

ICAS Paper No. 68-40

RECENTES MESURES DE BRUITS DE JETS ET COMPRESSEURS-
APPLICATION AUX METHODES DE CALCUL ET DE PREVISION

by

M. Kobrynski
Office National d'Etudes et de Recherches
Aerospaciales (ONERA)
Chatillon, France

The Sixth Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

DEUTSCHES MUSEUM, MÜNCHEN, GERMANY / SEPTEMBER 9-13, 1968

Preis: DM 2.00

RECENTES MESURES DE BRUIT DE JETS ET DE COMPRESSEURS

M. KOBRYNSKI

Office National d'Etudes et Recherches Aérospatiales

92 - Châtillon-sous-Bagneux - France

SOMMAIRE

Ces études poursuivies par divers organismes (SNECMA, ONERA, CENTRE D'ESSAIS DE PROPULSEURS) sont coordonnées par les services ministériels.

Ces études ont nécessité des installations spéciales : salles sans écho avec entrées et sorties d'air et des gaz, bancs en plein air.

Les expériences sont effectuées sur des maquettes de jets et de compresseurs et sur des turboréacteurs, au banc ou sur avion, au point fixe ou en vol.

Les résultats obtenus ont permis de proposer des méthodes de calcul du champ sonore reçu au sol.

Divers types de silencieux sont en étude, en particulier pour Concorde.

Les études de compresseurs ont mis en évidence la structure fine du bruit, l'effet de quelques paramètres sur l'émission sonore et leur relation avec la puissance acoustique émise.

1.- INTRODUCTION

L'étude du rayonnement acoustique produit par les jets et les compresseurs de réacteurs est effectuée en France sur des maquettes fonctionnant dans des enceintes sans écho, ou en champ libre, sur des turboréacteurs au banc d'essais, et sur des avions à réaction au point fixe et en vol.

Ce travail a pour but de décrire les différentes techniques employées pour l'étude de ce bruit d'origine aérodynamique et d'exposer les résultats obtenus à ce jour.

2.- BRUIT DES JETS

2.1.- Etudes faites et moyens d'essais

L'étude du champ acoustique lointain produit par le jet des avions à réaction a été effectuée par l'ONERA autour d'avions fonctionnant au point fixe et sur la trace des avions en vol.

De l'ensemble des données expérimentales obtenues nous avons retenu les résultats relatifs aux turboréacteurs à flux direct et non équipés

de réducteurs de bruit comparés aux résultats des théories de génération du bruit aérodynamique. Cette comparaison aboutit à une méthode de calcul du champ de pression sonore lointain des jets stationnaires et mobiles valable jusqu'à des vitesses de jet de l'ordre de 900 m/s et du nombre de Mach de vol jusqu'à 0,6.

Le problème de calcul du champ sonore dans un angle étendu est posé par le choix de l'expression des niveaux sonores en PNdB effectifs pour caractériser la gêne produite par les évolutions des avions : en effet, ce choix nécessite de connaître le spectre acoustique non seulement au moment du maximum de bruit, mais aussi pendant un temps assez long de part et d'autre.

D'autres études sont effectuées, principalement par la SNECMA, sur des maquettes de jets à échelle réduite, soit en champ libre, soit dans une salle sans écho du Centre d'Essais de Propulseurs [1] afin d'étudier d'une part les émissions sonores de jets stationnaires supercritiques, d'autre part des silencieux de vol.

2.2.- Méthodes de calcul du champ de pression sonore

Considérons la trajectoire d'un avion à réaction et un point d'observation O pris sur la trace (fig. 1). Soit α l'angle de montée de l'avion θ l'angle formé entre l'axe du jet, confondu avec la trajectoire de l'avion et le rayon sonore dirigé vers O et enfin ψ l'angle entre le rayon sonore et l'horizontale. On a

$$\psi = \pi - (\theta + \alpha) \quad (1)$$

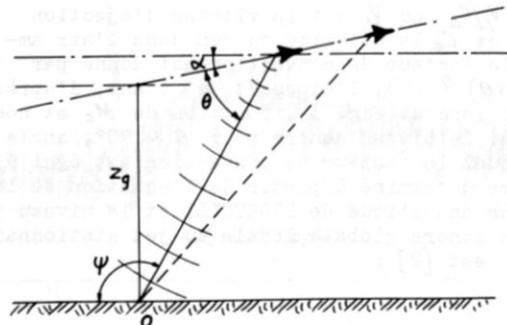


Fig. 1 - Trajectoire de l'avion en vol

Connaissant l'altitude et la vitesse de l'avion, sa position à l'instant d'émission sonore vers 0 peut être déterminée pour chaque angle ψ . Les résultats de ce calcul (échelle du bas) sont indiqués sur la figure 2 qui représente une courbe caractéristique de variation des niveaux sonores en fonction du temps.



Fig. 2 - Avion en vol - Variation du bruit global au sol

Nous nous proposons de déterminer au point 0 les niveaux sonores globaux et par octaves de fréquences en fonction des angles ψ variant de 20 en 20°, de 20° à 160°, et en particulier les niveaux sonores associés à l'angle du rayonnement acoustique maximal.

Le calcul du champ de pression sonore produit par les jets stationnaires et mobiles est effectué en deux étapes [2].

En premier lieu nous déterminons la distribution des niveaux de pression sonore globale suivant un cercle de 30 m de rayon centré sur la buse du turboréacteur. La répartition par bandes de fréquences de ces niveaux sonores globaux polaires est effectuée ensuite à l'aide des courbes du spectre acoustique généralisé caractéristiques des directions considérées. Aux distances supérieures à 30 m, les résultats des calculs sont corrigés par application des lois d'atténuation géométrique et moléculaire.

Le calcul du niveau de pression sonore global N_{θ} associé à l'angle θ est basé sur les résultats théoriques de Lighthill [3] étendus aux jets mobiles et sur les conclusions tirées des analyses de nos expériences.

En particulier, la théorie de Lighthill met en évidence la déformation du champ sonore produit par la convection des tourbillons dans le jet. Si le nombre de Mach de convection est

$M_c = 1/2 V_j / C_a$ ou V_j est la vitesse d'éjection des gaz et C_a la célérité du son dans l'air ambiant, le facteur de convection est donné par $(1 - M_c \cos \theta)^{-\gamma}$ (2), l'exposant γ étant, d'après nos expériences (fig. 3), fonction de M_c et non pas fixe. Le niveau sonore pour $\theta = 90^\circ$, angle pour lequel le facteur de convection est égal à 1, peut être déterminé à partir de l'équation de la puissance acoustique de Lighthill, et le niveau de pression sonore globale locale du jet stationnaire N_{θ_s} est [2] :

$$N_{\theta_s} = 10 \log \frac{\rho_j^2 S M_c^8}{(1 - M_c \cos \theta)^\gamma} + C_1 \quad (3)$$

ou ρ_j est la densité des gaz du jet détendu et S la surface d'éjection des gaz. Aux angles $\theta < \theta_M$, θ_M étant l'angle de rayonnement acoustique maximal donné par [2] :

$$\theta_M = 24 M_c + 18$$

degrés, il faut prendre au lieu de θ , $\theta' = 2\theta_M - \theta$ par suite de la symétrie de la courbe, figure 3.

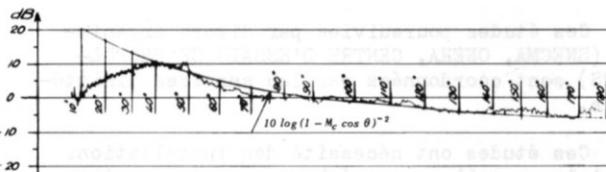


Fig. 3 - Jet stationnaire - Distribution directionnelle du niveau de pression sonore globale mesurée et calculée - Niveau de référence 0 dB = niveau pour $\theta = 90^\circ$

L'exposant γ est donné par : [2]

$$\gamma = \frac{16 M_c}{6 M_c^3 + 1} \quad (4)$$

La constante cumulative C_1 vaut 138 dB, si on se place à la distance de référence de 30 m de la buse. D'une manière analogue, le niveau de pression sonore globale polaire dans la direction θ engendré par le jet mobile, $N_{\theta V}$ est déterminé à partir de la puissance acoustique émise par le jet en vol et en utilisant le facteur de convection caractéristique de ces jets.

Nous obtenons [2] :

$$N_{\theta V} = 10 \log \frac{\rho_j^2 S M_c^8 \left(1 - \frac{1}{2} \frac{M_v}{M_c}\right)^4}{\left[1 - \left(M_c - \frac{1}{2} M_v\right) \cos \theta\right]^\gamma} + C_2 \quad (5)$$

ou γ est donné par (4), M_v étant le nombre de Mach du vol.

La constante cumulative C_2 vaut 140 dB, pour la même distance de référence.

Les vérifications expérimentales des équations (3) et (5) faites pour $\theta = \theta_M$ sont satisfaisantes, comme le montre la figure 4. La comparaison entre les niveaux sonores maximaux des jets stationnaires $N_{\theta_M s}$ et des jets en vol $N_{\theta_M V}$ a conduit à une correction $\Delta N_{\theta V}$ due à la mobilité du jet, et qui vaut, d'après (3) et (5) :

$$\Delta N_{\theta V} = 10 \log \left[\frac{1 - (M_c - 1/2 M_v) \cos \theta_M}{1 - M_c \cos \theta_M} \right]^\gamma \left(1 - \frac{1}{2} \frac{M_v}{M_c}\right)^{-4} + (C_2 - C_1)$$

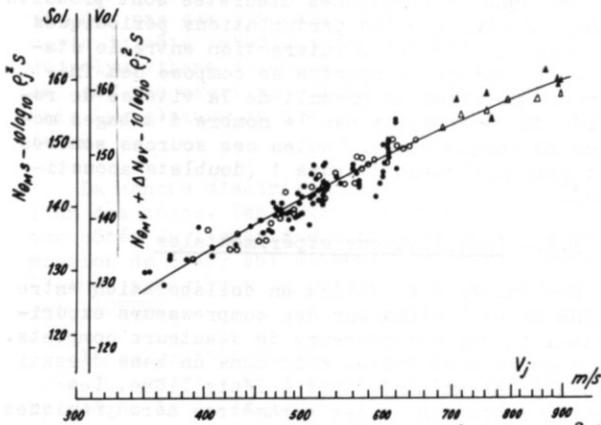


Fig. 4 - Niveaux sonores globaux maximaux en fonction de la vitesse du jet (sol et vol) - Courbes théoriques et résultats expérimentaux.

Le spectre acoustique associé à la pression sonore globale locale N_{θ} des jets stationnaires et mobiles est exprimé sous forme non dimensionnelle (spectre généralisé), en raison de la diversité des vitesses et des dimensions géométriques des jets.

La densité spectrale du niveau sonore globale associé à l'angle θ est alors représentée par : [2]

$$N_{f_i} - \left[N_{\theta} - 10 \log \frac{V_j (1 + V_e/V_j)^2}{D(1 + M_V \cos \theta)} \right]$$

en fonction du nombre de Strouhal S_n , donné par

$$S_n = \frac{1 + M_V \cos \theta}{V_j (1 + V_e/V_j)^2} D f_c$$

où f_c est la fréquence centrale de l'octave i , D le diamètre du jet dans le plan de sortie des gaz, V_e la vitesse de l'avion, N_{f_i} le niveau de pression sonore spectrale de l'octave i donné par $N_{f_i} = N_{\theta i} - 10 \log \Delta f_i$, $N_{\theta i}$ étant le niveau sonore local associé à l'intervalle de fréquence Δf_i .

L'expérience montre que le spectre généralisé ainsi déterminé admet avec une bonne approximation une même courbe moyenne pour les jets stationnaires et en vol. On peut s'en rendre compte à l'examen de la figure 5 pour $\psi = 100^\circ$, donné à titre d'exemple.

Les résultats complets des calculs ont abouti au tracé des courbes de variation des niveaux sonores globaux et par octaves de fréquence superposées aux courbes expérimentales (figure 6). Dans cet exemple, la vitesse de l'avion était de 162 m/s, la vitesse des jets de 890 m et l'altitude de survol de 300 m.

On voit que l'accord entre les courbes expérimentales et théoriques est tout à fait satisfaisant, pendant une durée suffisante pour le calcul des E. PNdB.

Les jets fortement supercritiques sont étudiés sur maquettes au point fixe par la SNECMA qui a construit une série de courbes spectrales en vue du calcul prévisionnel de ce bruit.

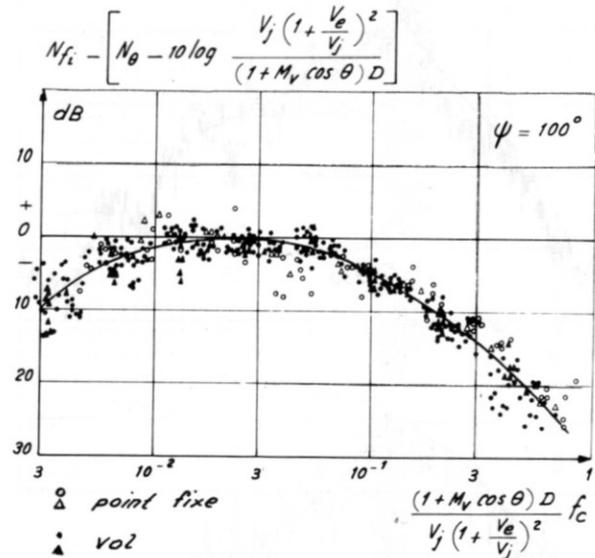
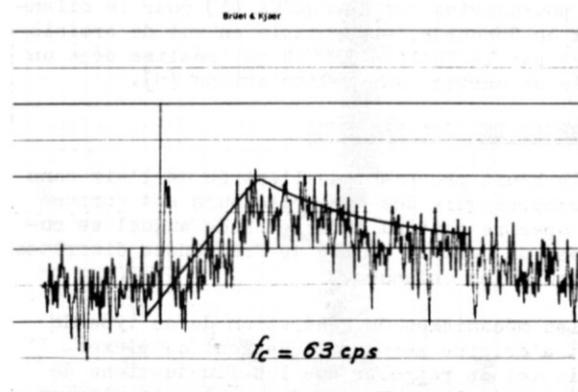
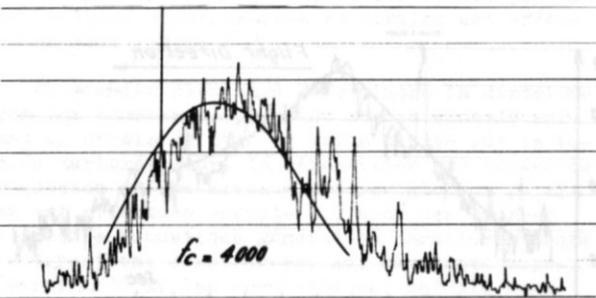
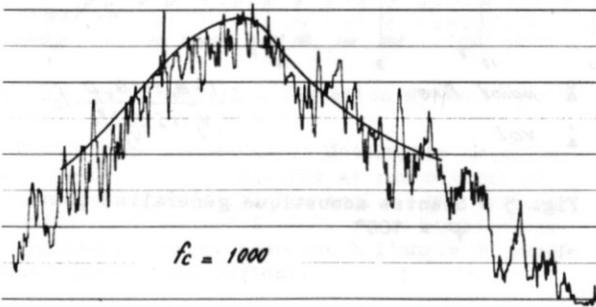
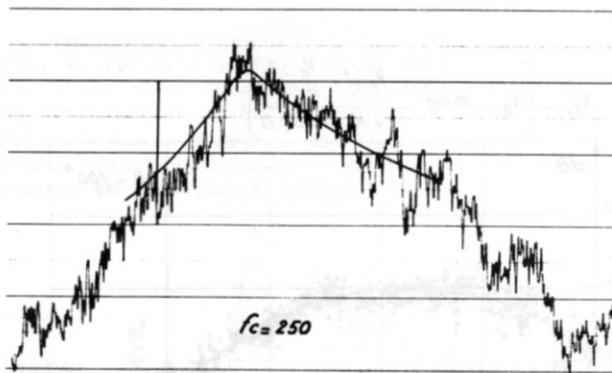


Fig. 5 - Spectre acoustique généralisé pour $\psi = 100^\circ$



Fig. 6 - Avion en vol - Variation des niveaux sonores mesurés et calculés, rapportés en fonction du temps - Origine du temps : passage à la verticale (niveau global et octaves 63, 250, 1 000, 4 000 Hz).





Les sons de fréquences discrètes sont produits principalement par les perturbations périodiques provenant de l'effet d'interaction entre le stator et le rotor; ce spectre se compose des fréquences multiples du produit de la vitesse de rotation du compresseur par le nombre d'aubages mobiles de chaque étage. Toutes ces sources sonores sont principalement d'ordre 1 (doublets acoustiques).

3.1.- Installations expérimentales

Les études sont faites en collaboration entre la SNECMA et l'ONERA sur des compresseurs expérimentaux et des compresseurs de réacteurs complets. Les mesures sont faites soit dans un banc d'essai spécialement aménagé, soit à l'air libre. Les pressions sonores et les paramètres aérodynamiques des compresseurs sont enregistrés simultanément.

Dans le banc de mesures acoustiques spécialement aménagé, l'espace destiné aux mesures acoustiques est délimité par des parois ayant pour buts d'une part d'assurer un isolement phonique vis-à-vis des bruits de masque provenant des servitudes du compresseur, telles que : moteur électrique d'entraînement, multiplicateurs, volute d'échappement d'air comprimé, etc ... et d'autre part de reproduire dans cet espace les conditions de propagation des ondes sonores propres au milieu indéfini, du moins aux fréquences moyennes et hautes.

Cette enceinte est formée de parois verticales qui suivent le contour d'un polygone concave (figure 7), et d'un plafond suspendu, le plancher étant celui du banc lui-même.

2.3.- Silencieux de vol

Enfin, diverses études de silencieux de vol sont poursuivies par la SNECMA [4] pour le silencieux de Concorde, escamotable en vol de croisière, et par la Société BERTIN qui réalise déjà un modèle en service sur petits avions [5].

3.- BRUIT DES COMPRESSEURS

Le bruit provenant de l'entrée de l'air dans les compresseurs des turboréacteurs est composé d'un spectre continu à large bande auquel se superpose un certain nombre de fréquences discrètes plus ou moins intenses.

Les mécanismes de génération de ce type de bruit d'origine aérodynamique sont complexes. Il suffit ici de rappeler que les fluctuations de portance sur les aubages, dues à la circulation de l'écoulement turbulent autour de ceux-ci et les tourbillons qui se détachent de leur bord de fuite produisent le bruit à spectre continu car la nature des forces est aléatoire.

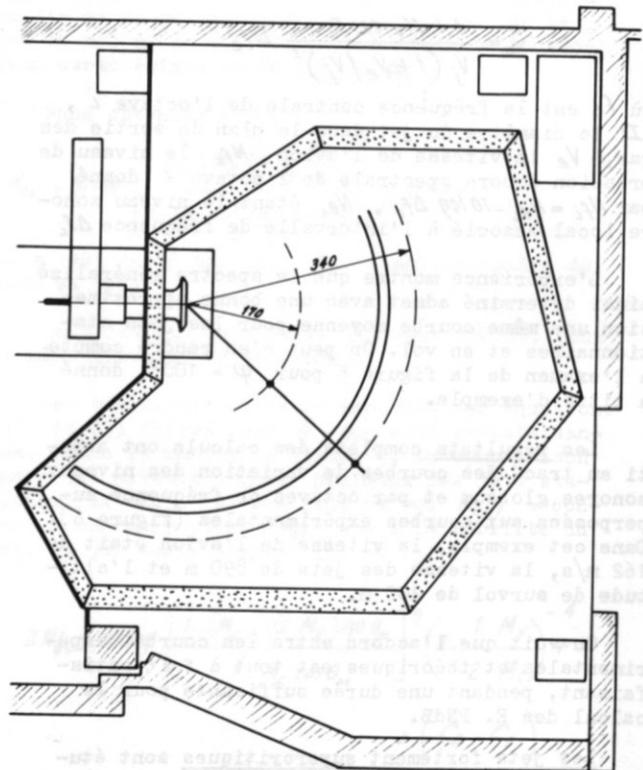


Fig. 7 - Enceinte de mesures acoustiques (SNECMA) Plan

Les parois latérales et le plafond sont constituées par des panneaux de bois aggloméré recouverts du côté intérieur par des plaques de mousse de polyuréthane découpées en forme de coins. Le sol est recouvert de panneaux de même composition, mais les plaques de mousse ont une épaisseur uniforme.

La manche d'entrée du compresseur traverse l'un des côtés. Des ouvertures ménagées sur quatre côtés de l'enceinte sont destinées à l'admission de l'air qui alimente le compresseur. L'étude acoustique de cette enceinte a été faite par l'ONERA.

L'exploration du champ sonore autour de l'entrée du compresseur dans un secteur d'angle au sommet de 145° (de -30 à 115° par rapport à l'axe du compresseur) est effectuée au moyen de microphones entraînés par une perche pivotant au droit de l'entrée de la manche d'aspiration (fig.7). Ce dispositif a été conçu et réalisé par la SNECMA. La vitesse angulaire de la perche est de 1° /seconde et la distance maximale du microphone au pivot est de 3,40 m. De plus, un microphone fixe est utilisé comme référence.

Quelques études ont été faites avec des réacteurs dans un banc d'essai fermé ayant un temps de réverbération assez faible (une seconde environ aux fréquences supérieures à 250 Hz) en raison de l'absorption des chicane d'entrée d'air en face du réacteur.

D'autres mesures ont été faites avec des réacteurs sur un banc d'essai à l'air libre en terrain très dégagé.

La prise de son était effectuée par deux microphones; l'un mobile sur un rail et le second fixe (de contrôle). Le déplacement du microphone était assuré par un chariot entraîné par un moteur électrique. Dans tous les cas les signaux microphoniques ainsi que les positions intermédiaires du microphone, repérées par un top, ont été enregistrés sur ruban magnétique.

Les signaux délivrés par les microphones étaient analysés par $1/3$ d'octave. De plus, la mise en évidence des fréquences caractéristiques a été faite au moyen d'un analyseur à largeur de bande constante de 10 Hz.

3.2.- Compresseurs étudiés

Les compresseurs expérimentaux sont à un ou deux étages, de débit maximal 30 kg/s et de vitesse maximale 20.000 t/mn (1.300 KW). Ils permettent une variation d'écartement entre stator et rotor.

Deux turboréacteurs ont été étudiés, l'un à double flux et double corps fonctionnant au banc d'essais fermé, et le second monoflux, double corps, fonctionnant au banc d'essais à l'air libre.

3.3.- Résultats

Turboréacteur double flux, double corps. Les analyses fines du bruit effectuées pour trois régimes de fonctionnement du compresseur (fig. 8 à 10)) montrent que le spectre

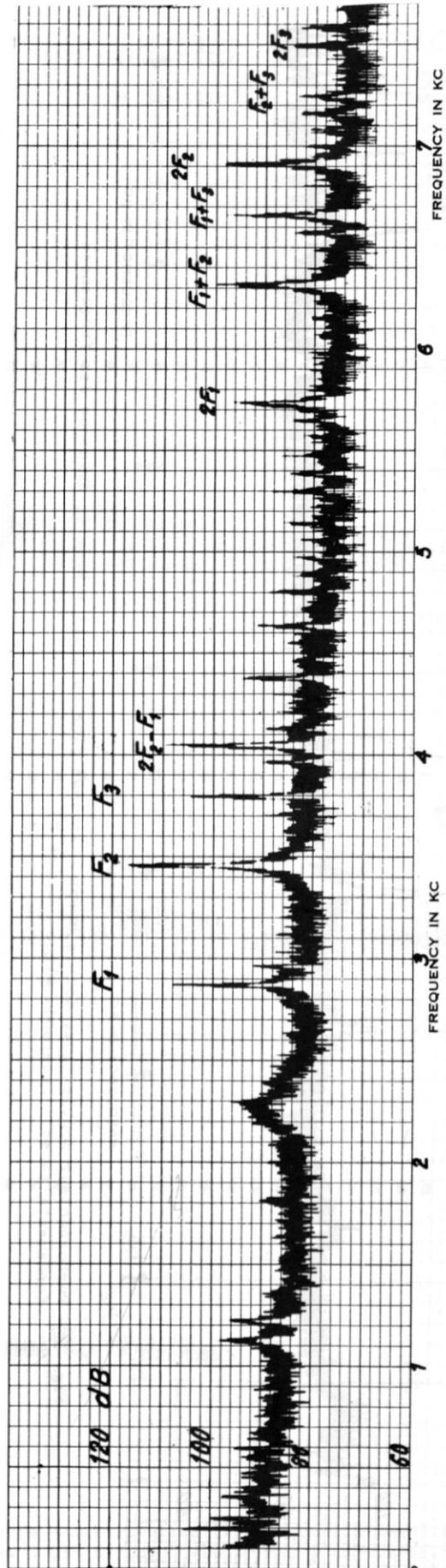


Fig. 8 - Turboréacteur double flux, double corps - Analyse fine du bruit - Mise en évidence des fréquences fondamentales et d'intermodulation (régime A)

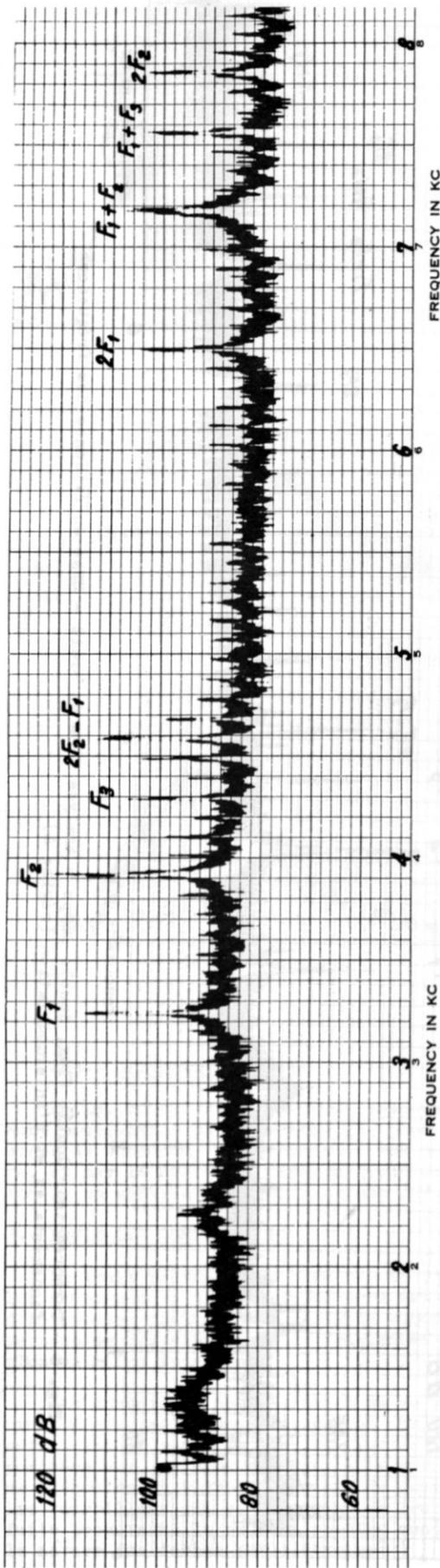


FIG. 9 - Turboréacteur double flux, double corps - Analyse fine du bruit - Mise en évidence des fréquences fondamentales et d'intermodulation (régime B)

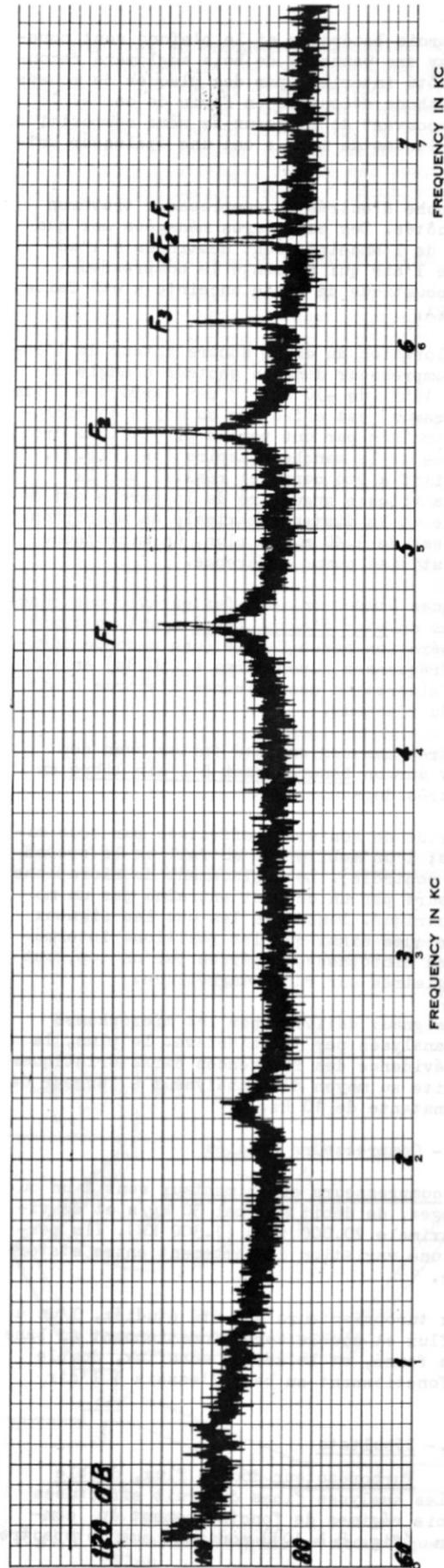


Fig.10 - Turboréacteur double flux, double corps - Analyse fine du bruit - Mise en évidence des fréquences fondamentales et d'intermodulation (régime C)

acoustique se compose d'un certain nombre de fréquences discrètes qui se superposent au bruit à spectre continu. Ces fréquences discrètes sont caractéristiques du régime du compresseur basse pression constitué des trois étages. Sur ces figures F_1 , F_2 , F_3 , $2F_1$, $2F_2$ et $2F_3$ sont le fondamental et le deuxième harmonique donnés par la rotation du premier, deuxième et troisième rouet de chaque étage de compression.

Ces analyses ont mis en évidence aussi quelques fréquences d'intermodulation puisqu'elles correspondent à la somme $F_1 + F_2$, $F_2 + F_3$, $F_1 + F_3$

ainsi qu'à une fréquence donnée par $2F_2 - F_1$.

Si la présence des fréquences associées aux rotors est évidente, il n'en est pas de même pour des fréquences d'intermodulation qui montrent l'existence dans l'écoulement de phénomènes aérodynamiques non linéaires, dont l'origine reste à préciser. On a évidemment vérifié d'autre part, que l'intermodulation ne provient pas des chaînes d'enregistrement ou d'analyse.

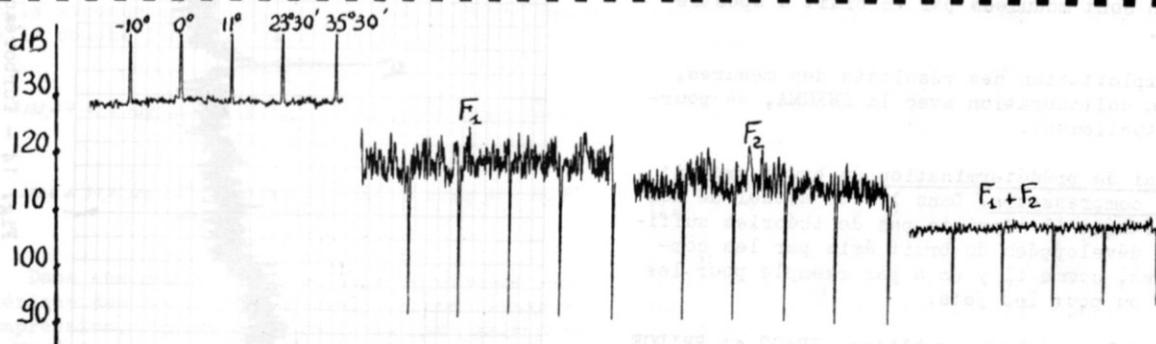
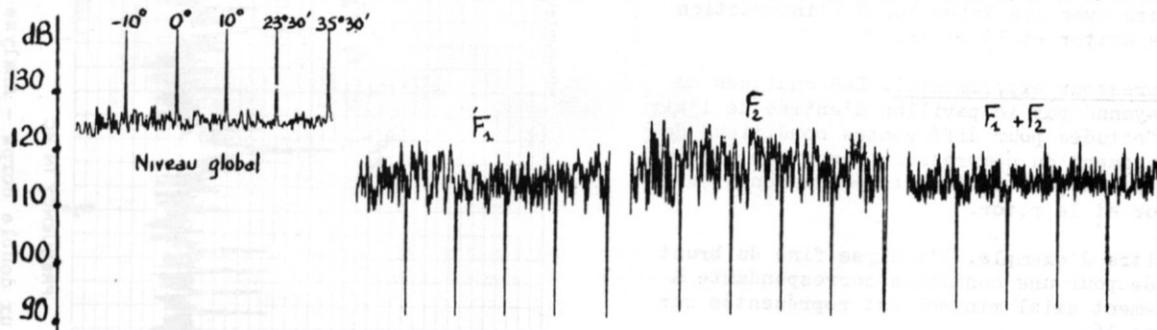
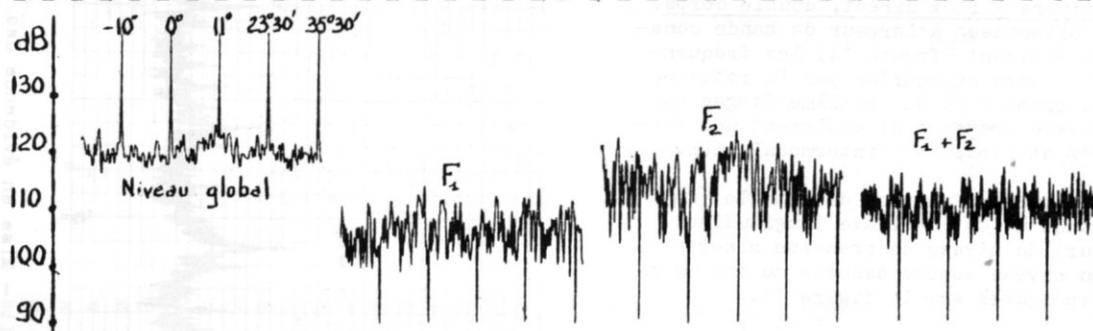


Fig. 11 à 13 - Turboréacteur double flux, double corps - Distribution directionnelle des fréquences caractéristiques du régime - Vitesses 5 036 tr/mn, 7 400 tr/mn, 9 445 tr/mn.

En raison de la diffusion des ondes sonores à l'intérieur du banc, la distribution directionnelle de ces fréquences caractéristiques telle qu'elle est obtenue avec le microphone mobile (fig. 11 à 13) est, sans doute, différente de celle qu'on aurait pu obtenir en milieu indéfini. Toutefois, ces analyses effectuées pour le régime faible (fig. 11), moyen (fig. 12) et maximal (fig. 13) mettent en évidence la complexité des mécanismes de création du bruit. En effet, l'intensité de la fréquence F_1 augmente avec le régime, la fréquence F_2 n'en dépend pas et l'intensité de la fréquence $F_1 + F_2$ passe par un maximum pour le régime intermédiaire.

Turboréacteurs à flux direct, double corps.
Les analyses effectuées à largeur de bande constante (10 Hz) montrent (figure 14) les fréquences caractéristiques engendrées par la rotation des rouets du premier et du deuxième étages du compresseur basse pression et également une fréquence $F_1 + F_2$ attribuée à l'intermodulation.

Les variations en fonction de l'angle (depuis -15° jusqu'à 105° de l'axe longitudinal du compresseur) du niveau de pression sonore globale et du niveau sonore associé au fondamental F_1 sont indiquées sur la figure 15.

On remarque que les fluctuations du niveau sonore global sont très faibles, contrairement au niveau sonore de la fréquence fondamentale.

Toutefois, dans le dernier cas, les fluctuations sont trop aléatoires pour pouvoir être confondues avec les lobes dus à l'interaction entre le stator et le rotor.

Compresseur expérimental. Les analyses du bruit rayonné par le pavillon d'entrée de l'air sont effectuées pour différentes conditions de fonctionnement du compresseur monoétage (régimes et débits) et pour différents écartements entre le stator et le rotor.

A titre d'exemple, l'analyse fine du bruit effectuée pour une condition correspondante à l'écartement axial minimal est représentée sur la figure 16.

La forme de ce spectre acoustique, déterminée par bandes de fréquences de largeur de 10 Hz, montre que les fréquences discrètes données par le fondamental et les harmoniques du rouet en rotation sont modulées par le bruit à spectre continu.

L'exploitation des résultats des mesures, faite en collaboration avec la SNECMA, se poursuit actuellement.

Essai de prédétermination du bruit produit par les compresseurs. Dans l'état actuel de nos connaissances il n'existe pas de théories suffisamment développées du bruit émis par les compresseurs, comme il y en a par exemple pour les hélices ou pour les jets.

Parmi les méthodes publiées, BRAGG et BRIDGE [6] ont proposé deux formules pour le calcul du niveau de la puissance acoustique N_w , la première étant applicable lorsque la circulation

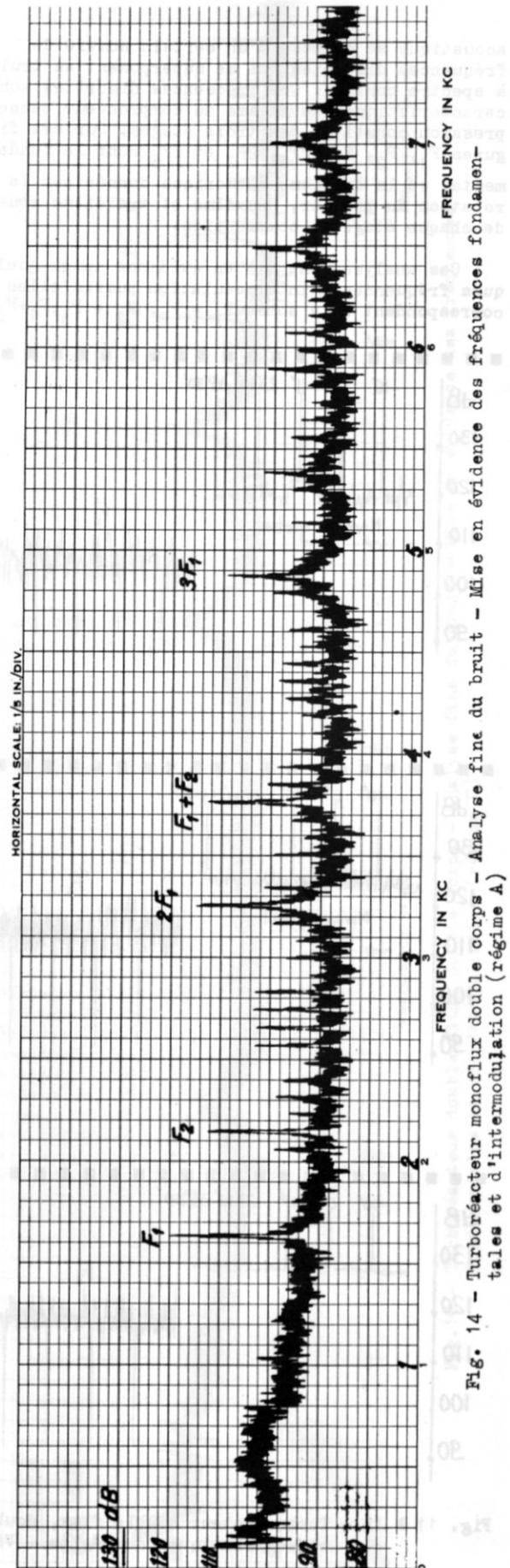


Fig. 14 - Turboréacteur monoflux double corps - Analyse fine du bruit - Mise en évidence des fréquences fondamentales et d'intermodulation (régime A)

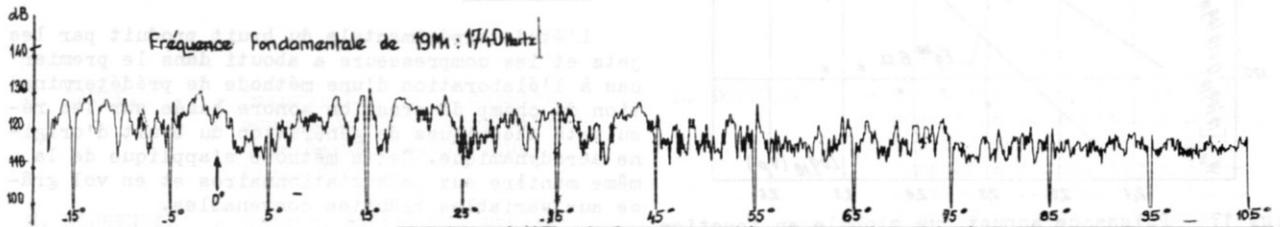
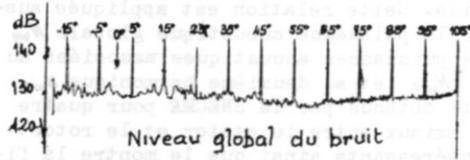


Fig. 15 - Turboréacteur monoflux double corps.
niveau global et du fondamental du 1er étage

Distribution directionnelle du

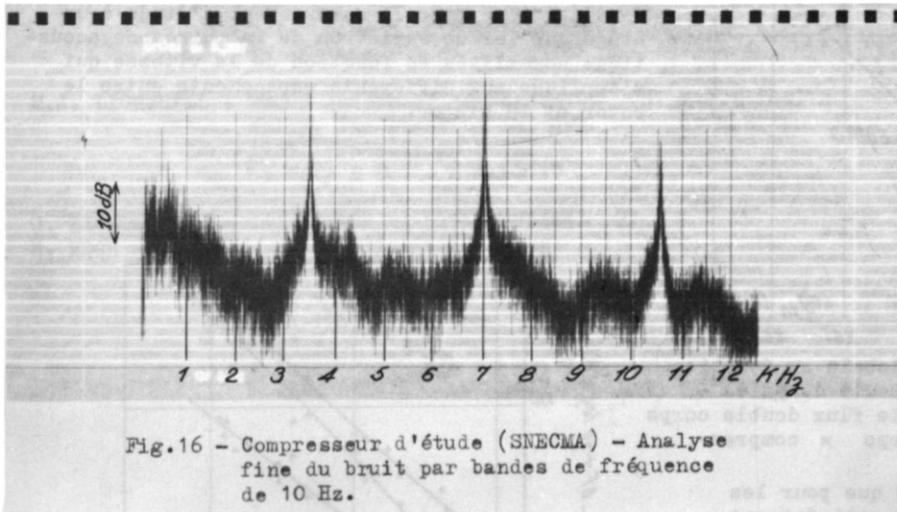


Fig. 16 - Compresseur d'étude (SNECMA) - Analyse fine du bruit par bandes de fréquence de 10 Hz.

du fluide autour des aubages n'est pas décollée et la seconde correspondant au cas de décollement de la couche limite. Ces formules sont :

$$N_w = 131,4 + 47,6 \log \frac{V_p}{305} + 10 \log (1 + K M_e) + 10 \log Q \quad (6. a)$$

$$N_w = 135,4 + 39,4 \log \frac{V_p}{305} + 10 \log (1 + K M_e) + 10 \log Q \quad (6. b)$$

Dans ces expressions V_p est la vitesse périphérique des bouts des aubes du premier étage de compression, exprimée en m/s, M_e est le nombre de Mach de l'écoulement à l'entrée du premier étage, Q est le débit masse en kg/s et K vaut -1 en raison de la propagation des ondes sonores vers l'extérieur, c'est-à-dire à contre-courant.

La S.A.E. [7] a indiqué une formule qui ne fait pas intervenir le facteur de convection $(1 + K M_e)$

$$N_w = 130,5 + 50 \log \frac{V_p}{C_a} + 10 \log Q \quad (7)$$

Les formules (6) et (7) indiquent la variation du niveau de puissance acoustique respectivement avec la puissance 5,76, 4,44 et 6 de la vitesse des bouts des pales, puisque le facteur débit masse contient un terme vitesse. La loi de variation de V^6 est caractéristique des sources d'ordre 1.

La comparaison entre la puissance acoustique globale mesurée des deux turboréacteurs et du compresseur monoétagé, et celle calculée par ces

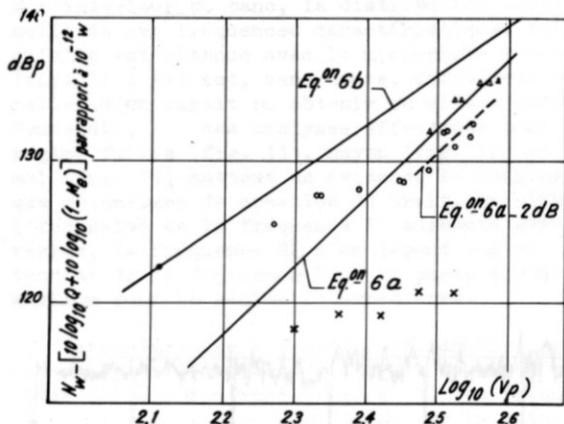


Fig. 17 - Puissance acoustique globale en fonction de la vitesse périphérique des bouts de pales Equation de BRAGG et BRIDGE - o réacteur double flux double corps Δ réacteur mono flux double corps x compresseur mono étage expérimental

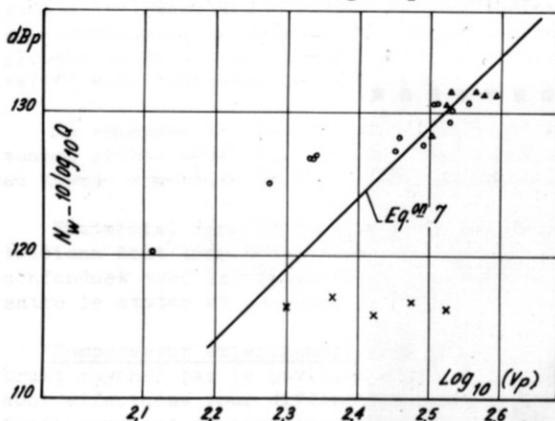


Fig. 18 - Puissance acoustique globale en fonction de la vitesse périphérique des bouts de pales - Equation SAE - o réacteur double flux double corps Δ réacteur mono flux double corps x compresseur mono étage expérimental

formules, montre (fig. 17 et 18) que pour les deux turboréacteurs l'accord est satisfaisant tant que le nombre de Mach des bouts des aubages du rouet de premier étage du compresseur basse pression est compris entre 0,9 et 1,1. Il s'en suit que pour ces conditions de fonctionnement les sources prédominantes du bruit peuvent être assimilées à des doublets acoustiques. Aux nombres de Mach inférieurs à 0,9, cette loi en V^6 n'est plus vérifiée, la puissance acoustique variant avec une puissance inférieure à 6, ce qui laisserait supposer, dans le bruit global, une contribution croissante des sources d'ordre 0.

Quant au compresseur d'étude, le désaccord est total entre la puissance acoustique mesurée et calculée par (6) ou (7).

Devant ces difficultés, la SNECMA cherche à exprimer la puissance acoustique normalisée de ce compresseur par $N_w - \Delta F + 50 \log V_a / V_e$

où N_w est la puissance acoustique, ΔF est l'indice de convection de l'énergie sonore entre les aubes mobiles au sens de Smith et House [8] et

V_a / V_e est le coefficient de débit à l'entrée de la roue mobile. Cette relation est appliquée aussi bien pour la puissance acoustique globale N_{wg} que pour les puissances acoustiques associées au fondamental N_{wF} et au deuxième harmonique N_{w2} . Les résultats obtenus par la SNECMA pour quatre écartements axiaux entre le stator et le rotor sont très intéressants ainsi que le montre la figure 19.

4.- CONCLUSION

L'étude expérimentale du bruit produit par les jets et les compresseurs a abouti dans le premier cas à l'élaboration d'une méthode de prédétermination du champ de pression sonore basée sur les résultats théoriques de génération du bruit d'origine aérodynamique. Cette méthode s'applique de la même manière aux jets stationnaires et en vol grâce aux variables réduites convenables.

L'étude du bruit des compresseurs, effectuée en collaboration avec la SNECMA, n'est qu'à ses débuts. Toutefois, les premiers résultats ont mis en évidence l'existence dans le spectre émissif des compresseurs de fréquences d'intermodulation composées des fondamentaux des différents étages de compression et ont montré qu'il est possible de déterminer pour le compresseur d'étude à un étage une loi de variation de la puissance acoustique normalisée en fonction de la vitesse qui s'applique aux différents espacements entre le rotor et le stator.

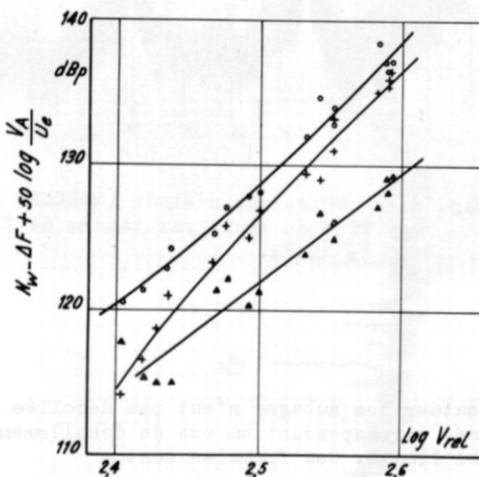


Fig. 19 - Puissance acoustique globale en fonction de la vitesse relative - Compresseur expérimental mono étage (SNECMA) - Ecartement axial entre stator et rotor : 0,51 (S'/C_s) ext.
 o niveau de puissance globale
 + niveau de puissance fondamentale
 Δ niveau de puissance harmonique 2.

R E F E R E N C E S

- 1 G. LAURIAC - Description de la chambre sourde du CEPr (à paraître dans Revue d'Acoustique PARIS 1968).
- 2 M. KOBRYNSKI - General method for prediction of noise from fixed or mobile jets.

Communication présentée au Symposium de Toronto (Canada) sur le bruit d'origine aérodynamique, 20-21 mai 1968).
T.P. ONERA n° 578 (français et anglais).
- 3 M.J. LIGHTHILL - Sound generated aerodynamically. The Bakerian Lecture 1961. Proceedings Royal Society A 267 - 8 mars 1962.
- 4 G. RICHTER
R. ROCH - Conception et caractéristiques du silencieux de vol pour Concorde - Congrès AIAA - Los Angeles - juin 1967.
- 5 L. DUTHION - L'évolution du problème de réduction de bruit sur avions à réaction. Communication Symposium d'Acoustique Aéronautique Toulouse mars 1968. A paraître dans Revue d'Acoustique - PARIS 1968.
- 6 S.L. BRAGG
R. BRIDGE - Noise from turbojet compressors - Journal Royal Aeronautical Society n° 637 - janvier 1964.
- 7 S.A.E. - Proposed air 973 - Prediction of turbine engine compressor or fan noise.
- 8 M.J.T. SMITH
et M.E. HOUSE - Internally generated noise from gaz turbine engines. Measurement and prediction ASME - Paper 66-GT/N-43 avril 1966.