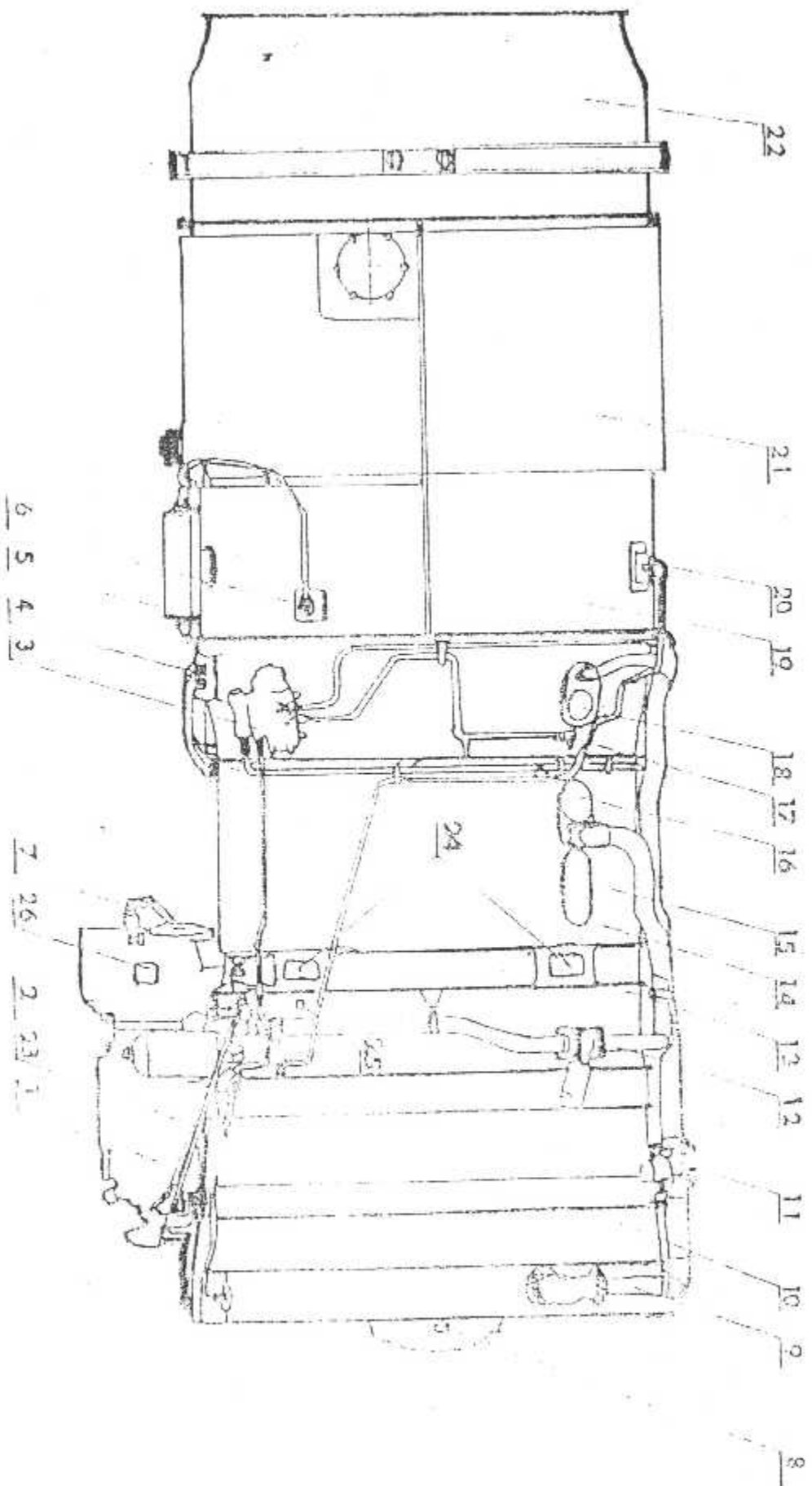
DIMENSIONS DU JT8D-15 Fig 1A





VUE COUPEE DU MOTEUR Fig. I.2

CT 7A04  
5-90



VUE DE DROITE D'UN MOTEUR

Fig 1.9

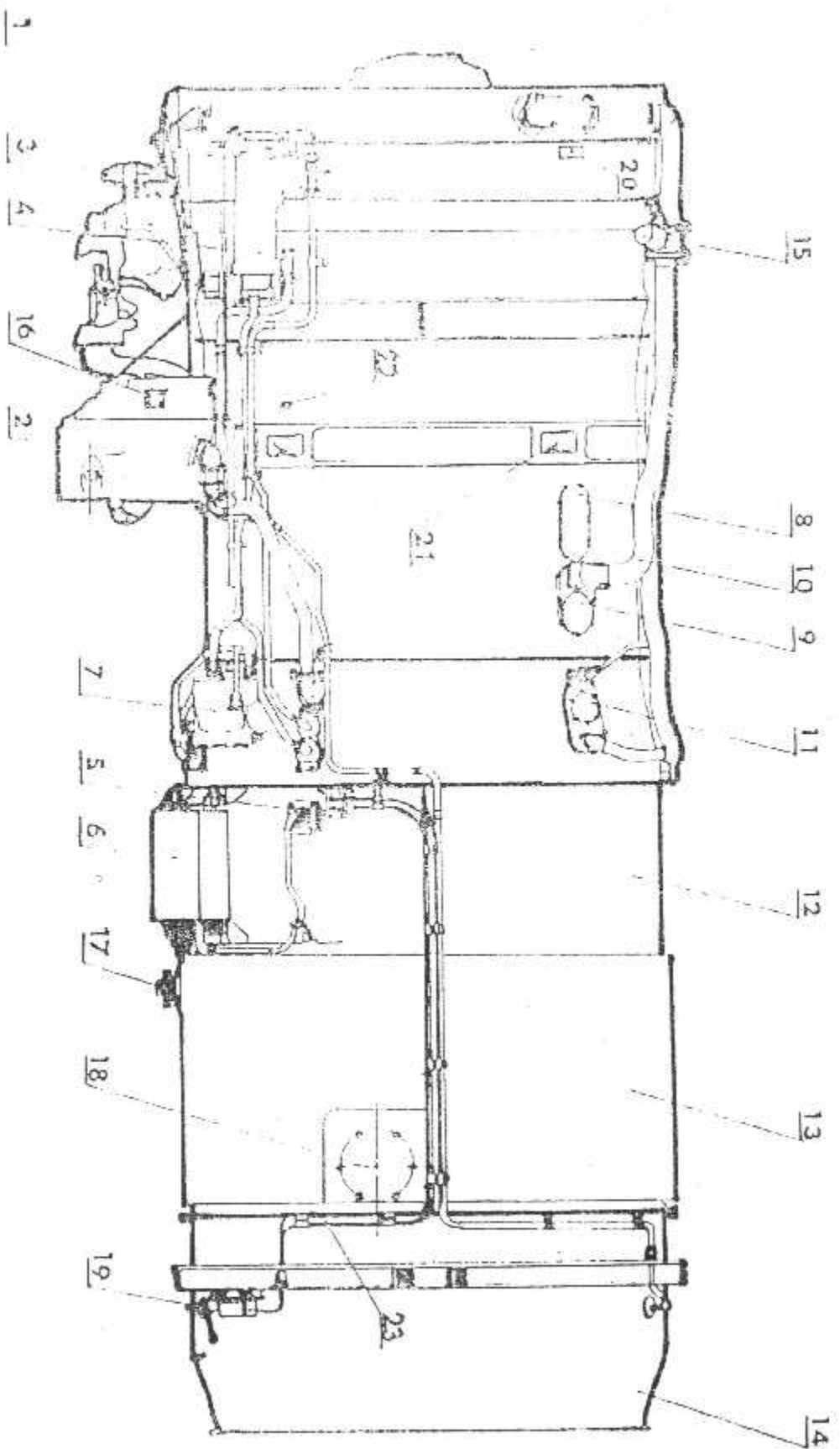


Fig 1.4

VUE DE GAUCHE D'UN MOTEUR

## **II.2 - TECHNOLOGIE D'UN TURBOREACTEUR : il est constitué de (figure1) :**

### **II.2.1 – Entrée d'air :**

Elle est de type pilot, c'est une conduite destinée à ramener l'air dans les meilleures conditions possible à l'entrée du compresseur pour augmenter sa pression, généralement elles sont constituées d'une marche d'entrée à double parois en alliage d'aluminium.

### **II.2.2 Ensemble tournant Compresseur – TURBINE :**

C'est un réacteur à double flux et à soufflante avant (turbo-fan) comprenant deux attelage compresseur – turbine à arbres concentrique.

- Un attelage basse pression comprenant un compresseur axial à six (06) étages entraîné par une turbine à trois (03) étages. Les deux premiers étages du compresseur constituent la soufflante de flux d'air provenant de la soufflante (flux secondaire) est canalisé autour du réacteur et rejoint dans le conduit d'éjection le flux passant à l'intérieur du réacteur (flux primaire).
- Un attelage haute pression comprenant un compresseur à sept (07) étages entraîné par une turbine à un (01) étage.
- Sens de rotation horaire (réactive vu de l'arrière).
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression est appelée N1.
- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression est appelée N2

### **II.2.3 – Chambre de combustion :**

Elle est constituée par un caractère cylindrique contenant neuf (09) tubes à flammes numérotés de 1 à 9 (en partant du haut dans le sens horaire, le réacteur étant vu de l'arrière) :

- Une injection de carburant par tube à flamme.
- Deux bougies d'allumage placées respectivement dans les tubes N°4 et N°7.
- Les tubes à flamme sont reliés entre eux par des raccords d'intercommunication.



**II.2.4 - Tuyère d'injection :**

Elle est convergente- divergente, la détente utile a la propulsion commence après la turbine et s'effectue dans l'ensemble du canal d'éjection. la section de celle ci assure la liaison entre la turbine et les inverseurs de poussée.



### II.3 - CARACTERISTIQUES GENERALES :

- Longueur approximative = 3,04 m
- Diamètre maximum approximatif = 1,07 m
- Vitesse de rotation 100% : N1 = 8590 tr/min N2 = 12250 tr/min
- Poids (a sec) = 1502Kg = 1,502 tonne
- Rapport de compression (Pt4/Pt2) = 18
- Rapport de compression du fan (Pt2,5/Pt2) = 1,975
- Taux de dilution (by pass ratio) = 0,99 = 1
- Débit d'air = 147Kg/s
- Le moteur a l'état neuf, développe une poussée d'environ 71 KN avec une consommation spécifique de 0,286Kg.h/KN au régime de décollage
- EGT maximale = 620 C°

La subdivision du JT8D peut se faire suivant ses différents carters, intérieur et extérieur de façon à ce que le vide entre eux constitue le canal de refoulement du flux secondaire.

### II.4 - DIFFERENTS ACCESSOIRES PLACES SUR LE REACTEUR ET LEURS ROLES :

On a deux types d'accessoires (fig. 2 et 3) :

#### II.4.1 – Accessoires entraînés par le réacteur :

- alternateurs tachymétriques N1 et N2 : ce sont deux (02) alternateurs à faible production de courant qui est ensuite amplifiée et donnée par RPM (rotation par minute).
- Pompe haute pression : elle augmente la pression du carburant.
- FCU (fuel contrôle unit : unité de contrôle carburant) : régule le débit du carburant.
- L'alternateur : c'est l'accessoire qui permet l'alimentation de l'avion en électricité, il est entraîné par le CSD. IL développe une tension de 208V (volts) abaissée à 115V en triphasé étoile.
- CSD (constant speed drive) : entraînement à vitesse constante. C'est un moteur à pompe hydraulique à débit variable et commandé par un régulateur centrifuge. Le CSD garde l'entraînement de l'alternateur à une même vitesse (6000 tr/min.) pour avoir une fréquence de 400 hertz.
- Pompe hydraulique : elle fournit la pression hydraulique à 300 psi pour actionner les différentes commandes de vol.
- Pompe d'huile : envoie l'huile sous pression qui sert à la lubrification.
- Démarreur : c'est un système pneumatique à turbines.

### II.4.2-Autres accessoires équipant le réacteur :

Les autres accessoires sont fixés de manière conventionnel : par goujons et écrous.

- Gear-box : boîte d'entraînement accessoires, son but est d'entraîner les accessoires a différentes vitesses.
- Transmetteur de pression : il transmet la pression d'huile d'une manière continue au niveau du cockpit (cabine de pilotage).
- Switch de baisse de pression : en cas de baisse de pression, un voyant s'allume dans la cabine de pilotage.
- Détecteur de vibration : le réacteur est équipé de deux (02) détecteurs, position 11 heure (au niveau du compresseur) et position 6 heure (niveau de la turbine).
- Débitmètre fuel : il est constitué d'un moteur électrique et une turbine. Son rôle est de mesurer le débit du carburant.
- Vanne HP : elle est actionnée par le régulateur de pression, elle laisse passer les deux précooler
- Précooler : il sert a la climatisation, refroidissement et alimentation du 2<sup>ème</sup> moteur.
- Valve de purge (pump valv) ou purgeur distributeur : il enlève les bulles d'air et divise le carburant en deux (02) circuits primaire et secondaire.
- Switch de différence de pression : s'il y a une différence de pression au niveau du filtre d'huile, il envoie un signal indiquant le colmatage du filtre.
- PRBC (pressure ratue bleed contrôle) : fonctionne au ralenti en cas de pompage. Il ouvre ferme les vannes de décharge.
- Gravenere : détecteur d'incendie formé de deux (02) tubes, a l'intérieur se trouve un fil conducteur plongé dans la céramique ; si la température augmente, la céramique chauffe et par suite le fil chauffe provoquant le déclenchement des avertisseurs lumineux et sonores.

- **Remarque :** 1<sup>er</sup> tube : détecteur de surchauffe 400°F

2<sup>ème</sup> tube : détecteur d'incendie 600°F

$$(f = ^\circ\text{C} * 9/5 + 32)$$

$$C^\circ = 5/9 (f - 32) \begin{array}{l} \longrightarrow 400^\circ\text{F} = 204^\circ\text{C} \\ \longrightarrow 600^\circ\text{F} = 315^\circ\text{C} \end{array}$$

- Le mano : il donne l'information d'ouverture ou fermeture de la vanne de démarrage.
- Boite d'allumage : elle est placée sous le réacteur, assure l'allumage par la décharge de condensateur entre les électrodes d'un ou des deux allumeurs montés dans les tubes à flamme N°4 et N°7.
- Sondes : il existe six (06) sondes de pression et huit (08) sondes de température à la sortie des turbines.
- Vannes de décharge : les vannes sont à ouverture pneumatique, elles sont commandées par un solénoïde et contrôlent l'arrivée d'air aux turbines de démarreurs.

## II.5 - FONCTIONNEMENT DU JT8D :

- Après l'admission de l'air dans le moteur, les deux étages du compresseur axial le compriment successivement en augmentant sa pression, puis il pénètre la chambre de combustion. Il est alors mélangé avec le combustible vaporisé, puis brûlé. L'énergie nécessaire au fonctionnement du compresseur est fournie par une turbine placée entre la chambre de combustion et la tuyère.
- En sortant de la chambre de combustion, les gaz ayant acquis leur maximum d'énergie, sont dirigés vers les aubes turbine. À leur passage, ils se détendent. Ils se détendent partiellement en cédant l'énergie nécessaire à l'entraînement du compresseur de la soufflante. Ils s'écoulent enfin dans le conduit d'éjection qui transforme la pression résiduelle en énergie cinétique.
- Finalement une force de poussée propulsive est produite dans les éléments internes du réacteur.

## II.6 CIRCUITS EQUIPANT LE JT8D :

### 1) - CIRCUIT D'HUILE :

Le circuit de graissage du JT8D est totalement intégré au réacteur (circuit du type réservoir chaud). Un réservoir alimente une pompe de pression qui refoule l'huile vers des gicleurs à travers un radiateur (échangeur huile carburant) sous une pression de 40 à 55 PSI. Cette huile pulvérisée par les gicleurs, assure la lubrification des différents paliers du réacteur. Elle est ensuite reprise par des pompes de récupération et envoyée au réservoir.

Ainsi, le circuit d'huile est constitué de :

#### a) RESERVOIR :

Il est fixé sur la face avant de la GEAR-BOX (coté gauche) par trois goujons et écrous.

La capacité totale est de 5,5 USG (1USG = 3,785 LITRES).

Plein complet = 5,34 USG ; capacité utilisable = 4,0 USG.

Un jaugeur à capacité transmet l'indication du niveau d'huile à un récepteur placé sur le panneau inférieur mécanicien. Un bouton poussoir permet d'essayer simultanément les jaugeurs d'huile des réacteurs.

#### b) POMPE DE PRESSION :

Située dans la GEAR-BOX, elle est alimentée par gravité à partir du réservoir, elle refoule vers le filtre principal et ensuite vers le circuit de graissage via le radiateur. Un clapet régulateur de pression est situé en dérivation entre la sortie du filtre et l'entrée de la pompe. Cette pression se trouve maintenue entre 40 et 55 PSI, quelque soit la perte de charge engendré dans la circuit par le radiateur.

#### c) FILTRES :

Un filtre principal (comportant un clapet by-pass taré à 50 PSI) situé dans la GEAR-BOX.

Quatre (04) filtres « dernière chance » situés chacun avant l'arrivée aux gicleurs de graissage respectivement des roulements 1,2 et 3,4 et 5,5 et 4 ½.

**d) RADIATEUR D'HUILE (ECHANGEUR HUILE-CARBURANT) :**

Il est situé sur le côté gauche du réacteur au dessus du réservoir d'huile. C'est un radiateur à refroidissement par carburant, le carburant passe dans un faisceau de tubes tandis que l'huile circule autour des tubes au travers des chicanes. Un échange calorifique est réalisé entre l'huile et le carburant. La température de l'huile est de l'ordre de 80 à 90 °C. un clapet by-pass protège le radiateur contre toute suppression.

**e) POMPE DE RECUPERATION :**

On distingue cinq (05) pompes dont une est placée dans la GEAR-BOX. Leurs rôles est de renvoyer l'huile de récupération.

**f) RENIFLARDS :**

Les vapeurs d'huile et d'air provenant du réservoir d'huile des logements de palier sont - envoyées dans la GEAR-BOX. Un récupérateur centrifuge rejette à l'extérieur les gaz et l'air débarrassées de leurs gouttelettes d'huile.

**- SYNTHESE DE FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT D'HUILE :****a) CIRCUIT DE PRESSION (Fig.5) :**

L'huile provenant du réservoir accède par gravité, à la pompe de pression et est refoulée par celle-ci vers le filtre principal puis vers le radiateur. A la sortie du radiateur, l'huile accède via les filtres « dernière chance » aux gicleurs d'huile de palier. Le palier N°4 ½ est lubrifié par l'intermédiaire de la « trompette ». La pression du circuit d'alimentation des gicleurs est transmise au clapet régulateur de pression. En cas de baisse de pression d'huile, ou colmatage du filtre principal (par particule de calamine ou par corps étrangers), une lampe ambre s'allume sur le panneau central pilotes. Le filtre principal de pression d'huile est le seul filtre démontre durant les travaux habituelles d'entretien du réacteur. Les filtres « dernière chances » ne sont pas accessibles.

**b) CIRCUIT DE RECUPERATION (Fig. N°6) :**

La récupération de l'huile retombé dans les différent logement de paliers et dans la boîte a entraînement des accessoires est assurée par cinq (05) pompe de récupération :

- 01 pompe logée dans le boîtier de palier N°1.
- 02 pompes (dans un cratère commun) logées dans le boîtier N°4.

- 01 pompe logée dans le boîtier de palier N° 6.
- 01 pompe logée dans la GEAR-BOX et entraînée par celle –ci.
- La pompe de récupération du palier N°1 refoule l'huile vers la GEAR-BOX. L'huile collectée dans la GEAR-BOX est aspirée par la pompe de récupération de celle-ci est refoulée vers le réservoir d'huile.
- La pompe du palier N°6 rejette l'huile dans le logement du palier N°4 par l'intermédiaire de la trompette. L'huile provenant des paliers N°4, 4 ½, 6 et 5 est récupérée par les pompes logées dans les boîtiers des paliers N°4 et N°5 puis envoyée au réservoir d'huile.

**c) RENIFLADS (FIG.N°7) :**

Les vapeurs et l'air (fuites aux joints carbone : zone chaude, et labyrinthe : zone froide) provenant des logements de palier et de réservoir d'huile, sont collectés dans la Gear-Box par un réseau reniflards. Ces gaz passent ensuite à travers l'épurateur centrifuge et sont finalement rejetés dans l'atmosphère.



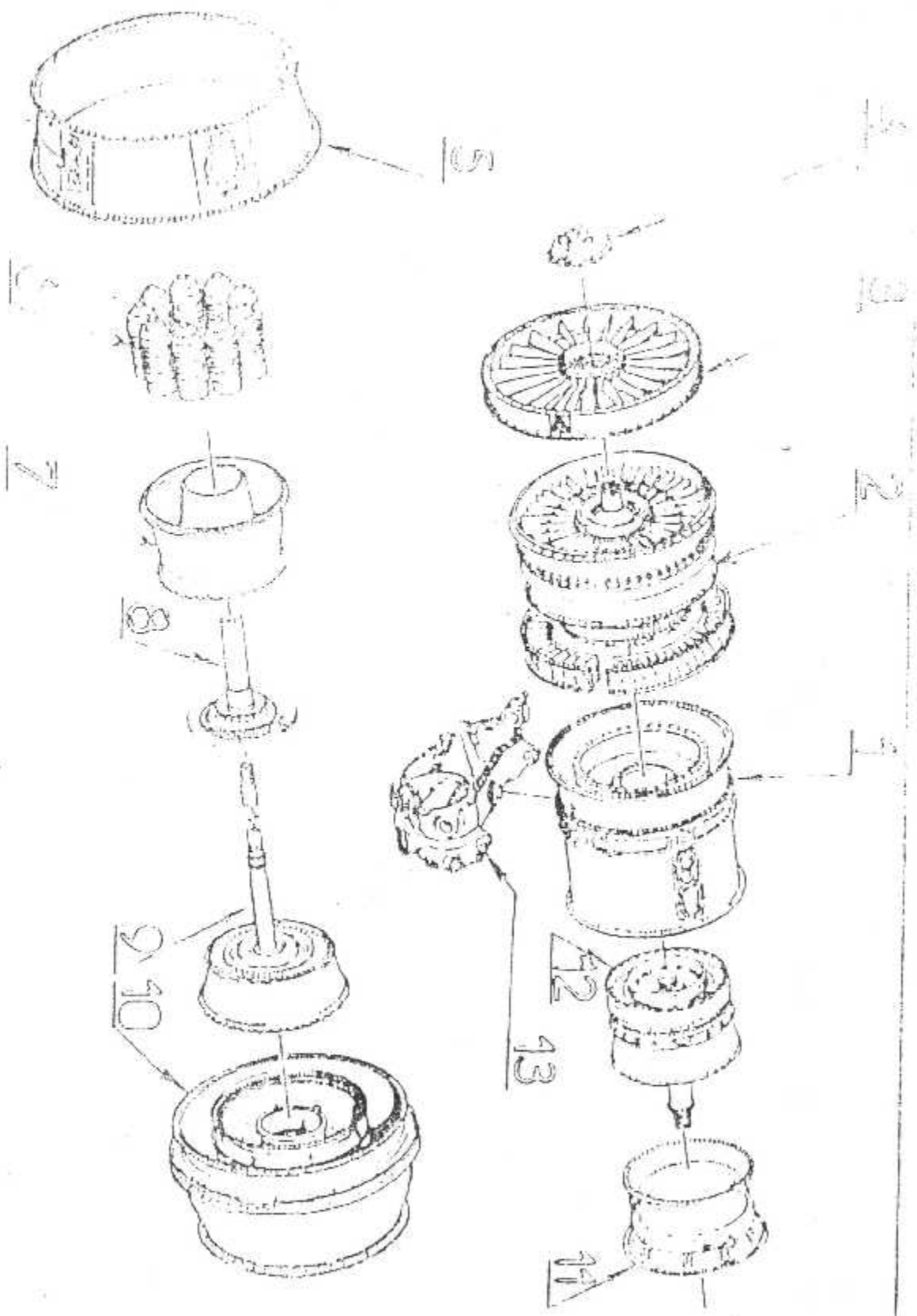


Fig 1.5

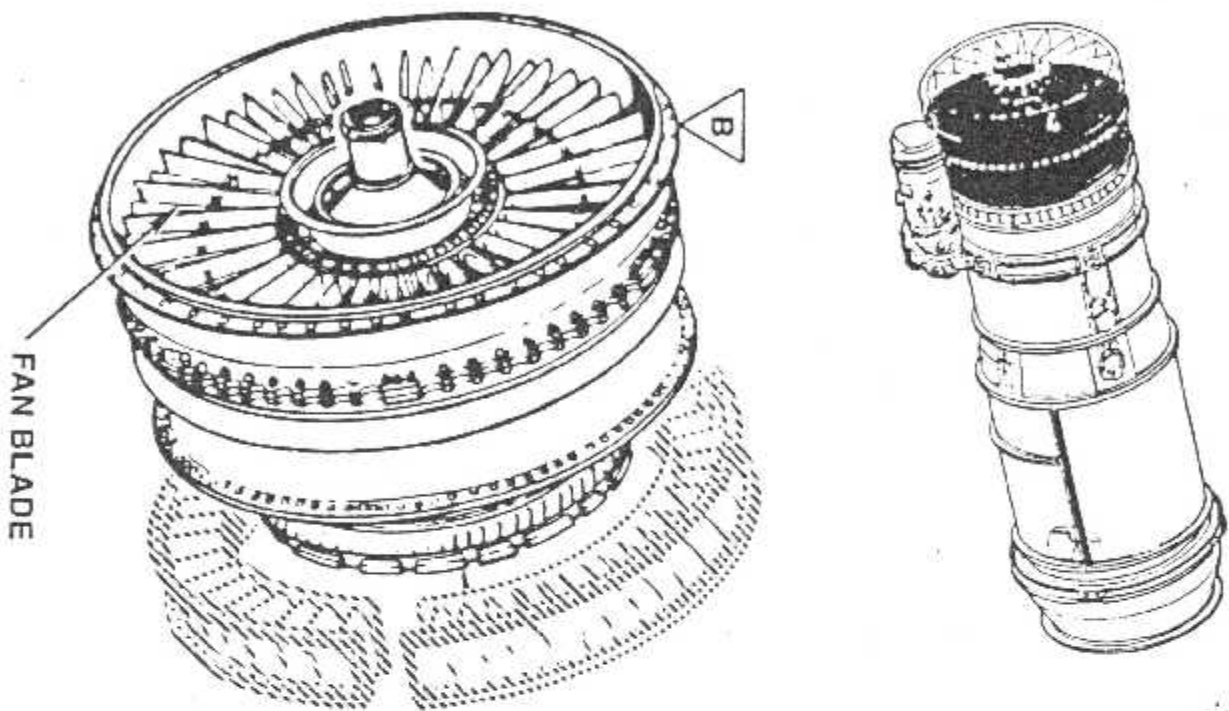
Section moteur



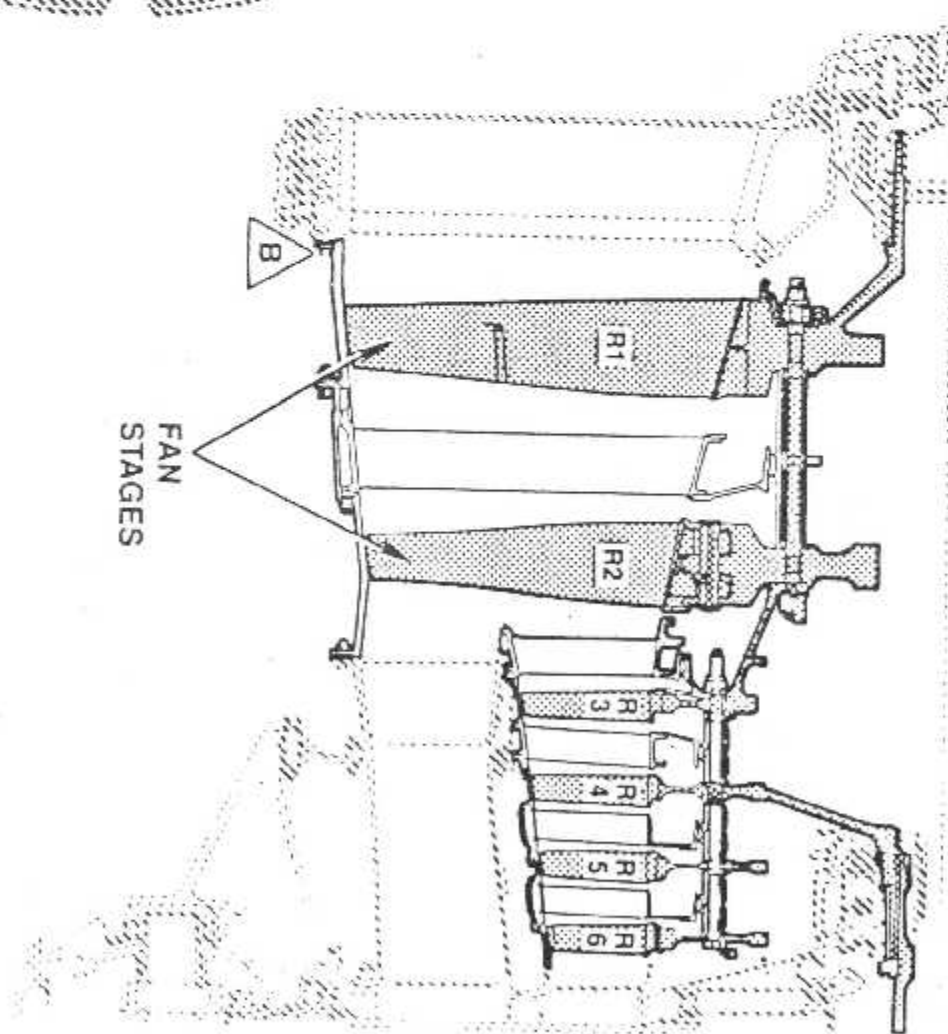
COMPRESSEUR BASSE PRESSION

Fig I.6.A

CT 7425  
5-90



FAN STAGES





7TH STAGE BLADES  
(PIN MOUNTED)

NO. 3  
BEARING  
SEAT

9TH STAGE  
STATOR

NO. 4 BEARING  
SEAT

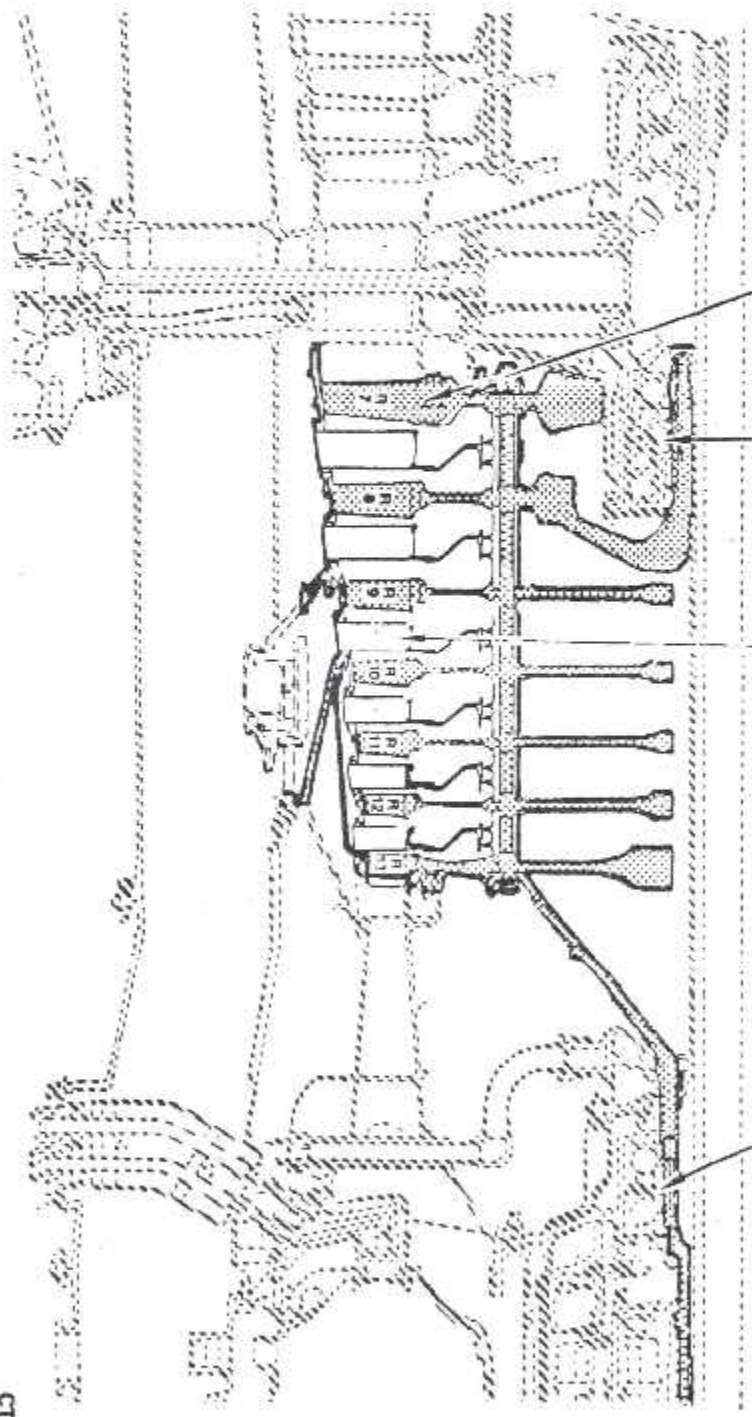


Fig 1.6.B

COMPRESSEUR HAUTE PRESSION

CT7426.19910228



# CHAMBRE DE COMBUSTION

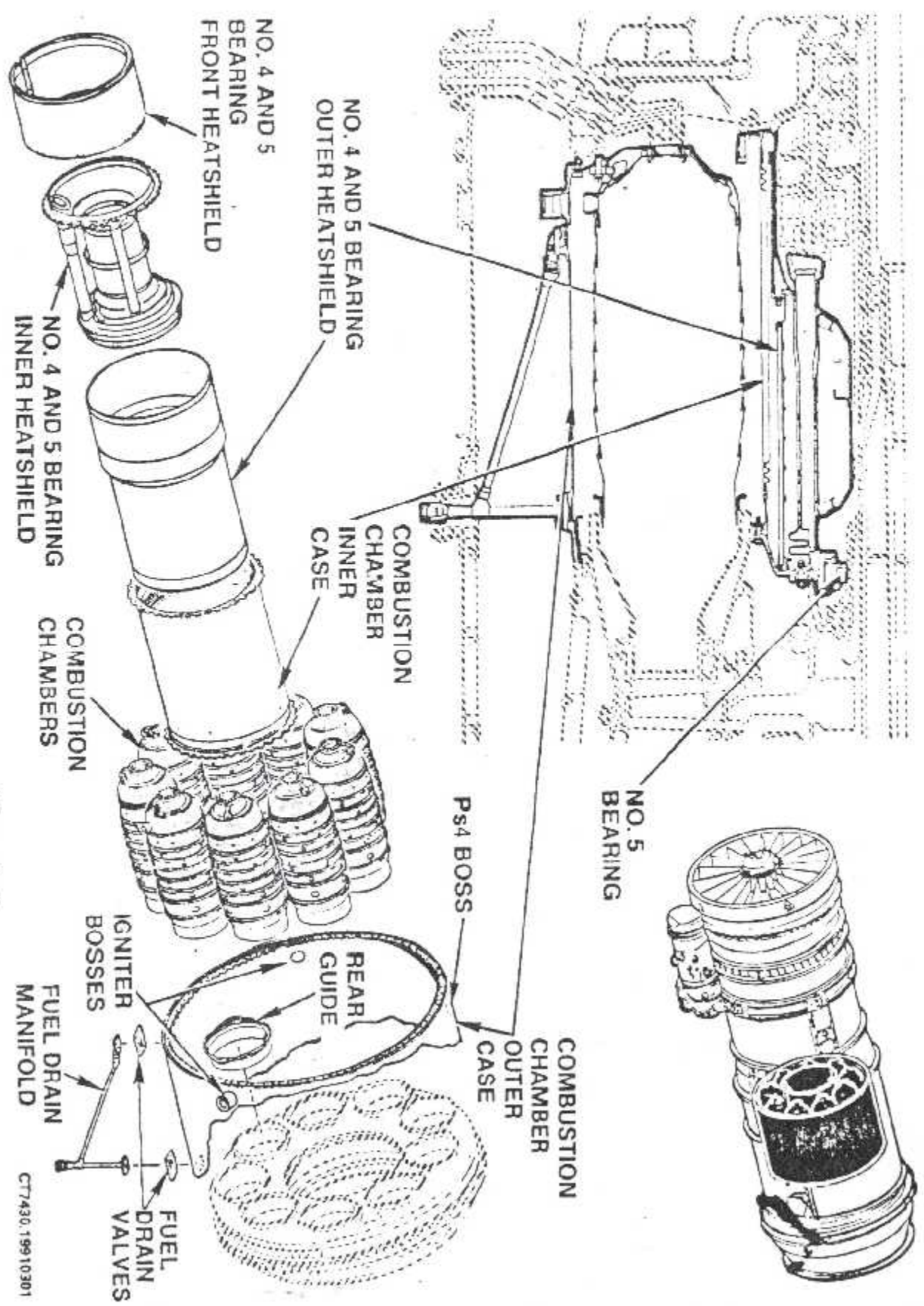


Fig 1.7

CT7430.19910301

**2) - CIRCUIT CARBURANT :**

- Le circuit carburant est constitué de :
  - réservoirs.
  - 01 circuit de mise à l'air libre.
  - 01 circuit de remplissage / reprise.
  - 01 circuit de jaugeage.
  - 01 circuit de vidange rapide.
  - 01 circuit d'alimentation réacteurs et APU.

Le circuit d'alimentation a pour but d'amener le carburant des réservoir jusqu'aux injection avec une pression suffisante pour obtenir une bonne pulvérisation dans tout les cas de fonctionnement : ralenti, poussée maximale, altitude élevée...etc.

**a) - FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT CARBURANT :**

- Le carburant est poussé par des pompes, il atteint l'étage de la pompe basse pression et passe par le réchaud carburant (air- carburant); l'air provient du 13<sup>ème</sup> étage du compresseur, le réchaud est maintenue (02) deux minutes sur marche et ½ heure sur arrêt ; ensuite le carburant revient en passant par le filtre vers la pompe haute pression, il se dirige ensuite vers le FCU pour être dosé ; il passe par le débitmètre (indication débit horaire et total) puis l'échange (huile – carburant) vers le purgeur distributeur ou il se divise en deux (02) circuits (primaire et secondaire) et enfin les injecteurs.
- Le circuit primaire débite le carburant à n'importe quel régime.
- Le circuit secondaire débite le carburant pour les hauts régimes (au dessus du ralenti).

**LE REGULATEUR CARBURANT (FCU) :**

- Le régulateur dose le débit carburant en fonction des signaux (N2,P,T) ainsi que la position de la manette des gaz. Ainsi, il assure la régulation des régimes de fonctionnement du réacteur, aux configuration de vol, ce qui permet :
  - Un régime équilibré du réacteur
  - Le maintien de la poussée de ralenti constant et ce indépendamment de la température ambiante.
  - Eviter les zones de fonctionnement dangereuse sur le réacteur (pompage, extinction, moteur).

**b) - HEMA SYNOPTIQUE DU FONCTIONNEMENT :**

Réservoirs ⇒ Pompe Basse Pression ⇒ Réchauffeur ⇒ Filtre → Pompe Haute Pression ↓↓  
 ↓↓  
 Injecteurs ← Purgeur Distributeur ← Echangeur ← Débitmètre ← ← ← ← ← ↓↓

**3) - CIRCUIT DE DEMARRAGE :**

Pour pouvoir turbo-machine, trois conditions essentielles sont a remplir :

- Entraîner le compresseur
- Assurer l'alimentation en carburant
- Enflammer le mélange

IL existe trois possibilités d'alimentation du démarreur :

- Par groupe de sol pneumatique
- Par de l'air soutiré a l'APU (Auxiliary power Unit)
- Par de l'air soutiré au compresseur d'un des moteurs déjà démarré.

**DEMARREUR :**

Le démarreur entraînera l'ensemble compresseur turbine haute pression ou bien l'attelage haut pression jusqu'à une vitesse suffisante pour disposer au niveau des chambres de combustion d'une pression supérieure a la pression minimale d'inflammation. il est monté sur la face arrière du N2 Gearbox, du coté gauche du moteur. IL est constitue d'une turbine centrifuge entraînant le compresseur haute pression par l'intermédiaire d'un réducteur de vitesse et d'un embrayage centrifuge. L'arbre de la turbine entraîne le réducteur qui est constitué de trois pignons portant chacun un pignon satellite ; ces pignons tournent a l'intérieur d'une couronne dentée.

**SEQUENCES DE DEMARRAGE :**

Pour pouvoir démarrer un réacteur il faut s'assurer que :

- Les manettes de poussée sont sur « RALENT ».
- Les manettes d'inversion de poussée sont sur « ARRET ».
- La manette de démarrage est sur « ARRET ».
- Les vannes de régulation et d'isolement des groupes de climatisation sont sur « FERME ».
- Les vannes de soutirage sont « OUVERTES ».

- Le réacteur a mettre en route est alimenté en carburant.
- Une fois ces vérifications étant faites, on débute les séquences de démarrage :
- Placer et maintenir l'interrupteur de démarrage du réacteur sur « SOL » avec pour conséquence : ouverture de la vanne de démarrage, alimentation du démarreur et mise en rotation de l'attelage haute pression (N2).
- a 15-17% de N2, placer la manette de démarrage sur « MARCHE » ce qui entraîne :
  - - alimentation de la boîte d'allumage haute énergie.
- Ouverture de robinet HP de carburant et injection dans la chambre de combustion.
- Amorçage de la combustion et accroissement de N2 et EGT.
- A 38% de N2, l'interrupteur de survitesse coupe l'alimentation électrique de la vanne de démarrage qui se ferme et le démarreur cesse son action.
- A 40% de N2, relâcher l'interrupteur de démarrage qui coupe alors l'alimentation de la boîte d'allumage haute énergie.
- Si l'on veut mettre l'allumage permanent, il suffit de basculer l'interrupteur « allumage permanent » sur la position « MARCHE ».

#### **4) - SYSTEME ANTI-POMPAGE :**

Le système anti-pompage aide à éviter le pompage moteur durant démarrage et le régime ralenti. Un pompage est écoulement inverse de l'air causé par un décollage de l'air au niveau des ailettes provoqué par un bourrage d'air au niveau du compresseur. Ce système comprends :

- Les vannes de décharge (VBV)
- Le PRBC qui commande la fermeture des vannes en fonction de : Pt2/ Ps3 / Ps4.

**DESCRIPTION :**

Pour éviter le pompage on ouvre les vannes de décharge pour évacuer le surplus d'air vers l'extérieur a travers le conduit d'échappement fan. L'ouverture des vannes de décharge se fait entre 43% et 51% de la vitesse du compresseur basse pression. Les vannes de décharge contiennent un piston libre qui se déplace a l'intérieur. quand le moteur est en marche, la position du piston est contrôlée par la pression d'air qui pousse contre le piston. Si l'air de la Ps4 n'est pas envoyé vers les vannes de décharge, l'air du compression pousse le piston vers la position d'ouverture. ceci permet a l'aide du compresseur haute pression d'aller rejoindre le flux d'air dans le fan directement. Quand l'air du Ps4 est envoyé par le PRBC vers les vannes de décharge , il pousse le piston vers la position fermée, ceci empêche l'air du compresseur HP d'aller vers le flux secondaire. Au démarrage (régime ralenti) la Ps3 est inférieure a la pression du ressort, et de Ps3 augmente ; dans ce cas le muscle -valve est fermé, donc l'air de la Ps4 passe vers les vannes de décharge (fermeture).

# CHAPITRE III



### III.1 ) REGLEMENTATION INTERNATIONALES SUR LES EMISSIONS SONORES :

- Des normes internationales ont, corrélativement à l'accroissement spectaculaire du trafic aérien ces trente dernières années, durci les exigences acoustiques relatives à la certification des aéronefs.

- Ces normes se fondent sur une définition commune des conditions de mesure et de représentation du bruit elles sont définies par l'organisation de l'aviation civile internationale (**O.A.C.I**)

- Cette réglementation visé à éviter que l'augmentation du trafic aérien ne conduit pas à terme une augmentation de la nuisance subie par les riverains d'aérodromes. A cet effet, elle incite les constructeurs et les exploitants d'aéronefs à l'utilisation des technologies de réduction des nuisances les plus performantes, compatible avec les impératifs de sécurité et de viabilité économique.

- Elle impose des contraintes à différents stades de la vie d'un aéronef : la conception, la production, l'adjonction à la flotte d'une compagnie et l'exploitation. En ce qui concerne la conception et la production la réglementation définit des niveaux de bruit maximaux en fonction des différentes catégories d'aéronefs et de la masse. Au décollage, les normes établies au début des années, 1970 est énoncées dans le chapitre 2 ont été remplacées en 1977 par des normes plus sévères, constituant le chapitre 3.

- Cette évolution amène à classer les avions de transport à réaction en trois générations, dont chacune représente une diminution par rapport à la précédente de moins 50% en niveau d'énergie acoustique :

- Les avions d'un type conçu avant la première norme **O.A.C.I**, qu'on qualifié " d'avion non certifiés".

- Les avions d'un type conçu approximativement entre 1970 et 1977, certifiés suivant les normes du chapitre 2, qu'on qualifié des avions. "chapitre 2 "

- Les avions certifiés suivant les normes du chapitre 3, qu'on qualifié les avions "chapitre 3 "

- L'accroissement de la flotte mondiale d'avions à réaction depuis les années 1960 s'est en conséquence, heureusement accompagné d'une réduction considérable du nombre d'appareils les plus bruyants, même s'il existé encore au niveau mondial, un nombre significatif d'avions bruyants en circulation.

- Outre les projets de réglementation tendant à interdire d'addition aux flottes présentes en Europe des avions « **Hushkitté** » c'est-à-dire des avions du chapitre 2 munis d'alternateurs de bruit pour répondre aux normes du chapitre 3 qui demeurent bruyants par rapport aux autres avions du chapitre 3, la communauté européenne a prévuc la possibilité pour un état membre de limiter l'accès à un aéroport, suivant certaines procédures, pour faire face aux problèmes environnementaux.

- Quelques exemples d'avion classées chapitre 2 et chapitre 3.

**- Avions classés chapitre 2 :**

**- Boeing 707, 727, 737,100 et 200**

Mac Donnel Douglas DC8,DC9,DC10,MD 80, MD 83 Fokker 27,28.

**BAC Classées chapitre 3 :**

Tous Air bus, tous falcon les différents chapitres de « l'annexe 16 à la convention relative à l'aviation civile internationale » sont résumés par le tableau suivant :

<b>N° DE CHAPITRE</b>	<b>TYPES D'AVIONS CONCERNES</b>
<b>CHAPITRE 1</b>	Avions non classés( trop bruyants)
<b>Chapitre 2</b>	Avions à réaction subsoniques demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 6 Octobre 1999.
<b>Chapitre 3</b>	1) Avions à réaction subsonique demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis 6 Octobre 1977. 2) Avions à hélices de plus de 5700 Kg demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 1 Janvier 1985 et avant le 17 Novembre 1988.
<b>Chapitre 4</b>	Avions supersoniques
<b>Chapitre 5</b>	Avions à hélices de plus 5700 Kg demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 01 Janvier 1998.
<b>Chapitre 6</b>	Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 9000 Kg demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 17 Novembre 1988.
<b>Chapitre 7</b>	Adacs à hélices
<b>Chapitre 8</b>	Hélicoptères
<b>Chapitre 9</b>	Groupes auxiliaires de puissances (GAP) installés et équipements de bord associés en utilisation au sol
<b>Chapitre 10</b>	Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 9000 Kg demande de certificat de navigabilité dérivée acceptée depuis le 17 Novembre 1988
<b>Chapitre 11</b>	Hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifié ne dépassant pas 2730 Kg

## III.2 - LE CONTENU DU CHAPITRE DE L'ANNEXE 16 :

### III.2.1 - Les normes du présent chapitre seront applicables :

a ) - A tous les avions à réaction subsoniques , versions dérivées comprise , à l'exception des avions qui exigent une longueur de prise inférieur 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 à été acceptée, ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le **6 octobre 1977**.

b) - A tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse **5700 kg** , et au sujet desquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype aura été acceptée ou une autre procédure réglementaire équivalente aura été appliquée par le service de certification depuis le **1 janvier 1985** et avant le **17 novembre 1988 du chapitre 10**

c) - A tous les avions à hélices , versions dérivées comprises dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse **9000 Kg**, et au sujet desquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype aura été acceptée ou une autre procédure réglementaire équivalente aura été appliquée par le service de certification depuis le **17 novembre 1988**.

### III.2.2 - Mesure de bruit :

#### III.2.2.1 - La mesure d'évaluation du bruit :

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau du bruit exprimée en **EPNdB**, comme il est indiqué à l'appendice 2.

### III.2.3 - Points de référence de mesure du bruit

**III.2.3.1** - Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément au présentes normes n'excéderont pas les niveaux spécifiés en **I.4** au points ci-après:

a) - Point de référence de mesure du bruit latéral ; point situé sur une parallèle à l'axe de piste à **450 m** de cet axe ou de son prolongement , où le niveau de bruit au décollage est maximale .

b) - point de référence de mesure du bruit au survol : point situé sur le prolongement de l'axe de piste , à une distance de **6,5 km** début du roulement au décollage.

c) - point de référence de mesure du bruit à l'approche : point au sol , situé sur le prolongement de l'axe de la piste à **2000 m** du seuil; sur terrain plat, ce point est situé à **120 m** au dessous d'une pente de descente de **3°** ayant son origine en un point situé à **300 m** au delà du seuil.

### **III.2.3.2 - Point de mesure du bruit pendant les essais :**

**III.2.3.2.1** - Si les points de mesure du bruit ne sont pas situés aux point de référence de détermination du bruit, les corrections dues au différences de position de ces points devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.

**III.2.3.2.2** - Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral seront utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement pour les avions à réaction , il sera procédé à des mesures simultanées en un point symétrique à l'un de ces points, de l'autre coté de la piste, dans le cas d'avions à hélices, vu l'asymétrie du bruit latéral qui leur est propre, des mesures simultanées seront effectuées en position symétrique à chacun de ces points de mesure (sur une parallèle à l'axe de piste , à  $\pm 10\text{m}$ ) du coté opposé de la piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé).

**III.2.3.2.3** - Une seule trajectoire de vol de référence , qui pourra comprendre une réduction de poussée , sera employée pour déterminer les niveaux de bruit latéral et de bruit au survol.

**III-4) - NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT :**

**III-4-1)** - Les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'appendice 2 ne dépasseront pas les valeurs ci-après

**III-4-1-1)** - Au point de référence de mesure du bruit latéral **103 EPNdB** pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à **400000Kg**, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de **94 EPNdB** à **35000Kg**, cette limite demeurant ensuite constante.

**III-4-1-2)** - Au point de référence de mesure du bruit au survol

**a)- Avions monomoteurs ou bimoteurs.**

**10 EPNdB** pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à **385 000 kg**, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de **4 EPNdB** chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite demeurant ensuite constante.

**b) - Avions trimoteurs.**

- Comme aux avions monomoteurs ou bimoteurs, mais **104 EPN dB** pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à **385000 kg**.

**c) – Avion équipé de quatre moteurs ou plus :**

- Comme aux avions monomoteurs ou bimoteurs, mais **106 EPNdB** pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à **385 000 kg**.

**III-4-1-3)** - Au point de référence de mesure du bruit à l'approche **105 EPNdB** pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à **280000 kg**.

Cette valeur décroissante linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion atteint la limite demeurant ensuite constante.

- **Note** voir au supplément à les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.

**III-4-2)**- 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 comparer au niveau maximal de bruit spécifié en **III.1.4.2**.

### **III-5) -COMPENSATION:**

**III-5-1)** Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal

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

### **III-6) - PROCEDURES DE REFERENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE:**

#### **III-6-1) - Conditions générales:**

**III-6-1-1)** - Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications des règlements de navigabilité.

**III-6-1-2)** - Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.



**III-6-1-3)** - Les procédures de référence au décollage et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies en **III-6.2** et **III-6.3** sauf pour le cas en visage en **III- 6.1.4**

**III.6.1.4** - Si postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec **III-6.2** et **III-6.3** les procédures de référence devront:

- a) - Ne s'écarter des procédures de référence définies en **II-6-2** et **II-6-2-3** que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures.
- b) - Être approuvées par le service de certification.

**III.6.1.5** - Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a)- Pression atmosphérique au niveau de la mer: 1013,25 hlg
- b) - Température de l'air ambiant : 25°C (soit ISA + 10 °c) :  
Toutefois, à la discrétion du service de certification , la température de **15°C** (soit  $A_{ti}$ ) peut être utilisé comme autre température ambiante de référence.
- c) - Humidité relative : 70%
- d) - Vent nul.

**Note** : atmosphère de référence est homogène en ce qui concerne la température et l'humidité relative lorsqu'elle est utilisé pour le calcul des coefficients d'absorption atmosphérique.

### **III.6.2) - Procédure de référence au décollage**

**III.6.2.1)** - La trajectoire de décollage de référence sera calculée comme suit:

- a) - La poussée ou puissance de décollage du moteur moyen sera utilisé 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 ( 985 FT)**
- Avions trimoteurs-**260 m (855FT)**
- Avions équipé de quatre moteurs ou plus -**210 m (690FT).**

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

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

Si la valeur de la poussée ou puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente.

**c)** La vitesse sera la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en vol normal, elle sera au moins égale à  **$V_2 + 19\text{Km/h}$  ( $V_2 + 10\text{Kt}$ )** sans dépasser  **$V_2 + 37\text{Km/h}$  ( $V_2 + 20\text{Kt}$ )**, sera atteinte aussitôt que possible après le déjaugeage et sera maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage.

**d)** Une configuration de décollage constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé. Le terme configuration désignera, dans ce contexte l'état des systèmes et la position du centre de gravité et indiquera notamment quelles sont les positions des dispositifs d'hypersustentation utilisées, si le **GAP** fonctionne et si les prises d'air et les extracteurs de puissance sont en service.

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

**f)** Le moteur moyen sera défini par la moyenne de tous les moteurs remplissant les conditions de certification qui sont utilisés pendant les essais en vol de l'avion jusqu'à la certification et pendant celle-ci, lorsque les limites et les procédures indiquées dans le manuel de vol sont respectées. Ceci constituera une norme technique précisant notamment la relation entre la poussée ou la puissance et les paramètres de commande (par exemple **N 1** ou **EPR**).

Les mesures de bruit faites pendant les essais de certification devront être ramenées à cette norme.

**Note** – La poussée ou la puissance de décollage utilisée sera le maximum disponible pour les opérations normales qui est indiqué dans la section du manuel de vol de l'avion relative aux performances, pour les conditions atmosphériques de référence données en **III-6.1.5**.

### **III-6.3) Procédure de référence à l'approche :**

**III-6.3.1)** La trajectoire de référence à l'approche sera calculée comme suit :

- a) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de  $3^\circ$ .
- b) l'approche sera effectuée à une vitesse constante au moins égale à la valeur minimale de **VREF + 19 Km/h (VEF minimale + 10 kt)**, à poussée ou puissance constante pendant l'approche et au-dessus du point de meure et elle sera poursuivie jusqu'à l'atterrissage normal.

**Note** - la valeur minimale de VREF est définie comme **A,3VS** ou l'équivalent approximatif de **1,23 V SIG**.

- c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sortie, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche.
- d) la masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie en III-6.3.16 pour la quelle la certification acoustique est demandée.
- e) on utilisera la configuration la plus critique (celle qui produit les niveau de bruit les plus élevés) comportant le déploiement normal des gouvernes aérodynamiques, y compris les dispositifs destinés à modifier la portance et la traînée à la masse pour la quelle la certification est demandée. Cette configuration comprend tous les éléments énumérés en 5.2.5 dans l'appendice 2 qui contribueront à l'état continu le plus bruyant à la masse maximale à l'atterrissage en utilisation normale.

### III – 7 - PROCEDURES D'ESSAI :

- III-7.1 ) 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.
- III-7.2 ) Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL). Exprimé en unités **EPNdB**, comme le décrit l'Appendice 2.
- III-7.3 ) Les données acoustiques seront ramenées par les méthodes indiquées dans l'appendice 2 aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre les ajustements vitesse et de poussée seront effectués de la façon décrite à la section 9 de l'appendice 2.

**III-7.4 )** Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour la quelle la certification acoustique est demandée l'ajustement à apporter à **L'EPNL** n'excédera pas **2 EPNDDB** pour les décollages et **1 EPNdB** pour les approches les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de **L'EPNL** en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage de même l'ajustement à apporter à **L'EPNL** n'excédera pas **2 EPNdB** pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

**III-7.5 )** En ce qui concerne les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de  $3^\circ \pm 0,5^\circ$ .

**III-7.6 )** Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent les procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne dépasseront pas **16 EPNdB** au décollage et **8 EPNdB** à la approche et s'ils dépassent respectivement **8 EPNdB** et **4 EPNdB**, les valeurs obtenues ne seront pas inférieures de moins de **2 EPNdB** aux niveaux de bruit limites spécifiés en **III.4**.

**Note** - Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le manuel technique des procédures de certification acoustique des aéronef (**DOC.95.01**).

# CHAPITRE IV

## IV.1 - GENERALITE SUR LE BRUIT

Lorsque les objets vibrent, les molécules des particules d'air sont agitées et sont transmises par les ondes sonores. Les sons peuvent être classés comme étant simples (onde sinusoïdale ou son pur par exemple) ou complexes (par exemple, la parole ou le bruit). Les descriptions subjectives du son telles que la sonorité et la force sont traduites, dans un langage physique et scientifique, par fréquence et intensité.

### IV.1.1 - Bruit :

Signal acoustique, électrique ou électronique constitué d'un mélange incohérent de longueurs d'onde. En de l'information, ce terme désigne un signal qui contient aucune information. En acoustique, un bruit blanc est l'ensemble des fréquences audibles, comme la lumière est constituée des fréquences visibles. La notion de bruit a également un caractère subjectif, désignant un son qui n'est pas souhaité.

La pollution par le bruit est un important problème d'environnement, notamment lorsque les niveaux sonores dépassent certaines valeurs pouvant provoquer des dommages physiques (voir échelle de bruit).

### IV.1.2 - Echelle de bruit :

IL s'agit d'une classification acoustique répertoriant les différents niveaux de bruits du seuil minimal au seuil maximal, en passant par le seuil dit de « danger » pour la santé (90 dB) et le seuil de douleur (120 dB).

Certains avions au décollage émettent un bruit de 140dB.

Cette échelle est illustrée par le tableau suivant :



<u>Sensation auditive</u>	<b>Bruits intérieurs</b>	<b>Bruit extérieurs</b>	<b>Bruit des véhicules</b>	<b>dB(A)</b>
	Turbo- réacteur au banc d'essai			140
	Marteau-pilon		Réacteur d'avion à quelque mètres	130
Seuil de douleur	Banc d'essai de moteur			120
	Atelier de chaudronnerie			110
Très difficilement supportable	Raboteuse	Marteau piqueur à 5m	Moto de cours à 2m	100
	Atelier de forgeage	Rue à trafic intense	Klaxons d'auto	95
Pénible à entendre	Radio très puissante	Circulation intense à 1m	Métro en marche	85
	Atelier dactylo		Métro sur pneu	75
	Restaurant bruyant	Circulation importante		70
Bruyant mais supportable	Appartement bruyant			65
Bruit courant	Conversation normale, musique de chambre	Rue résidentielle	Bateau à moteur	60
	Restaurant tranquille, grands magasins	Rue très tranquille	Voiture silencieuse	50
Assez calme	Appartement normal		Transatlantique (1 <sup>re</sup> classe)	45
	Bureau tranquille			40
Calme			Bateau à voile	35
	Appartement calme dans quartier tranquille			30
	Conversation à voix basse			25
	Studio en radio			20
Très calme		Feuilles agitées par un vent doux		15
	Cabine prise de son			10
Silence inhabituel	Laboratoire d'acoustique			5
Seuil d'audition				0

### IV.1.3- Origines et caractéristiques du bruit d'avion :

L'un des problèmes inhérents à l'utilisation des turboréacteurs principalement sur les avions de transports civils ; est leur niveau de bruit élevé ; celui – ci provient de plusieurs sources qui sont les suivantes :

- Un bruit de soufflante et de compresseur, qui se propage vers l'avant à travers le canal d'entrée d'air ;

- Un bruit de turbine qui se propage vers l'arrière à travers le canal d'éjection ; Ces deux bruits sont dus à des interactions entre les aubes des différents étages et l'écoulement interne ;

- Un bruit de combustion attribué à des fluctuations volumétriques du gaz en expansion, causées par une combustion non stable du kérosène. Il est difficile à dissocier du bruit de jet dans le spectre de bruit ;

- Un bruit aérodynamique dû aux turbulences aérodynamiques créées autour de l'avion. Le bruit des volets, des becs et du train d'atterrissage en sont des exemples. Compte tenu des progrès réalisés sur les moteurs, cette source de bruit devient aussi importante que le bruit du moteur, notamment en phase d'atterrissage ;

- Un bruit de jet : la pénétration dans l'atmosphère calme, du jet gazeux animé d'une très grande vitesse provoque des turbulences qui sont cause de bruit (ce bruit est d'autant plus important que la vitesse d'éjection est élevée) ; ce cas se présente dans les turboréacteurs à simple flux, le mélange des deux flux peut engendrer aussi de forte émission sonore.

A la sortie de la buse d'éjection et sur une distance évaluée à environ 10 fois le diamètre de la section de sortie, les gaz sont animés d'une très grande vitesse et il y a peu de mélange avec l'atmosphère. Les remous engendrés sont rapides mais de faibles amplitudes, le bruit qu'en résulte est de haute fréquence.

La vitesse du jet diminue ensuite et la dilution avec l'air atmosphérique augmente.

L'amplitude des turbulences s'accroît et le bruit engendré est de fréquence de plus en plus basse. L'énergie du jet de gaz est finalement dissipée en large turbulence 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.

## IV.2 AEROACOUSTIQUE

### BASES THEORIQUES

#### IV.2.1 - Les ondes. Définitions :

##### A - Ondes sonores

Une onde est une perturbation qui se propage. Si le milieu est homogène et isotrope, l'onde se déplace dans toutes les directions à la même vitesse  $V$ . L'onde est dite longitudinale si la déformation (P. ex. variation de pression ou déplacement) est parallèle à la direction de propagation et transversale si elle est perpendiculaire à cette direction.

On appelle onde sonore une faible variation de pression se propageant dans un milieu élastique (solide, liquide ou gazeux) et produisant une sensation auditive. Dans un fluide, les milieux solides (susceptibles de résister au cisaillement) permettent, en plus des ondes longitudinales, la propagation d'ondes sonores transversales.

L'acoustique est l'étude des propriétés des ondes sonores, de leurs propagation et de leurs effets.

##### B - Ondes périodiques

Une onde est périodique de période  $T$  si, pour tout temps  $T$  l'amplitude de la déformation à l'instant  $t + T$  est la même qu'à l'instant  $t$ . La fréquence  $\nu$  est le nombre d'oscillations effectuées par unité de temps :

$$\nu = \frac{1}{T} \quad (1)$$

On appelle longueur d'onde  $\lambda$  la distance parcourue par l'onde pendant une période :

$$\lambda = \nu T \quad (2)$$

Les relations (1) et (2) permettent de déterminer la vitesse d'une onde si l'on connaît sa longueur d'onde et sa fréquence :

$$v = \lambda \nu \quad (3)$$

Les ondes sonores sinusoïdales sont les ondes périodiques les plus simples : en un point donné, la déformation est une fonction sinusoïdale du temps. On les appelle des sons purs.

Toute onde périodique de fréquence  $\nu$  peut être considérée comme résultant de la superposition d'ondes sinusoïdales d'amplitudes différentes, mais dont les fréquences sont des multiples entiers de  $\nu$  :  $\nu$ ,  $2\nu$ ,  $3\nu$ ,  $4$ , etc. Dans cette décomposition, on appelle fondamentale, ou encore première harmonique, l'onde sinusoïdale dont la fréquence  $\nu$  correspond à la fréquence de l'onde périodique étudiée. L'onde sinusoïdale de fréquence  $n\nu$  est harmonique. Un son peut être plus ou moins riche en harmoniques.

### IV.2.2 - Vitesse du son en fonction du milieu

La vitesse  $v$  d'une onde sonore dépend des propriétés élastiques et de la masse spécifique  $\rho$  de la matière dans laquelle l'onde se propage. De manière générale, la vitesse du son est plus faible dans les gaz que dans les liquides ou dans les solides.

#### A - Vitesse du son dans les solides

Dans un solide homogène et isotrope, on montre que la vitesse de propagation des ondes sonores longitudinales est donnée

Par la relation :

$$v = \left( \frac{E}{\rho} \right)^{1/2} \quad (4)$$

Où  $E$  est le module de Young et  $\rho$  la masse spécifique du solide.

#### B - Vitesse du son dans les gaz parfaits

La vitesse des ondes sonores dans les gaz est donnée par une relation analogue à l'équation (4) :

$$v = \left( \frac{K}{\rho} \right)^{1/2} \quad (5)$$

K est le module de compressibilité (ou module d'élasticité volumique). Il est défini, pour une compression hydrostatique, par la loi de Hooke :

$$K = -V \frac{dp}{dV} \quad (6)$$

Dans cette expression, dp est la variation de pression associée à l'onde sonore et dV/V la variation relative de volume engendrée par le passage de l'onde.

La propagation du son est suffisamment rapide pour qu'elle s'effectue sans échange de chaleur entre particules voisines du gaz : c'est une propagation adiabatique. Pour un gaz parfait, lors d'une transformation adiabatique, le volume V et la pression p sont reliés par :

$$pV^\gamma = \text{Constante} \quad (7)$$

où  $\gamma$  est le rapport de la chaleur spécifique à pression constante  $C_p$  et de la chaleur spécifique à volume constant  $C_v$  :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (8)$$

En utilisant (6) et (7), l'équation (5) devient :

$$v = \left( \gamma \frac{p}{\rho} \right)^{1/2} \quad (9)$$

Un gaz parfait vérifie l'équation d'état :

$$pV = nRT = \frac{m}{M} RT \quad (10)$$

où m est la masse du gaz occupant le volume V et M sa masse molaire.

Comme  $p = m/V$ , il vient :

$$\frac{p}{\rho} = \frac{RT}{M} \quad (11)$$

D'où, en remplaçant dans (9) :

$$v = \left( \rho \frac{RT}{M} \right)^{1/2} \quad (12)$$

Donc, pour un gaz parfait dont on a déterminé  $M$  et  $\gamma$ , la vitesse du son ne dépend que de la température  $T$ .

On considérera l'air comme un mélange de gaz parfaits. L'air sec est un mélange de gaz dont la masse molaire vaut, en moyenne, environ  $29 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mol}$ . Dans l'air humide, la présence de vapeur d'eau, de masse molaire  $18 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mol}$ , diminue la masse molaire de l'air. A température constante, la vitesse du son augmente donc en présence d'humidité dans l'air.

Pour déterminer la masse molaire moyenne  $M_n$  de l'air humide, on part de la loi de Dalton sur les pressions partielles dans un mélange de gaz : la pression totale  $p$  dans un mélange d'air sec et de vapeur d'eau est donnée par

$$p = p_{\text{sec}} + p'$$

Où  $p_{\text{sec}}$  est la pression partielle due à l'air sec et  $p'$  la pression partielle due à la vapeur d'eau. La masse molaire  $M_n$  du mélange de gaz est donnée par

$$M_n = \left( 29 \frac{n_{\text{sec}}}{n_{\text{sec}} + n'} + 18 \frac{n'}{n_{\text{sec}} + n'} \right) \cdot 10^{-3} \text{ Kg/mol} ;$$

$n_{\text{sec}}$  et  $n'$  désignent respectivement le nombre de moles d'air sec et de vapeur d'eau présent dans l'air. A l'aide de la loi des gaz parfaits, on montre que la masse molaire moyenne  $M_n$  de l'air humide est égale à

$$M_n = \left( 18 \frac{p'}{p} + 29 \frac{p - p'}{p} \right) \cdot 10^{-3} \text{ Kg/mol} = 29 \cdot 10^{-3} \left( 1 - \frac{11}{29} \cdot \frac{p'}{p} \right) \text{ Kg/mol.} \quad (13)$$

La pression totale  $p$  se lit sur baromètre, alors que  $p'$ , la pression partielle de la vapeur d'eau, s'obtient en mesurant l'humidité relative  $H_r$  de l'air (voir TVh)

$$p' = H_r \cdot p_{\text{sat}}(T)$$

La pression de vapeur saturante  $p_{\text{sat}}(T)$  dépend de la température  $T$ ;

### IV.2.3 - Onde stationnaire et mesure de la longueur d'onde

Une onde stationnaire résulte de la superposition de deux ondes de même fréquence et de même amplitude se propageant dans des sens opposés. On peut produire des ondes stationnaires dans des systèmes de taille finie. En effet, une onde arrivante.

## IV.3 - METHODE DE MESURE ET DE CALCUL DU BRUIT

### IV.3.1- Mesures sur les aéronefs :

La mise en exploitation des avions de transport commerciaux qui comporte des mesures de bruit définies sur le plan international par divers documents de L'OACI (Annexe 16).

Les mesures sont exprimées dans une unité propre à l'aéronautique : EPNdB (effective perceived noise level), cette unité tient compte du spectre du bruit dont les différentes bandes de fréquences sont pondérées en fonction de la gêne qu'elles provoquent, de la présence de sens purs dans le bruit et de l'effet de durée.

### IV.3.2 - Mesure de la puissance acoustique :

La caractéristique essentielle d'une source de bruit est sa puissance acoustique.

La connaissance de la puissance acoustique d'une source est indispensable pour calculer dans différentes configurations (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 industrielle,

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

$$W = \int_S \left( \frac{1}{T} \int_0^T P v^p dt \right) \vec{n} ds$$

avec :

S : Surface intégration entourant la source.

T : durée d'intégration

P : Pression acoustique.

V : Vecteur unitaire perpendiculaire à l'élément de surface.



### IV.3.3 – Le choix d'une unité pour le bruit aéronautique

On entend par unité la pondération spectrale appliquée au bruit aéronautique pour l'exprimer en décibel. On sait qu'il faut distinguer la force de la sensation sonore ou sonie et les impressions de gêne parce que, par exemple, à égalité de niveau en dB(A) si on a bien la même sonie, le bruit d'un avion à réaction gêne plus que le bruit d'un avion.

#### A – Le PNdB (Perceived Noise Decibel)

En ce qui concerne le bruit d'avion, les études psychophysique déjà évoquées tendent à montrer que les dB(A), dB(B), dB(C) et dB(D) ne rendent pas assez compte de la gêne ou nuisance, et qu'une analyse fréquentielle est nécessaire. Une échelle de niveau de perception, désignée par PNdB (Perceived Noise Decibel), a donc été déterminée.

La pondération PNdB donne aux fréquences moyennes et hautes de 1000 et 10 000 Hz plus d'importance. Ces fréquences sont très présentes dans les spectres du bruit des réacteurs et sont responsables de l'accroissement de gêne provoquée par ces spectres, par rapport à leur seule intensité sonore.

Après le développement des réacteurs à simple flux (Caravelle) où le jet était la source prépondérante d'un bruit de spectre continu, la deuxième génération de propulsion, dite à double flux, a permis diminution très sensible du bruit total (-8 PNdB). Une troisième génération de réacteurs, avec une grande dilution du gaz a procuré un nouveau gain de 8 PNdB. Cependant le ventilateur (la soufflante) disposé à l'entrée du réacteur provoque la génération de raies de pures, dont la prise en compte est réalisée dans l'unité TPNdB.

Cette méthode est très précise mais aussi très complexe. Elle a été adoptée par les instances internationales, notamment par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI). Elle est obligatoire pour la certification des avions dans tous les pays.

L'usage de l'unité PNdB est donc justifié :

- par la nature du bruit aéronautique,
- par la précision de la méthode,
- par son usage universel, qui permet les comparaisons entre tous les avions.

Cependant, cette méthode est complexe et un inconvénient simple est qu'on ne peut pas mesurer directement un bruit en PNdB ; il faut le calculer et cela est frustrant pour qui voudrait vérifier les mesures et les calculs.

### IV.3.3 - méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique.

#### A – Environnement d'essai :

Les points de mesure de bruit d'un aéronef en vol seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son telles que celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il n'y aura aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'aéronef, à l'intérieur d'un volume conique en un point du sol situé verticalement au dessus du microphone, son axe normale au sol et un demi-angle au sommet  $80^\circ$ .

**Note :** Les personnes qui effectuent les mesures sont susceptible de constituer de tels obstacles.

Les essais sont effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

a/ Absence de précipitation

b/ Température atmosphérique ambiante compris entre  $-10^\circ\text{C}$  et  $35^\circ\text{C}$  et l'humidité relative comprise entre 20% et 95% sur tout le trajet du bruit entre l'aéronef et un point situé à 10 m (33 ft) au sol ;

**Note :** il convient de veiller à ce que l'appareillage de mesure du bruit, de poursuite de l'aéronef et météorologique soit utilisé dans ces limites environnementales.

c/ Valeurs de l'humidité relative et de la température ambiante sur le trajet du bruit entre l'aéronef et un point situé à 10m (33ft) au dessus du sol telles que l'atténuation du son dans la bande du tiers d'octave pour centre 8 KHz ne dépasse pas 12dB/100m ;

e/ vitesse du vent ne dépassant pas 22Km/h (12Kt) à 10m au- dessus du sol dans l'intervalle de temps pendant lequel il y a une atténuation de 10dB, sauf dans le cas des hélicoptères, pour lesquels la vitesse du vent ne doit pas dépasser 19Km/h (10Kt) et la vitesse du vent traversée ne doit pas dépasser 9Km/h (5Kt) à 10m (33ft) au -dessus du sol ;

f/ absence de conditions de vent normales qui influeraient de façon significative sur les niveaux de bruit mesurés lors de l'enregistrement du bruit aux points de mesures spécifiés par le service de certification.

**B- Mesure du bruit des aéronefs perçus au sol :**

L'appareillage de mesure consistera en un équipement équivalent à l'équipement suivant :

a/ un système microphonique :

b/ un appareillage d'enregistrement et de reproduction (lorsqu'une méthode autre qu'une analyse directe est employée) pour emmagasiner les données sur le bruit mesuré, en vue de leur analyse ultérieure;

c/ un appareillage d'analyse pour fournir des résultats nécessaires au calcul du niveau effectif du bruit perçu ;

d/ un équipement d'étalonnage pour assurer la précision continue de l'appareillage ci-dessus.

**1- Système microphonique**

Le système microphonique sera constitué par un microphone, un préamplificateur et un écran par vent.

Le microphonique sera du type sensible à la pression conçu pour fournir une réponse à peu près uniforme sous incidence rasante.

Le microphonique sera monté de façon que le centre de l'élément détecteur soit situé à 1,2m (4ft) au dessus du niveau local du sol et il sera orienté pour une incidence rasante, c'est-à-dire que l'élément détecteur se trouvera à peu près dans le plan défini par la trajectoire nominale de vol de l'avion ou de l'hélicoptère et l'emplacement de mesure. Le microphone sera monté de façon à réduire le plus possible les perturbation que le support pourrait introduire dans le bruit à mesurer.

**2- Equipement d'enregistrement et de reproduction**

Un équipement d'enregistrement (enregistreur à bande magnétique, par exemple) sera utilisé, s'il y a lieu, pour emmagasiner les données en vue de leur analyse ultérieure. Il sera démontré que l'équipement d'enregistrement et de reproduction (y compris la bande) aux vitesses de déroulement du ruban utilisé pour les essais.

### 3- Appareillage d'analyse

L'appareillage d'analyse donnera à la sortie des niveaux acoustiques en bande de tiers d'octave en fonction du bruit (enregistré) au moyen :

a/ d'un jeu de 24 filtres de tiers d'octave (ou de leur équipements) ayant des fréquences centrales géométriques de 50 Hz à 10 kHz ;

b/ d'un analyseur présentant des performances appropriées de réponse et de détermination de la moyenne, dans lequel (en principe) le signal de sortie pour une bande quelconque de tiers d'octave est soumis à une élévation au carré, à la détermination de la moyenne, à une conversion sous forme logarithmique et à une mise sous forme numérique.

### 4 – Etalonnage et vérification du système

L'ensemble complet du système de mesure et d'analyse utilisé pendant les essais de certification acoustique sera étalonné et vérifié, d'une manière qui donne satisfaction au service de certification, à des moments appropriés pendant les essais, ainsi qu'avant ou après les essais.

#### IV.3.4 - Solution possible pour la réduction du bruit

IL existe plusieurs solutions pour atténuer ce bruit parmi celles ci on peut citer quelques unes :

a/ pour réduire les bruits de la soufflante compresseur et de la turbine, une solution consiste à recouvrir les parois internes des canaux d'entrée d'air et d'éjection par des revêtements absorbants du point de vue acoustique compte tenu des autres spécifications imposées à ces matériaux (notamment une bonne tenue mécanique en présence d'un écoulement de fluide), les mieux adaptés se sont avérées être des matériaux poreux à base de fibres de verre ou des nids d'abeilles métallique recouvert d'une couche poreuse. Un certain nombre de paramètres géométriques ont également une influence sur la réduction de ces bruits intérieurs, tels l'espacement entre les aubages fixes et mobiles, le nombre d'aubes par étage le calage de ces aubes.

b/ En augmentant le nombre de pales, la vitesse de rotation des hélices (dans le cas des avions à hélices) peut être réduite, ce qui permet d'abaisser la vitesse circulaire en bout de pale. Cette vitesse étant moins élevée, le bruit aérodynamique s'atténue considérablement ;

c/ l'augmentation du « taux de dilution » limite l'effet de « déchirement » lors de l'éjection des gaz à l'arrière du moteur ;

d/ le bruit émis à l'intérieur du moteur a pu être piégé à l'aide de parois absorbantes dont on tapisse l'intérieur de la nacelle ;

e/ le bruit est aussi réduit par des mélangeurs mixant air froid et air chaud à l'intérieur même de la nacelle du moteur ;

f/ le bruit peut être aussi réduit en augmentant la surface de contact des gaz chauds avec les gaz frais améliorant la dilution, cette solution est obtenue par des dispositifs.

# CHAPITRE V

**V 1) GENERALITE :**

- La firme internationale Raisbeck est spécialisée dans le domaine Aéronautique était agréé par le constructeur Boeing, pour le passage des Boeing 727-200 du chapitre 2 au chapitre 3 de la réglementation ( Annexe 16),

**V 1.2) La modification concerné :**

- 1- Le déploiement du bord d'attaque.
- 2- Configuration de sortie du bord de fuite.
- 3- Installation d'atténuateur du bruit au niveau du moteur.

**V 2) DOCUMENTATION :**

Toutes les instructions et manuels d'installation sont fournis par Raisbeck en tant que support technique :

Document Réf : 98B – 2010 → instructions de l'installation et du calibrage.

Document Réf : 98B – 70003 → Manuel de réparation structurale.

Document Réf : 98B – 70004 → Manuel de maintenance.

Ainsi que la certification du passage au chapitre 3 et conforme à la réglementation approuvée par la FAA.

**V 3) MASSE ET LE CENTRAGE :**

Hormis un changement de part / number (identification d'un élément d'aéronef) la masse et le moment au niveau des moteurs et des tuyères subis un changement selon le tableau suivant :



**Tableau :****1) Modification de la tuyère :**

	Initiale	Finale (	Différence
<b>MTOW</b>	86,407 T	91,289 T	4,88 T
<b>MLW</b>	75,296 T	92,6 T	2,696 T
<b>Moment Avion</b>	-	15,34 KN.m	-
<b>Moteur 1/3</b>	-	4,867 KN.m	-
<b>Moteur 2</b>	-	5,6 KN.m	-

**V- 4) LE CONTENUE DU KIT (ACCESSOIRES) :**

- Numéro du kit 98B – 2001 – 1.
- Pour l'avion avec restriction de l'aileron à 25°

**Référence Raisbeck****Désignation**

- |                        |  |
|------------------------|--|
| - MS 24 264 R10B – 559 | - Connecteur à 8°                                      |
| - 2 – 8092 – 2         | - Vérin du bord d'attaque à 8°                         |
| - 2 – 8092 – 3         | - Vérin du bord d'attaque (avec option)                |
| - 98B – 201 – 105      | - Butée de bec de bord d'attaque                       |
| - 98B – 201 – 101      | - Butée de bec de bord d'attaque (avec option)         |
| - 40175 – 1            | - Interrupteur de la position du bord de fuite.        |
| - T 98B – 205 – 1      | - Gabarit de perçage de rail de bec de bord d'attaque. |
| - T98B – 205 – 103     | - La poudre de cobalt                                  |
| - 98B – 206 – 1        | - Plaquette  |
| - 98B – 214 – 1        | - Détail, porte de volet.                              |
| - 96B – 101 – 2        | - Plaquette  |

-96B – 102 – 103	- boulon.
- MS 20995AB32	- Fil a freiner
- 98B 70340 – 1	- Tuyère d'éjection
- 98B70340 – 2	- Tuyère (pour le modèle JT8-D17 et les autres types)
- 98B76095	- Inverseur de poussée après le carénage.

## V- 5) RECONFIGURATION SUR LE DEPLOIEMENT A 30° AVEC UNE OPTION BUTEE A 40° :

### V.5.1) Description des taches :

- 1- Enlèvement de la roue de commande droite de stabilisateur selon la procédure du manuel de maintenance (MM).
- 2- Placemnt de la poignée du volet pour une extension de 30°.
- 3- Localisation de butée sur la ligne centrale de rayon et le placement de l'entretoise. Traçage et perçage d'un trou dans le centre de la butée d'arrêt.(Voir Fig.V11). (Fig.V.1).
- 4- Réassemblage de butée avec le fil à freiner (voir fig V.11A).
- 5- Réinstallation de la roue droite de commande au stabilisateur par le manuel de maintenance du constructeur.

## V-6- INSTALLATION DES VERINS DE BORD D'ATTAQUE :

- 1) – Déploiement des becs du bord d'attaque vers le bas selon le MM 27-21-32 et les documents relatifs de Raisbeck.
- 2) – Dépose des becs du bord d'attaque N°1 et 8 selon MM 27-81-11 et mettre les becs sur la table de travail.

### Remarque 1 :

Lubrification lors d'utilisation du découpage ce fait à l'aide du gabarit .

Vérification de l'état du forêt après chaque trou percé.

L'ajustement du jeu libre d'installation d'outil à partir du fond de rail de bec de bord d'attaque, en cas d'un durcissement de surface d'un forêt à carbure du même diamètre.

Après le forage à travers les surfaces dures, les arrêtes du perçage doit s'effectuer manuellement.

3) – Le forage des nouveaux trous dans chaque rail de bec de bord d'attaque est comme suit :

- a) Forage d'un boulon en utilisant un gabarit à travers les boulons utiliser dans le bec du bord d'attaque.
- b) L'ébavurage des trous est manuellement .
- c) Le nettoyage des surfaces se fait au long de la rail.
- d) Inspection en ultra-son aux voisinages des trous percés pour éventuel criques internes.

4) – Remplacement des vérins : « La modification incorporée par le Raisbeck STC, ST 00685SE..

5) – Utilisation d'un décapant pour s'assurer que la surface est propre, puis le placement de la plaquette tout en s'assurant que les bords de plaquettes sont fermement appuyés, sur les bords.

### **Remarque :**

- Aux stations de bec de bord d'attaque 3,4, 5 et 6 les mêmes raccords hydraulique, les chapeaux de tourillon et le système de fixation de la tige peuvent être utilisées avec les nouveaux vérins.
- Aux références 1, 2, 7 et 8 de bec de bord d'attaque quelques avions sont équipés avec des vérins aérospatiaux dowty de Los Angeles (RONSON).
- Si c'est le cas, les chapeaux de tourillons doivent être remplacer par le P/N 69 – 40431 – 2 et également la fixation d'extrémité des tiges de ces stations .
- Les vérins RONSON peuvent être identifier par la position d'interrupteur sur les vérins RONSON, l'interrupteur est situé à l'arrière des tourillons et sur les vérins DOWTY aérospatial des tourillons placées à l'avant.
- Si l'aéronef est équipé avec les vérins DECOTO selon les chapeaux de tourillons et l'entrée des raccords hydraulique peuvent être utiliser.

6) – Dépose des vérins de bec de bord d'attaque et les faire remplacer avec les nouveaux vérins de bec de bord d'attaque 2-8092-1 fournis par Raisbeck et par Boeing MM27-81-38.

**Remarque :** Les deux références pour la position de la butée est donnée par Raisbeck en fonction de l'exigence de l'utilisateur .

N'entremêlant pas les numéros des pièces inférieures dans n'importe qu'elle Rail de bec de bord d'attaque.

- La distance entre le premier trou du support et la surface d'arrêt est :
    - a) 178 mm pour un P/N 98B201-105
    - b) 198 mm pour P/N 98B201-101.
  - Ces deux différentes positions permettront aux becs de bord d'attaque d'être ajuster selon le manuel de maintenance de Boeing (MM27-81-11).
  - La plupart des avions ne sont pas concernés par les exigences d'avoir plusieurs positions de butées (voir le manuel de maintenance MM).
- 7) - L'installation des nouveaux interrupteur pour le déploiement du bec de bord d'attaque (position basse)
- 8) - Réinstallation des becs de bord d'attaque 1 et 8 par Boeing MM 27-81-32 selon la fig V.8.
- 9) - Teste d'ajustage des vérins avec le collier de fixation de support arrière des panneaux des vérins pour assurer le dégagement. Les nouveaux corps des vérins peuvent interférer avec le support de collier de fixation exigeant le réglage de ce dernier. (Voir Fig.V. 6)
- 10) - Le contrôle fonctionnel des vérins, interrupteurs et l'installation des butées d'arrêt est donnés par le MM 27-81 et 27-81-11.

## **V 7) - INSTALLATION DES TUYERES ET LE CARENAGE DE L'INVERSEUR DE POUSSEE :**

### **V .7.1- Désassemblage de la tuyère :**

Selon les procédures du manuel de maintenance MM 78 – 30 – 61, le désassemblage de la tuyère et le carénage de l'inverseur de poussée (Voir Fig V.1A).

### V.7.2 - Installation de la tuyère de chapitre 3 :

1 – Modification au niveau du carénage de la réverse : Raisbeck prend en considération le type de moteur qui est installé sur l'avion B727. Pour cela une procédure de modification est donnée en cas d'un moteur JT8D-17, 17A sous une référence 98B7034-01 et une autre référence 98B7034-02 concernant les moteurs JT8D-15 et JT8D-15A.

2 – Réajuster correctement les trous d'alésage des prisonniers au nombre trois de la fixation de la bride de la tuyère avec le carénage de l'inverseur de poussée.

#### **Remarque :**

Ces trous modifiés sont nécessaires pour l'incorporation de l'atténuateur de bruit.

Quand la tuyère est modifiée et installée dans le premier moteur doit être tournée à une position du trou dans le même sens des aiguilles d'une montre. A partir de cette position normale se positionnent les deux autres ensembles de ce dernier, après cette installation du carénage réverse des autres moteurs, il y aura deux fixations supplémentaires (Voir Fig V.2).

3 – Au paragraphe 3.B, de la section 78-30-61 du manuel de maintenance, « l'installation du capot de carénage arrière ». Raisbeck installe le capot de carénage d'inverseur de poussée, selon la référence 98B70095, la référence 98B7 concernant la modification de capot de carénage d'inverseur de poussée. L'ensemble des schémas des carénages, des boulons utilisés et procédures décrits dans la section V.5.

## V.8 – INSTALLATION DU CAPOT DE CARENAGE ARRIERE DE LA REVERSE:

1 – Desserrage des vingt prisonnier de la plaquette de renfort du capot de carénage.

2 – Desserrage des deux boulons modifiés et cisailés en tête hexagonale et les deux rondelles de la partie intérieure du renfort de l'anneau de bâti de capot, les boulons sont seulement localisés en un côté, dans l'autre côté sont rivetés.

3 – Desserrage des trois boulons modifiés et cisailés en tête hexagonale et trois Rondelles de la partie intérieur du renfort de l'anneau de bâti de capot en arrière (pièce RCAG 98B 70098). Les boulons sont seulement localisés en un coté, dans l'autre coté sont rivetés.

4 – L'économie des boulons est nécessaire pour la réutilisation.

5 – Soigneusement la fente du levier dans le capot est ouvert à environ 8 mm .

**Note :** Les trois plaquettes de renfort l'intérieur sont toujours attachés en un coté, mais le boulon devrai être libre pour glisser sur l'autre.

6) – Glissement du capot de carénage après la courroie de cercle sur l'extrémité arrière de l'ensemble d'atténuateur à 12 lobcs .

Assurant que l'arrière du bord de carénage (identifié par un plus grand diamètre) et à l'avant de la tuyère.

7 – Enlèvement du col en permettant au capot de carénage de glisser pour se fermer.

8 – Localisation de la plaquette de renfort du capot de carénage et le serrage des vis (20 NAS 517-3), la longueur du poignée est comme suit la séquence de montage s'effectue de la façon suivante :

A l'avant quatre écrous en -3, et arrière deux écrous en -2.

Six écrous dans la deuxième rangée et troisième à partir de l'arrière-4.

Huit écrous à la quatrième et cinquième rangée à partir de l'arrière -3.

## **CONCLUSION :**

A travers ce projet, une étude, détaillée de la modification Raisbeck.

Ce projet de fin d'étude, m'as permis de me familiariser avec les principes de basse de l'aérocoustique, de comprendre le fonctionnement du moteur JT8-15 et 17.

Un intérêt particulier était soumis à la réglementation de l'aviation civile internationale qui incite, notre compagnie nationale « Air Algérie » de se soumettre au norme de l'annexe 16 du chapitre 3 de L'O.A.C.I. De ce voir ainsi exemptée d'une surtaxe importante.

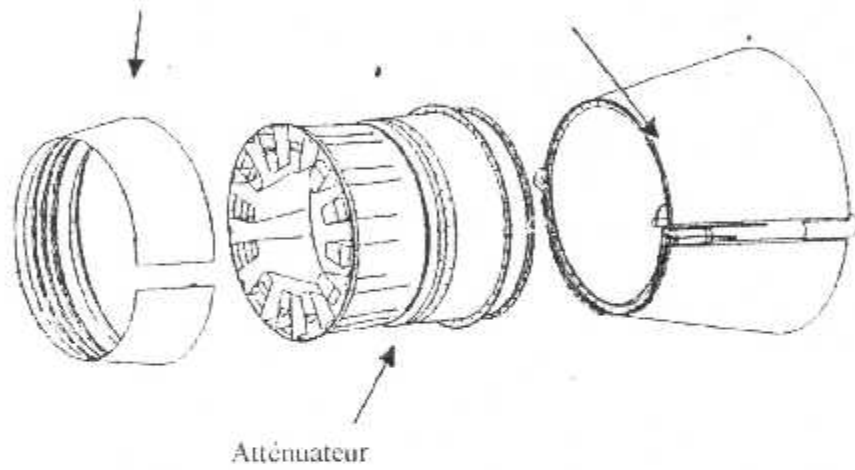
De point de vue pratique, ce projet m'as permis de suivre les différentes étapes de l'installation de cette modification Raisbeck sur les B 727 ainsi de voir de plus près les avantages et inconvénients de l'exploitation de ces avions.

En fin, nous aurons aimée faire une comparaison entre différentes firmes américaine agréer par la FAA et le constructeur Boeing à savoir Raisbeck et Fedex.



Inverseur de poussée sur la position  
neutre ( P/N 98 B 70095 )

Inverseur de poussée de Boeing

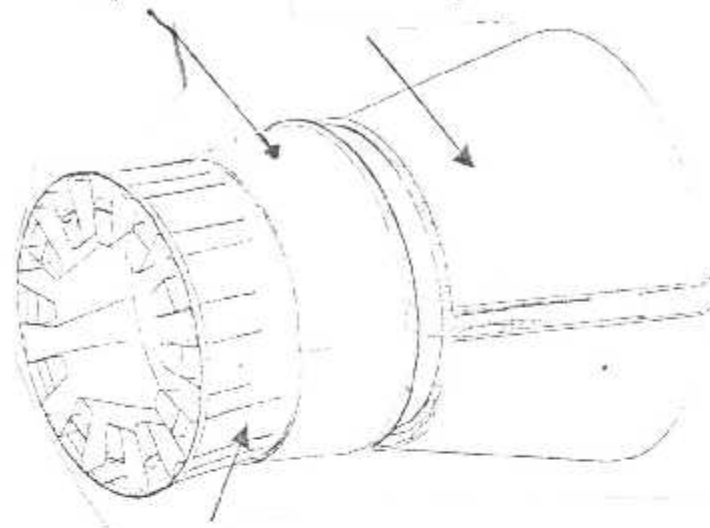


**Vue d'ensemble**

- Figure V.1 -

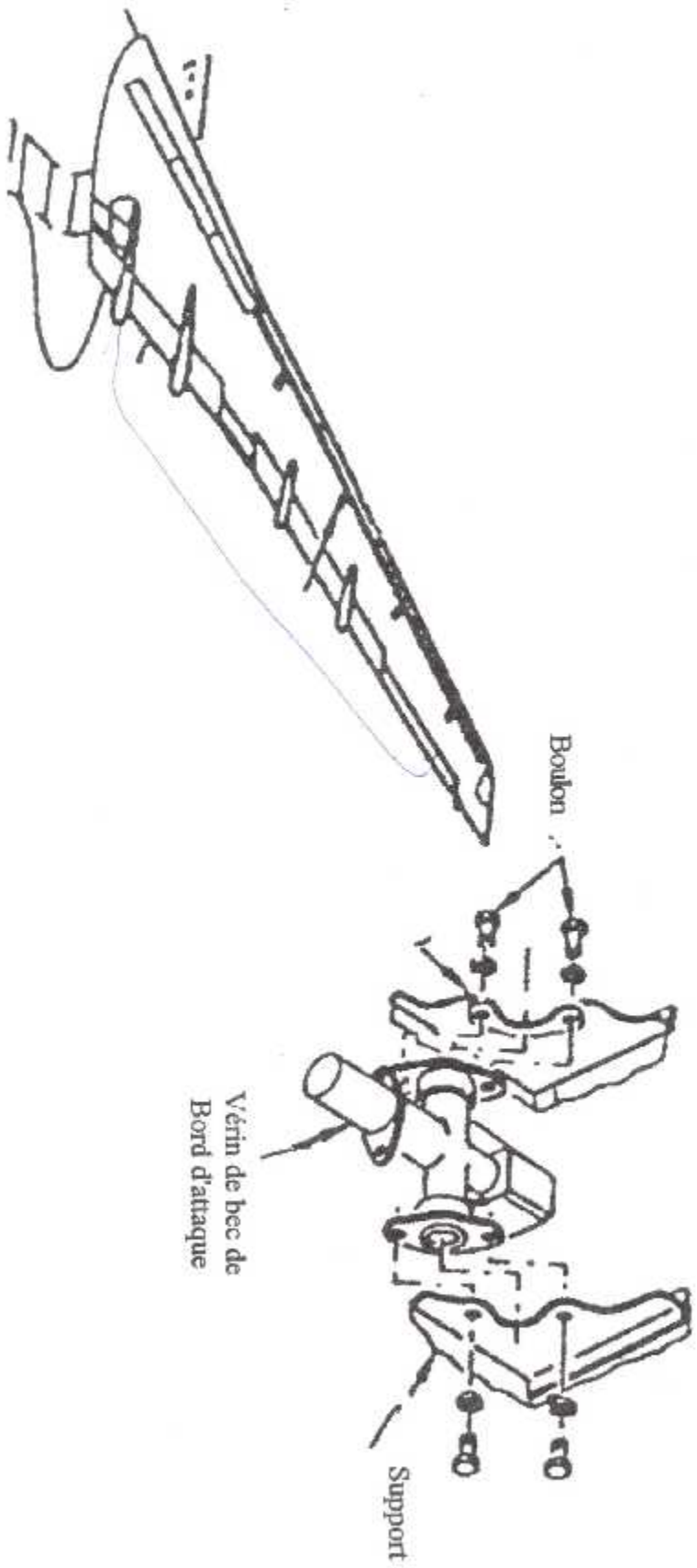
Inverseur de poussée sur la position  
neutre ( P/N 98 B 70095 )

Inverseur de poussée



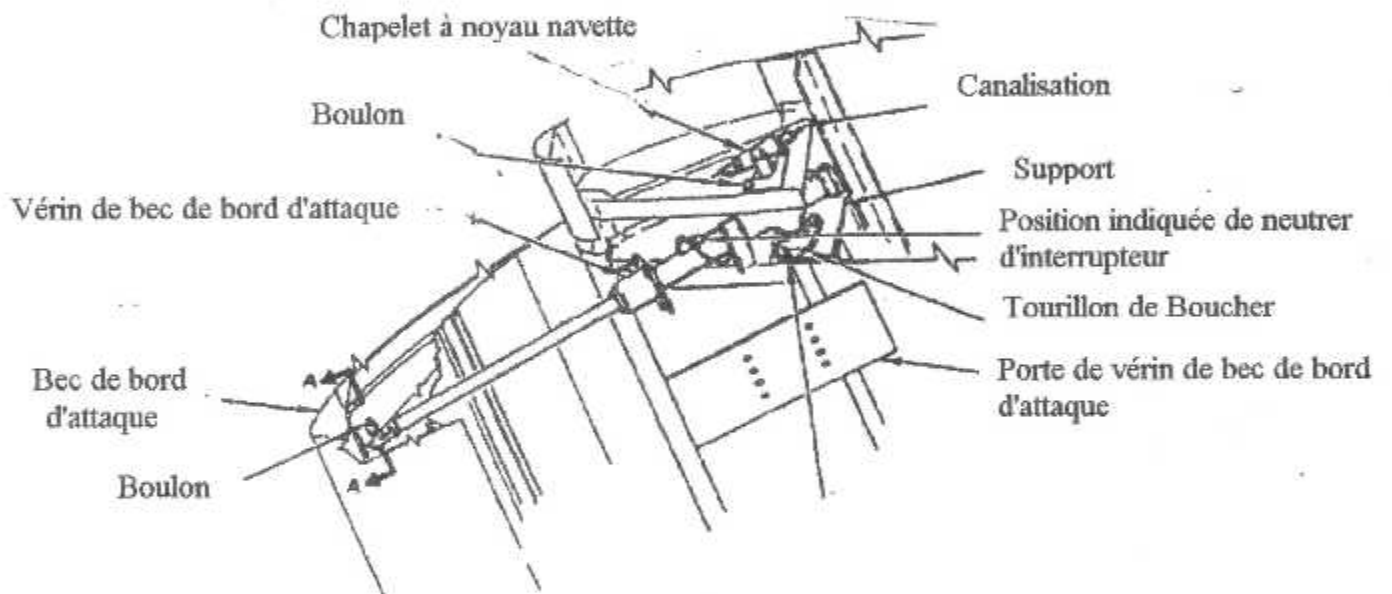
Atténuateur

**Vue d'ensemble**



– Vérin de bec de bord d'attaque

– Figure V.3.A

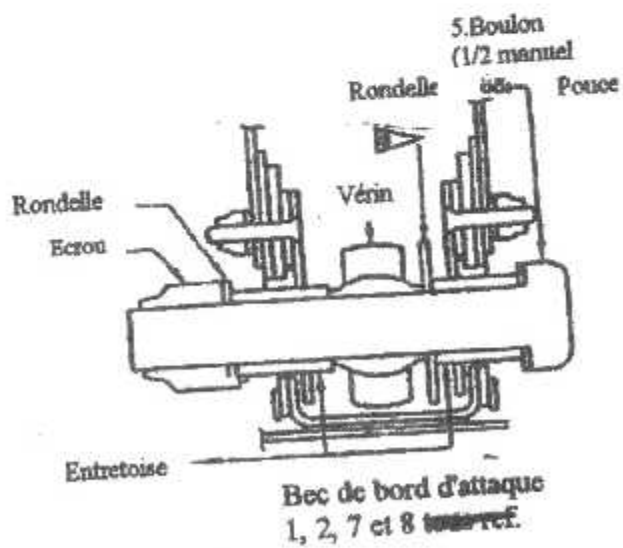
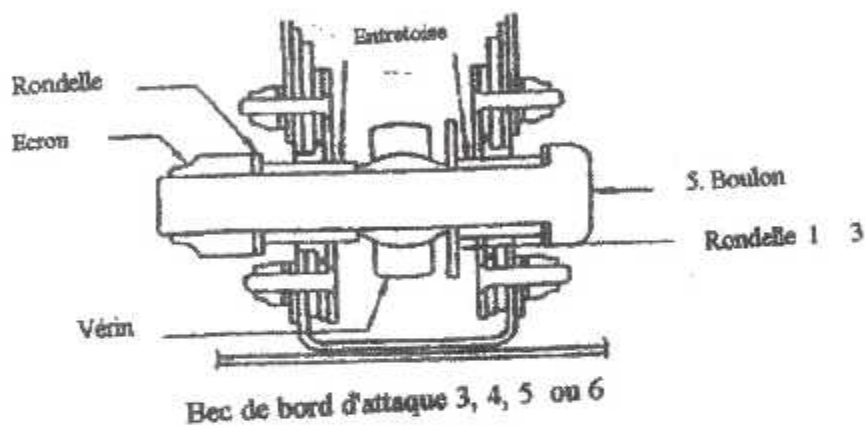
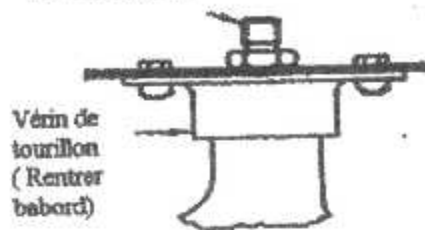


- Vérin type décot

Installation de vérin de bord d'attaque

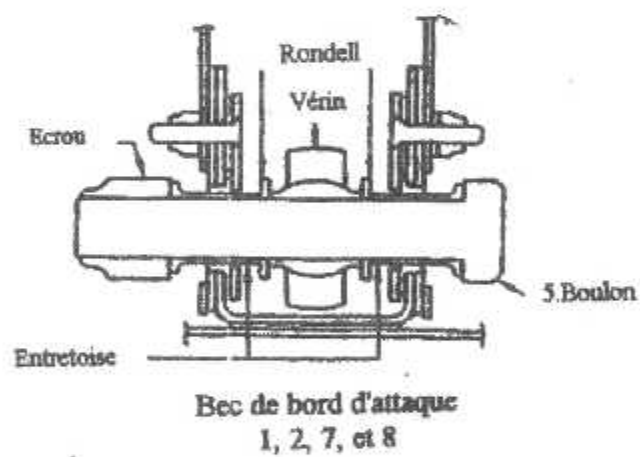
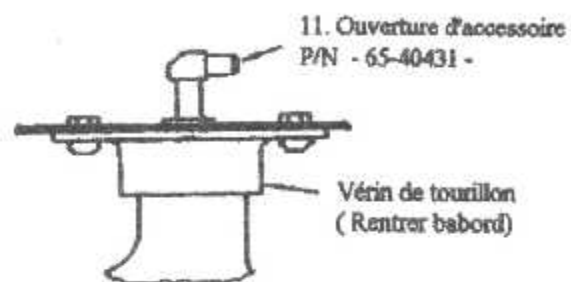
- Figure V 3.C -

11. Ouverture d'accessoire  
P/N - 69-14142 -



- Figure 4.A -

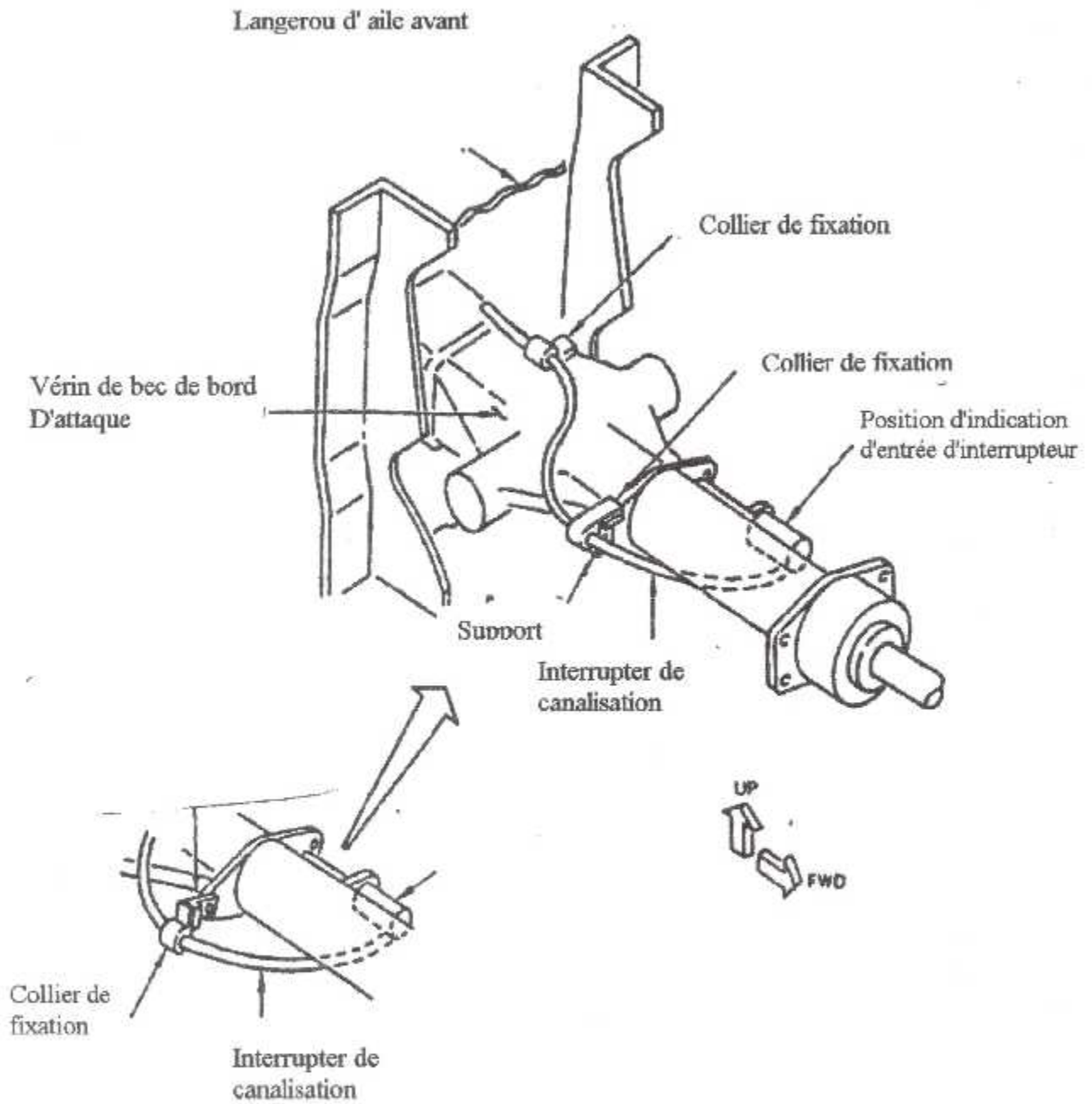
- Installation du vérin de bec de bord d'attaque
- Installation du boulon de vérin



– Installation du vérin de bec de bord d'attaque

– Installation de boulon de vérin

– Figure V 4.B



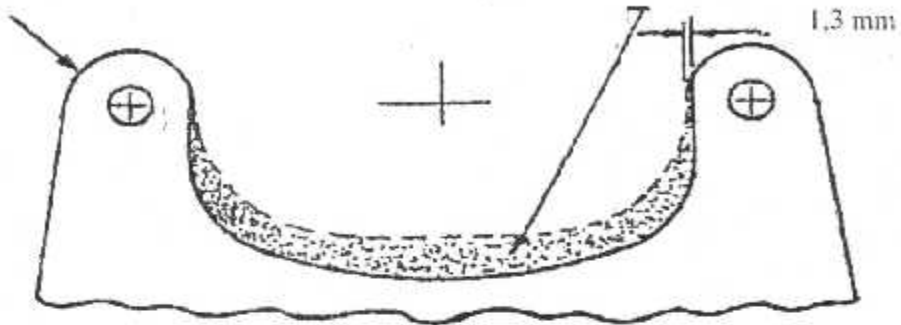
**STATION DE BEC DE BORD D'ATTAQUE 174 ou 285**  
**Détail D**

**Cheminement de fil métallique du vérin**  
**Figure – 05 –**

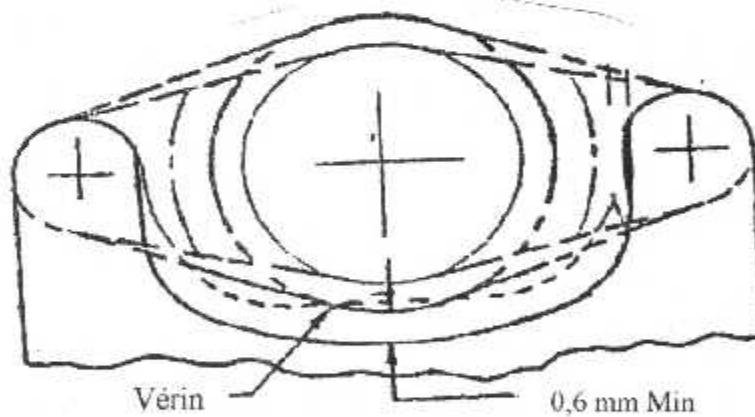


Surface hachurée présentant un jeu de 0,6 mm min par rapport au corps du vérin.

Support sur le collier de fixation

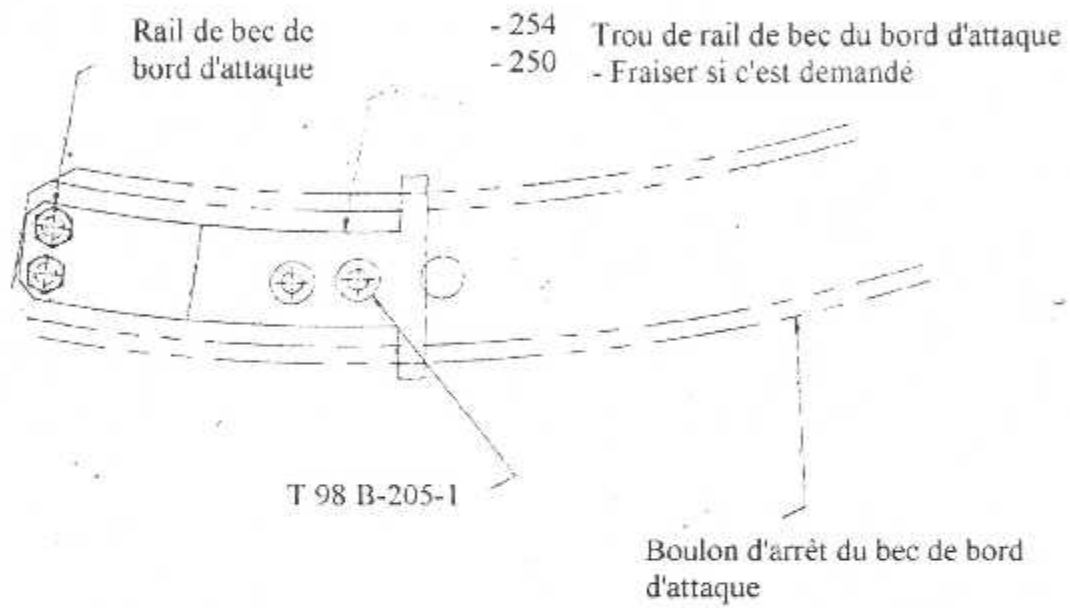


Support d'équilibrage de collier de fixation



- Modification de support sur le collier de fixation -

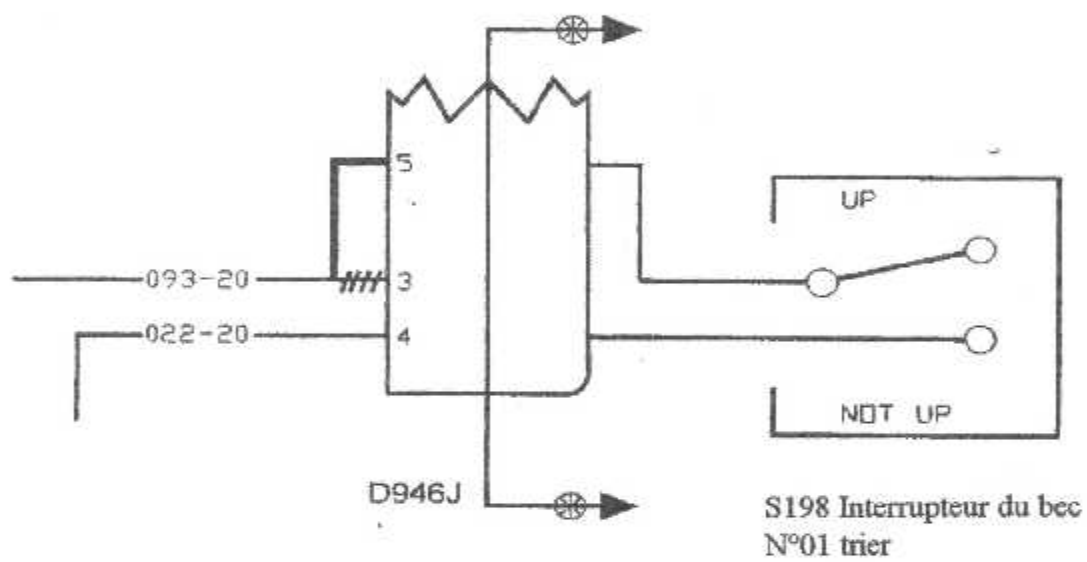
Figure - V.6 -



**Installation de la trace d'outil**

**Figure -V.7-**



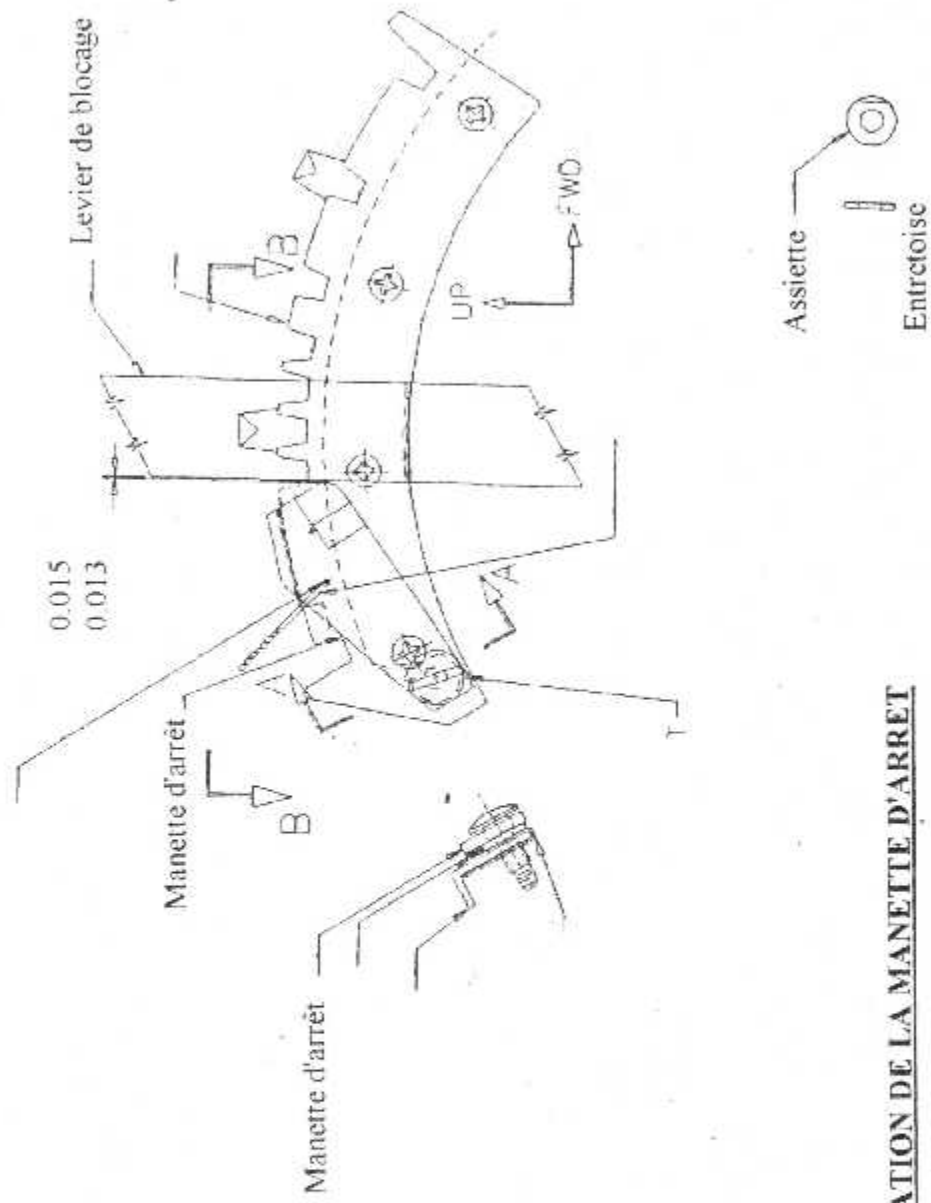


——— Nouveau fil métallique  
 — Fil métallique existant

— Tous localisation typique —

— Modification du raccord d'interrupteur superieur —

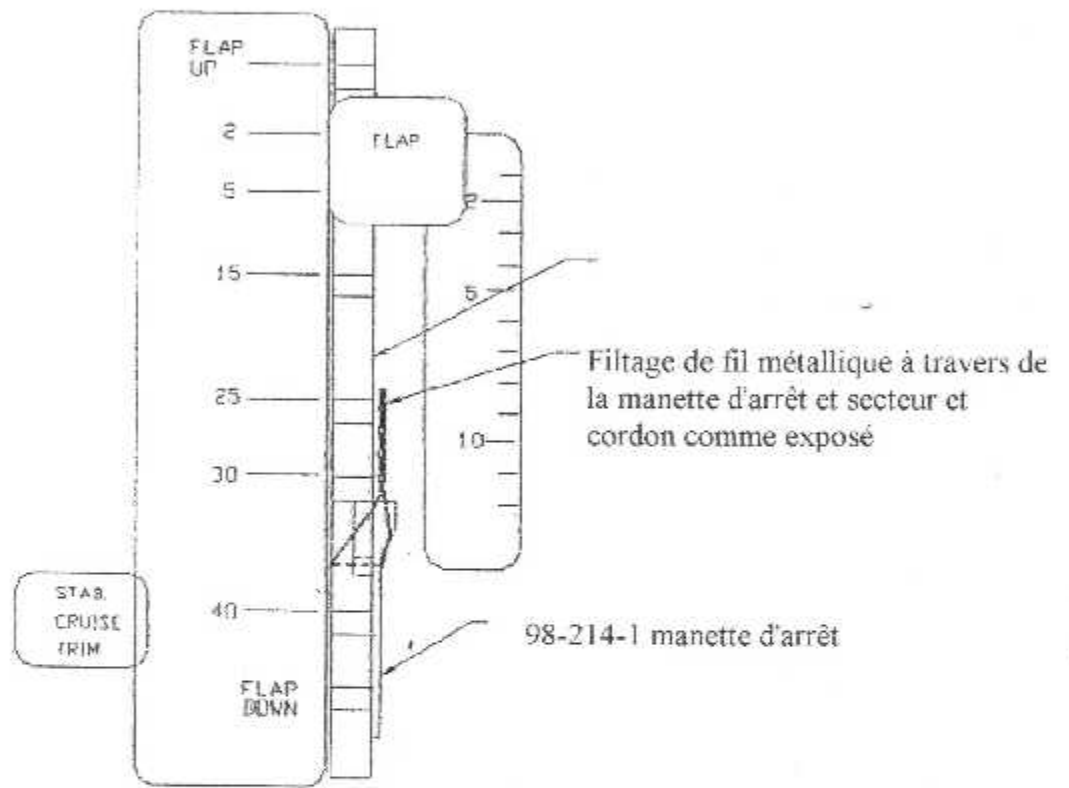
— Figure 10 —



- Figure V.11-

INSTALLATION DE LA MANETTE D'ARRÊT

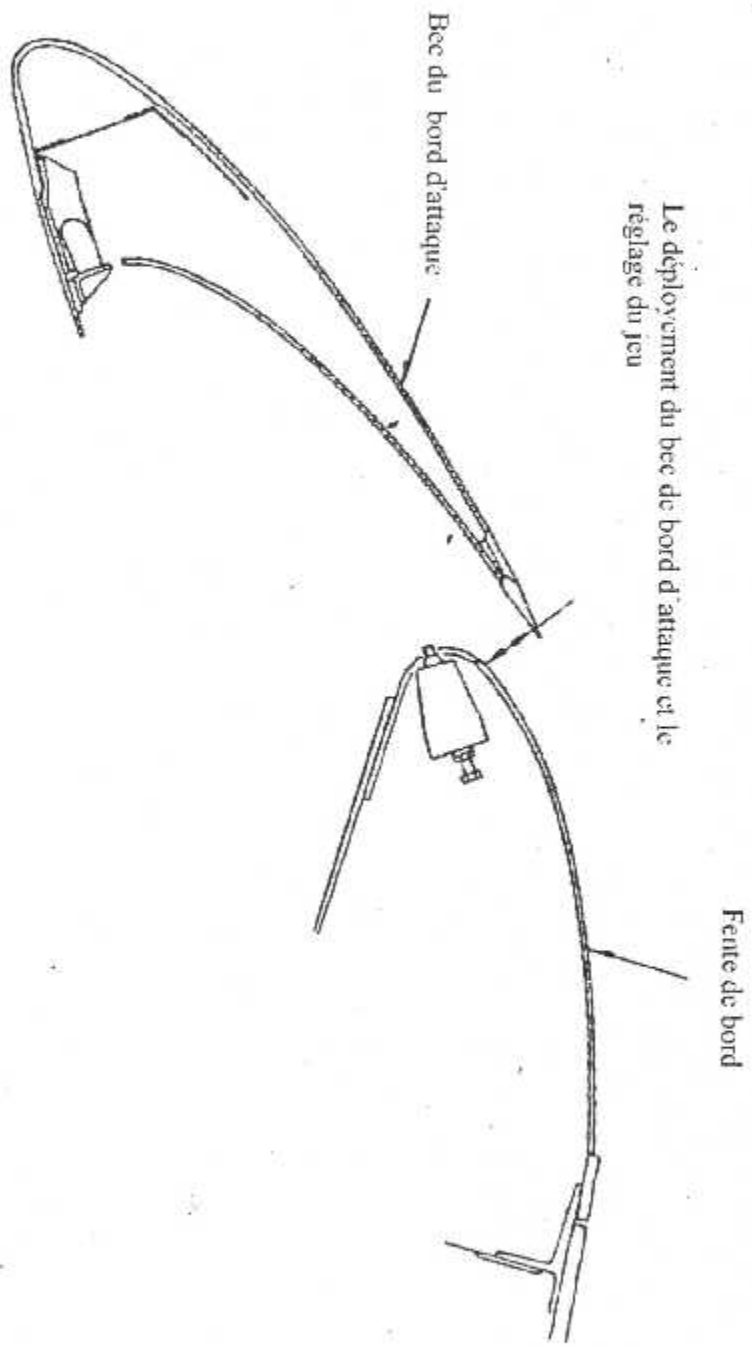
INSTALLATION DE LEVIER DE BLOCAGE



**SECTION D - D**

**Panneau d'éclairage / plaquette de schémas**

**Figure V.11 - A**



— Ajustement du jeu du bec de bord d'attaque —

— Figure V.12 —



-ANNEXE-





JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE E	
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÊNAGE	
Nº: 01	ECHELLE: 1 / 10	Ref: B Aigbeck

EXTI

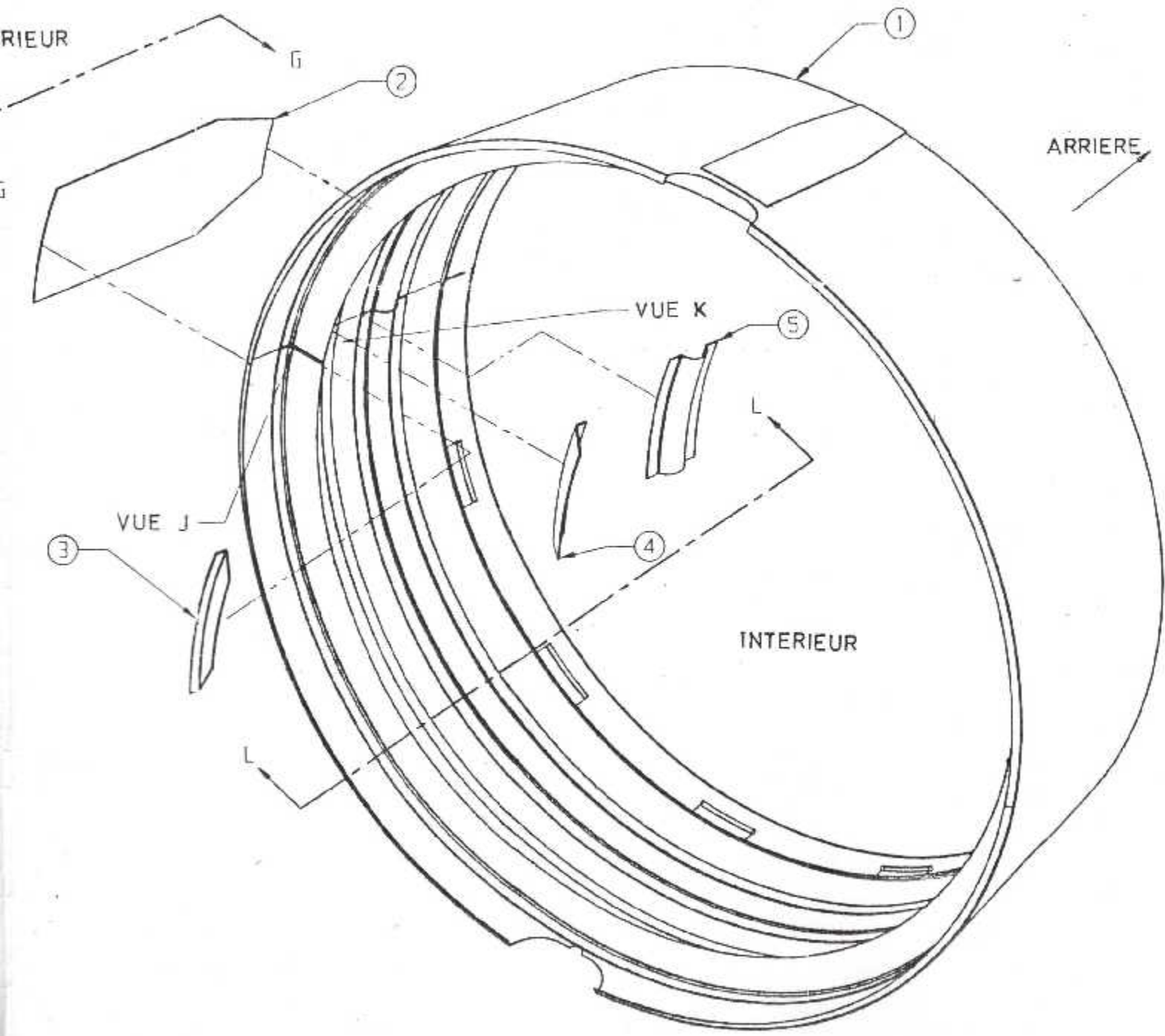


d

c

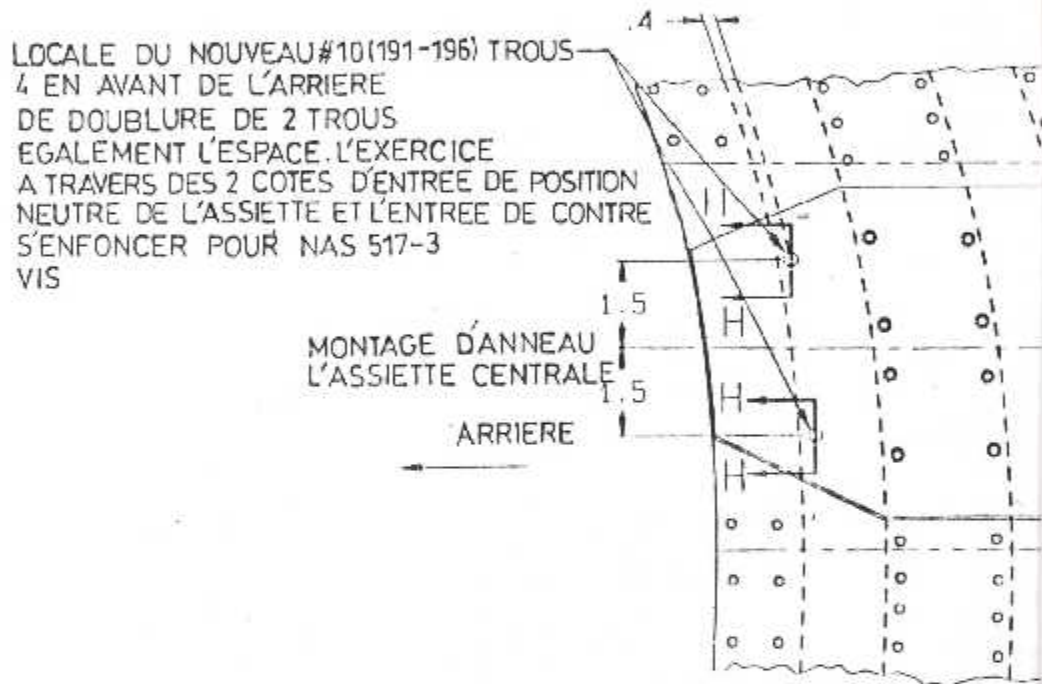
b

a

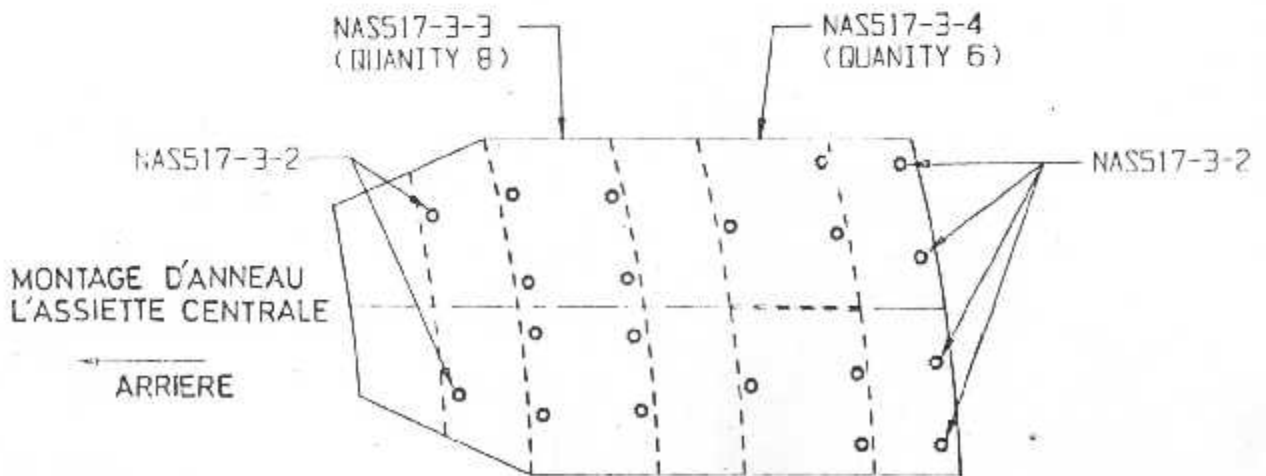


JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE	
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÉNAGE	
Nº: 02	ECHELLE: 1/10	Ref: P. A. Beck

ALLUMETTE D'EXERCICE 18 TOTAL #10(191-196) TROUS  
 L'ENTREE DE L'ASSIETTE DANS LA LOCATION  
 D'ECROU DES ASSIETTES A L'INTERIEUR.  
 CONTRE S'ENFONCER POUR NAS 517-3 VIS  
 CHOISIR L'ECROU DE L'ASSIETTE A PRÉMUNIR  
 ET RECLAMER LE BORD DE MARGE REF. NOTES 13 E

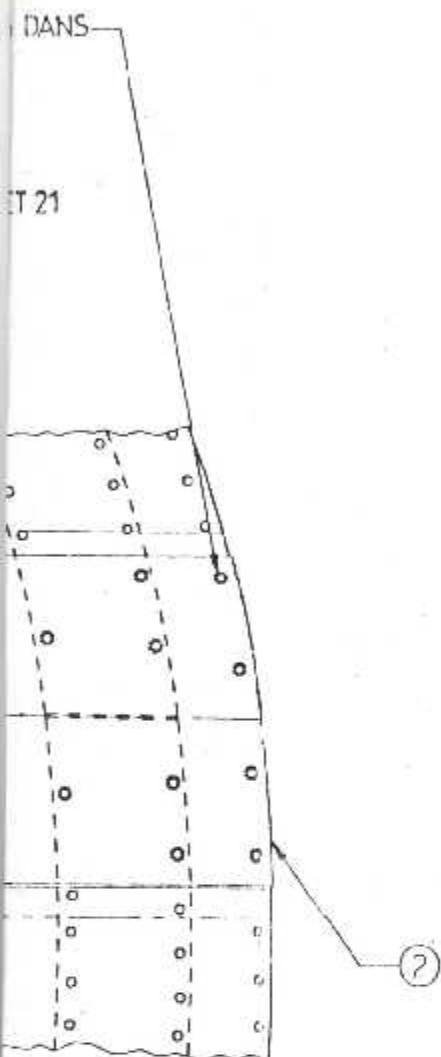


SECTION G-G  
 POSITION NEUTRE  
 LE PLACEMENT PO  
 A L'INTERIEUR CON

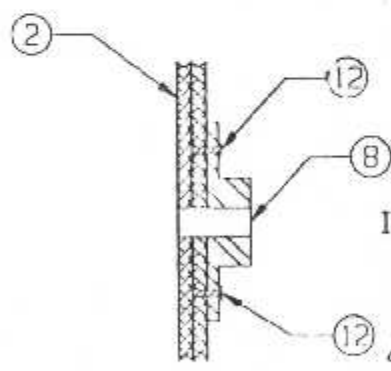


ADDITIONNEL VUE G-G  
 L'ENTREE DE POSITION NEUTRE DE L'ASSIETTE  
 POIGNEE DE LONGUEUR POUR INSTALLER  
 LES VIS EXTERIEURE A ENVISAGER





DE L'ASSIETTE  
 POUR ALLUMETTE EXERÇANT  
 CONSIDERER



SECTION H-H



INSTALLATION D'UNE ASSIETTE DÉC  
 (MS21075L3), RIVET (MS20426AD3-4)  
 A TRAVERS POSITION NEUTRE, MAIS  
 L'ENTRÉE DU POSITION NEUTRE DE L  
 2 TROUS INDIQUEE

JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE F		
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÉNAGE		
N°: 03	ECHELLE: 1/10	Ref: B. Aisberk	



d

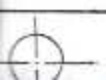
c

b

ROU  
PAS  
ASSIETTE

BLIDA

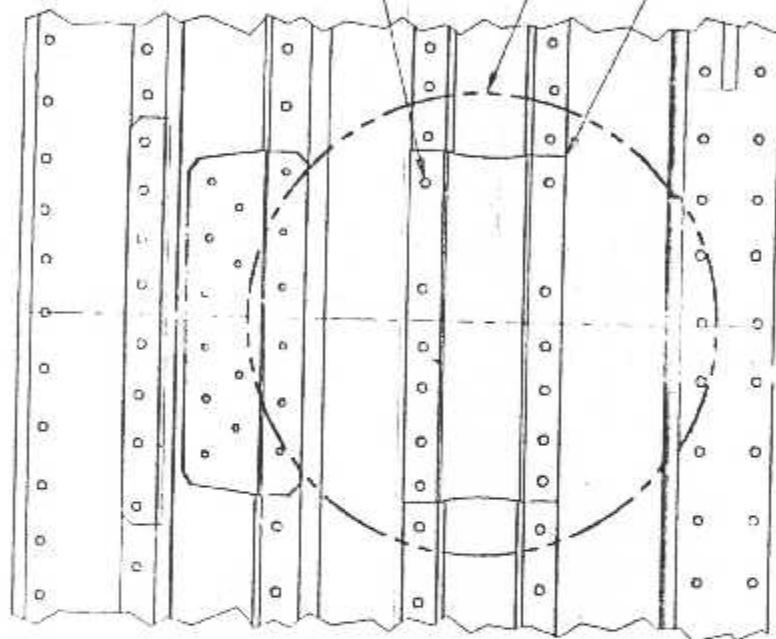
a



ALLUMER LA FORÊT DU RENFORT  
D'ENTRÉE EN PLACE, 12 TROUS  
2 TROUS DANS LA 1<sup>ère</sup> SECTION  
DOIT ÊTRE DÉBORDER LE TOMPON,  
À TRAVERS LE RENFORT ET LE REVÊTEMENT  
N'AS PAS BESOIN D'ÊTRE ALLUMER  
EN FORANT

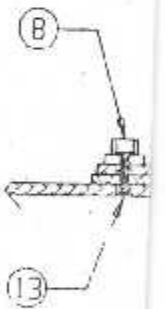
DETAIL M

MONTAGE D'ANNEAU  
D'ENTRÉE CENTRALE



ARRIERE

VUE L-L  
LA POSITION NEUTRE DU RENFORT  
D'ENTRÉE DE L'EMPLACEMENT  
POUR ALLUMER LA FORÊT

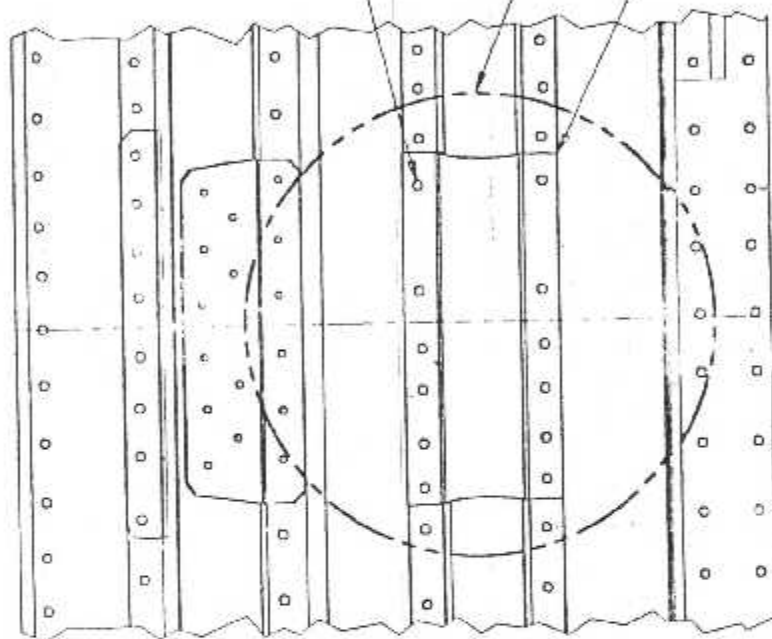


ALLUMER LA FORÊT DU RENFORT  
D'ENTRÉE EN PLACE, 12 TROUS  
2 TROUS DANS LA 1<sup>ère</sup> SECTION  
DOIT ÊTRE DEBORDER LE TOMPON,  
A TRAVERS LE RENFORT ET LE REVÊTEMENT  
N'AS PAS BESOIN D'ÊTRE ALLUMER  
EN FORANT

DETAIL M

5

MONTAGE D'ANNEAU  
D'ENTRÉE CENTRALE



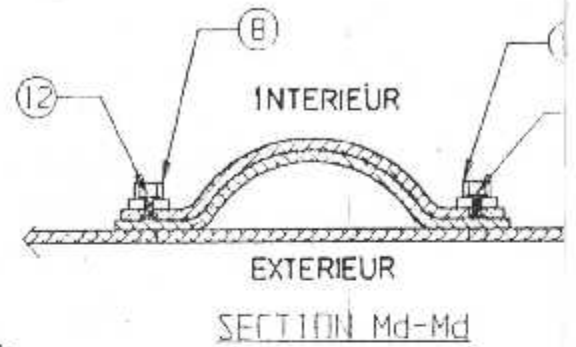
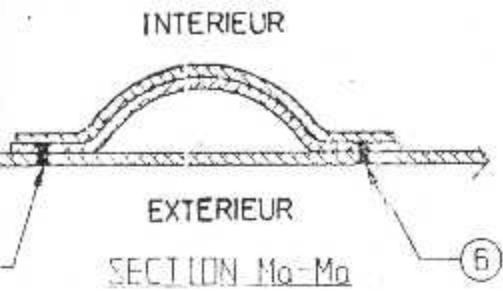
ARRIERE

VUE L-L

LA POSITION NEUTRE DU RENFORT  
D'ENTRÉE DE L'EMPLACEMENT  
POUR ALLUMER LA FORÊT

8

13



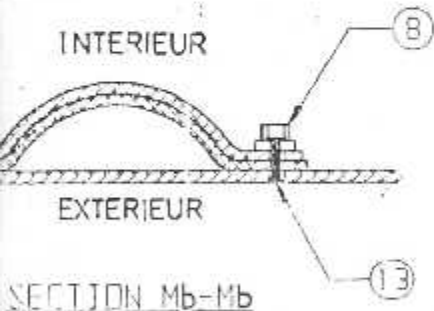
APRÈS LE RETRAIT DES RIVET  
RIVET (NAS1097B5-5) NON  
A TRAVERS LA POSITION NEUTRE  
DU RENFORT D'ENTRÉE.  
DOUBLE DE BORDEMENT  
DE 2 TROUS INDICQUÉS

COUPER AU LONG  
DE LA POSITION NEUTRE  
MONTAGE D'ANNEAU  
D'ENTRÉE CENTRALE

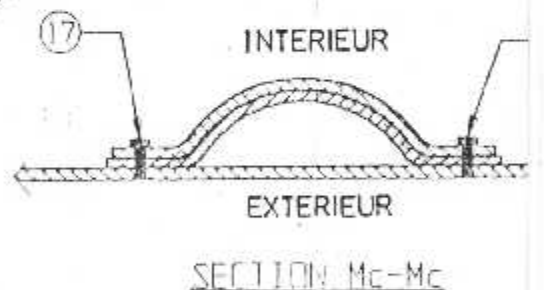
INSTALLATION DÉCROU  
(MS21075L3), RIVET  
MS20426AD3-4  
A TRAVERS LA POSITIO  
NEUTRE DE L'ENTRÉE.  
TOUS LES 4 TROUS IND

APRÈS LE RETRAIT DE  
RIVET (NAS1097D5-6)  
A TRAVERS LA POSITIO  
DU RENFORT D'ENTRÉE  
DES 4 TROUS

INSTALLATION DÉCROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
A TRAVERS LA POSITION NEUTRE  
DU RENFORT ET LA POSITION  
NEUTRE DES 4 TROUS RESTES



DETAIL M  
INSTALLATION A LA POSITION  
NEUTRE DU RENFORT D'ENTRÉE



JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE B	
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÉNAGE	
N° 04	ECHELLE 1/10	Ref:

d

c

b

a

⑫

D'ASSETE

LES

RIVET

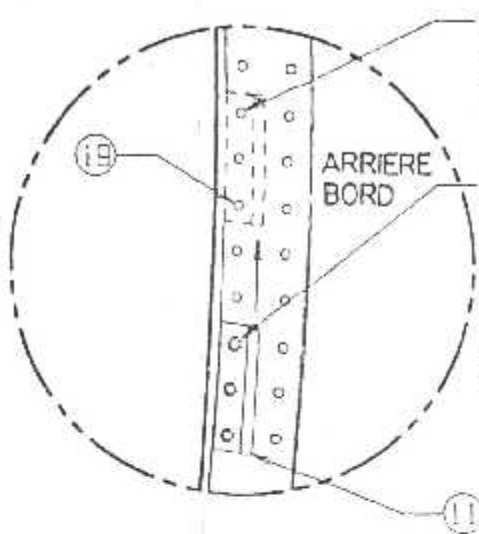
NEUTRE

⑦

LIDA

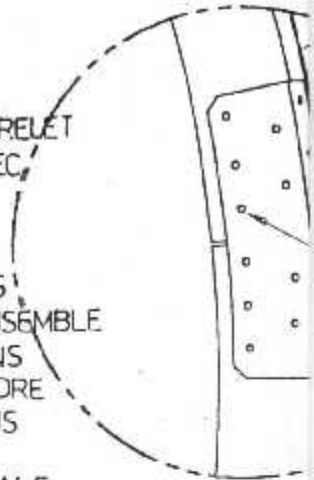


d



ENSEMBLE DE FROTTEMENT DU BOURRELET  
DES RIVETS D'ARRIERE DOUBLURE AVEC  
NAS1097D5-8.

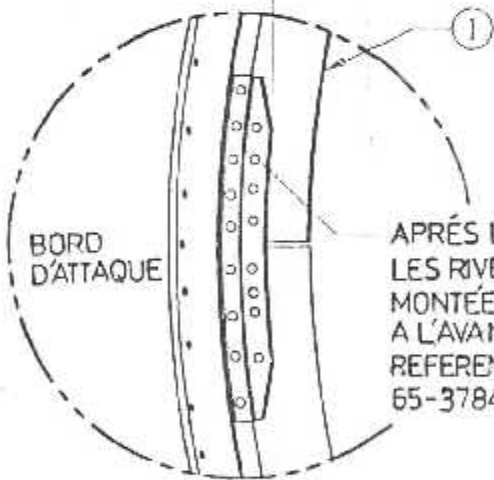
APRES LE RETRAIT DE TOUS LES RIVETS  
DE FROTTEMENT DU BOURRELET DE L'ENSEMBLE  
BOUGER LE BOURRELET CONTRE LE SENS  
DES AIGUILLES D'UNE MONTRE AU MOINDRE  
D'UN TROU ET NON LE PLUS QUE 5 TROUS  
DE NOUVEAU POSITION AINSI CLAIR  
QUE L'ANNEAU DE L'ASSIETTE CENTRALE



VUE C  
MONTAGE D'ANNEAU  
ENLEVEMENT  
VUE A L'AVANT  
L'ANNEAU DA

VUE A  
FROTTEMENT DE BOURRELET/ARRIERE DOUBLURE/  
RETRAIT DES RIVETS ET REPOSITIONNER  
NORMAL A L'AIR DE L'INTERIEUR ARRIERE  
BORD-AU LONG MONTÉE L'ANNEAU DE  
L'ASSIETTE CENTRALE

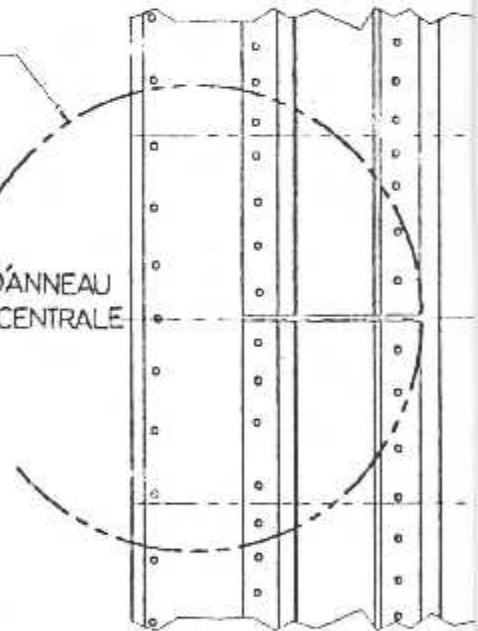
c



APRES LE RETRAIT TOUS  
LES RIVETS, DISTANCE DE BOEING  
MONTÉE L'ANNEAU DE L'ASSIETTE-  
A L'AVANT.  
REFERENCE BOEING P/N  
65-37842-10

DETAIL F

MONTAGE D'ANNEAU  
D'ASSIETTE CENTRALE



VUE B  
MONTÉE D'ANNEAU D'ASSIETTE-EN AVANT  
RETRAIT DES RIVET  
DISTANCE ARRIERE DE MONTAGE D'ANNEAU  
D'ASSIETTE CENTRALE

VUE D-D  
ENLEVEMENT  
MONTAGE D'AN

b

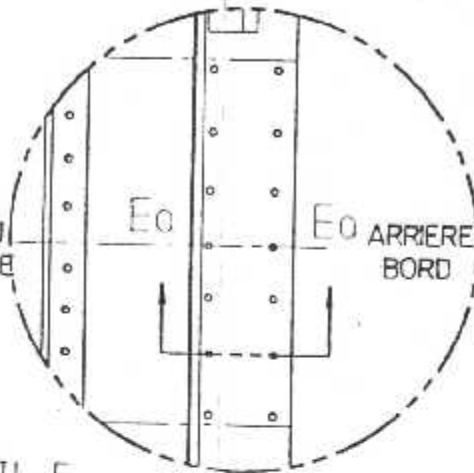
a

D. N  
EC

1000

APRÈS LE RETRAIT TOUS  
LES RIVETS A L'AIR DE BOEING  
MONTÉE D'ANNEAU D'ASSIETTE -  
ARRIERE  
REFERENCE BOEING P/N  
65-37842-111

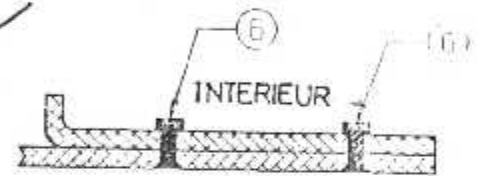
MONTAGE D'ANNEAU  
D'ASSIETTE CENTRALE



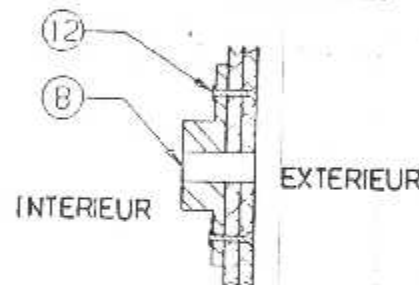
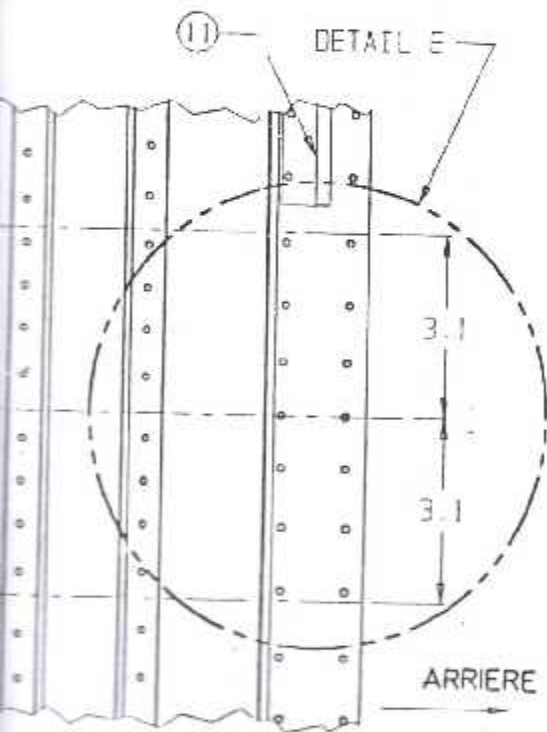
REMPILIR L'OUVERTURE  
DES TROUS DANS 2 RANGS  
DE L'ARRIERE DE DOUBLURE  
AVEC NAS1097B5-5,  
APPROXIMATIVE 9 TROUS

EAU DE L'ASSIETTE-ARRIERE  
RIVET DETAIL  
DE  
ASSIETTE CENTRALE

DETAIL E  
L'EMPLACEMENT DU RIVET  
EN ARRIERE DE LA DOUBLURE

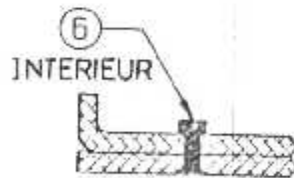
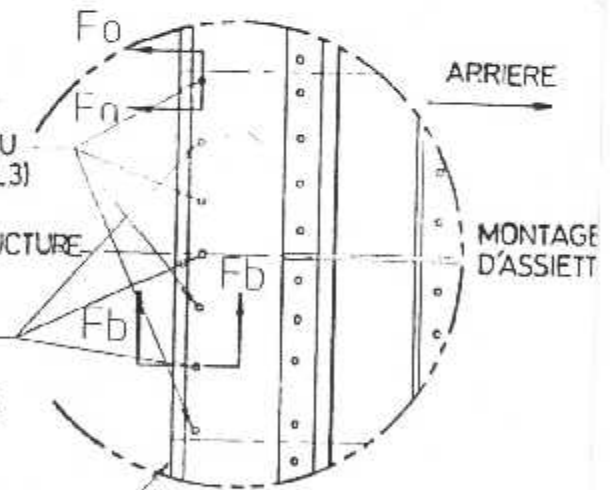


SECTION Ea-Ea



SECTION Ea-Ea  
INSTALLATION DE L'ECROU  
DE L'ASSIETTE (MS 21075 L3)  
RIVET (MS 20426 AD3-4)  
A TRAVERS TOUTE LA STRUCTURE  
4 TROUS INDIOUES

RIVET NAS1097B5-5  
A TRAVERS EN AVANT  
DE DOUBLURE, 3 TROUS  
INDIOUES



SECTION Fb-Fb

DETAIL E  
L'EMPLACEMENT DU RIVET  
DANS LA DOUBLURE D'AVANT

RIVET EN LONG  
AU DE L'ASSIETTE CENTRALE

JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE	
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÉNAGE	
Nº. 05	FEUILLE 1/10	REF:



d

c

b

D'ANNEAU  
CENTRALE

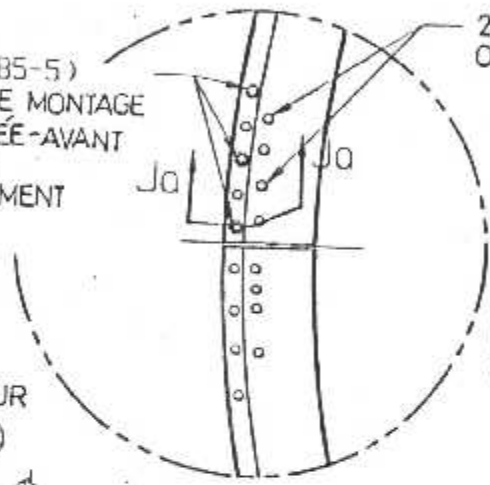
BLIDA

a

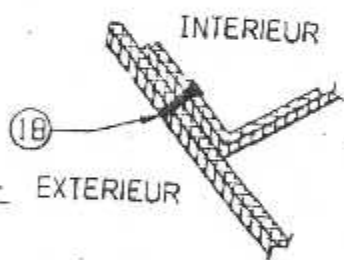
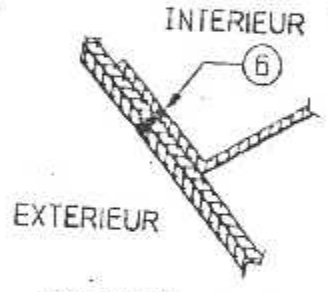
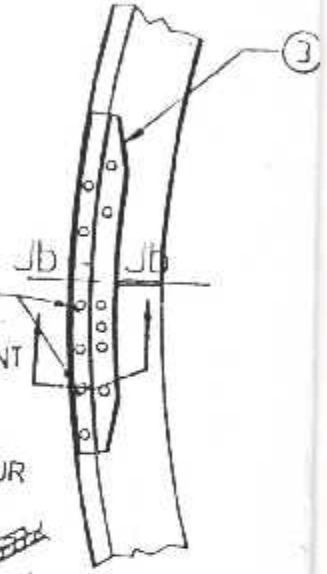


RIVET (NAS109785-5)  
NON A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTRÉE-AVANT  
3 TROUS INDICÉS  
DOUBLE DEBORDEMENT

2 TROUS  
OUVERT DE GAUCHE



RIVET (NAS109705-7)  
A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTRÉE-AVANT  
2 TROUS INDICÉS

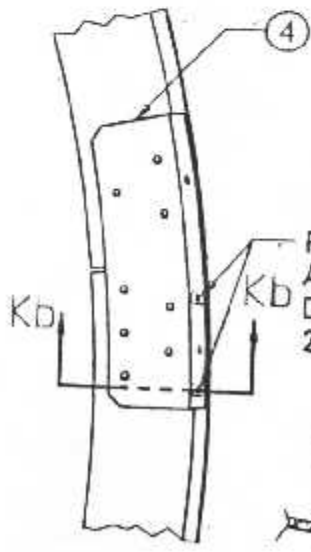
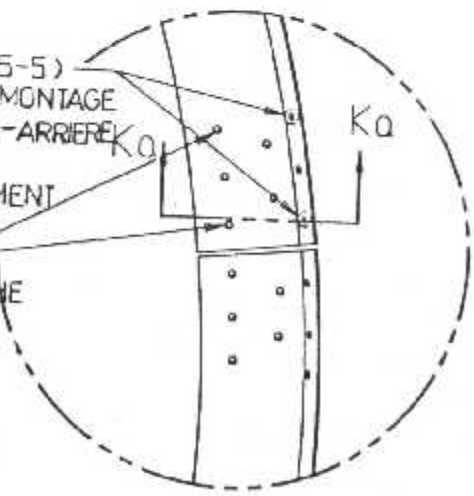


VUE J  
MONTAGE D'ANNEAU D'ENTRÉE-  
AVANT L'EMPLACEMENT  
A L'AIR DE L'ARRIERE AU LONG  
DU MONTAGE D'ANNEAU  
D'ENTRÉE CENTRALE

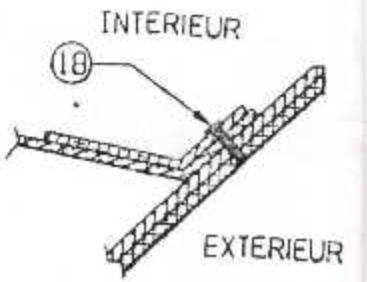
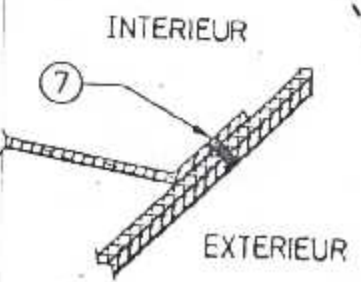
SECTION Jb-Jb

RIVET (NAS109785-5)  
NON A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTRÉE-ARRIERE  
2 TROUS INDICÉS  
DOUBLE DEBORDEMENT

2 TROUS  
OUVERT DE GAUCHE



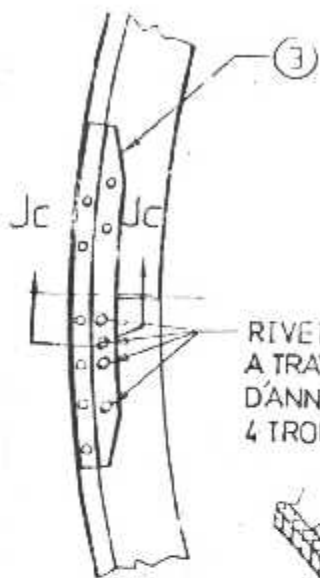
RIVET (NAS109705-7)  
A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTRÉE-ARRI  
2 TROUS INDICÉS



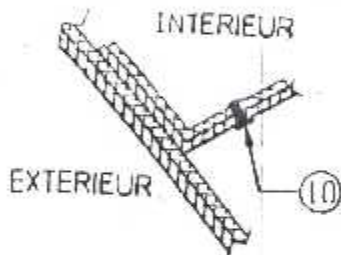
VUE K  
MONTAGE D'ANNEAU ARRIERE D'ENTRÉE  
DU RIVET RETIRER DETAIL  
VUE A L'AVANT DU  
MONTAGE D'ANNEAU D'ENTREE CENTRALE

SECTION K-a-K-a

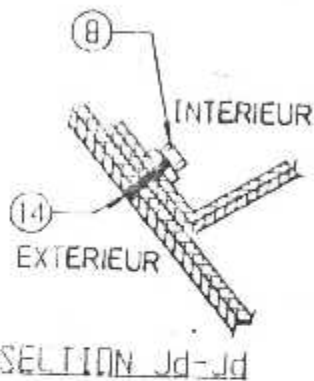
SECTION K-b-K-b



RIVET (CR3243-5-3)  
A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTREE - AVANT  
4 TROUS INDIOUES



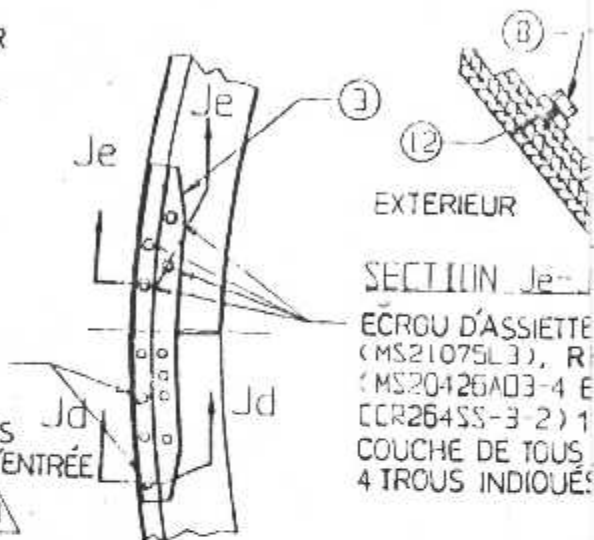
SECTION Jc-Jc



SECTION Jd-Jd

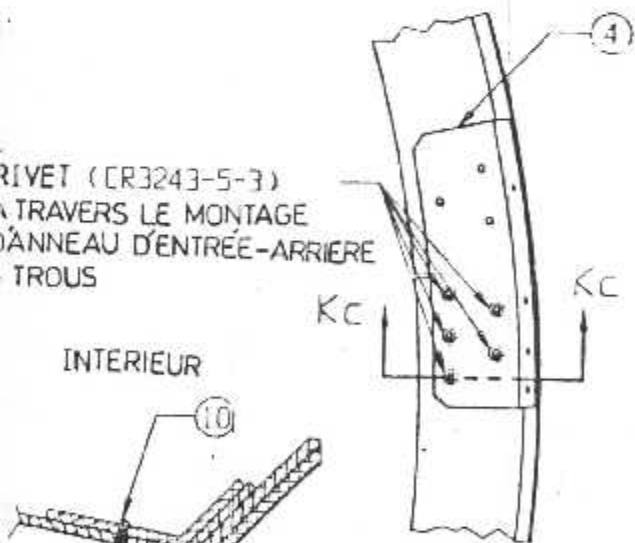
ECROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
MS20426AD3-6 A TRAVERS  
LE MONTAGE D'ANNEAU D'ENTREE  
-A L'AVANT DES 2 TROUS  
INDIOUES. CHOISIR

L'ADJACENT DES TROUS SI LES VIS SONT DEMANDÉS, LE BORD  
DE MARGE DANS LA POSITION NEUTRE D'ENTREE DE L'ASSIETTE

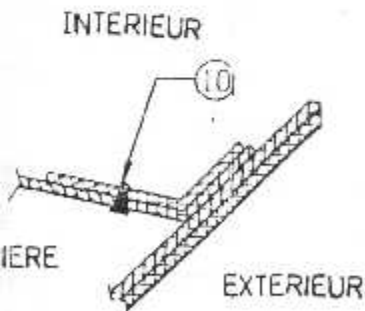


SECTION Je-Je

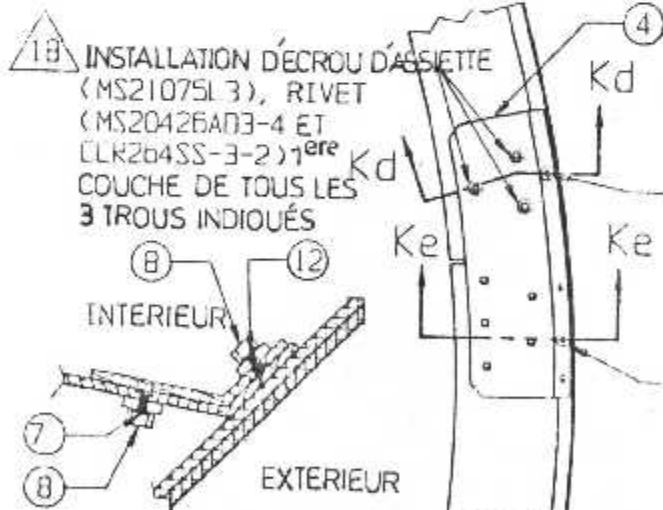
ECROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
(MS20426AD3-4 ET  
CR264SS-3-2) 1  
COUCHE DE TOUTS  
4 TROUS INDIOUES



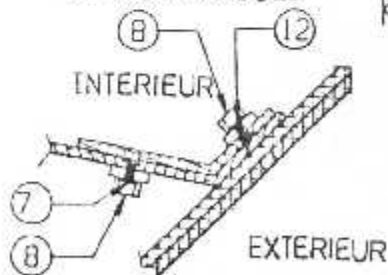
RIVET (CR3243-5-3)  
A TRAVERS LE MONTAGE  
D'ANNEAU D'ENTREE-ARRIERE  
3 TROUS



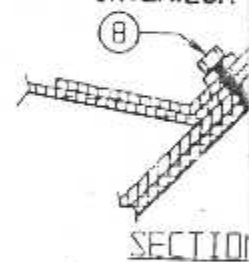
SECTION Kc-Kc



INSTALLATION D'ECROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
(MS20426AD3-4 ET  
CR264SS-3-2) 1<sup>ere</sup>  
COUCHE DE TOUTS  
3 TROUS INDIOUES



SECTION Kd-Kd



SECTION

ECROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
A TRAVERS LE MON  
D'ANNEAU D'ENTREE  
1 TROU INDIOUE

ECROU D'ASSIETTE  
(MS21075L3), RIVET  
MS20426AD3-6 A  
TOUTE LA STRUCT  
1 TROU INDIOUE

JUIN 2001	INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLI
LAMARA RATIBA	INVERSEUR DE POUSSÉE SUR LE CARÈNAGE

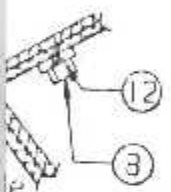
d

c

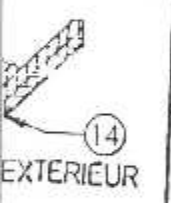
b

a

INTERIEUR



18  
VET  
T  
ere  
LES  
S



EXTERIEUR

Ke-Ke



TAGE  
A L'ARRIERE

VET  
TRAVERS  
URE

DA

# BIBLIOGRAPHIE

Mémoire de fin d'étude : « Etude d'expertise d'incendie d'un JT8D ».

Mémoire de fin d'étude : « Etude de bruit ».

Service des archive d'Air Algérie.

Document de protection en environnement.

Catalogue d'installation et création des inspections de la firme Raisbeck.