



**ICAS Paper No. 70-22**

**METHODES EXPERIMENTALES D'ANALYSE DES SOURCES  
DE BRUIT DES COMPRESSEURS ET DES JETS**

by

J. Taillet

Directeur Scientifique

O. N. E. R. A.

(Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales)

Chatillon-sous-Bagneux, France

**The Seventh Congress  
of the  
International Council of the  
Aeronautical Sciences**

CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE, ROMA, ITALY / SEPTEMBER 14-18, 1970

Price: 400 Lire

## METHODES EXPERIMENTALES D'ANALYSE DES SOURCES DE BRUIT DES COMPRESSEURS ET DES JETS

J. Taillet  
Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales  
(O.N.E.R.A.), France

### SOMMAIRE

Pour caractériser les sources sonores des compresseurs et des jets, l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales a choisi les méthodes expérimentales suivantes :

- pour les compresseurs, les ventilateurs et les voilures tournantes, ont été mis en oeuvre des capteurs de pression dynamique et des jauges à film chaud miniaturisés. Les capteurs de pression les plus petits sont des microphones à électrets, de 5 mm de diamètre et 1,5 mm d'épaisseur. Les jauges à film chaud sont des pastilles de 4 mm de diamètre et de 0,4 mm d'épaisseur. Ces instruments permettent d'avoir accès aux distributions de pression fluctuante et de coefficient de convection thermique à la surface des aubages ;

- pour les jets, une méthode d'analyse de la turbulence par l'étude des corrélations spatio-temporelles de l'émission infra-rouge du jet, conçue par la D.V.L. (Deutsche Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.v.), est en cours d'expérimentation et de perfectionnement ; une brève analyse des avantages possibles de cette méthode par rapport à d'autres procédés est présentée dans cette communication.

### 1. INTRODUCTION

Dans le cadre des recherches menées en France par l'Industrie Aéronautique pour la réduction du bruit des aéronefs, l'O.N.E.R.A. a développé des techniques expérimentales destinées à caractériser les sources de bruit dans les compresseurs et les jets. Ces techniques, et l'instrumentation correspondante, ont été mises en oeuvre au bénéfice de la SNECMA, sur des ventilateurs carénés, dans un compresseur expérimental, et autour de jets fournis par des modèles réduits de tuyères.

Le présent article a pour but de définir les méthodes utilisées et de justifier leur choix, de décrire le matériel réalisé, et enfin d'analyser ses performances à la lumière des résultats obtenus. Les relations entre la caractérisation obtenue par ces méthodes et l'élaboration de règles visant à la réduction du bruit n'est pas du ressort de cet exposé, qui n'examine que le point de vue de l'instrumentation. Nous renvoyons le lecteur intéressé par la réduction du bruit des jets à l'article de G. Richter (1).

Le problème posé au physicien ou à l'électronicien chargé de concevoir l'instrumentation la mieux adaptée à la caractérisation des sources de bruit ne conduit pas au même type de solutions dans le cas des compresseurs et dans le cas des jets. S'il est vrai que, dans les deux cas, l'écoulement générateur de bruit possède une structure complexe,

que seule une analyse tridimensionnelle et résolue dans le temps permet, en principe, de décrire en détail, la différence entre les méthodes d'attaque du problème commence à intervenir au niveau des simplifications, justifiées par les théories connues depuis les travaux de Lighthill (2), qui permettent de classer les sources de bruit par importance décroissante. C'est ainsi que, dans un compresseur, la distribution de sources acoustiques quadrupolaires dues à la turbulence de l'écoulement peut être négligée en première analyse vis à vis de la distribution de dipôles acoustiques créés par l'interaction de l'écoulement avec les aubages. La mesure des pressions fluctuantes qui s'exercent sur des surfaces élémentaires portées par les aubes doit donc constituer l'élément le plus important de la méthode de diagnostic à mettre en oeuvre. Dans un jet libre, au contraire, il faut analyser la turbulence dans tout le volume de l'écoulement, et en particulier dans la zone de mélange, pour donner à l'acousticien les éléments qui lui permettront de bâtir un modèle réaliste de distribution de sources sonores. Comme l'expérience doit reproduire les conditions de travail réelles, elle est pratiquée avec des jets chauds, ce qui interdit la mise en place de sondes fragiles, et la zone à étudier doit être explorée à l'aide de faisceaux immatériels.

Il apparaît donc, au premier abord, une différence essentielle entre les types d'instruments à mettre en oeuvre dans les deux cas. C'est ce qui explique que, pour l'étude du bruit des compresseurs, l'effort de l'O.N.E.R.A. ait porté essentiellement sur la conception et la mise au point de nouveaux capteurs destinés à mesurer des conditions à la paroi. Ces capteurs doivent être robustes, peu sensibles aux vibrations et suffisamment miniaturisés pour qu'il soit possible d'en sertir un certain nombre dans un aubage de compresseur de dimensions modestes. Dans le cas du bruit des jets, au contraire, c'est vers l'amélioration des méthodes d'analyse par faisceau infra-rouge que s'est exercée l'activité des chercheurs de l'Office.

### II. ANALYSE DES SOURCES DE BRUIT DES COMPRESSEURS

#### Position du problème et solution proposée.

La source de bruit prépondérante, pour les compresseurs ou les ventilateurs, est une série de sons purs, appelée aussi "bruit de raies" parce que son spectre est constitué par une suite de raies caractéristiques de la fréquence de rotation du rotor et des fréquences d'interaction des aubages fixes et mobiles.

Pour définir au mieux les dispositions optimales à adopter pour réduire les sons purs, il est nécessaire d'avoir des informations permettant de

prévoir comment varient les sources de bruit en fonction de la valeur des paramètres de la turbomachine (nombre des aubages, écartement stator-rotor, régime, etc.). On sait que la distribution des sources génératrices de ce bruit est assimilable à une distribution de dipôles acoustiques dont l'intensité est proportionnelle aux pressions fluctuantes s'exerçant localement sur les aubes. La mesure de ces pressions et l'étude de leurs corrélations avec le champ sonore extérieur doivent donc fournir d'utiles renseignements sur l'importance relative des contributions des différentes parties du compresseur et sur leur variation avec les paramètres de la machine.

Il nous a paru utile de compléter l'analyse du champ de pression par celle des fluctuations du coefficient de convection thermique, afin de recueillir des renseignements complémentaires sur le mécanisme de l'interaction entre aubages fixes et mobiles, et en particulier sur l'influence des sillages, ainsi que sur la turbulence de l'écoulement.

Il faut signaler, en outre, que l'existence de capteurs quasi-ponctuels de pression dynamique autorise l'analyse fine de la structure spatio-temporelle des modes qui se propagent dans le conduit acoustique reliant la turbomachine à l'extérieur, conduit dont l'importance est souvent primordiale pour la diminution du bruit rayonné. Il sera ainsi possible de contrôler la validité des hypothèses simplificatrices qui facilitent le calcul de ces modes, et, le cas échéant, de rechercher la cause de certaines différences entre les prévisions théoriques et le résultat des mesures de la puissance rayonnée. L'influence d'une manche absorbante, celle de la forme du pavillon d'entrée ou de sortie pourront alors être étudiées en laissant à l'empirisme la place la plus réduite.

Toutes ces raisons militent en faveur d'un effort de conception de capteurs miniaturisés capables de mesurer d'une part la pression dynamique, d'autre part le coefficient d'échange thermique dans la couche limite d'un aubage et ses fluctuations.

#### Capteurs de pression dynamique.

##### Principe de la solution adoptée.

Les transducteurs destinés aux mesures de pression fluctuante sur les aubages des turbomachines doivent satisfaire aux impératifs suivants :

- 1) être de très faible encombrement en épaisseur (de l'ordre du millimètre) ;
- 2) être peu sensibles aux vibrations ;
- 3) être d'une mise en oeuvre facile ;
- 4) être robustes et d'un prix de revient modique.

Le capteur utilisé, représenté figure 1, est essentiellement un microphone électrostatique, fonctionnant sans application de haute tension électrique extérieure, en raison des propriétés de sa membrane plastique qui conserve une polarisation électrique permanente de même qu'un aimant conserve une intensité d'aimantation permanente. Cette propriété, appelée effet électret, a été étudiée par Sessler (3) puis par Sessler et West (4).

on les cherche  
l'objet de solli  
n plus nombreux  
Labeyrie travail  
n avec une équi  
on pour réaliser

Figure 1

Capteur de pression dynamique à électrets

La membrane du capteur est une feuille mince (quelques microns) de fluorocarbure (Teflon) ou de polyester (Mylar), métallisée sur une face et posée par son autre face sur une électrode de fond dont la surface présente des rugosités. La capacité, variable avec la pression, de ce microphone électrostatique est formée par la mise en parallèle des capacités élémentaires entre métallisation et irrégularités de la surface de l'électrode de fond. Ces capacités élémentaires comportent un intervalle où une bulle d'air est emprisonnée et leur valeur varie avec la pression sonore fluctuante, ce qui entraîne la variation de la tension de l'électrode de fond par rapport à celle de la métallisation mise à la masse. Ce système, qui peut avoir une structure ordonnée ou aléatoire (par exemple si l'électrode de fond est une pastille de bronze poreux ou de laiton sablé) est différent du schéma de Sessler qui comporte une membrane tendue à faible distance devant une électrode plane.

Cette nouvelle configuration permet de réduire considérablement la hauteur du microphone sans perte prohibitive de sensibilité (5). Elle a rendu possible la construction de capteurs qui, avec leur électronique d'adaptation intégrée, tiennent dans une pastille de 5 mm de diamètre sur 1,5 mm d'épaisseur. Ces capteurs, conçus et réalisés par Baerd, Beaussier et Jean, ont été décrits dans une publication récente (6). Outre leur faible encombrement en épaisseur, ils satisfont aux critères imposés par leurs conditions d'utilisation. La faible inertie de leur membrane les rend en effet très peu sensibles aux vibrations. L'absence de haute tension facilite leur mise en place, car le schéma électrique adopté a permis l'utilisation d'un seul fil coaxial pour la liaison, ce qui constitue un avantage considérable si l'on doit noyer les liaisons dans une saignée pratiquée dans l'aubage. Enfin leur montage peut s'effectuer dans un laboratoire moyennement équipé et leur prix de revient diminue très vite avec le nombre des capteurs fabriqués, ce qui permet de multiplier sans difficulté de prix le nombre des points de mesure à l'intérieur d'une turbomachine.

##### Caractéristiques des capteurs de pression dynamique.

Le tableau 1 indique les caractéristiques essentielles de ces capteurs.

Dimensions hors tout modèle 1 modèle 2	$\varnothing = 7 \text{ mm}$ $h = 2,5 \text{ mm}$ $\varnothing = 5 \text{ mm}$ $h = 1,5 \text{ mm}$
Bande passante (avec corrections)	3 Hz à 100 kHz
Sensibilité	10 mV/mbar ou -100 dBV (re : 1 V/ $\mu$ bar)
Niveau de pression sonore maximum	+ 160 db SPL
Susceptibilité aux vibrations	- 160 db (re : 1 V/cm/sec <sup>2</sup> )
Température de fonctionnement	limitée à 60°C pour le Mylar
Durée de vie de la polarisation	de l'ordre de un an
Alimentation de l'électronique incor- porée	15 V 10 mA

TABLEAU 1

#### Circuit d'adaptation.

L'obligation d'acheminer sans distorsion les signaux fournis par ces capteurs depuis l'intérieur de la turbo-machine jusqu'à l'ensemble d'enregistrement entraîne la nécessité d'incorporer dans leur boîtier un adaptateur d'impédance de gain en courant suffisant pour attaquer, sur une impédance de 1000  $\Omega$ , et par l'intermédiaire d'un câble de plusieurs dizaines de mètres, un amplificateur du commerce.

L'alimentation de l'adaptateur est contenue dans une boîte traversée par le coaxial de sortie de l'adaptateur. Le conducteur central de ce coaxial transmet à la fois le signal vers l'utilisation et une tension de polarisation vers l'adaptateur, le découplage étant assuré dans la boîte d'alimentation.

Le schéma de principe du montage est représenté figure 2.

L'élément actif d'adaptation se compose d'un transistor à effet de champ 2N 4416 monté en source follower et d'une diode montée en inverse (circuit ATS 141). La métallisation de la membrane, affleurant au boîtier, est mise à la masse par l'intermédiaire de celui-ci. L'électrode de fond joue le rôle d'électrode détectrice, avec une résistance d'entrée voisine de 100 M $\Omega$ . Sur sa face interne est soudé un disque de céramique comportant des couches minces conductrices, obtenues par évaporation sous vide, auxquelles le transistor à effet de champ et la diode sont fixés par thermocompression. L'ensemble est enrobé, les sorties se faisant par deux courtes connexions d'or de 50  $\mu$  de diamètre soudées au coaxial de sortie.

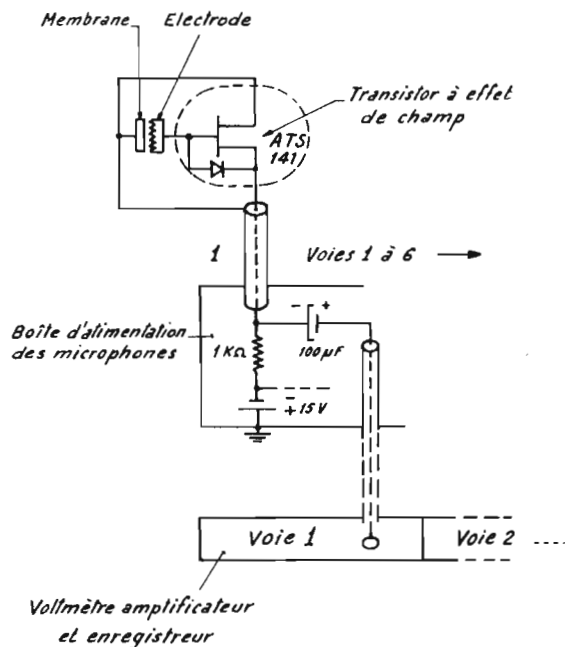


Figure 2. Schéma électrique du capteur à électrets

#### Étalonnage.

L'étalonnage des capteurs a été effectué par comparaison avec un capteur étalon Bruel et Kjaer de 1/2 pouce dans une chambre de compression, jusqu'à 2000 Hz et un niveau de 150 db, et dans le champ sonore d'un Ionophone de puissance, jusqu'à 100 kHz et un niveau de 150 db. Les essais de linéarité font en particulier apparaître que la tension induite aux bornes des deux types de capteurs est proportionnelle à la tension d'excitation de la chambre de compression ; d'autre part l'analyse de Fourier des signaux de sortie des deux capteurs excités par le même signal de fondamental de fréquence égale à 250 Hz donne des spectres très voisins.

#### Stabilité dans le temps.

La durée de vie qui figure sur le tableau 1 est celle que l'on obtient à la température ambiante de 20°C. Avec le Mylar, elle décroît très rapidement avec la température, les électrets ayant alors tendance à perdre leur polarisation, qui est divisée par le facteur e au bout d'une centaine d'heures de fonctionnement à 60°C. L'amélioration de la durée de vie par le choix de matériaux différents et la mise au point de processus de stabilisation fait actuellement l'objet d'études complémentaires.

#### Jauges à film chaud.

##### Principe de la mesure.

Le but essentiel de l'instrument est de permettre d'établir la corrélation existant entre le bruit du compresseur et les fluctuations locales du coefficient de convection thermique qui se produisent par suite du défilement des sillages sur un aubage. Accessoirement, la valeur du coefficient de convection peut donner des informations sur la turbulence de l'écoulement.

Le coefficient de convection thermique est déduit des variations de température superficielle d'un élément calorimétrique affleurant la paroi de l'aubage ; une couche mince de platine déposée à la surface de l'élément calorimétrique joue le rôle d'élément chauffant et d'élément thermométrique. Les variations de température superficielle se traduisent par des variations de résistance, qui sont mesurées à l'aide d'un pont de Wheatstone.

L'effet mis en évidence est relativement petit, et si l'on veut extraire l'information utile du bruit de fond dans lequel elle est noyée, il faut recourir à des méthodes de traitement du signal.

Une première méthode consiste à effectuer, pendant un temps assez long, l'analyse de Fourier du phénomène, le signal étant supposé périodique et le bruit stationnaire. On montre que pour un coefficient de convection représenté par une expression de la forme :

$$h = h_0 + \sum_n \Delta h_n \cdot \sin(\omega_n t + \psi_n) \quad (1)$$

la variation de température superficielle obtenue est de la forme :

$$\Delta T_s = \sum_n A_n \cos(\omega_n t + \psi_n + \frac{\pi}{4}) \quad (2)$$

avec :

$$A_n = \frac{T_0 \cdot \Delta h_n}{\sqrt{\lambda \rho c \cdot \omega_n}} \quad (3)$$

où :

- $T_0$  : température moyenne
- $\lambda$  : conductibilité thermique de la silice
- $\rho$  : masse volumique de la silice
- $c$  : chaleur massique de la silice

Si l'on désigne par  $f_n$  la fréquence  $\frac{\omega_n}{2\pi}$  d'une raie, on obtient :

$$\Delta h_n = \frac{A_n}{T_0} \sqrt{2 f_n \pi \lambda \rho c} \quad (4)$$

Cette expression est valable si  $A/T_0 \ll 1$ , ce qui est toujours le cas en pratique.

La mesure des coefficients  $A_n$ , obtenue par analyse spectrale des fluctuations  $\Delta T_s$  de la température superficielle de la jauge, permet d'évaluer le niveau des composantes du spectre des coefficients de convection et de rechercher les corrélations avec les composantes du bruit. La comparaison des  $h_n$  mesurés de cette façon avec les valeurs déduites de la connaissance des paramètres de l'écoulement permet d'accéder à des informations concernant le champ de vitesses dans la couche limite (influence des sillages, turbulence).

Une autre méthode consiste à analyser par échantillonnage la tension de sortie du pont, en faisant varier le retard de l'intervalle d'analyse par rapport à un signal de synchronisation obtenu à partir d'une raie du spectre. On peut enregistrer de cette façon l'évolution moyenne de la température superficielle pendant le passage d'un sillage sur la jauge, et ceci en dépit de la faiblesse du rapport signal/bruit.

#### Description de la jauge.

La nécessité d'effectuer des mesures aussi ponctuelles que possible à la fois dans le temps et dans l'espace a conduit Maulard et Jourdin (7) à adopter, pour réaliser ces jauges, une technique voisine de celle qui avait fait ses preuves pour la réalisation de capteurs de flux thermiques destinés aux tubes à choc (Maulard, 1969) (8).

L'élément calorimétrique est un disque de silice amorphe de 4 mm de diamètre et de 0,4 mm d'épaisseur, sur lequel on dépose par pulvérisation cathodique une couche de platine de 0,1 mm d'épaisseur, qui constitue l'élément thermométrique de la jauge. La résistance de cet élément est de  $100 \Omega \pm 10 \%$  et son coefficient de température, mesuré au bain thermostatique, est voisin de  $2.10^{-3}/^\circ$ . Les jonctions électriques entre la résistance et les fils de connexion (qui passent dans un petit tube d'inox noyé dans une saignée pratiquée dans l'épaisseur de l'aube) sont assurées par soudure sur de petits dépôts de peinture à l'argent situés à chaque extrémité de la résistance (fig. 3).

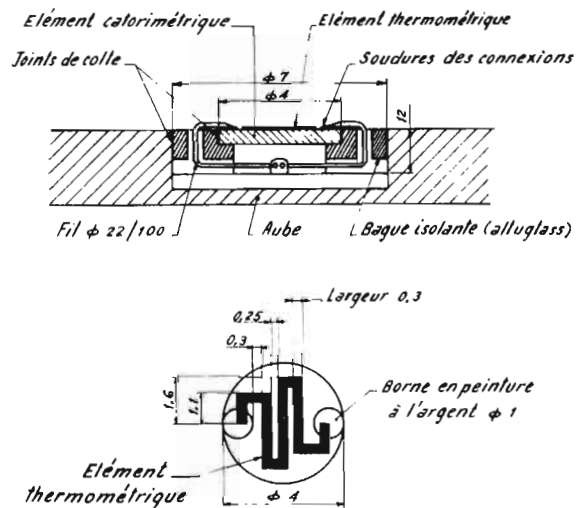


Figure 3. Jauge à film chaud

Les fils de connexion sont branchés à un montage en pont de Wheatstone alimenté sous une tension d'une dizaine de volts. La sortie du pont est amplifiée et enregistrée. La bande passante de l'ensemble utilisé au cours des premières expériences était limitée à 20 kHz par l'électronique employée mais cette limite n'est pas due au principe du capteur.

#### Caractéristiques des jauges.

Le tableau II résume les caractéristiques de la jauge à film chaud réalisée.

Dimensions hors tout	$\phi = 4 \text{ mm}$ $h = 0,4 \text{ mm}$
Bande passante de l'électronique associée	0 à 20 kHz
Sensibilité de l'élément thermométrique	4 mV par $^\circ\text{C}$
Valeur nominale de la résistance de mesure	100 $\Omega$
Courant de chauffage	50 mA

TABEAU II

Montage des capteurs de mesure dans le compresseur expérimental.

Six capteurs de pression fluctuante (modèle  $\phi = 7$  mm,  $h = 2,5$  mm) et dix jauges à film chaud ont été montés, au cours d'une première expérience sur trois aubes de redresseur du compresseur expérimental MC6 de la SNECMA à Melun Villaroche.

La disposition des capteurs de mesure sur une de ces aubes est indiquée sur la figure 4. La figure 5 représente la disposition des aubages équipés de capteurs par rapport à la rotation et à l'écoulement. La photographie 6 représente un aubage muni de ses capteurs.

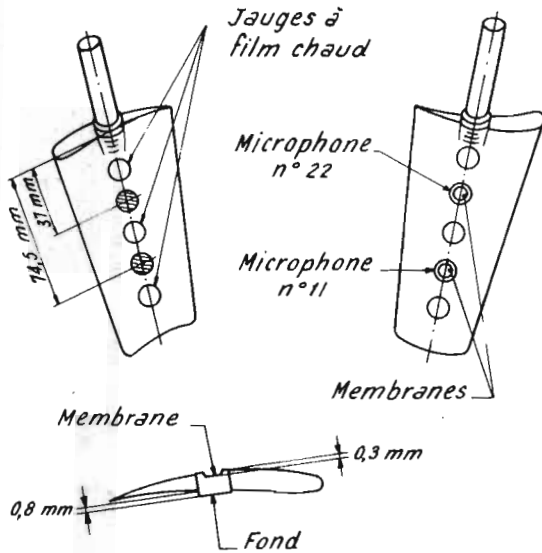


Figure 4. Aubé équipée de capteurs

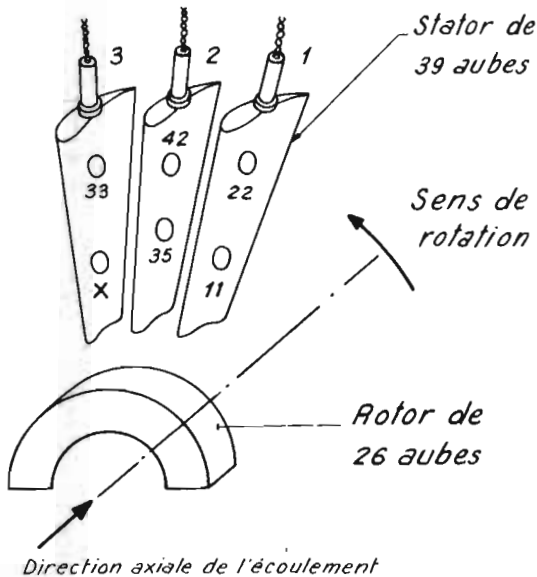


Figure 5. Disposition des aubages équipés dans le compresseur

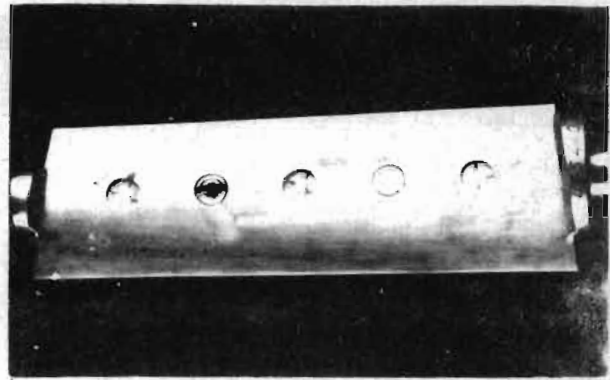


Figure 6. Aubé équipée de deux capteurs de pression dynamique et de trois jauges à film chaud

Sur la figure 4 on observe que pour les microphones la condition d'affleurement n'a pu être rigoureusement respectée au cours de cette première expérience. Néanmoins, la face active des microphones est seulement à 0,3 mm en retrait par rapport à la face utile de l'aube, tandis que le fond du capteur ne débordé la face opposée que de 0,8 mm au plus. Il a été vérifié que ces aspérités ne modifient pas le rayonnement sonore du compresseur, mesuré dans le champ lointain.

Les jauges à film chaud sont, de leur côté, maintenues par collage dans une bague isolante en altuglass de 7 mm de diamètre et de 1,2 mm d'épaisseur. L'ensemble du capteur est collé à l'intérieur d'un trou borgne ménagé dans l'aubage.

Signalons que les microphones étant soumis à une surpression ou à une dépression égales à  $\pm 100$  mbar suivant qu'ils se trouvent sur l'intrados ou l'extrados de l'aube, ont été étalonnés dans des conditions statiques comportant la même surpression ou dépression (fig. 7).

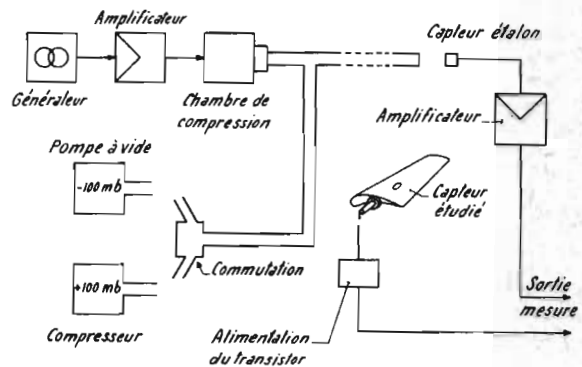


Figure 7. Schéma de principe de l'étalonnage des capteurs

Six voies de mesure ont permis d'enregistrer simultanément les signaux émis par les microphones. Chaque voie est constituée par le capteur et son



électronique intégrée, le boîtier d'alimentation de cette électronique, une ligne coaxiale de 30 m permettant de relier le banc d'essai à la salle de mesure, un voltmètre amplificateur, et une piste d'un enregistreur magnétique (fig. 8.a).

Quatre jauges à film chaud seulement ont été mises en service au cours de cette première série de mesures. Les fils de connexion de chaque jauge étaient reliés à un coaxial de 25 m de long branché au pont de Wheatstone situé dans la salle de mesure. Le signal de sortie du pont était amplifié soit par un amplificateur alternatif de gain 1000, soit par un amplificateur continu de gain unitaire et enregistré sur une piste d'un enregistreur magnétique analogique (fig. 8.b).

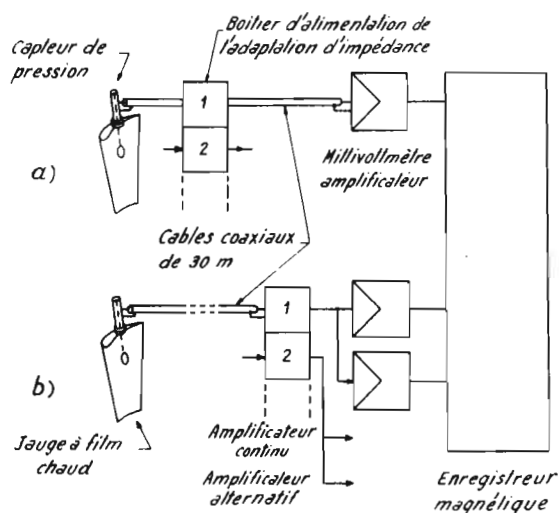


Figure 8. Chaîne d'acquisition de données associée aux capteurs

#### Résultats expérimentaux.

Un certain nombre d'essais ont été réalisés, en faisant varier entre chacun d'eux la vitesse de rotation et le débit du compresseur. Le temps d'enregistrement du signal à chaque essai a été fixé à une minute. Les grandeurs enregistrées permettent d'établir des corrélations entre le champ sonore du compresseur, les fluctuations de pression et celles du coefficient de convection thermique pour différentes positions des capteurs.

#### Dépouillement des mesures.

Le but du dépouillement est l'obtention du spectre de fréquence des signaux enregistrés.

La chaîne de dépouillement comprend :

- la voie de lecture de l'enregistreur magnétique utilisé (type TOLANA, bande passante 0-20 kHz) ;
- un analyseur de spectre UBIQUITOUS UA6 ;
- un moyenneur 129 B ;
- une table traçante X - Y ;
- un oscilloscope de contrôle.

#### Résultats typiques obtenus avec les capteurs O.N.E.R.A.

La figure 9 représente le spectre du bruit du compresseur expérimental au régime nominal, relevé à 60° de l'axe.

La figure 10 représente le spectre relevé avec un capteur de pression fluctuante situé sur l'intrados d'une aube du redresseur.

La figure 11 représente le spectre obtenu avec une jauge à film chaud dans des conditions analogues. On retrouve dans tous ces spectres les raies caractéristiques de l'interaction rotor-stator, qui dominent le bruit blanc dû à la turbulence de l'écoulement.

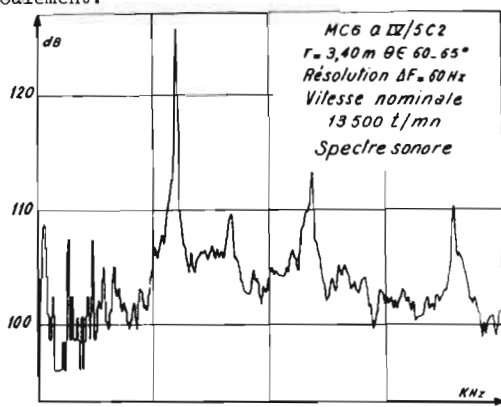


Figure 9. Spectre de bruit du compresseur (régime nominal)

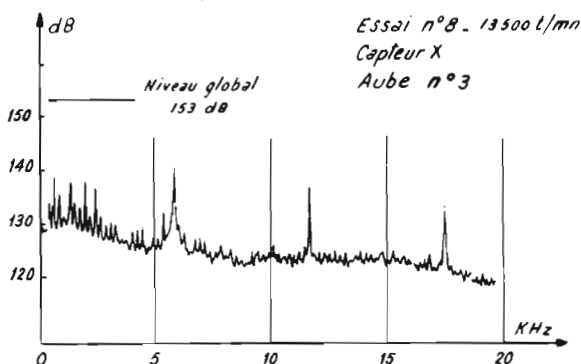


Figure 10. Spectre fourni par un capteur de pression dynamique

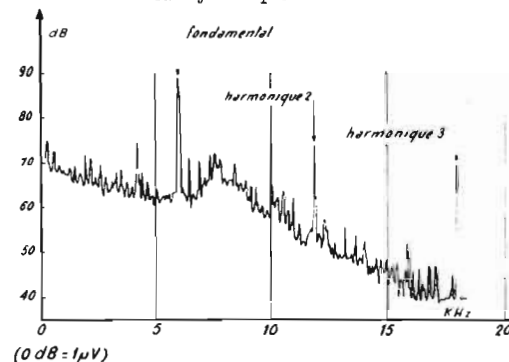


Figure 11. Spectre fourni par une jauge à film chaud

### Conclusion.

Il apparaît donc que la comparaison des spectres du bruit rayonné et des fluctuations de pression et de coefficient de convection mesurées au niveau des aubages permet de localiser les sources responsables de la génération des différentes composantes du bruit créé par les turbo-machines. L'examen de tels spectres permet également d'obtenir des indications sur les sources du bruit à large bande. A titre d'exemple, les figures 12, 13 et 14 représentent les spectres fournis par deux capteurs de pression situés respectivement à l'intrados et à l'extrados d'une aube du redresseur, en même temps que le spectre du bruit rayonné, dans le cas d'un régime hors adaptation. On y observe une variation importante du fond continu avec la fréquence. Aux fréquences élevées, ce bruit à large bande est très faible pour le capteur d'intrados mais reste notable pour le capteur d'extrados ; il semble donc que la source du bruit observé, dans cette bande et pour ce régime dans le rayonnement du compresseur, se situe dans la région voisine de l'extrados des aubes du redresseur.

Terminons l'exposé de ces premiers travaux par quelques suggestions qui constituent l'application d'une remarque de I.E. Garrick (9). L'épaisseur des pales d'une voilure tournante ou des aubes d'une roue fixe ou mobile de ventilateur produit un effet de compression fluctuante, négligé dans la théorie linéaire et dont l'influence sur le bruit se traduit par l'introduction de sources d'ordre zéro. Ces sources sont à l'origine d'un bruit de sirène particulièrement gênant à notre avis parce que sa structure spatio-temporelle lui permet de passer par des conduits acoustiques qui constitueraient un obstacle à la transmission du bruit de raies classique. L'utilisation de capteurs de pression dynamique à l'intrados et à l'extrados des aubages peut aider à rechercher si ces sources d'ordre zéro existent, en révélant d'éventuelles dissymétries entre les pressions dynamiques relevées des deux côtés d'un aubage.

Enfin, pour évoquer un domaine encore plus complexe, l'élaboration d'une théorie réaliste du bruit des hélicoptères nécessite la connaissance détaillée de la distribution de portance sur le rotor, en présence de vent, de turbulence, de décollements et de tourbillons. L'utilisation des capteurs de pression dynamique décrits ci-dessus doit permettre d'acquérir ces importantes informations.

### III. ANALYSE DES SOURCES DE BRUIT DES JETS

#### Position du problème.

Les travaux de Lighthill (10) (11) (1954 et 1962), de Lilley (12) (1958) et de Ribner (13) (14) (1958 et 1964) pour ne citer que quelques uns des plus connus, ont éclairci le comportement des jets subcritiques et défini les grandeurs caractéristiques qu'il convient de mesurer pour bâtir un modèle permettant le calcul prévisionnel du champ sonore rayonné.

On a cependant encore quelques doutes sur certains points, comme la distribution en intensité des sources sonores le long du jet, l'influence relative du bruit propre (self noise) et du bruit de cisaillement (shear noise), l'effet de la convection et de la réfraction dans le jet, l'effet de la température.

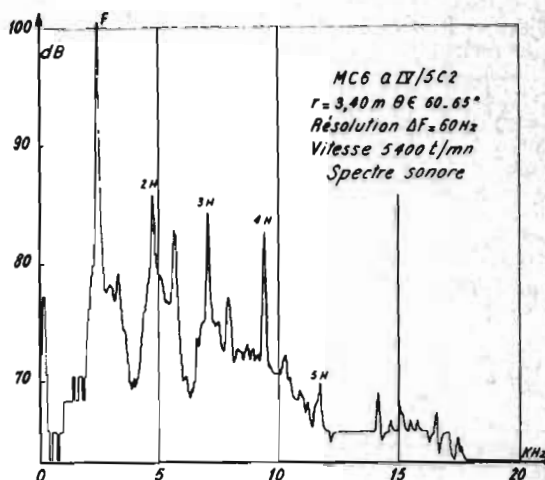


Figure 12. Spectre de bruit du compresseur (5.400 t/mn)

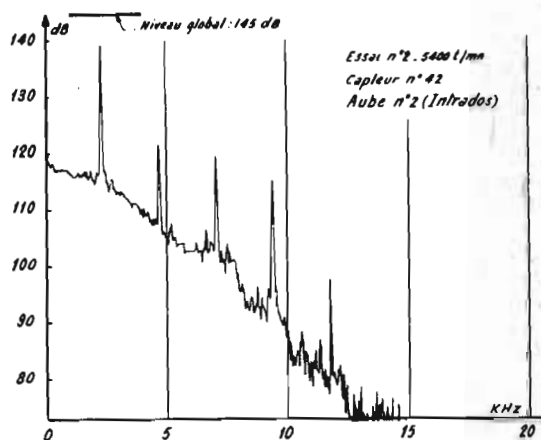


Figure 13. Spectre fourni par un capteur de pression d'intrados

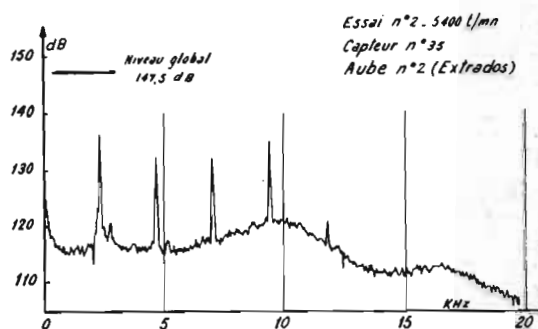


Figure 14. Spectre fourni par un capteur de pression d'extrados



Dans le cas des jets supercritiques, la situation est encore moins claire. S'il apparaît que les tourbillons entraînés à vitesse supersonique dans la zone de mélange sont à l'origine d'ondes de choc qui contribuent pour une grande part au rayonnement sonore (eddy-mach wave noise), on manque d'information quant à l'importance du bruit créé par les interactions dans le jet entre tourbillons et ondes de choc.

C'est pourquoi de nombreux spécialistes préconisent l'extension des recherches expérimentales sur les sources de bruit dans les jets (15) (16) (17).

Ces recherches exigent en particulier la mesure des grandeurs caractéristiques de la turbulence.

Dans les jets froids, ces grandeurs sont mesurées à partir des corrélations spatio-temporelles des signaux fournis par deux jauges à fil chaud (Davies, Fisher et Barratt (18) 1963, Chu (19) 1966).

L'impossibilité d'utiliser ces instruments dans un écoulement à température élevée a conduit différents auteurs à expérimenter le sondage par des faisceaux infra-rouges, soit émis par une source de lumière (global) (Fisher et Krause (20) 1967), soit rayonnés par le jet lui-même (Draper (21) 1966).

Mais tandis que Fisher et Krause mettent en oeuvre une méthode de corrélation à deux faisceaux croisés qui leur permet d'étudier les propriétés locales du jet, Draper n'utilise qu'un seul détecteur et de ce fait n'obtient qu'une information à caractère trop global pour une mesure précise de tous les paramètres significatifs énumérés ci-dessus.

La méthode appliquée par l'O.N.E.R.A. et la SNECMA au cours d'une première campagne d'essais effectuée pour la caractérisation des bruits de jets utilise deux chaînes de détection infra-rouges conçues au DVL par Schetter (22) dans un montage à faisceaux croisés permettant la mise en évidence de corrélation spatio-temporelles, comme Fisher et Krause. Elle permet donc en principe d'obtenir autant de renseignements que la méthode décrite par ces auteurs, sans nécessiter la mise en oeuvre de sources de lumière extérieures au jet.

#### Principe de la méthode.

Le principe de la méthode utilisée est moins simple que celui de la méthode Fisher et Krause. Dans la théorie de ces auteurs, seules les fluctuations du coefficient d'absorption du milieu fournissent le signal, ce qui suppose négligeable l'émission propre du milieu (cas des jets froids, ou utilisation d'une source extérieure très intense).

Dans le cas de la méthode décrite ici, il faut tenir compte à la fois des fluctuations d'émissivité locale et des fluctuations du coefficient d'absorption le long du trajet situé entre chacun des éléments émissifs et l'observateur.

Dans le traitement théorique publié dans son article, Draper néglige les secondes vis-à-vis des premières, mais la validité de cette approximation nous paraît douteuse dans tous les cas où le jet n'est pas quasi-transparent au rayonnement infra-rouge. Cependant, les deux types de fluctuations

dépendent des fluctuations de pression et des fluctuations de température. Montrons qu'elles fournissent dans un jet libre subsonique un signal de même phase. Si l'on néglige en première approximation les variations de pression dues aux ondes acoustiques, la pression est constante. Dans ces conditions l'influence des variations de température par l'intermédiaire des variations d'absorption est évidente : lorsque la température locale augmente, la concentration des espèces absorbant le rayonnement infra-rouge diminue et l'intensité transmise augmente.

Etudions maintenant l'influence des variations d'émissivité. L'émissivité d'un gaz à la température  $T$ , est le produit de l'émissivité du corps noir à cette température par le coefficient d'absorption. Si la température augmente, l'émissivité du corps noir augmente et le coefficient d'absorption diminue. Mais dans le domaine infra-rouge (et pour les températures usuelles pour les jets) l'émissivité du corps noir augmente plus vite que le coefficient d'absorption ne diminue : l'effet obtenu est encore une augmentation de l'intensité lumineuse avec la température.

En conclusion, dans un jet subsonique libre une fluctuation locale de température du jet donne lieu à deux composantes de signaux de même phase (mais d'amplitude différente) sur les détecteurs :

- a) - une composante due à la variation locale d'émissivité ; la théorie de cet effet a été développée par Draper ;
- b) - une composante due à l'effet, sur la lumière transmise à travers l'élément, de ses fluctuations de coefficient d'absorption ; la théorie de cet effet a été développée par Fisher et Krause.

Dans ces conditions, on peut penser que les éléments situés en bordure du jet du côté opposé au détecteur ne seront à l'origine que des composantes de type a), tandis qu'un élément situé en bordure du jet du côté du détecteur produirait, si la lumière transmise est assez intense, surtout des composantes de type b).

Si l'on utilisait des pinceaux de lumière très fins, cette difficulté pourrait être partiellement surmontée par l'introduction dans le système de miroirs plans équivalents à l'adjonction au jet rayonnant de son image dans un miroir. Les fluctuations d'intensité lumineuse mesurées dans ces conditions seraient alors la somme de composantes dont l'intensité relative ne dépend plus de la position de l'élément dans le jet par rapport au détecteur. L'ouverture angulaire du système détecteur mis au point par la DVL rend cette méthode difficilement applicable sans modification des systèmes optiques.

Signalons enfin un avantage possible de la méthode employée sur celle de Fisher et Krause. L'influence de la diffusion de la lumière par les microparticules qui contaminent toujours les jets de réacteurs a été soulignée par Wilson, Krause et Kadrmas (23), qui proposent une méthode de corrélation à deux longueurs d'onde pour éliminer cet effet parasite. Cette méthode est assez compliquée, en ce sens qu'elle exige la mesure de la fonction de corrélation des signaux obtenus à partir des deux faisceaux croisés une première fois avec les deux

récepteurs fonctionnant dans une bande d'absorption du milieu constituant l'écoulement, une seconde fois avec les deux récepteurs fonctionnant dans une fenêtre de transparence du jet et une troisième fois avec un récepteur fonctionnant dans une bande d'absorption et l'autre dans une fenêtre de transparence.

Or l'intensité diffusée, comme l'intensité absorbée, est proportionnelle à l'intensité de la lumière qui traverse le jet ; cette quantité est beaucoup plus élevée si l'on utilise une source extérieure que si l'on mesure le rayonnement propre du jet et l'on peut espérer que dans ces dernières conditions l'utilisation de récepteurs fonctionnant dans un seul domaine de longueur d'onde appartenant à une bande d'absorption ne conduit pas à des erreurs prohibitives.

#### Schéma général du dispositif.

La figure 15 indique le schéma général du montage. Le récepteur, dans sa première version, comporte des cellules au sulfure de plomb sensibles à la radiation de 2,5  $\mu$  de longueur d'onde. La bande passante du dispositif est voisine de 5 kHz. Le montage permet d'une part l'analyse spectrale du signal infra-rouge, d'autre part, la mesure du coefficient de corrélation spatio-temporel entre deux signaux obtenus par les deux radiomètres ; à partir de ces coefficients, les grandeurs nécessaires à la caractérisation de la turbulence peuvent être calculées.

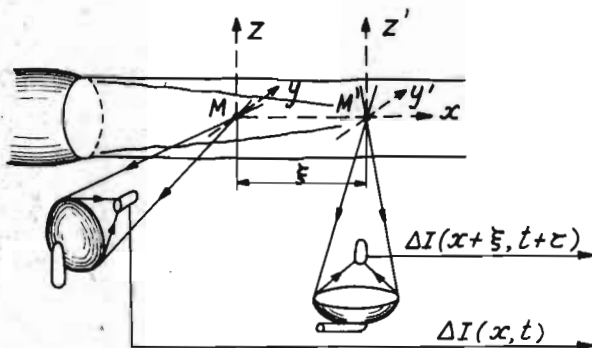


Figure 15. Schéma général du montage d'analyse de l'émission infra-rouge des jets

#### Résultats préliminaires.

L'étude effectuée dans une chambre anéchoïde au Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay par une équipe O.N.E.R.A.-SNECMA, a porté sur des jets en régime subsonique, à des températures de 750 et 900 k, avec des taux de détente de 1,4, 1,6 et 1,8 et sur des jets supersoniques à température égale à 900 et 980 k avec un taux de détente de 3,4.

En subsonique, ont été mesurés :

- le spectre de l'émission infra-rouge ;
- la corrélation rayonnement infra-rouge-champ sonore rayonné ;
- la corrélation entre les signaux des deux faisceaux.

La figure 16 représente en fonction de  $\tau$  et pour différentes valeurs de  $\xi$  la fonction de corrélation spatio-temporelle :

$$R(\xi, \tau) = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{\Delta I(x, t) \cdot \Delta I(x + \xi, t + \tau)}{\Delta I^2} dt$$

On sait que la vitesse de convection des tourbillons est donnée par  $\frac{\Delta \xi}{\Delta \tau_M}$ ,  $\Delta \tau_M$  étant la différence entre l'abscisse des maxima des deux courbes  $R(\xi, \tau)$  voisines correspondant à une variation  $\Delta \xi$  du paramètre  $\xi$ .

D'autre part, la longueur caractéristique de la turbulence est donnée par la valeur de  $\xi$  pour laquelle la corrélation spatiale  $R(\xi, 0)$  est réduite dans le rapport  $e$ . Enfin, la durée de vie des tourbillons (ou échelle de temps en axes mobiles) est la valeur de  $\tau$  pour laquelle la courbe enveloppe des maxima des courbes  $R(\xi, \tau)$  a une ordonnée  $e$  fois plus faible que son ordonnée à l'origine.

Toutes ces grandeurs peuvent donc être calculées à partir des courbes de la figure 16.

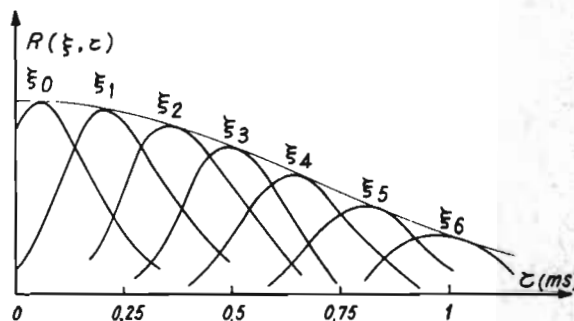


Figure 16. Fonction de corrélation spatio-temporelle infra-rouge - infra-rouge

La figure 17 représente la fonction de corrélation spatio-temporelle entre signal infra-rouge et signal sonore. La corrélation est maximale pour un  $\tau$  correspondant au temps de propagation entre l'élément du jet analysé par infra-rouge et le microphone.

En supersonique, on peut mesurer le même type de corrélation, mais les variations de signal sont liées à la fois aux variations de température et aux variations de pression dues aux ondes de choc.

Avec le montage de Fisher et Krause, ces ondes de choc apparaissent sous forme de zones sombres ; ici, au contraire, elles apparaissent sous forme de zones claires, car l'augmentation de l'émissivité l'emporte sur l'augmentation de l'absorption tant que le jet est suffisamment transparent.

Les fluctuations du signal infra-rouge reçu par les détecteurs varient avec la position de la zone examinée, et sont particulièrement intenses lorsque se produit une oscillation régulière du jet (scratch). La méthode est donc bien adaptée à la mise en évidence de ces phénomènes d'oscillation,

généralement causés par une contre-réaction acoustique induisant des tourbillons de Karman alternés dans la zone de mélange. Il sera ainsi possible de vérifier, par exemple, l'effet des silencieux sur de tels phénomènes (1).

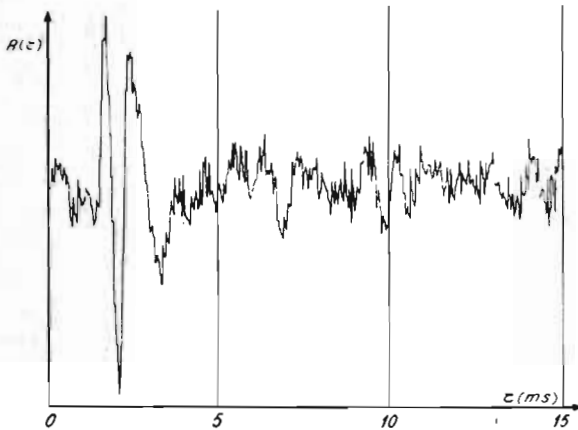


Figure 17. Fonction de corrélation spatio-temporelle infra-rouge - son

#### CONCLUSION GENERALE

Deux types d'études d'instrumentation ont été conduits à l'O.N.E.R.A. pour aider la recherche sur les sources de bruit des aéronefs.

Une première ligne de recherches a conduit à la mise au point de capteurs miniaturisés de pression dynamique et de flux thermique. Ces capteurs sont à l'heure actuelle suffisamment au point pour satisfaire les besoins des chercheurs ; ils pourront, par la suite, le cas échéant, donner lieu à des développements industriels.

Une seconde ligne de recherches est à peine ébauchée. Elle concerne l'analyse des sources de bruit dans les jets, et n'a donné lieu, pour le moment, qu'à l'expérimentation d'une méthode utilisant l'émission infra-rouge. Si les raisons qui nous semblent justifier ce choix ont été évoquées, il est cependant raisonnable de réserver notre verdict sur la méthode qui nous paraît la meilleure tant qu'une expérimentation n'aura pas été entreprise pour comparer cette méthode avec la méthode d'absorption et les méthodes utilisant la strioscopie (quasi-Schlieren system) (24) ou l'effet Doppler de la lumière laser diffusée (25).

#### REFERENCES

- (1) RICHTER G., Recherches sur l'atténuation du bruit de jets. ICAS VII - Rome (1970).
- (2) Lighthill M.J., On sound generated aerodynamically. I. General theory. Proc. Roy. Soc., A, 211, 564 (1952).
- (3) SESSLER G.M., Electrostatic microphones with electret foil. J. Acoust. Soc. Am., 35, 1354 (1963).

- (4) SESSLER G.M. and WEST J.E., Foil electret microphones. J. Acoust. Soc. Am., 40, 1433 (1966).
- (5) BAERD B., JEAN R. et ALAIS P., Capteur de pression à membrane à électret. Brevet O.N.E.R.A. n° PV 70/02417 du 23/1/1970.
- (6) BAERD B., BEAUSSIER J. et JEAN R., Capteurs de pression miniatures à électrets et électronique associée. Congrès IMEKO V, Versailles, (1970). O.N.E.R.A. T.P n° 830.
- (7) MAULARD J. et JOURDIN A., Fluxmètres thermiques à film chaud pour mesures sur des aubes de compresseurs. La Rech. Aérop. (à paraître).
- (8) MAULARD J., les fluxmètres thermiques à température superficielle pour tubes à choc. La Rech. Aérop., n° 126, 39 (1968).
- (9) GARRICK I.E., Comments on the prediction of noise from propellers and rotors. Basic aerodynamic noise research. NASA SP-207, 487 (1969).
- (10) Lighthill M.J., On sound generated aerodynamically. II. Turbulence as a source of sound. Proc. Roy. Soc., A, 222, 1 (1954).
- (11) Lighthill M.J., Sound generated aerodynamically. The Bakerian Lecture, 1961. R.A.E. Tech. Mem. N° DIR 8 (1962).
- (12) LILLEY G.M., On the noise from air jets. Aero. Res. Council. Lond., 20,376-N. 40-F.M. 2724 (1958).
- (13) RIBNER H.S., On the strength distribution of noise sources along a jet. J. Acoust. Soc. Am., 30, 876 (1958).
- (14) RIBNER H.S., On generation of sound by turbulent jets. Advances in Applied Mechanics, vol. 8, Acad. Press, 103 (1964).
- (15) NAGAMATSU H.T., Comments on supersonic jet noise. Basic aerodynamic noise research. NASA SP-207, 475 (1969).
- (16) RIBNER H.S., Comments on status and problem areas in jet noise research. Basic aerodynamic noise research. NASA SP-207, 477 (1969).
- (17) LILLEY G.M., Comments on some unsolved problems in jet-noise research. Basic aerodynamic noise research. NASA SP-207, 511 (1969).
- (18) DAVIES P.O.A.L., FISHER M.J. and BARRATT M.J., The characteristics of the turbulence in the mixing region of a round jet. J. Fluid Mech., 15, 337 (1963).
- (19) CHU W.T., Turbulence measurements relevant to jet noise. UTIAS Report N° 119 (1966)

- (20) FISHER M.J. and KRAUSE F.R., The crossed-beam correlation technique.  
J. Fluid Mech., 28, 705 (1967).
- (21) DRAPER J.S., Infrared radiometry of turbulent flows.  
AIAA J., 4, 1597 (1966).
- (22) SCHEPETER K.A., Optical and acoustical measurements on exhaust plumes.  
EUROMECH 10, Liblice/Prague (1968).
- (23) WILSON L.N., KRAUSE F.R. and KADRMAS K.A., Optical measurements of sound source intensities in jets. Basic aerodynamic noise research.  
NASA SP-207, 147 (1969).
- (24) FUNK B.H. and CIKANEK H.A., Optical probing of supersonic aerodynamic turbulence with statistical correlation. Phase I : Feasibility.  
NASA TM X-53850 (1969).
- (25) ANGUS J.C., MORROW D.L., DUNNING J.W. and FRENCH M.J., Motion measurement by laser Doppler techniques.  
Indus. Engin. Chem., 61, 8 (1969).