

QUELQUES ÉTUDES SUR L'ACTION PRODUITE PAR LES JETS DE RÉACTEURS SUR LES STRUCTURES

Par H. J. L. LE BOITEUX

Directeur Scientifique à l'ONERA

et P. A. LIENARD

Chef de la Division "Acoustique" à l'ONERA

1. INTRODUCTION

L'UTILISATION, de plus en plus fréquente, des réacteurs comme organe de propulsion des avions, et notamment des avions de transport, a attiré l'attention sur l'action souvent néfaste des jets de ces réacteurs sur les parties de structures se trouvant dans leur voisinage.

Cette action se traduit par l'apparition de phénomènes de fatigue dont l'importance a été une surprise pour les expérimentateurs et qui sont susceptibles de produire des ruptures pour un nombre relativement réduit d'heures de vol.

La prévision des phénomènes et le calcul des contraintes développées dans les structures en vue de leur prédétermination se heurtent à de très grosses difficultés.

En premier lieu, la nature même des sollicitations n'est connue qu'imparfaitement. Elles se rattachent, dans l'esprit de tous les auteurs qui ont tenté de résoudre le problème, au champ sonore émis par le réacteur.

Outre que ce champ présente une structure très complexe et variable avec quantité de facteurs, il n'est pas absolument certain que d'autres causes ne puissent intervenir, par exemple une action directe de la turbulence intense créée aux limites du jet.

En second lieu, le calcul des contraintes dans des solides de forme et de structure aussi compliquées que des éléments de fuselage, de voilure ou de gouverne, soumis à de tels efforts est quasi impossible.

De nombreux travaux ont été entrepris sur ce sujet mais n'ont pas encore permis de dégager des règles pratiques applicables par le constructeur.

Toute théorie de ce genre doit s'appuyer sur des constatations expérimentales qui, seules, pourront dégager les phénomènes fondamentaux et guider dans le choix des hypothèses simplificatrices qu'il sera naturellement indispensable de faire.

C'est dans ce but que l'ONERA a entrepris une série d'expériences portant sur les divers aspects du problème et principalement sur la caractérisation de la sollicitation, c'est-à-dire des efforts de toute nature provoqués par le voisinage du jet, et d'autre part sur la réponse des éléments de structure.

Les expériences sur éléments types isolés permettent seules une reproductibilité et une exploration systématique. Il est cependant nécessaire de s'assurer que les conditions ne s'éloignent pas de celles de la réalité et que les phénomènes présentent le même aspect que dans le cas des structures complètes d'avion.

C'est pourquoi, en liaison avec la Société Sud Aviation, quelques mesures ont été effectuées directement sur l'avion CARAVELLE.

Dans la conduite des expériences, l'ONERA a profité de méthodes et d'appareillages mis au point par ses ingénieurs à l'occasion d'autres problèmes, ce qui a permis une exploration plus complète et plus détaillée des phénomènes.

La seule prétention de ce travail est d'apporter, au stade actuel de l'expérimentation en cours, quelques résultats susceptibles de guider les recherches théoriques et pratiques dans un domaine aussi complexe que celui de l'action des jets de réacteurs sur les parties de structures environnantes.

2. CHAMP SONORE AU VOISINAGE D'UN TURBO-RÉACTEUR

Même si d'autres modes d'action peuvent être envisagés, il reste certain que la sollicitation est due en grande partie à l'énergie sonore émise par le jet.

Une étude des caractéristiques de ce champ sonore s'impose donc. Elle sera résumée très brièvement ici, ayant déjà fait l'objet de nombreuses publications.

Une distinction est nécessaire entre le cas du réacteur seul (bruit en champ libre) et les valeurs réelles de la pression sonore sur fuselage, la présence de la structure modifiant la répartition du fait de la réflexion, de la diffusion, etc.

Étude en champ libre

Elle a été conduite sur huit types différents de réacteurs et deux types de fusées dans le but de tenter de dégager des lois générales.

Citons plus particulièrement l'Atar 101 F étudié pour sept régimes différents et présentant, en outre, une tuyère dissymétrique, ce qui a permis l'examen de l'influence de l'orientation, et, d'autre part, l'Avon RA 28 qui équipe les prototypes de l'avion CARAVELLE.

Sans entrer dans le détail du mode opératoire utilisé, qui a été décrit ailleurs⁽¹⁾, il est possible de mettre en évidence les résultats suivants:

Spectre sonore. Il est assez peu différent d'un appareil à l'autre, mais influencé par le régime de fonctionnement.

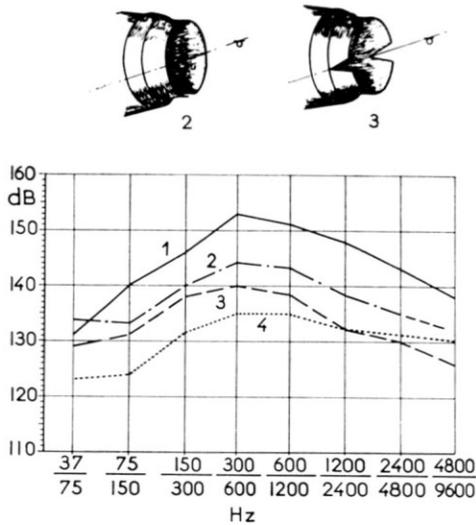


FIG. 1. Analyse par octaves de bruits de réacteurs, à 3 m de la tuyère et à 30° de l'axe

1. D'après mesures de Wolfe⁽²⁾. Vitesse du jet 550 m/s
2. Atar 101 F. Lèvres verticales. Vitesse du jet 540 m/s
3. Atar 101 F. Lèvres horizontales. Vitesse du jet 540 m/s
4. Avon 28 (sur CARAVELLE). Vitesse du jet 550 m/s

La Fig. 1 montre le résultat obtenu, à 3 m de la tuyère et à 30° de l'axe, pour les deux réacteurs déjà cités, au régime correspondant à des vitesses de 540 à 550 m/s. Le bruit a été analysé par octave et ces résultats sont à rapprocher de ceux donnés par Wolfe⁽²⁾.

Le maximum d'énergie sonore est trouvé dans l'octave de 300 à 600 Hz.

De même, la Fig. 2 est relative aux mesures effectuées à 5 m de la tuyère et à 20° de l'axe.

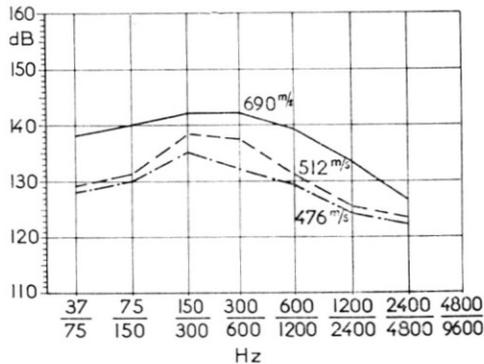


FIG. 2. Analyse par octaves du bruit d'un réacteur (Atar 101 F) à 5 m de la tuyère et à 20° de l'axe pour 3 vitesses de jet (476, 512 et 690 m/s).

Le maximum est au voisinage de la fréquence 300 Hz.

Zones d'émission. Sur une droite partant du bord de la tuyère et inclinée à 15° sur l'axe du jet, il a été constaté que:

(a) Pour une vitesse d'éjection inférieure à 500 m/s le niveau sonore décroît constamment en s'éloignant de la tuyère.

(b) A une vitesse supérieure à 500 m/s le niveau global passe par un maximum à 2,50 m du bord de la tuyère tandis que le maximum est situé à 4 ou 5 m de la tuyère pour l'octave 30-60 Hz, et environ à 3m pour l'octave 300-600 Hz.

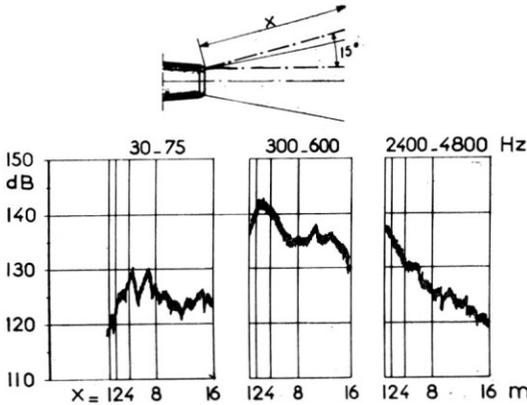


FIG. 3. Variation du niveau sonore le long de la frontière d'un jet (ligne à 15° de l'axe) pour 3 octaves.

Aux fréquences plus élevées le niveau décroît constamment (Fig. 3).

En première approximation on peut admettre que l'émission sonore provient de régions du jet d'autant plus proches de la tuyère que la fréquence est plus élevée et qui s'en écartent lorsque la vitesse d'éjection croît.

A 220 m/s les basses fréquences sont engendrées par des régions situées à environ quatre diamètres de la tuyère et les hautes fréquences par les zones plus rapprochées que deux diamètres.

A 500 m/s les zones émissives sont à plus de dix diamètres pour les basses fréquences, à six diamètres pour les fréquences moyennes (300-600 Hz) et environ à deux diamètres pour les hautes fréquences.

Ces résultats sont en bon accord avec ceux qu'il est possible de relever sur les courbes données par Wolfe⁽²⁾.

Directivité. Le diagramme des courbes d'égale pression comporte plusieurs lobes symétriques par rapport à l'axe du jet.

Les directions de niveau maximum dépendent de la fréquence (Fig. 4).

A faible vitesse d'éjection (200 m/s) les maxima ont lieu

- à 20° de l'axe pour les fréquences 30-75 Hz
- à 40° de l'axe pour l'octave 300-600 Hz
- à 75° de l'axe pour l'octave 2400-4800 Hz

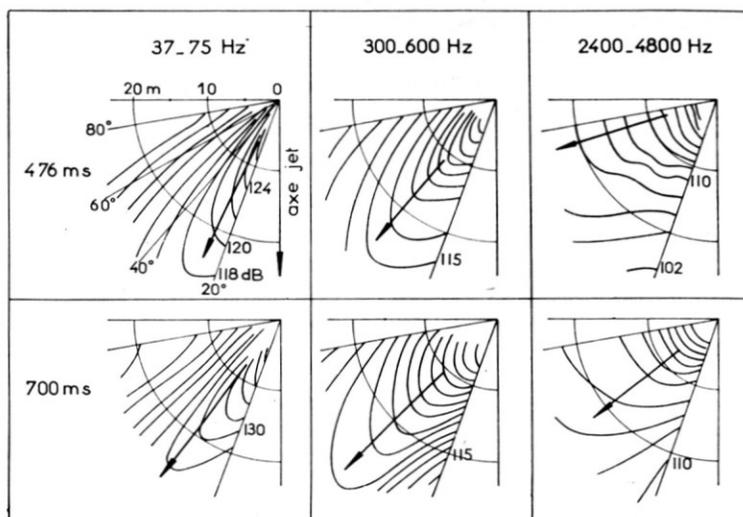


FIG. 4. Directivité des courbes d'égale pression sonore pour 3 octaves. Atar 101 F. Vitesse des gaz 476 et 700 m/s.

Lorsque la vitesse d'éjection est augmentée, l'angle croît pour les basses fréquences et décroît pour les hautes fréquences, l'ensemble des lobes tendant à se rassembler autour de la direction à 45° de l'axe.

Ces résultats sont également en accord avec ceux donnés par Wolfe et d'autres⁽²⁻⁴⁾.

Influence de la vitesse du jet. Suivant une théorie établie par Lighthill, la puissance sonore émise varierait avec la puissance huit de la vitesse moyenne du jet.

Les expériences rapportées ci-dessus ont montré que cette loi se vérifie assez bien pour la puissance globale (intégrée sur une sphère) lorsque la vitesse du jet est élevée (500 m/s et au-dessus).

A des vitesses plus faibles, l'exposant est inférieur à huit et, de plus, il varie suivant les octaves considérées.

Il faut remarquer que, pour le problème envisagé ici, la pression sonore au voisinage du jet et pour des fréquences déterminées—(en liaison avec les modes propres de la structure), joue un rôle beaucoup plus important que la puissance totale émise.

Des mesures effectuées avec le réacteur Avon RA 28, sur une ligne parallèle à l'axe et à 5 m de celui-ci, il ressort que la pression sonore obéit encore à une formule $P = KV^n$.

Mais le coefficient n pour la pression totale varie de 1 à 2 pour des distances de 1 à 5 m du plan de sortie du jet, pour atteindre 3 à 15 m.

La Fig. 5 montre la variation de n pour les octaves 37-75 Hz et 150-300 Hz.

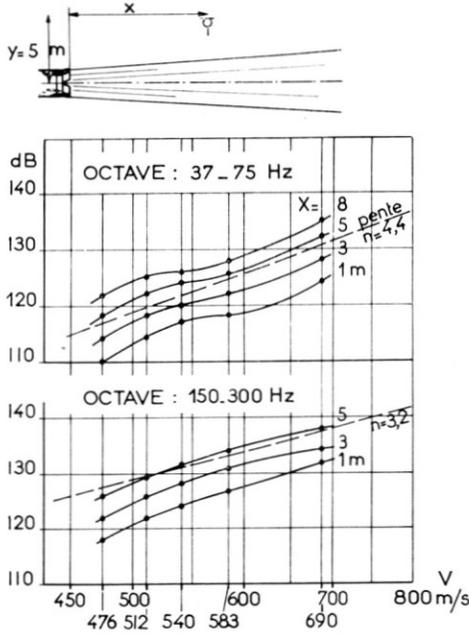


FIG. 5. Variation du niveau sonore en fonction de la vitesse du jet, à différentes distances de la tuyère (Atar 101 F). (Relation $p = KV^n$).

Les mesures faites sur l'Atar 101 F conduisent à des résultats différents. La loi exponentielle ne paraît pas s'appliquer. Ceci tient peut-être au fait que, sur ce réacteur, la section de la buse varie avec le régime.

Valeurs relatives au réacteur Marbore. Les études systématiques de réponse des éléments de structure ont été conduites en utilisant un réacteur Marbore.

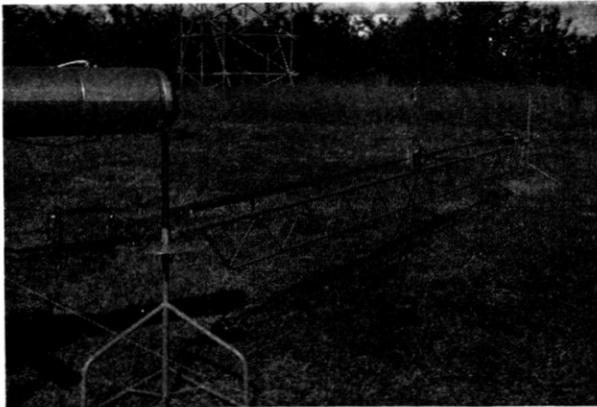


FIG. 6. Photographie de l'installation de mesure de bruit autour du Marbore.

Aussi les caractéristiques de cet appareil ont-elles été déterminées tout d'abord en utilisant la méthode qui avait permis de trouver les résultats généraux rappelés ci-dessus.

Le champ sonore a été analysé pour les trois régimes 15 000–21 000 et 22 600 t/m.

Le réacteur étant placé en champ libre, les microphones de mesure sont déplacés sur une glissière articulée à la sortie de la tuyère. L'exploration par octave, en fonction de la distance et de l'angle avec l'axe du jet, peut ainsi être conduite rapidement (Fig. 6).

Les lois générales déjà vérifiées sur les réacteurs plus gros se retrouvent ici.

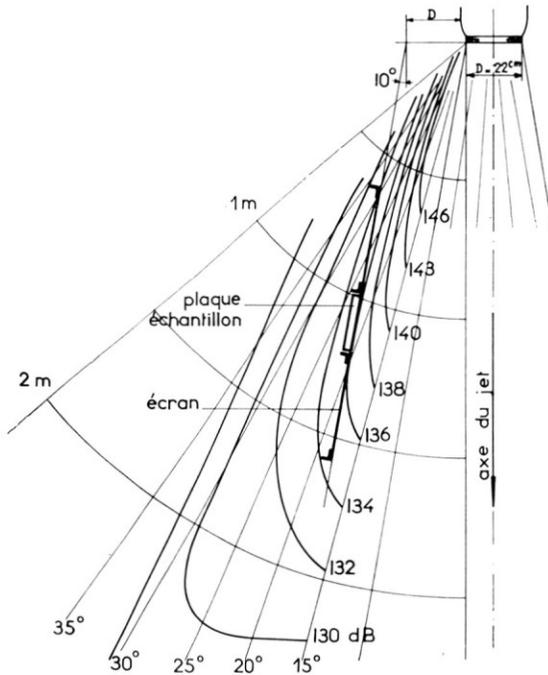


FIG. 7. Courbes d'égal niveau de bruit près du jet du Marbore. 21 000 t/m (octave 600–1200 Hz). Position de la plaque d'expérience.

La Fig. 7 donne un exemple de courbe d'égal pression dans chacune des huit octaves.

Champ sonore en présence d'une structure

Il était nécessaire de s'assurer, sur un exemple précis, que la répartition des pressions exercées sur la structure peut se déduire du champ sonore étudié en espace libre.

Cette vérification a été faite, en collaboration avec la Société Sud-Aviation, sur le biréacteur CARAVELLE⁽³⁾, par mesure directe de la pression sonore sur la partie du fuselage au voisinage du jet.

Les résultats obtenus confirment que la répartition est bien celle que permettent de prévoir les mesures en espace libre sur le réacteur Avon RA 28.

En particulier, il est constaté que:

Aux régimes réduits, les zones de maximum de pression pour les diverses octaves sont très rapprochées les unes des autres, celles relatives aux fréquences basses étant plus en arrière (Fig. 8).

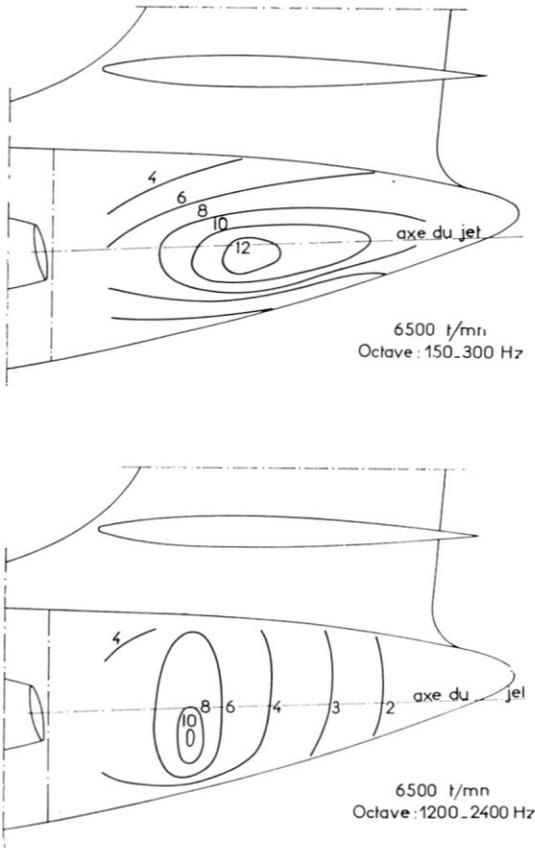


FIG. 8. Courbes d'égale pression sonore sur le fuselage de la CARAVELLE. Régime 6500 t/m. Octaves 150-300 Hz et 1200-2400 Hz. Pressions efficaces en kg/m^2 .

Lorsque la vitesse du réacteur croît, les maximums relatifs aux fréquences aiguës se déplacent peu tandis que ceux des fréquences moyennes et surtout des basses fréquences s'éloignent vers l'arrière et sortent même du profil de la structure (Fig. 9).

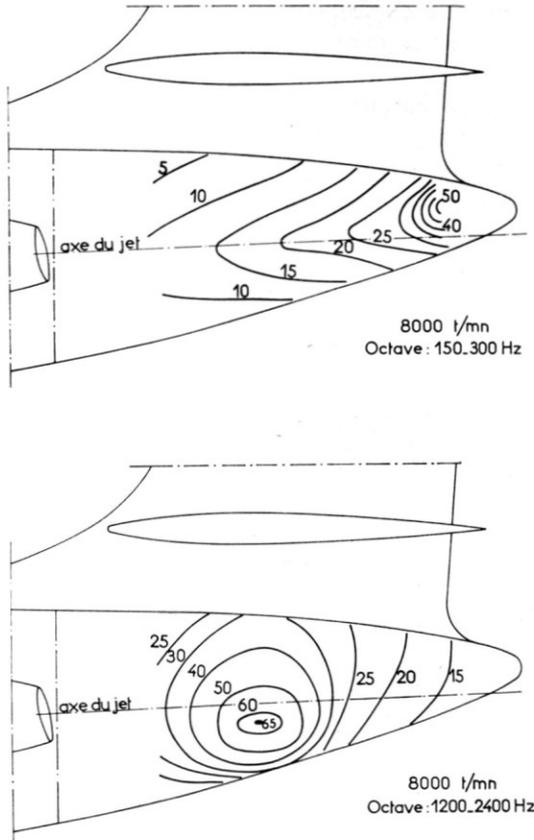


FIG. 9. Courbes d'égale pression sonore sur le fuselage de la CARAVELLE. Régime 8000 t/m. Octaves 150-300 Hz et 1200-2400 Hz. Pressions efficaces en kg/m^2 .

Ceci est une caractéristique avantageuse de l'avion CARAVELLE sur lequel le fuselage ne s'étend que sur une longueur de six mètres en arrière du plan de sortie de la tuyère.

Les pressions sonores croissent avec la vitesse du réacteur. C'est ainsi, par exemple, que, dans l'octave 300-600 Hz, le maximum en valeur efficace est de 40 kg/m^2 à 7300 t/m et atteint 55 kg/m^2 à 8000 t/m, mais à ce dernier régime le maximum est placé à l'extrême pointe arrière du fuselage.

A cette même vitesse de 8000 t/m la pression maximum dans l'octave 600-1200 Hz atteint 80 kg/m^2 et se trouve dans une zone du fuselage où des phénomènes de fatigue ont pu être constatés.

En résumé, les lois générales visant la répartition des pressions ne sont pas gravement perturbées par la présence de la structure, mais les valeurs absolues se trouvent accrues par la réflexion des ondes sonores.

3. COMPORTEMENT DES STRUCTURES EN PRÉSENCE D'UN JET

Mesures directes sur avion CARAVELLE

Elles ont été limitées au relevé des pressions sonores sur le fuselage (pp. 469-70), à la mesure des amplitudes de vibration et à l'enregistrement des contraintes en quelques points caractéristiques de la structure.

Leur seul but est, en effet, de dégager l'aspect général des phénomènes dans le but de s'assurer ensuite qu'il ne diffère pas appréciablement de ceux rencontrés sur l'élément choisi pour l'étude systématique.

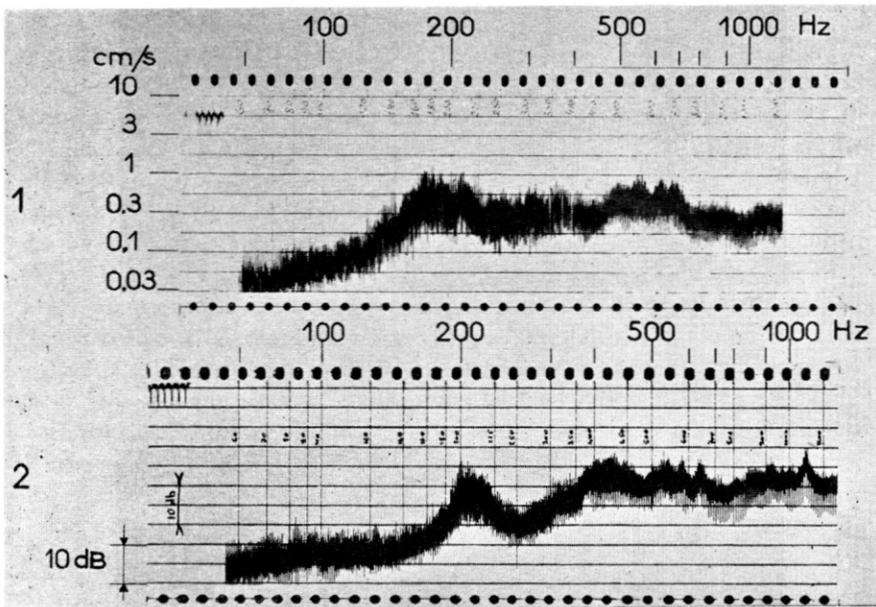


FIG. 10. Analyse de vibrations du fuselage de CARAVELLE.
1. Vitesse vibratoire; 2. Tension de jauges extensométriques
(Couple 66 b. Regime 8000 t/m).

La Fig. 10 donne, à titre d'exemple, l'analyse de la vitesse vibratoire relevée par un capteur électrodynamique et celle de la contrainte mesurée par jauge à fil résistant.

Ces grandeurs étaient enregistrées sur piste magnétique et dépouillées sur un analyseur à bande de fréquence étroite.

La comparaison de ces résultats et du spectre sonore étudié par ailleurs permet de dégager quelques conclusions générales.

(a) Les vitesses de vibration et les contraintes mettent en évidence un certain nombre de fréquences propres alors que le spectre sonore est quasi continu.

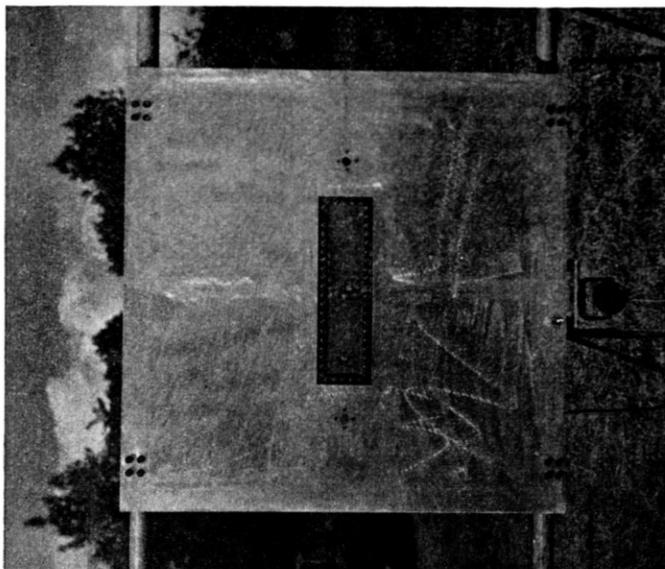


FIG. 12. Photographie de la plaque échantillon.

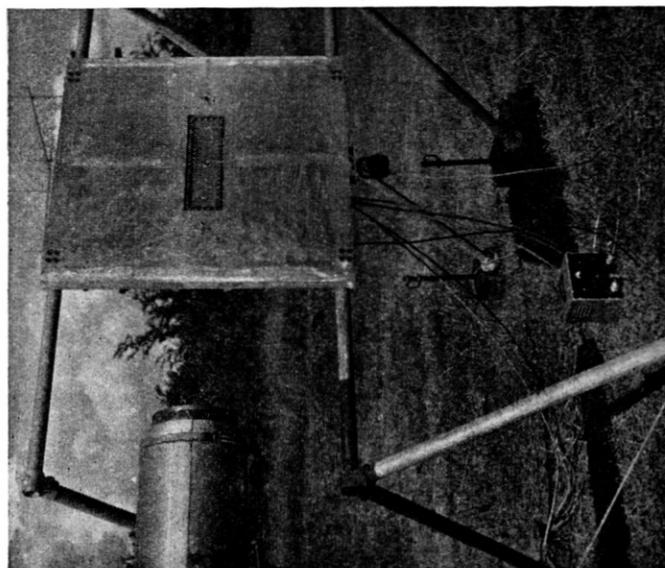


FIG. 11. Installation d'essai sur plaque échantillon.

(b) Ces fréquences caractéristiques des "modes propres" des éléments s'échelonnent entre 180 et 700 Hz, c'est-à-dire dans une gamme où la pression sonore est particulièrement élevée.

(c) Les amplitudes vibratoires en un point ne dépendent pas seulement de la pression sonore en ce point mais de l'action sur une zone étendue du fuselage; il en résulte que les éléments à contrainte maximum ne coïncident pas nécessairement avec ceux sur lesquels la pression est la plus élevée.

Expérimentation sur élément isolé

L'exploration systématique est rendue quasi impossible par la complexité des phénomènes sur structure réelle.

Aussi est-il préférable d'entreprendre d'abord l'étude sur un élément isolé sous réserve de s'assurer que les phénomènes présentent bien les mêmes caractères généraux.

L'élément choisi est constitué par une plaque de duralumin de 40×10 cm, encastrée sur son pourtour dans un cadre en cornière. Cet ensemble est fixé, par l'intermédiaire de silentblochs, dans une ouverture de 42×12 cm pratiquée au centre d'un panneau rigide de 1×1 m (Figs. 11 et 12).

La plaque ainsi constituée est disposée verticalement au voisinage du jet du réacteur Marbore avec l'axe duquel elle fait un angle de 10° .

Dans cette position, elle coïncide sensiblement avec le plan tangent à la surface d'égale pression sonore dans l'octave 300–600 Hz.

Cette disposition reproduit, à l'échelle des diamètres des jets, celle des éléments du fuselage de l'avion CARAVELLE pour lesquels la fatigue a été trouvée la plus grande.

Le réacteur Marbore utilisé pour ces essais présente les caractéristiques suivantes:

Diamètre de tuyère 22 cm—Jet subsonique
Poussée 400 kg au régime de croisière de 21 000 t/m
Régime maximum 22 600 t/m.

Analyse du champ de vitesse

Deux méthodes ont été mises en oeuvre dans le but de préciser la structure du champ de vitesse autour du jet dans la zone occupée par l'échantillon. Il est intéressant, en effet, de se demander si la couche d'air limitant le jet et siège de mouvements tourbillonnaires est susceptible de contribuer aux sollicitations sur la plaque.

En premier lieu il a été procédé à une visualisation du jet en utilisant un procédé particulièrement sensible de strioscopie interférentielle antérieurement mis au point et couramment appliqué dans les souffleries à l'ONERA.

Le montage est celui de la Fig. 13. Un film à grande vitesse (8000 images par seconde) a été pris en l'absence de la plaque. Il montre

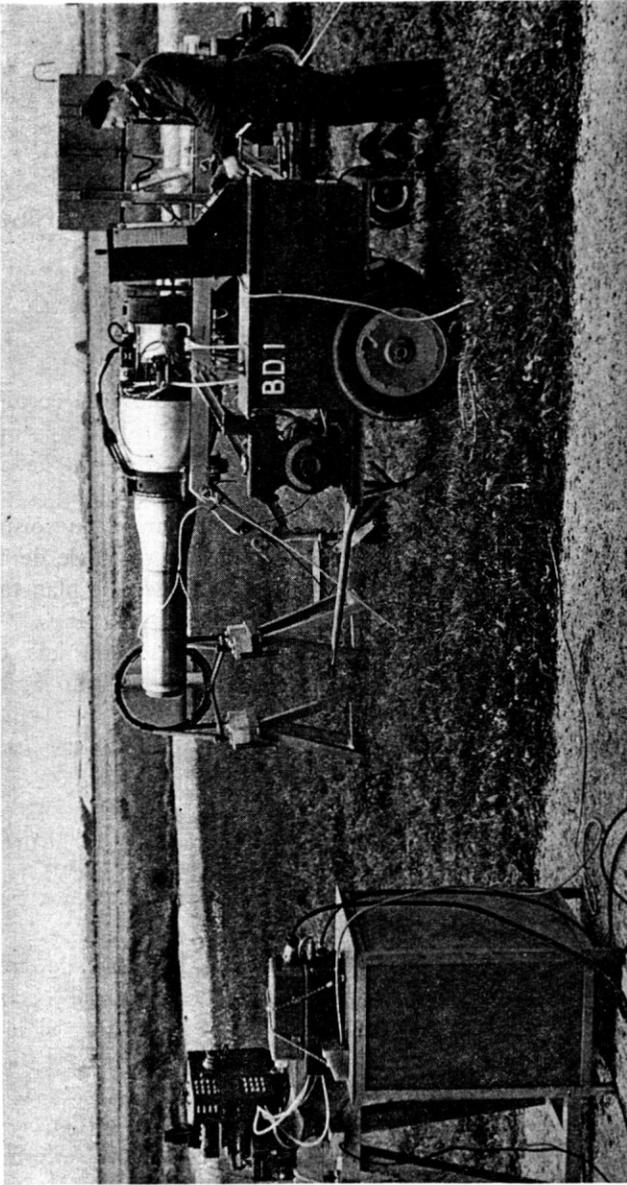


FIG. 13. Photographie de l'installation de striescopie du jet. Ensemble.

parfaitement l'existence des tourbillons dans la couche limite et les fluctuations rapides de largeur de cette dernière.

Un film analogue pris en présence de la plaque montre que l'aspect des phénomènes est peu perturbé par cette dernière.

Les tourbillons viennent frapper la plaque mais, dans sa position normale, cet impact n'a lieu qu'à la limite extrême de leur trajet. Il est donc peu probable que leur action soit importante tant que l'élément de structure n'est pas très rapproché de l'axe du jet.

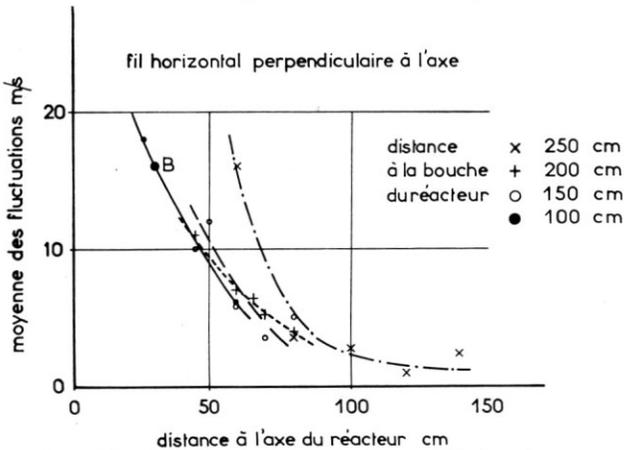


FIG. 14. Fluctuations de vitesse. Fil chaud.

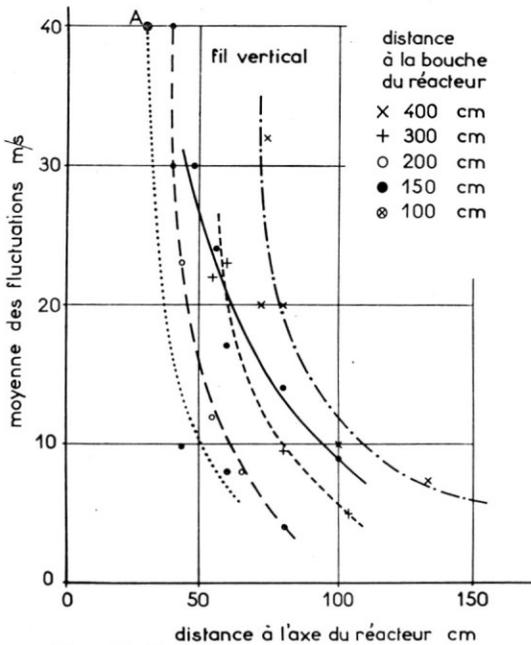


FIG. 15. Fluctuations de vitesse. Fil chaud.

Pour préciser ce point et obtenir un résultat plus quantitatif le champ de vitesse a été, d'autre part, exploré à l'anémomètre à fil chaud. Il s'agit d'un dispositif mis au point à l'ONERA et susceptible de suivre des fréquences élevées (de l'ordre de 30 à 40 000 par seconde).

Pour diverses sections transversales du jet, situées à des distances croissantes du plan de sortie de la tuyère, le champ de vitesse a été exploré en fonction de la distance à l'axe et pour trois positions du fil chaud: vertical—horizontal perpendiculaire à l'axe—et horizontal parallèle à l'axe.

Les Fig. 14 et 15 donnent des exemples des résultats obtenus pour la valeur moyenne des amplitudes de fluctuation de vitesse. Sur ces figures, les points *A* et *B* correspondent à la position du centre de la plaque en essai normal.

Par ailleurs, après enregistrement sur oscillographe cathodique, le spectre de fréquence des fluctuations a été déterminé par analyse harmonique sur machine à calcul.

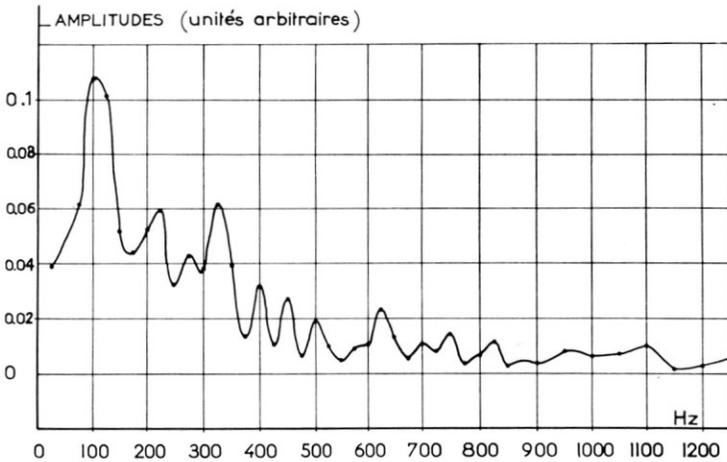


FIG. 16. Spectre de fréquence des fluctuations de vitesse (amplitudes et unités arbitraires).

La Fig. 16 montre le résultat et fait apparaître un maximum très aigu autour de 100 Hz et des maximums moins intenses répartis jusqu'à 1100 Hz environ.

Ce spectre est à rapprocher de celui du champ sonore et ce rapprochement reste en accord avec l'hypothèse que ce dernier est bien engendré par le mouvement tourbillonnaire dans la couche limite.

Mesure des vitesses vibratoires de la plaque

Elle a été effectuée en utilisant des capteurs électrodynamiques mis au point par la Direction Résistance des Structures de l'ONERA pour l'étude des vibrations sur avion.

Ces capteurs permettent, d'une part, la lecture des valeurs efficaces et, d'autre part, l'enregistrement sur film ce qui autorise sur 5 voies l'analyse des amplitudes, des phases relatives et des fréquences.

Les résultats obtenus montrent que les amplitudes aux divers points de la plaque croissent rapidement avec la vitesse du réacteur et qu'il apparaît des fréquences propres en assez grand nombre.

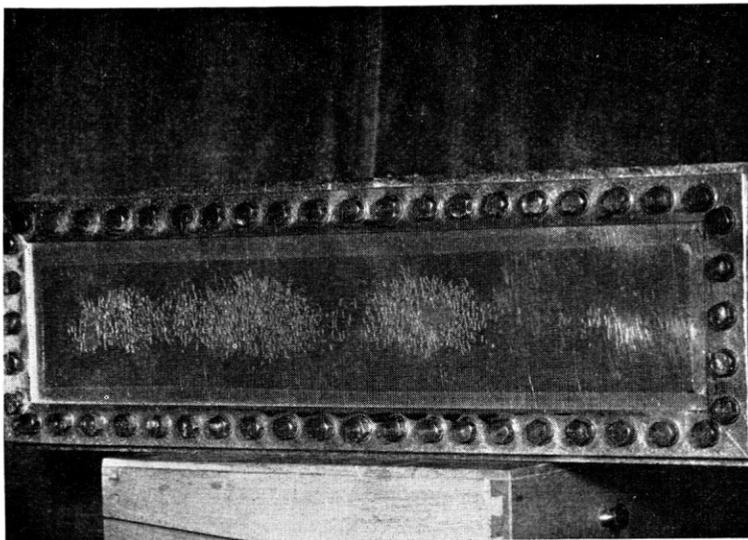


FIG. 17. Plaque vernis craquelant. Éclairage longitudinal.

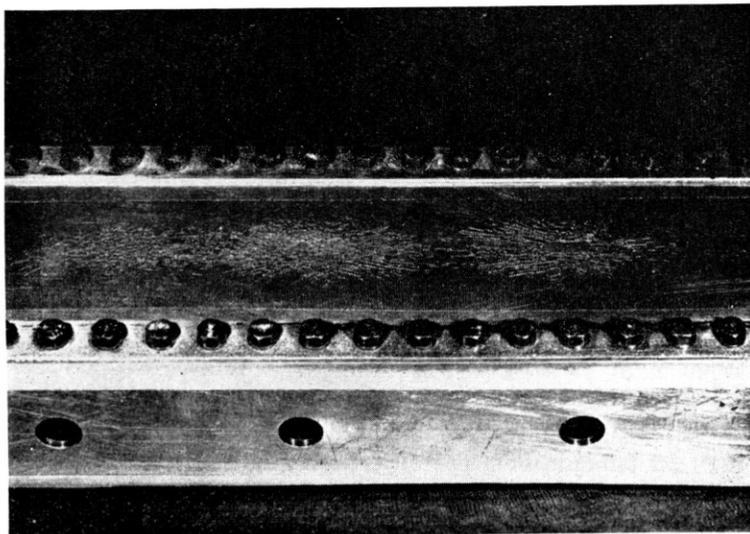


FIG. 18. Plaque vernis craquelant. Éclairage transversal.

Par ailleurs, les déphasages entre les divers points indiquent que la plaque vibre sur un mode supérieur. Ce résultat sera d'ailleurs confirmé par les autres procédés d'exploration.

Étude de la répartition des contraintes au vernis craquelant

Un autre procédé a été utilisé pour tenter de préciser la répartition des contraintes—c'est celui du vernis craquelant.

La plaque, préalablement recouverte de vernis par un procédé récemment mis au point par l'"Union Technique de l'Automobile et du Cycle" qui a bien voulu nous aider sur ce point particulier, est soumise à l'action du jet, et le régime du réacteur est augmenté jusqu'à apparition des criques sur le vernis.

Dans le cas de contraintes statiques, celles-ci sont dirigées normalement à la plus grande tension. Elles dessinent donc l'un des réseaux isostatiques.

Pour des contraintes dynamiques de flexion, ce qui est le cas ici, l'alternance des sollicitations doit conduire à l'apparition simultanée des deux réseaux orthogonaux. En outre, des images nettes ne peuvent être espérées que si la répartition des contraintes est stationnaire.

Les Fig. 17 et 18 correspondent à des photographies prises sous deux incidences différentes, ce qui a permis la séparation des deux réseaux apparus simultanément sur la plaque.

La Fig. 19 est relative à un autre mode opératoire: la plaque de duralumin a été noircie par attaque anodique avant recouvrement par le vernis. Il est alors possible de photographier directement sous incidence normale, évitant ainsi la déformation de l'image. Dans ce dernier cas, le vernis était étendu jusqu'à l'encastrement, et c'est au voisinage de celui-ci que les criques se forment en premier.

Les conclusions qu'il est possible de tirer de cet essai sont les suivantes:

(a) Les plaques étant soumises à tous les régimes successifs jusqu'à la vitesse maximum, la netteté des craquelures prouve que la vibration s'établit sur un mode indépendant de la vitesse du réacteur—résultat qui confirme les constatations antérieures (p. 477).

(b) Dans le cas présent, ce mode est probablement la combinaison de plusieurs modes propres de la plaque mais qui tous correspondent à l'ordre 1 en ce qui concerne le petit côté.

Dans le sens du grand côté, le mode correspondant à 5 lignes nodales est certainement présent et c'est lui qui détermine l'apparition des craquelures (ordre 4).

(c) Au voisinage des encastresments et de l'axe longitudinal, les isostatiques sont faiblement inclinées sur l'axe (de 8 à 10° environ).

(d) Il est à noter que, pour les dimensions choisies, l'ordre 1 sur le petit côté et l'ordre 4 sur le grand axe correspondent à la même "longueur d'onde" dans les deux sens.

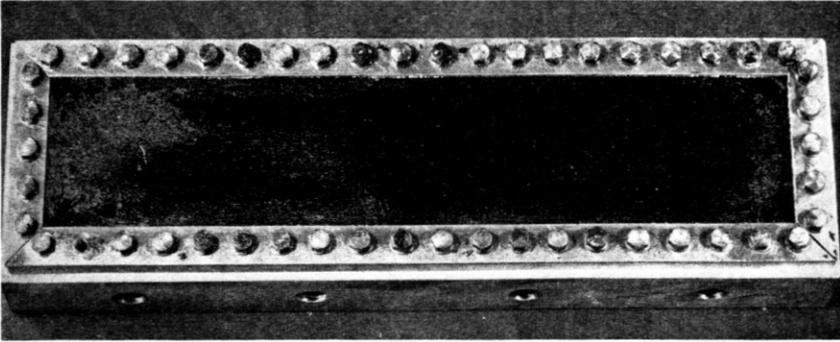


FIG. 19. Plaque vernis craquelant. Plaque noircie par oxydation anodique.



FIG. 20. Baie d'extensométrie 6 voies.

Mesure des contraintes par jauges à fil résistant

La mesure directe des contraintes a été, d'autre part, effectuée en divers points en utilisant de petites jauges à fil du type ONERA à colle phénolique (12 B 6) et une baie d'extensométrie 6 voies dynamiques étudiée à l'Office et présentant les caractéristiques suivantes (Fig. 20):

6 voies—Courant porteur 5000 Hz
 Bande passante 0 à 1000 Hz
 Gain réglable par plots en progression géométrique
 Sortie sur oscillographe ou sur galvanomètre
 Précision 1%

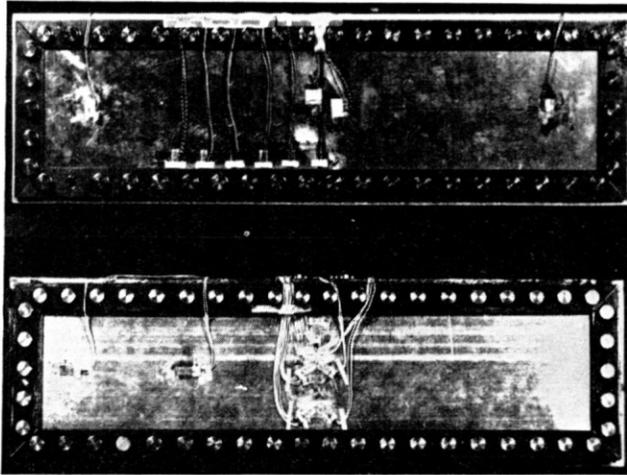


FIG. 21. Deux dispositions de jauges sur les plaques. I. Jauges perpendiculaires au bord. 2. Jauges en rosettes.

La Fig. 21 montre un exemple type de répartition des jauges qui comporte deux rosettes, l'une au centre, l'autre près de l'encastrement, des jauges parallèles au grand axe et enfin une jauge perpendiculaire à celui-ci.

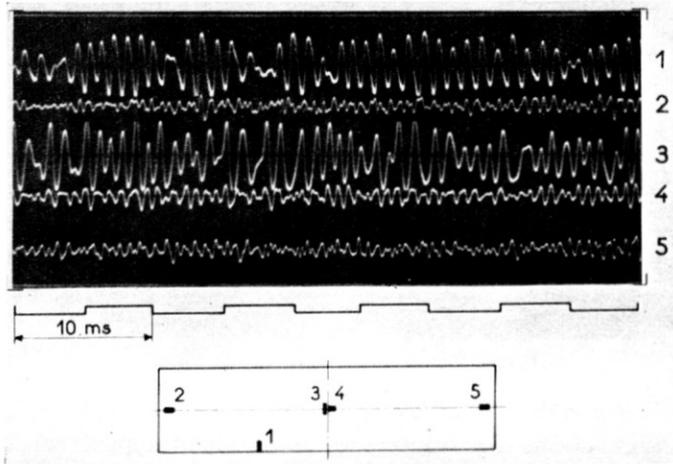


FIG. 22. Exemple d'enregistrement de tension de jauges. Plaque Dural, épaisseur 8/10, jauges 6, 7, 8, 9, 10. Régime 21000 t/m (Enregistreur Sexta à 5 oscillographes).

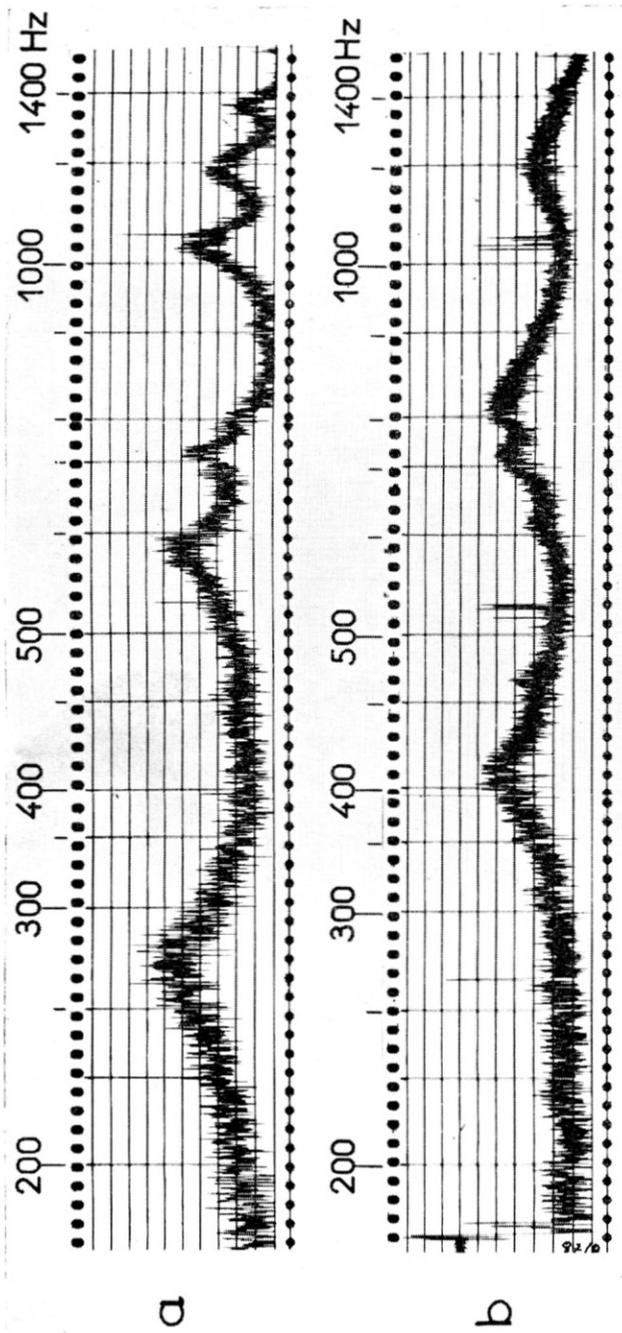


FIG. 23. Analyses en fréquences d'une jauge (No. 4 sur plaque J2). Régime 21000 t/m.
(a) Plaque encastrée rigidement; (b) Plaque serrée sous caoutchouc et amortie.

Pour 3 régimes différents du réacteur (15000–21000 et 22600 t/m) les valeurs quadratiques moyennes des contraintes ont été mesurées et 5 voies ont été enregistrées sur film déroulant dans un enregistreur Sexta.

Enfin, dans chaque essai, l'une des voies a subi une analyse en fréquence effectuée avec un analyseur Brüel à bande étroite avec enregistreur de niveau.

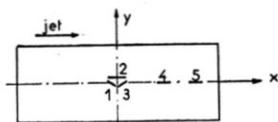
L'analyse révèle la présence de fréquences propres tout à fait identiques à celles trouvées dans l'étude des vitesses vibratoires et qui ont d'ailleurs été confirmées par des essais d'excitation directe de la plaque sous fréquence pure.

Il n'y a donc aucun doute que l'élément, excité par le spectre sonore quasi blanc, vibre sur ses fréquences propres.

D'autre part, le dépouillement des contraintes a été effectué pour les diverses jauges.

TABLEAU 1

Contraintes en g/mm² en fonction de la vitesse



Jauge Vitesse du réacteur	1	2	3	4	5
15000	72	114	93	347	122
21000	457	457	618	890	297
22600	780	728	938	1080	457

Le tableau 1 montre les valeurs obtenues pour la rosette et les jauges séparées voisines de l'encastrement.

En ce qui concerne la rosette 3-4-5, choisissant les axes x et y on obtient:

$$\begin{cases} \sigma_x = \sigma_4 \\ \sigma_y = 2(\sigma_3 + \sigma_5) - 3\sigma_4 \\ \tau_{xy} = 0,576(\sigma_5 - \sigma_3) \end{cases}$$

Ces valeurs permettent ensuite de trouver l'angle ϕ des isostatiques avec l'axe x

$$\operatorname{tg} 2\phi = 2 \frac{\tau_{xy}}{\sigma_x - \sigma_y}$$

et les deux contraintes principales

$$\begin{cases} \sigma_p = \sigma_x \cos^2 \phi + \sigma_y \sin^2 \phi + 2\tau_{xy} \sin \phi \cos \phi \\ \sigma_q = \sigma_x \sin^2 \phi + \sigma_y \cos^2 \phi - 2\tau_{xy} \sin \phi \cos \phi \end{cases}$$

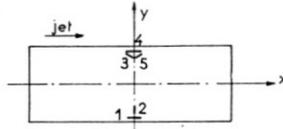
Les résultats sont consignés dans le tableau ci-dessous dans lequel on a noté seulement la valeur de la tension maximum

Vitesse	ϕ	σ_q en kg/mm ²
15.000	12°	0,529
21.000	11° 30'	1,348
22.600	12°	1,957

Ces valeurs montrent bien l'indépendance du réseau isostatique par rapport au régime et confirment la valeur de l'angle relevée sur les craquelures du vernis.

TABLEAU 2

Contraintes en g/mm² en fonction de la vitesse



Jauge Vitesse du réacteur	2	3	4	5
15000	114	242	38,3	71,8
21000	457	673	188	262
22600	673	990	347	457

Le tableau 2 est relatif aux jauges disposées sur l'axe de la plaque. Les valeurs qui en résultent sont les suivantes:

Vitesse	ϕ	σ_q en kg/mm ²
15.000	-10°	0,340
21.000	-11°	0,780
22.600	-9° 30'	1,276

Elles sont naturellement inférieures à celles trouvées près de l'encastrement.

Influence de divers paramètres

Les diverses méthodes de mesure décrites dans les paragraphes précédents permettent l'étude systématique de l'influence des divers paramètres.

Sur ce dernier point le travail est en cours et la présente communication ne peut donner que quelques résultats très partiels:

(a) *Régime du réacteur.* L'accroissement de la contrainte principale maximum en tous les points avec la vitesse de rotation du réacteur est très rapide.

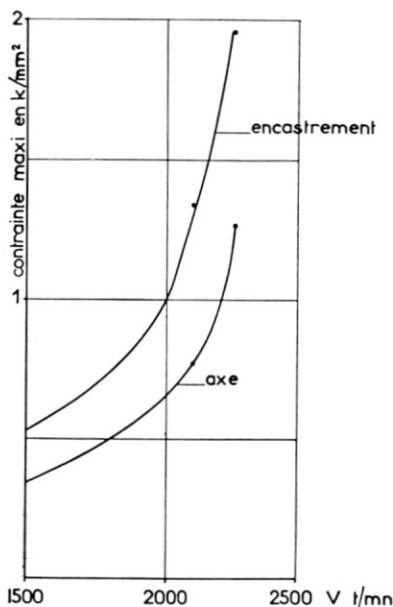


FIG. 24. Contraintes maximums en fonction de la vitesse du jet.

La Fig. 24 donne l'allure générale des courbes pour un point voisin de l'encastrement et un point situé sur l'axe. On voit que la variation est tout à fait semblable et, dans les deux cas, est assimilable à une exponentielle dont l'exposant est voisin de 3.

(b) *Conditions aux limites de la plaque.* L'étude précédente a été effectuée sur une plaque encastree sur tout son pourtour.

Mais la qualité même de cet encastrement est naturellement très difficile à assurer.

Il a été constaté que les contraintes varient dans un rapport important (pouvant atteindre 3) avec les conditions de serrage des écrous à l'encastrement.

De même si des bandes de caoutchouc sont intercalées entre le cadre et le pourtour de la plaque, le mode de vibration se trouve considérablement perturbé. Il se rapproche du cas de la plaque libre de sorte que la

contrainte maximum est maintenant sur l'axe comme le montre le tableau ci-dessous relatif au régime maximum (22.600 t/m) et au système de jauges du tableau 2.

TABLEAU 3

	Angle ϕ	σ_x	σ_y	σ_{\max}	Jauge 4
Encastrement normal	$-9^\circ 5'$	0,728	1,252	1,276	1,080
Encastrement sur caoutchouc	-3°	0,457	2,569	2,579	0,572

On remarquera la valeur très élevée atteinte dans ces conditions. La qualité de l'encastrement devra donc être assurée avec beaucoup de soin.

(c) *Séparation des sources de sollicitation.* La possibilité de l'intervention directe des tourbillons de la couche limite ajoutant leurs effets à ceux du champ sonore a déjà été signalée, mais l'examen des films de visualisation nous a conduits à penser que leur influence devait rester faible.

Dans le but de vérifier ce point, une mesure de contrainte a été effectuée après interposition entre le jet et la plaque d'un grillage recouvert d'un tissu très lâche.

Cet ensemble est très peu absorbant pour les ondes sonores mais doit isoler la plaque de la couche limite du jet.

Les valeurs trouvées sont les suivantes:

$$\begin{aligned} \phi &= -12^\circ \\ \sigma_x &= 0,728 \\ \sigma_y &= 1,148 \\ \sigma_{\max} &= 1,248 \end{aligned}$$

qui diffèrent très peu de celles précédemment données.

Ce résultat confirme bien que le champ sonore est la source principale de la sollicitation.

Les mesures au fil chaud montrent cependant que ceci cesserait d'être exact si la plaque se trouvait rapprochée de l'axe du jet.

CONCLUSIONS

Le présent travail avait surtout pour but de mettre au point un ensemble de procédés d'étude du comportement des éléments de structure en présence des jets de réacteur.

Quelques conclusions très partielles ont déjà pu être énoncées. Leur confirmation et leur précision demanderont un ensemble de mesures systématiques.

BIBLIOGRAPHIE

1. M. M. KOBRYNSKI, Sur la structure du champ sonore des Turboréacteurs, *Rech. aéro.*, Vol. 58, p. 29, 1957.
2. M. O. WOLFE, Near-Field Jet Noise, A.G.A.R.D., Preprint 112, avril-mai 1957.
3. M. M. KOBRYNSKI, Méthodes d'insonorisation des avions de transport et spécialement du biracteur CARAVELLE, *Rech. aéro.*, Vol. 63, p. 33, 1958.
4. W. L. HOWES et H. R. MULL, Near-Noise Field of a Jet Engine Exhaust, I. Sound Pressure, N.A.C.A., TN 3763, octobre 1956.

DISCUSSION

A. VAN DER NEUT*: Avec des contraintes de flexion très faibles comme celles mentionnées par M. le Boiteux, les déflexions peuvent être tellement petites que les contraintes de membrane soient tout à fait négligeables.

Ma propre question se rapporte au mode de vibration observé pendant les essais. Il me semble, après avoir vu les photographies des éprouvettes au vernis craquelant, que le mode était le mode fondamental, tandis que le conférencier remarquait qu'il s'agissait d'un mode supérieur. Un mode supérieur a plusieurs ondes sur la largeur du panneau. Dans ce cas, les conditions d'encastrement n'influencent pas beaucoup la fréquence propre. Par contre, si le panneau vibre sous son mode fondamental, les conditions aux bords longitudinaux sont très importantes. Cela souligne la difficulté, mentionnée par le conférencier, d'établir des éprouvettes représentatives d'un panneau comme celui qui se trouve dans la structure complète.

Je voudrais donc demander à M. le Boiteux de décrire plus en détail le mode de la vibration.

LE BOITEUX: Le mode de vibration constaté expérimentalement correspond à l'existence de deux lignes nodales sur le petit côté et de cinq lignes nodales sur le grand côté.

Je pense que si, comme d'habitude, on appelle mode fondamental, le mode correspondant à la plus basse fréquence (qui est aussi celui de surtension maximum) la plaque en expérience ne vibre pas sur son mode fondamental pur.

On peut remarquer, d'autre part, que dans l'exemple choisi la longueur de l'éprouvette représente quatre fois la largeur. Dans ces conditions les "longueurs d'onde" de la vibration sur les deux côtés deviennent précisément égales dans le mode constaté.

Enfin j'ajoute que le vernis craquelant indiquant les points de contrainte maximum ne suffit pas, à lui seul, pour définir entièrement et sans ambiguïté le mode de vibration. D'autres méthodes, plus directes, en cours d'expérimentation permettront certainement de préciser ce point important.

* Professeur, Université Technique, Delft.

B. R. NOTON*: The lecturer has conducted an interesting research to determine the sonic structural properties of a series of panels that apparently represent parts of the fuselage within the noise cone of the Sud-Aviation CARAVELLE power plants. This structure, subjected to these pressure fluctuations, seems to be behind the pressure cabin of the CARAVELLE—due to well-thought-out design. Experimental work has shown that with some conventional multi-jet aircraft, where the power plants are located in the neighbourhood of the wings, components such as ailerons, flaps and elevators have had sonic fatigue lifetimes as short as just a few hours. This unsatisfactory state of affairs has been because quite conventional methods of construction have been used in the designs. The conventional methods of construction referred to are those in which the thin sheet panels are locally stiffened by riveted or bonded extrusions to prevent buckling. In view of the test results of research establishments and aircraft plants, it is evident that new design philosophies must be accepted if the structures subjected to the jet-engine noise sources are to have acceptable life times, while, at the same time, also possessing high specific strengths. Various plastics, some rubber-based, are available for the damping of components such as aircraft panels and some of these components are already being extensively used in such vehicles as buses and underground trains. However, these materials reduce the specific static strength of the structure and in aircraft design this is, of course, undesirable.

It is therefore felt, in view of these remarks, that our research in the field of sonic fatigue should be concentrated on new panel designs, such as of the composite or sandwich type. However, it is not sufficient just to bond a honeycomb core to plastic and/or metal faces, as great attention must be paid to the selection of the core and the adhesive when the panel is to be influenced by a noise source. As an example, film-type adhesives with a nylon carrier or weave have been preferred to film adhesives with a glass-fibre carrier. A sandwich panel design with an outer skin of stainless steel, an aluminium alloy honeycomb core and an inner skin of "Conolon" glass-fibre reinforced phenolic resin (pre-impregnated), has yielded sonic fatigue life times some 10^3 times better than riveted constructions in which cracks often occur rapidly.

With future jet transports, in which the jet engines are mounted under or in the wings, it would seem that these sandwich panels may even have to be incorporated in pressure cabins in order to obtain the required fatigue life times. The lecturer stated that the fuselages may have to be shorter in the future, but in coming to this conclusion, it must have been assumed that conventional locally-stiffened pressure cabins would then still be the design rule.

The present speaker would appreciate hearing if the lecturer agrees with the view that fresh design thinking is necessary for pressure cabins, instead of simply damping the panels with plastic compounds, or just bonding the panels to local members such as longerons and formers instead of riveting. It would also be of interest to know if the lecturer has tested any composite panels or whether he has concentrated his studies on encastré sheet panels with no crosswise members or stiffeners. After hearing this interesting lecture, it is, however, again evident that in the future the researcher must work in close collaboration with designers, particularly in view of the tremendous costs and time involved in carrying out such tests with the many complex loadings involved.

LE BOITEUX: Je suis parfaitement d'accord avec Mr. Bryan R. Noton sur l'intérêt et même la nécessité de concevoir—compte tenu des contraintes de fatigue provoquées par les jets de réacteur—des modes de réalisation entièrement différents de ceux actuellement admis.

* Consulting Engineer, Stockholm FARSTA, Sweden

En particulier, l'intérêt de composites assurant l'amortissement des vibrations ne nous a pas échappé.

Des expériences très récentes (postérieures à la rédaction du papier présenté ici) ont montré que le seul fait de coller sur la surface métallique de l'échantillon deux bandes de Klégecel de 6 cm de largeur et de quelques millimètres d'épaisseur disposées comme le montre la figure ci-jointe, abaissait la contrainte maximum, pour le régime de 22600 t/m de 2,575 à 1,473 kg/mm².

Les études se poursuivent dans ce sens.

En ce qui concerne le mode de fixation des panneaux, il faut tenir compte du fait qu'en passant d'un encastrement rigide à une liaison souple, on modifie en général le mode de vibration et que le maximum de contrainte peut se trouver reporté de l'encastrement au centre de la plaque.

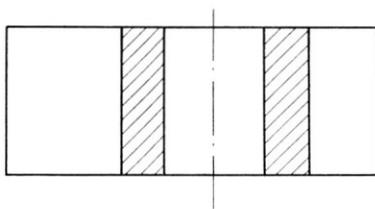


FIG. 1.