

UTILISATION DE L'AEROTRAIN DE LA SOCIETE BERTIN
POUR L'ETUDE DES EFFETS DE VOL SUR LE BRUIT D'EJECTION
D'UN TURBOREACTEUR

par

R. HOCH (SNECMA) et M. BERTHELOT (Sté. Bertin & Cie.)

Communication N° 76-534 présentée à
"A.I.A.A. 3rd Aero-Acoustics Conference"
20-22 Juillet 1976, Palo Alto, U.S.A.

SOMMAIRE

Un prototype de l'Aérotrain, qui avait servi à démontrer les possibilités de déplacement à grande vitesse sur coussins d'air, a été transformé par la SNECMA et la Société Bertin pour permettre l'étude des effets de la vitesse de vol sur le bruit de jet et sur l'efficacité acoustique de silencieux d'éjection. Dans ce but, un soin particulier a été apporté à l'atténuation des sources de bruit parasites du véhicule et des sources de bruit internes du moteur J85 qui assure la propulsion de l'Aérotrain.

Cette communication décrit le véhicule, ses performances, les techniques de mesure et d'analyse qui sont utilisées en exploitation courante ainsi que les résultats d'un certain nombre d'essais de validation de ce système, unique en son genre et très souple, qui présente de nombreux avantages sur l'utilisation d'avions en vol. Des exemples de mesures typiques, qui confirment les tendances qui ont pu être observées sur avions en vol, complètent cette description.

TABLE DES MATIERES

	Page
1. - INTRODUCTION	3
2. - HISTORIQUE DE L'AEROTRAIN	6
3. - DESCRIPTION DU MOYEN D'ESSAIS	7
3.1. - Le véhicule et ses performances	7
3.2. - Le groupe propulsif	7
3.3. - Voie et aire de mesures acoustiques	8
3.4. - Contrôle de la cinématique du véhicule	8
4. - DESCRIPTION DES TECHNIQUES DE MESURE	10
4.1. - Paramètres moteur	10
4.2. - Trajectographie	10
4.3. - Mesures acoustiques	10
4.4. - Procédure de synchronisation	12
5. - ANALYSE DES MESURES ACOUSTIQUES	14
6. - VALIDATION DE LA TECHNIQUE DE SIMULATION AEROTRAIN	15
6.1. - Bruits parasites du système	15
6.2. - Bruit interne du moteur J85	15
6.3. - Traitement acoustique du moteur	16
6.4. - Dispersion des mesures acoustiques	16
7. - QUELQUES EXEMPLES DE RESULTATS	17
8. - CONCLUSIONS	18

1. - INTRODUCTION

Le renforcement progressif de la sévérité des règlements de certification acoustique des avions a contraint les constructeurs de matériels aéronautiques à déployer un effort continu pour réduire le bruit des propulseurs et optimiser les conceptions avion/moteurs. Les marges entre les limites de bruit imposées par ces règlements et les niveaux réalisables grâce aux solutions techniques acquises en matière de réduction de bruit qui restent compatibles avec un matériel viable en termes de performances et d'économie, sont devenues extrêmement étroites. Cette évolution a progressivement confronté les constructeurs aux difficiles problèmes de l'évaluation des effets de la vitesse de vol sur les différentes sources de bruit d'un moteur. La prévision de ces effets, tant en niveau qu'en directivité et en répartition spectrale est, aujourd'hui encore, dans un état très précaire car la connaissance des mécanismes fondamentaux qui altèrent le rayonnement d'une source en vol et les théories correspondantes font cruellement défaut, bien qu'un effort important ait été consacré à ces problèmes au cours des dernières années.

Parmi ces problèmes, celui du bruit de jet reste l'un des plus cruciaux, non seulement pour les propulseurs d'avions de transport supersoniques, mais, paradoxalement, également pour les moteurs double-flux à grand rapport de dilution, notamment dans les conditions de décollage, par suite des succès obtenus dans la réduction du bruit des parties tournantes de ces derniers.

La conception initiale d'un moteur double-flux, qui doit satisfaire certains objectifs de bruit, ainsi que la planification de ses versions développées sont par conséquent inévitablement confrontées au problème du bruit de jet et à sa prévision en vol.

Longtemps on a cru à un modèle de bruit de jet en vol qui obéissait à une loi de vitesse relative et, dans la même ligne de pensée, on espérait que les atténuations produites par des silencieux de jet dans des conditions statiques resteraient intégralement conservées en vol. Ce n'est que progressivement, par accumulation de résultats expérimentaux à la qualité desquels l'amélioration des techniques de mesure et d'analyse a considérablement contribué, qu'on s'est rendu à l'évidence que pour les jets de moteurs en vol, le comportement réel était loin de celui attendu d'une simple application d'un effet de vitesse relative à des mesures en statique. Si dans le quadrant aval d'un jet la loi de vitesse relative est assez bien satisfaisante, dans le quadrant amont par contre, on constate soit une remarquable insensibilité, soit même un accroissement du bruit lorsqu'on passe des conditions statiques au vol. Longtemps contestées, ces observations font aujourd'hui la quasi-unanimité mais les explications de ce comportement inattendu sont contradictoires, d'autant que dans des expériences de vol simulé en soufflerie par exemple, on observe des effets qui se rapprocheraient davantage des modèles théoriques existants.

Cette situation a conduit les constructeurs à se préoccuper de la mise en place de moyens d'essais qui permettent l'étude expérimentale des effets de la vitesse de vol, notamment sur le bruit de jet et, accessoirement, sur les autres sources de bruit des moteurs. Ces moyens d'essais, existants ou envisageables, peuvent se regrouper en trois catégories principales qui sont schématiquement illustrées par la Fig. 1 :

- Avions en vol comprenant soit des avions en service, soit des bancs volants pour essais en vol de moteurs.
- Systèmes terrestres mobiles, porteurs de la source à étudier qui assure ou non la propulsion du système. Parmi ces moyens il convient de citer l'utilisation d'avions en roulage, de chariots guidés sur rails, de véhicules routiers, de véhicules sur coussins d'air du genre Aérotrain, de systèmes du type bras rotatif, etc...
- Systèmes de simulation du type soufflerie sourde parmi lesquels on peut distinguer les souffleries à veine libre et la technique de l'écoulement coaxial, avec des mesures qui sont faites à l'extérieur de l'écoulement qui entoure le jet étudié, ainsi que les souffleries à veine libre et à veine guidée avec des mesures qui sont faites à l'intérieur de l'écoulement.

Sans entrer dans une discussion détaillée sur les avantages et les inconvénients respectifs de ces techniques, il est utile de signaler que les essais en vol réel sont chers et manquent de souplesse quant au changement des configurations expérimentales. Par ailleurs, leurs résultats sont souvent difficiles à interpréter par suite de la coexistence des différentes sources de bruit du moteur, de la présence de plusieurs moteurs et de leur mode d'installation et des effets de propagation atmosphérique par suite des distances de mesure généralement plus grandes pour les mesures en vol que pour les mesures statiques correspondantes. Pour une configuration expérimentale donnée, ces essais fournissent par contre directement la réponse recherchée mais ils s'accrochent mal de la finesse requise par les travaux de recherche.

A l'opposé, les systèmes terrestres mobiles sont plus souples et moins coûteux en exploitation. Ils permettent notamment la mise en place et l'expérimentation rapide de tuyères d'éjection complexes et les conditions expérimentales sont très proches du vol réel. Du fait que les mesures en statique et en translation se font dans le même environnement acoustique et souvent à la même distance de la source, les problèmes de propagation du son sont souvent moins critiques que dans le cas du vol réel. Une attention particulière doit pourtant être apportée aux bruits parasites du système porteur. La limitation commune à ces deux catégories de moyens d'essai est le faible temps d'intégration qu'on est obligé d'utiliser pour analyser correctement le signal transitoire de la source.

Cette limitation n'existe évidemment pas pour les systèmes de simulation du type soufflerie sourde qui se prêtent particulièrement bien aux travaux de recherche, grâce à leur grande souplesse expérimentale et au faible coût des matériels d'essai et d'exploitation. Même si les problèmes d'ordre technique peuvent être traités convenablement (atténuation des bruits parasites, suppression des réflexions sur les parois, mesures acoustiques correctes au sein de l'écoulement), un grand nombre de difficultés de principe restent toutefois à surmonter, notamment en ce qui concerne les corrections qu'il convient d'appliquer aux résultats de la simulation pour en déduire l'information qui correspond à un vol réel. Ces problèmes font actuellement l'objet de recherches intensives, tant aux Etats-Unis qu'en Europe et il est peu probable qu'ils ne trouvent pas de solutions satisfaisantes à court terme.

Après avoir réalisé un certain nombre de campagnes de mesures de bruit sur avions divers et s'être livrée à une analyse détaillée de l'ensemble des moyens de simulation des effets du vol disponibles et potentiels, la SNECMA décida, dans le cadre de son programme de recherches, d'utiliser l'un des prototypes de l'Aérotrain de la Société Bertin & Cie. pour l'étude systématique des effets de la vitesse de vol

sur le bruit de jet.

Les principaux objectifs de ces recherches sont :

- (i) l'évaluation des effets de la vitesse de vol sur le bruit de jets sub- et supercritiques.
- (ii) l'établissement des performances acoustiques de silencieux de jet en vol.
- (iii) l'étude du comportement du bruit interne d'un moteur en vol et l'évaluation de dispositifs atténuateurs de ce type de bruit.
- (iv) la constitution d'une banque de données acoustiques en vol (en vue de la validation d'autres techniques de simulation telles que les souffleries sourdes,...).

Les aménagements subis par l'Aérotrain pour en faire un moyen d'essais souple, fiable et bien adapté à ce genre d'études, la description des techniques de mesure et d'analyse qui sont utilisées en exploitation courante, les résultats d'un certain nombre d'essais de validation du système et des exemples de mesures typiques font l'objet de cette communication.

2. - HISTORIQUE DE L'AEROTRAIN

Les études des véhicules à coussin d'air ont débuté dès 1957 à la Société Bertin et la promotion systématique de l'Aérotrain a été entreprise à partir de 1961. En décembre 1965 un premier véhicule expérimental, l'Aérotrain 01, atteint, dès ses premiers essais, la vitesse de 200 km/h et moins de deux ans plus tard cette vitesse est portée à 345 km/h sur une voie de 6,7 km sise à Gometz la Ville.

En 1967 est conçu et réalisé l'Aérotrain 02 en vue de l'étude du comportement à vitesses élevées des coussins d'air destinés aux Aérotrains. En 1968, ce véhicule, équipé du moteur PWA JT 12 d'une poussée de 1200 daN, atteint la vitesse de 390 km/h. Début 1969, la vitesse maximale de 422 km/h est atteinte grâce à l'adjonction d'une fusée à poudre de 500 daN de poussée.

Vers la fin de cette même année, un véhicule opérationnel de 80 places, l'Aérotrain I. 80, propulsé par une hélice carénée, débute ses essais sur un premier tronçon de 18 km d'une future liaison commerciale Orléans - Paris. Fin 1972, il avait fonctionné 710 heures et transporté 10.000 personnes. Equipé d'un moteur PWA JT8D, il atteint 430 km/h en 1973. La même année, un véhicule de 40 places, le S 44, propulsé par un moteur électrique linéaire commence à Gometz une série d'essais probatoires, dépassant 170 km/h sur une nouvelle voie de 3 km de long.

A partir de 1969, l'Aérotrain 02 est reconverti en véhicule "porteur" pour réaliser, à des vitesses voisines de 100 m/s, des essais particuliers concernant ce mode de transport et, à partir de 1970, la Société Bertin effectue les premières mesures acoustiques en translation (1). En 1972 et 1973, la SNECMA effectue des campagnes de validation de ce moyen d'essais et la mise au point des techniques de mesure et d'analyse appropriées en vue d'une utilisation pour des mesures systématiques des effets du vol sur le bruit de jet.

A l'issue de ces travaux, sous l'égide du Service Technique Aéronautique, le véhicule est profondément transformé par la SNECMA et la Société Bertin : remplacement du moteur JT 12 par un moteur GE J 85 ayant une plage de conditions d'éjection plus étendue, amélioration de la sécurité et du freinage, acquisition automatique des paramètres moteur et de trajectographie, etc... Depuis la fin 1974, le système est opérationnel et est utilisé par la SNECMA dans le cadre de ses recherches acoustiques.

3. - DESCRIPTION DU MOYEN D'ESSAIS

3.1. - Le véhicule et ses performances

L'Aérotrain O2 est un véhicule à effet de sol guidé et sustenté par coussins d'air sur une voie en T inversé (Fig. 2 et 3). Un châssis tubulaire constitue l'ossature principale travaillante et un carénage enveloppe ce châssis pour le rendre plus aérodynamique. Un cockpit abrite deux places disposées en tandem. Quatre coussins d'air en vis-à-vis enserrant le rail vertical et guident le véhicule et quatre autres coussins, disposés à l'embase du véhicule, assurent sa sustentation. Ces coussins sont alimentés par des trompes Bertin d'un rapport de dilution de 5, dont le flux primaire est fourni par un générateur de gaz Turboméca du type Palouste, placé à l'avant du véhicule et dont la manche d'entrée comporte un revêtement acoustique. Différents modes de freinage peuvent être utilisés. Le freinage normal du véhicule est assuré par des plaquettes de frein qui enserrant la partie verticale du rail tel un frein à disque développé. Deux circuits hydrauliques de freinage indépendants assurent la sécurité. Le freinage "en catastrophe" peut être obtenu par diminution de la sustentation et pose du véhicule sur des patins disposés sous la structure et par le déploiement de deux parachutes largables. Un soin particulier a été apporté aux sécurités : détecteurs d'incendies et extincteurs aux points névralgiques du véhicule, déverrouillage manuel et largage rapide de la verrière du cockpit, enceintes de pilotage et d'appareillage de mesure en acier inoxydable, liaisons radio, etc...

La masse du véhicule en ordre de marche est d'environ 2900 kg et les vitesses maximales réalisables sont de l'ordre de 95 à 100 m/s, cette limite étant imposée par la longueur de voie disponible et la capacité de freinage normale du véhicule. Le réglage du moteur et la conduite du véhicule sont assurés par le pilote et un co-pilote est chargé des mesures à bord du véhicule; les deux sont en liaison radio avec l'extérieur.

3.2. - Le groupe propulsif

La propulsion du véhicule est actuellement assurée par un moteur GE J 85, d'une poussée au point fixe de \approx 1300 daN, disposé à l'arrière du véhicule sur un bâti tubulaire. L'axe du moteur est horizontal. Un podo profilé groupe le passage des commandes et contrôles du moteur, de l'alimentation en carburant, des lignes de mesure thermodynamiques et des conduits d'extinction. Le moteur est incorporé dans une nacelle profilée (Fig. 4 et 5), qui est ventilée grâce à une prise dynamique aménagée sous le capotage amont. La manche d'entrée est équipée d'une grille de protection permettant d'éviter l'ingestion de corps étrangers. Les sorties des vannes de décharge du compresseur ont été prolongées par un dispositif insonorisant pour éviter toute contamination acoustique. L'accent étant porté sur les effets de la vitesse de vol sur le bruit de jet, on a tenté de transformer le moteur en véritable générateur de gaz en incorporant dans la manche d'entrée et dans le canal d'éjection des traitements absorbants dont les longueurs sont respectivement de 1,5 et 2,5 diamètres de conduit. Pour des besoins expérimentaux spéciaux, l'efficacité de ces traitements peut être annulée par collage

de scotch métallique dans la manche et par remplacement du canal traité par un canal lisse. Le capotage standard aval de la nacelle est amovible et, suivant le type de système d'éjection étudié, il est remplacé par des capotages spécifiques.

3.3. - Voie et aire de mesures acoustiques

La voie sur laquelle se déplace l'Aérotrain (Fig. 6) est constituée de poutres en béton en forme de T renversé. D'une longueur de 6,7 km, elle se compose d'une partie rectiligne de 5 km à proximité de laquelle se trouve l'aire de mesures acoustiques et d'une partie courbe de 1,7 km. Aux deux extrémités, une plateforme de retournement, comprenant un tronçon de rail vertical pivotant, permet de changer le sens du véhicule qui reste en sustentation pendant l'opération.

L'aire de mesures acoustiques se situe approximativement au milieu de la partie droite de la voie et s'étend sur une longueur de 350 m. C'est une prairie plate, dégagée de tout obstacle, dont l'herbe est tondue périodiquement. Des microphones montés sur des mâts de 15 m de hauteur sont disposés à une distance de 50 m de la voie. Nous reviendrons ultérieurement sur les raisons de ces choix.

3.4. - Contrôle de la cinématique du véhicule

Il convient d'abord de remarquer que, par suite de la faible traînée du véhicule et de la longueur réduite de la voie, celui-ci serait en mouvement accéléré pour la plus grande partie de la plage de poussée intéressante du moteur, ce qui serait incompatible avec les objectifs poursuivis dans ce genre de mesures acoustiques. Il a donc fallu rechercher des procédures opérationnelles qui permettent de maintenir la vitesse du véhicule constante, du moins lors de son passage dans l'aire de mesures acoustiques. En fonction de la vitesse de translation choisie (généralement ~ 40 et ~ 80 m/s) et de la vitesse d'éjection étudiée (correspondant donc à une poussée déterminée du moteur), on peut distinguer trois cas qui sont illustrés par la Fig. 7.

(i) La poussée installée est supérieure à la traînée du véhicule : le véhicule est positionné à un point prédéterminé de la voie où le moteur est stabilisé au régime choisi pendant trente secondes. Cette distance est telle que lorsque le pilote libère les freins, la vitesse instantanée du véhicule atteint la valeur choisie à l'entrée de l'aire de mesures acoustiques, valeur qu'il maintient constante par freinage durant le passage dans l'aire acoustique en se fiant à la lecture d'un indicateur de vitesse du tableau de bord.

(ii) La poussée installée est inférieure à la traînée du véhicule : dans ce cas, à partir d'une position prédéterminée, le pilote accélère le véhicule avec une poussée supérieure à celle correspondant au cas à étudier jusqu'à une vitesse de translation légèrement supérieure à la vitesse souhaitée. A environ 300 mètres de l'entrée de l'aire de mesures acoustiques, il réduit rapidement le régime du moteur jusqu'à la valeur désirée; le véhicule subit alors une légère décélération pendant son passage dans l'aire de mesures acoustiques.

(iii) La poussée installée est sensiblement égale à la traînée du véhicule : comme dans le cas précédent, le pilote accélère le véhicule avec une poussée supérieure jusqu'à une vitesse de translation sensiblement égale à la valeur souhaitée et affiche le régime désiré avant le passage dans l'aire acoustique.

La méthode de détermination de la position et de la vitesse instantanées du véhicule sera décrite au chapitre suivant. Il convient à présent d'exposer la procédure qui permet l'acquisition des données acoustiques dans les conditions statiques. Après un examen détaillé de toutes les techniques de mesure possibles, la méthode suivante a été choisie. Après une stabilisation de trente secondes du moteur à l'entrée de l'aire de mesures acoustiques, l'Aérotrain traverse celle-ci à vitesse très lente (inférieure à 5 m/s, valeur qui correspond aussi à la vitesse limite supérieure tolérée pour le vent) en utilisant le freinage. Cette technique présente des avantages considérables qui méritent d'être mentionnés. Tout d'abord, on utilise le même moteur et rigoureusement les mêmes conditions d'installation de celui-ci pour les mesures statiques et les mesures en vol. Ensuite, l'instrumentation de mesure et les techniques d'analyse utilisées sont exactement les mêmes et enfin les conditions aux limites et géométriques (nature du sol, distances de mesure, hauteur de la source et des microphones..) sont rigoureusement identiques. Les résultats statique/vol sont donc directement comparables et ne nécessitent aucune des corrections problématiques qui sont souvent utilisées pour les essais avec avions (corrections de distribution axiale des sources dans le jet lorsque les mesures statiques sont faites dans le champ proche, corrections d'absorption atmosphérique par suite de distances de propagation différentes, corrections de réflexions sur le sol par suite de géométries de mesure différentes, corrections pour tenir compte du nombre de moteurs, etc...).

4. - DESCRIPTION DES TECHNIQUES DE MESURE

4.1. - Paramètres moteur

La caractérisation aéro-thermodynamique du moteur pendant l'essai est faite grâce à un certain nombre de mesures conventionnelles qui sont enregistrées sur un magnétophone Ampex à 14 voies embarqué. Ces mesures sont les suivantes : 3 pressions statiques et trois pressions totales respectivement moyennées dans la manche d'entrée du moteur, la pression totale et la température à la sortie de la turbine fournies par l'équipement de mesure standard du moteur, 4 pressions statiques moyennées à l'entrée de la tuyère convergente, 2 pressions statiques sur la paroi externe de cette tuyère, les indications d'une turbine pour la mesure du débit de carburant et d'une génératrice tachymétrique pour la mesure de la vitesse de rotation, la température du carburant et finalement une pression ambiante de référence, mesurée dans la cabine de pilotage avant la mise en translation. Certaines de ces mesures sont envoyées sur des indicateurs du tableau de bord pour permettre au pilote d'effectuer les réglages du moteur et leur contrôle pendant les essais. Le dépouillement en laboratoire de la bande magnétique donne naissance à une bande numérique qui est traitée par ordinateur avec des programmes de cycle thermodynamique du moteur. Le listing des résultats fournit une valeur moyenne des principaux paramètres de fonctionnement du moteur et permet de s'assurer de la constance de ces paramètres pendant la durée de passage de l'Aérotrain dans l'aire de mesures acoustiques.

4.2. - Trajectographie

La position et la vitesse instantanées du véhicule sont obtenues par détection d'une série de trous, espacés de 6 m et disposés tout le long de la partie verticale du rail qui longe l'aire de mesures acoustiques. Cette détection est faite par un dispositif à hyperfréquences solidaire du véhicule et disposé de part et d'autre de la partie verticale du rail. Les signaux discrets délivrés par le dispositif sont enregistrés sur une voie du magnétophone embarqué de même que les signaux codés de synchronisation de tous les enregistrements et permettent, après dépouillement et traitement par ordinateur, de produire un tracé graphique et un listing des vitesses instantanée et moyenne de l'Aérotrain pendant son passage dans l'aire de mesures acoustiques.

4.3. - Mesures acoustiques

(i) Mesures à bord du véhicule

Un certain nombre de mesures acoustiques peuvent être effectuées à bord du véhicule qui est équipé pour l'enregistrement simultané de 3 lignes de mesures acoustiques. Avec cet équipement, on a pu faire des mesures de bruit de compresseur à ras de paroi dans la manche d'entrée du moteur et dans le champ proche à 60° de l'axe (Fig. 2). Grâce à un guide rectiligne, un troisième microphone peut être déplacé dans le champ proche du jet, sur une ligne parallèle à l'axe du jet à une distance de 2,7 diamètres de tuyère de celui-ci et sur une longueur d'environ 3 diamètres de tuyère (Fig. 2).

(ii) Mesures dans le champ lointain

Trois à quatre microphones de champ lointain sont généralement installés sur l'aire de mesures acoustiques dont la Fig. 8 présente un schéma agrandi. Ces microphones sont montés de façon à recevoir le signal acoustique sous incidence rasante au sommet de mâts d'une hauteur de 15 m, disposés sur une ligne parallèle à la voie, à 50 m de celle-ci, et distants de 12 m les uns des autres pour garantir une indépendance statistique des signaux acoustiques (Fig. 9). Ces mâts sont maintenus par un système de haubans qui permet de les abaisser et de les remonter très rapidement pour les opérations de calibrage usuelles.

Ces dispositions permettent, pour chacun des microphones, d'acquérir le champ sonore dans une plage angulaire de 20° à 160° par rapport à l'axe du jet. Les signaux acoustiques sont enregistrés sur des magnétophones du type NAGRA III de même que des séquences de signaux codés de synchronisation sur lesquelles nous reviendrons. A l'une des extrémités de l'aire de mesures, une station météorologique fournit les principaux paramètres météorologiques : vent (en vitesse et en direction), température et pression ambiantes et humidité relative de l'air. Deux autres anémomètres, disposés sur le terrain comme l'indique la Fig. 8, permettent de s'assurer que, pendant le passage de l'Aérotrain, aucune rafale de vent susceptible de perturber les mesures ne s'est produite. Il convient à présent de discuter de manière plus détaillée le choix de l'implantation des microphones de champ lointain. La taille très grande de l'aire de mesures acoustiques (trapèze d'une hauteur de 50 m et dont la grande base a une longueur de ~ 350 m) ne permet pas d'envisager un aménagement économique spécial du sol. Le terrain étant herbeux, on est confronté au difficile problème de l'absorption du sol sous incidence rasante, particulièrement marquée dans la plage de fréquences 200 - 800 Hz, si les microphones sont à des hauteurs trop faibles, comme le schématise la partie supérieure de la Fig. 10. Une étude systématique a montré que pour une distance latérale de 50 m, une hauteur de 15 m des microphones était suffisante pour échapper à ces effets et n'avoir plus qu'à traiter les problèmes de réflexions sur un sol d'impédance finie qui sont beaucoup mieux connus et maîtrisables (2) (bas de la Fig. 10). Le choix de la distance de mesure latérale de 50 m résulte d'un compromis entre des tendances totalement opposées. Compte tenu de la taille du moteur, il aurait été souhaitable de choisir une distance faible pour minimiser les problèmes d'absorption atmosphérique aux fréquences élevées (d'une façon générale, on cherche à couvrir une plage de fréquences qui s'étend jusqu'à 20 kHz), les problèmes de variabilité du signal, liés à une propagation dans une atmosphère fluctuante et les problèmes de rapport signal/bruit de fond. A l'opposé deux arguments importants militent en faveur de distances de mesure les plus grandes possibles. Tout d'abord, il est essentiel de faire les mesures dans le champ acoustique lointain du jet, aussi bien en statique qu'en vol. Par le passé, ce problème a été souvent sous-estimé lors de la conception des moyens d'essais acoustiques de maquettes et surtout de moteurs; il conduit aujourd'hui certains constructeurs à introduire des corrections de champ proche, délicates et discutables, dans leurs comparaisons de résultats statique - vol.

En second lieu, et c'est probablement le problème le plus délicat, on n'est pas maître des temps d'intégration minimaux des analyseurs de fréquence en temps réel disponibles sur le marché. Ainsi, pour l'analyseur General Radio 1921, qui est utilisé pour ces travaux, le temps d'intégration Δt minimal est de 0,125 s. A vitesse de translation V_0 donnée de la source, si on se fixe la distance de mesure L et le temps d'intégration, on s'impose une variation angulaire $\Delta \theta$ de la source, comme l'illustre la Fig. 11. Le problème, parfaitement illustré par cette figure, n'a pas de solution idéale, d'autant que pour un temps d'intégration donné, on sait que la précision de l'estimation sur des échantillons de courte durée se dégrade lorsque la fréquence du signal analysé diminue.

Le meilleur compromis qui ait pu être trouvé entre ces différentes contraintes a été de choisir une distance de mesure de 50 m qui assure des conditions de champ lointain aussi bien en statique que dans les conditions de translation (cette distance correspond en fait à 170 diamètres de tuyère) et de sélectionner un temps d'intégration de 0,125 s sans recourir à la technique de lecture de la bande magnétique à des vitesses différentes de la vitesse d'enregistrement, technique qui fait généralement perdre de l'information. Comme on peut le voir sur la Fig. 11, ce choix conduit à des variations angulaires maximales de l'ordre de 10° au voisinage de l'azimut d'émission de 90° , mais on a pu s'assurer, par des épreuves d'analyse variées, que de telles variations restaient compatibles avec une résolution suffisamment précise des caractéristiques directives de la source. Par ailleurs, l'enregistrement simultané de 3 à 4 microphones pour chaque translation et la répétition des points d'essais (généralement 2 ou 3 répétitions) compensent, dans une certaine mesure, l'imprécision inhérente aux mesures dans les basses fréquences.

4.4. - Procédure de synchronisation

Une synchronisation aussi parfaite que possible de l'ensemble des données acoustiques, trajectographiques et, accessoirement, aérothermodynamiques est une condition indispensable au succès de telles mesures. A titre indicatif, une erreur de 1/100e de seconde dans la synchronisation entre les enregistrements acoustiques et l'enregistrement de la trajectoire entraînerait une incertitude de 1° sur l'angle d'émission sonore de la source. Cette précision minimale de 1/100e de seconde avait donc été fixée comme objectif et l'expérience prouve qu'elle a été systématiquement obtenue en exploitation.

En fait, la procédure et l'électronique adoptées pour la synchronisation sont une transposition pure et simple des techniques utilisées pour les mesures d'avions en vol qui avaient été mises au point par l'ONERA pour le compte de la SNECMA (3). La fig. 12 représente un schéma synoptique du système qu'il est aisé de commenter en décrivant le déroulement d'un essai type. Depuis un poste de contrôle (camion laboratoire implanté en bordure de l'aire de mesures acoustiques - voir Fig. 8), un ingénieur d'essais coordonne l'ensemble des opérations. L'Aérotrain étant en attente en un point présélectionné de la voie, lorsque les conditions météorologiques sont favorables (notamment vent inférieur à 5 m/s), l'ingénieur d'essais donne par radio l'ordre d'afficher le régime moteur souhaité et démarre, par télécommande VHF, les différents magnétophones de champ lointain et ceux montés à bord du véhicule. En même temps il déclenche une horloge à quartz et, quelques secondes plus tard, l'émetteur radio envoie une première séquence de 5 signaux de synchronisation codés (fréquence et espacement temporel) qui sont reçus et enregistrés sur chacun des magnétophones (mesures acoustiques et autres). Après le passage de l'Aérotrain, une nouvelle séquence de signaux est émise et enregistrée puis les magnétophones sont arrêtés automatiquement. A la lecture, le signal acoustique analogique a la structure illustrée par la Fig. 13. On trouve successivement la première séquence de signaux codés, le bruit à étudier et la séquence de synchronisation finale. Le bruit de fond (ambiant et électro-phonique) est généralement prélevé sur la portion de signal qui précède immédiatement la séquence de synchronisation finale. Signalons que la durée de la séquence de signaux codés est de 7,25 s et que l'intervalle entre les deux séquences est un multiple connu de cette période de 7,25 s (on empêche, pour éviter la contamination du signal acoustique à étudier, l'émission des séquences intermédiaires). On peut ainsi, pour chaque essai, contrôler la

précision temporelle de la combinaison enregistrement - lecture, précision qui est généralement de $\pm 1/100$ e de seconde sur temps qui sépare les séquences de synchronisation initiale et finale, donc parfaitement compatible avec les objectifs initiaux.

5. - ANALYSE DES MESURES ACOUSTIQUES

Les différents enregistrements acoustiques dans le champ lointain sont analysés par 1/3 d'octaves sur une chaîne de dépouillement automatique de l'ONERA, dont l'élément de base est un analyseur à temps réel du type General Radio 1921. Le même système d'analyse traite les essais en translation et les essais "statiques" avec des temps d'intégration qui sont respectivement de 0,125 et 1 s, effectue les corrections de chaîne de mesure et produit une bande magnétique numérique qui, pour chaque essai, comporte également le spectre de bruit de fond. Cette bande numérique est mémorisée dans l'ordinateur de la SNECMA ainsi que les paramètres relatifs à la trajectographie, aux conditions météorologiques et de fonctionnement du moteur (Fig. 14). Un programme de calcul effectue les opérations optionnelles suivantes : corrections de bruit de fond, correction des irrégularités spectrales dues aux réflexions sur le sol sur chacun des spectres* (la Fig. 15 représente, à titre d'exemple, des spectres mesurés et des spectres en champ libre après application de ces corrections), transpositions habituelles aux conditions atmosphériques standard, moyennes des signaux ainsi corrigés pour les différents microphones et moyennes d'essais répétés, enfin, avant ou après ces opérations, transpositions à des échelles et à des distances différentes, calculs classiques de PNdB, etc...

* Après étalonnage acoustique du terrain de mesures, un sous-programme spécialement adapté aux mesures sur Aérotrain a été développé.

6. - VALIDATION DE LA TECHNIQUE DE SIMULATION AEROTRAIN

Dans ce chapitre, nous décrivons les résultats d'un certain nombre d'essais de validation qui ont été effectués lors des essais probatoires du véhicule.

6.1. - Bruits parasites du système

Le premier problème qu'il convenait de résoudre était la connaissance, aussi exacte que possible, du bruit parasite du véhicule afin de pouvoir apprécier le degré de contamination éventuelle des signaux acoustiques étudiés. Parmi les sources parasites, il convient de citer le générateur de gaz alimentant le système trompes/coussins d'air, le freinage, les vannes de décharge du compresseur du moteur J85 et le bruit aérodynamique produit par le véhicule en translation à grande vitesse. Comme nous l'avons déjà signalé, l'entrée d'air du générateur Palouste a été insonorisée de même que les conduits d'éjection dans lesquels débitent les vannes de décharge du moteur. Pour mesurer le bruit parasite global du véhicule, l'essai idéal eût consisté à l'accélérer à sa vitesse maximale puis de couper brutalement le moteur J85 avant son passage dans l'aire de mesures acoustiques. Cette opération étant techniquement irréalisable par suite de risques de décrochage du moteur, les essais suivants ont été réalisés : mesure du bruit du générateur Palouste seul dans des conditions statiques, accélération du véhicule à sa vitesse maximale et passage dans l'aire d'essais, le moteur J85 étant ramené au ralenti, successivement sans puis avec freinage du véhicule, etc... Le premier et le dernier de ces essais fournissent probablement les limites inférieure et supérieure du bruit parasite résiduel du véhicule dont un extrait des résultats est présenté sur la Fig. 16. Il est probable que les parties basses-fréquences et hautes-fréquences des spectres correspondant à l'essai avec J85 au ralenti sont supérieures au bruit parasite vrai (présence de bruit de jet et de bruit interne basses-fréquences; bruit de compresseur particulièrement élevé aux faibles régimes du moteur par suite d'une roue directrice d'entrée à géométrie variable). Si toutefois on conserve comme limite supérieure du bruit parasite les spectres de pression acoustique mesurés dans ces conditions, on constate, par examen de la Fig. 16 relative au cas le plus sévère, correspondant à la vitesse de translation maximale, que dans la plage d'utilisation habituelle du moteur J85 (rapports de détente du jet supérieurs à 1,6), aucune contamination sérieuse n'est à craindre. Cette remarque est évidemment à tempérer dans les cas où l'on étudie des silencieux d'éjection efficaces aux plus faibles poussées de la plage d'utilisation du moteur.

6.2. - Bruit interne du moteur J85

Dans le cas d'un moteur simple flux, le bruit d'éjection se compose essentiellement du bruit de jet mais, au fur et à mesure que le régime du moteur décroît, la contribution du bruit interne du moteur au bruit d'éjection total devient de plus en plus importante. On entend par bruit interne, le bruit créé par toutes les sources internes du moteur (combustion, turbines, interactions aérodynamiques, etc...). En fait, on sait que d'autres mécanismes, plus complexes, peuvent rendre la situation moins claire et moins schématique, notamment les sources d'interaction de l'écoulement instationnaire avec la tuyère et les mécanismes

de couplage entre le bruit interne et le bruit de jet (amplification paramétrique du bruit interne par le jet et inversement). En se limitant aux seules sources de bruit interne, il était important de savoir si leur rayonnement était suffisamment important pour pouvoir expliquer l'absence quasi-totale d'effets de vitesse relative sur le bruit d'éjection dans le quadrant amont du moteur, comme cela a été suggéré par certains auteurs(4). Dans ce but, nous avons comparé sur la Fig. 17 le bruit d'éjection de l'Aérotrain et le bruit interne du moteur à deux azimuts caractéristiques, respectivement 90° et 130° par rapport à l'axe du jet, en statique et à la vitesse de translation de 82 m/s. Le bruit interne du moteur a été mesuré de façon indépendante, en l'isolant complètement des autres sources de bruit du moteur (notamment du compresseur et, du moins aux plus faibles régimes, du jet), par une technique similaire à celle décrite dans la référence (5). Alors que pour les essais sur Aérotrain le canal d'éjection comportait un traitement absorbant, il était lisse lors de l'évaluation du bruit interne. On constate qu'en niveau global, le bruit interne est inférieur d'au moins 7 dB au bruit d'éjection global. Les analyses spectrales de la Fig. 18, relatives au plus faible régime moteur examiné (rapport de détente du jet de 1,4), confirment ces tendances sauf éventuellement aux fréquences les plus basses, surtout si l'on admet que le bruit interne est susceptible de subir un effet d'amplification convective en vol, effet qui a été reporté sur les Fig. 17 et 18.

Bien que ces résultats tendent à accréditer l'hypothèse d'une influence négligeable du bruit interne, il convient toutefois d'être prudent dans ce genre de conclusions car les phénomènes de couplage mentionnés plus haut peuvent rendre les situations réelles beaucoup plus complexes que cette simple schématisation. Une discussion de ce point est présentée dans la communication complémentaire (6) consacrée aux résultats des mesures effectuées sur l'Aérotrain avec une tuyère convergente.

6.3. - Traitement acoustique du moteur

Comme nous l'avons signalé lors de la description du groupe propulsif, on s'est efforcé de transformer le moteur en véritable générateur de gaz en incorporant des traitements absorbants, tant dans la manche d'entrée du moteur que dans le canal d'éjection. La Fig. 19 permet d'apprécier l'efficacité de ces traitements sur un champ sonore et quelques spectres types à un régime moteur particulièrement faible. On notera l'effet complémentaire de ces traitements, aussi bien dans le quadrant amont que dans le quadrant aval du moteur.

6.4. - Dispersion des mesures acoustiques

La Fig. 20 représente un exemple typique de résultats (champ sonore et spectres) relatifs à deux essais répétés dans le cas, assez défavorable du point de vue dispersion, d'une translation à grande vitesse. L'expérience accumulée à ce jour montre qu'en niveau global, la dispersion des résultats, regroupant les essais répétés et les mesures simultanées de 3 microphones, dépasse rarement $+ 1,5$ dB. Sur les niveaux partiels par bandes de $1/3$ d'octave des analyses spectrales, cette dispersion est généralement inférieure à $+ 2$ à 3 dB suivant les fréquences. De telles dispersions sont sensiblement plus faibles que celles obtenues au cours de mesures sur avions.

7. - QUELQUES EXEMPLES DE RESULTATS

Pour clore cette description de l'Aérotrain O2, nous présentons quelques résultats typiques obtenus lors des essais de caractérisation avec une tuyère convergente.

A titre indicatif, la Fig. 21 représente les spectres en statique et en translation à 82 m/s, relevés dans le champ acoustique proche du jet, en 3 positions axiales différentes. Ces mesures correspondant donc au cas où l'observateur suit la source que constitue le jet dans son mouvement de translation. Sans entrer dans une discussion sur la signification exacte de tels résultats, discussion qui dépasserait le cadre de cette communication, nous signalons que ces mesures comparatives devraient apporter des informations précieuses sur les modifications à la source qu'entraîne la mise en translation, surtout si elles sont répétées sur des systèmes d'éjection de conceptions différentes. Les Fig. 22 et 23 représentent respectivement des champs sonores et des spectres analysés en 1/3 d'octaves dans des conditions statiques et en translation à 82 m/s. On notera tout particulièrement les modifications insignifiantes qu'entraîne la mise en translation, tant sur les niveaux globaux que sur les spectres de pression acoustique dans le quadrant amont du champ sonore. Les résultats présentés étant une moyenne de 3 essais répétés dont chacun comportait 3 microphones sont donc parfaitement significatifs et on remarquera la conservation intégrale de la forme des spectres, notamment dans le quadrant amont, lorsqu'on passe des conditions statiques au vol. De tels résultats, plus complets et plus variés sont présentés et analysés dans une communication complémentaire (6).

Une question importante qu'il convenait de se poser, à savoir comment les résultats obtenus sur Aérotrain se comparent à des mesures en vol réel sur avion, trouve sa réponse sur la Fig. 24. Cette figure compare des atténuations par effet de vol obtenues sur deux avions différents, au cours d'expérimentations parfaitement contrôlées, à celles mesurées sur Aérotrain pour des conditions d'éjection et une vitesse de translation très voisines. On notera le recouplement très satisfaisant de ces résultats sauf aux très faibles azimuts par rapport à l'axe du jet où les résultats Aérotrain sont probablement plus significatifs.

8. - CONCLUSIONS

Après deux années d'exploitation du système de simulation qui vient d'être décrit et qui a été utilisé, dans le cadre des recherches acoustiques de la SNECMA, pour l'étude des effets de la vitesse de vol tant sur des systèmes d'éjection conventionnels que sur des silencieux d'éjection de conceptions variées, il est possible de dresser un bilan très positif de la technique. Les essais de mise au point du système ont montré que :

- (i) pour la plage de fonctionnement utile du moteur ($1,6 < \text{EPR} < 2,4$) les bruits parasites du véhicule et le bruit interne du moteur ne contaminent généralement pas les mesures acoustiques. Ces bruits étant par ailleurs connus, il est toujours possible, dans des cas particuliers, de procéder à une interprétation circonstanciée des résultats.
- (ii) la répétabilité des mesures est généralement meilleure que pour des mesures sur avions en vol.
- (iii) toutes les tendances relatives au bruit de jet qui ont pu être observées sur avion sont intégralement reproduites grâce à ce moyen de simulation.

Les inconvénients et avantages de la technique peuvent se résumer comme suit :

(i) Inconvénients

- . ce sont d'abord ceux de toutes les installations d'essais à ciel ouvert et notamment ceux liés aux conditions atmosphériques et à la présence du sol qui introduit des phénomènes d'interférences par réflexions
- . la vitesse de translation maximale ne peut, pour des raisons pratiques, dépasser 80 - 100 m/s et les conditions d'éjection sont limitées à celles offertes par le moteur J85
- . dans sa conception actuelle, le moyen d'essais ne permet d'étudier que le bruit de jet et le bruit interne (option choisie lors de sa transformation intervenue en 1973).

(ii) Avantages (en prenant comme référence les mesures sur avions)

- . coût nettement inférieur à celui des essais en vol sur avion
- . des systèmes d'éjection complexes peuvent être construits, montés et essayés très rapidement étant donné que c'est un véhicule terrestre
- . grande flexibilité opérationnelle car on peut choisir indépendamment la vitesse de translation et la poussée du moteur
- . les résultats acoustiques ne sont pas affectés par des problèmes d'installation, de nombre de moteurs, etc..., ils sont propres, répétables et fiables
- . les essais fournissent une comparaison directe entre les résultats en statique et en vol (mêmes systèmes de mesure et d'analyse, même géométrie de mesure et mêmes conditions aux limites,...) et ne font donc pas intervenir des corrections multiples dont la validité peut parfois être mise en cause.

Il convient toutefois de signaler que ce genre de moyen d'essais est moins propice, malgré une souplesse expérimentale bien plus grande que sur avion, aux recherches fondamentales qui s'attachent à l'étude fine des modifications qu'entraîne le vol sur les sources de bruit même. Pour ce type d'études, il sera prochainement complété par une grande soufflerie sourde dont la réalisation, décidée par les Services Officiels Français, est assurée par le Centre d'Essais des Propulseurs et l'ONERA (7).

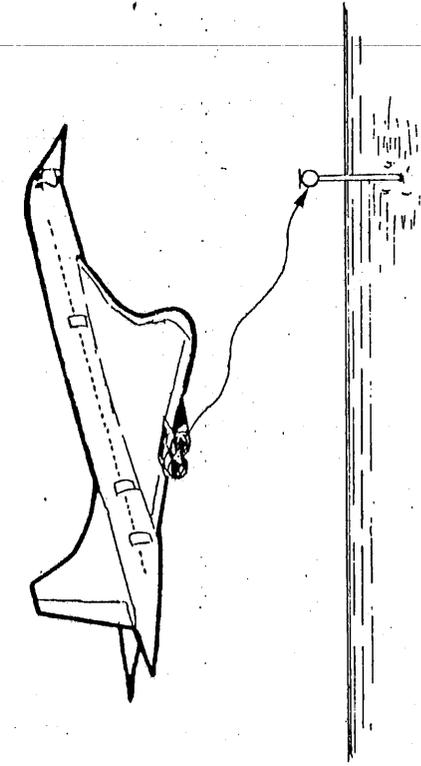
REFERENCES

- 1 ALLIOUD, J.P. et DOYOTTE, C., "L'Aérotrain à grande vitesse - Moyen d'expérimentation acoustique des tuyères silencieuses", 3e Colloque d'Acoustique Aéronautique, 6 au 8 Mars 1972, Toulouse.
- 2 SAE, "Acoustic Effects Produced by a Reflecting Plane", AIR 1327, 1976
- 3 AUZOLLE, F. et HAY, J., "Méthode de mesure et d'analyse du bruit des avions en vol", 10e Congrès International Aéronautique, Juin 1971, Paris.
- 4 STONE, J.R., "On the Effects of Flight on Jet Engine Exhaust Noise", NASA TMX-71817, 1975.
- 5 HOCH, R.G., THOMAS, P., et WEISS, E. "An Experimental Investigation of the Core Engine Noise of a Turbofan Engine", AIAA 2nd Aero-Acoustics Conference, 24-26 March, 1975, Hampton, Va.
- 6 DREVET, P., DUPONCHEL, J.P., and JACQUES, J.R., "Effect of Flight on the Noise from a Convergent Nozzle as observed on the Bertin Aérotrain", AIAA 3rd Aero-Acoustics Conference, 20-22 July, 1976, Palo-Alto, Calif.
- 7 BONGRAND, J., JULIENNE, A., and PERULLI, M., "Simulation of the Effects of Forward Velocity on Jet Noise in an Open Circuit Wind Tunnel", Workshop on Effects of Forward Velocity on Jet Noise, 15-16 January, 1976, NASA Langley Research Center, Hampton, Va.

TECHNIQUES PERMETTANT D'ÉVALUER LES EFFETS DE LA VITESSE DE VOL

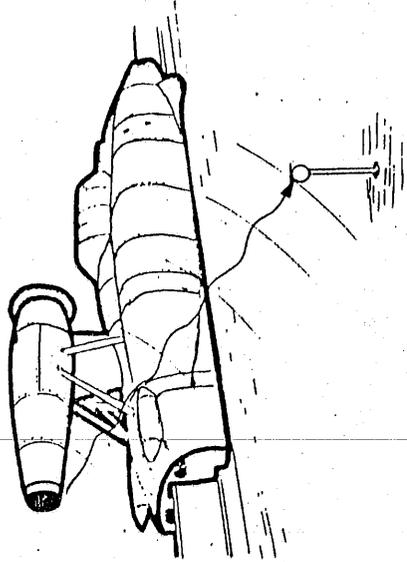
Fig. 1

AVIONS OU BANCS D'ESSAIS VOLANTS

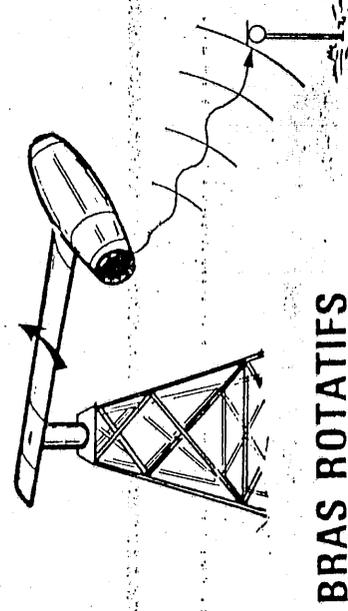


1
AVIONS
EN VOL

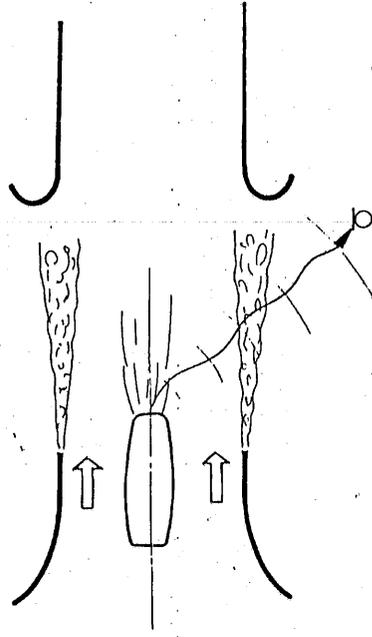
CHARIOTS PROPULSÉS,
VÉHICULES, AÉROTRAINS, ...



2
SIMULATION DU VOL
PAR DES SYSTÈMES
MOBILES



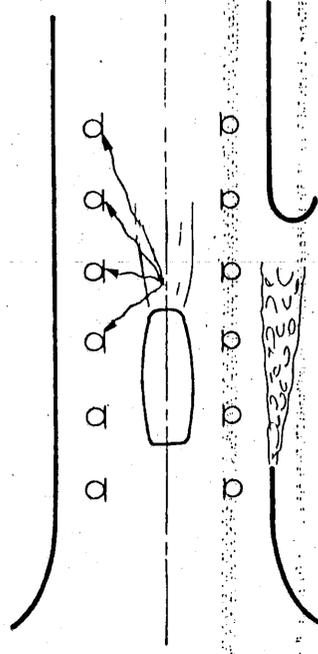
BRAS ROTATIFS



TECHNIQUE DE L'ÉCOULEMENT COAXIAL
OU SOUFFLERIE À VEINE LIBRE

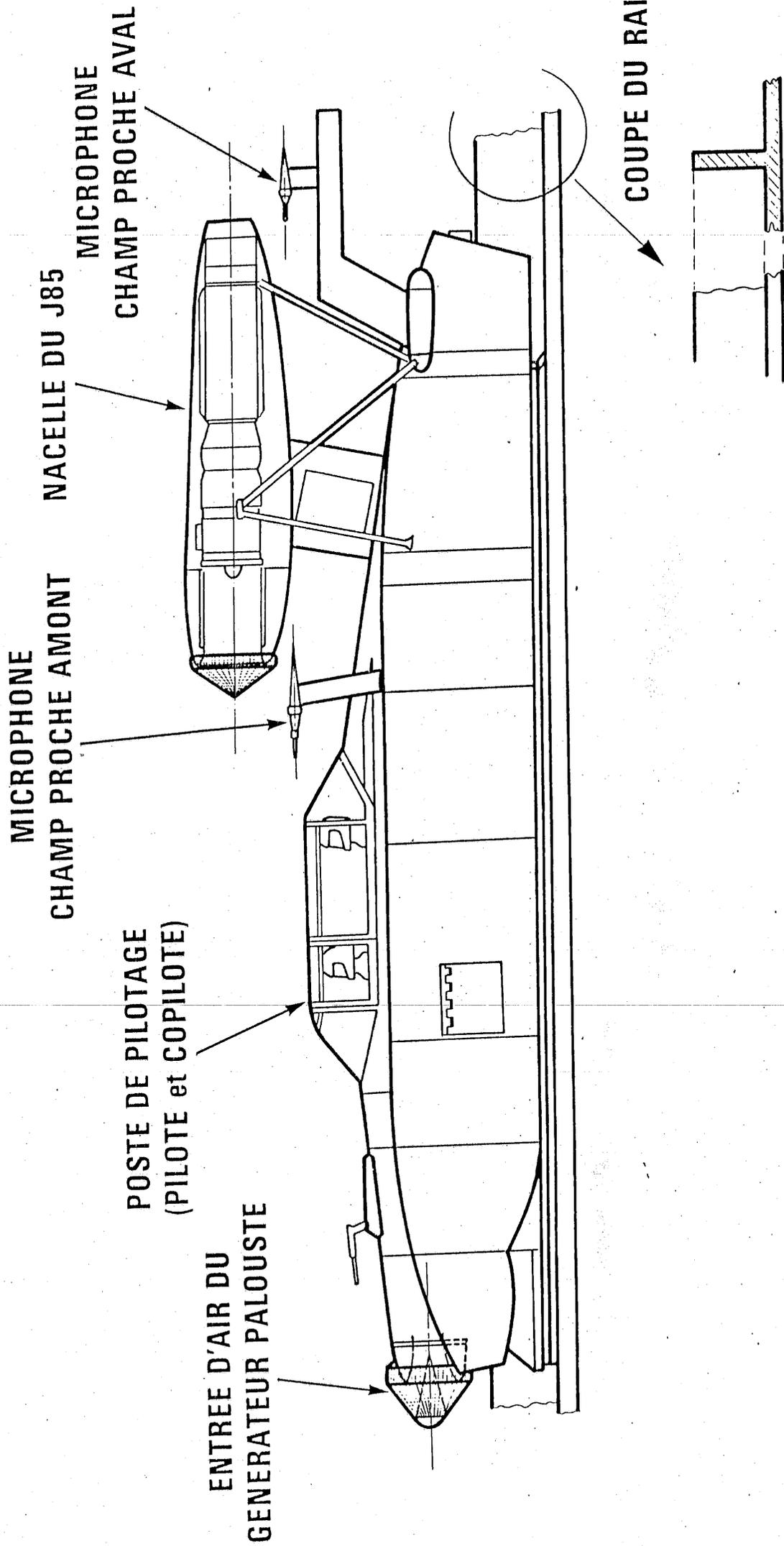
3
SOUFFLERIES
SOURDES

SOUFFLERIES
À VEINE LIBRE OU GUIDÉE



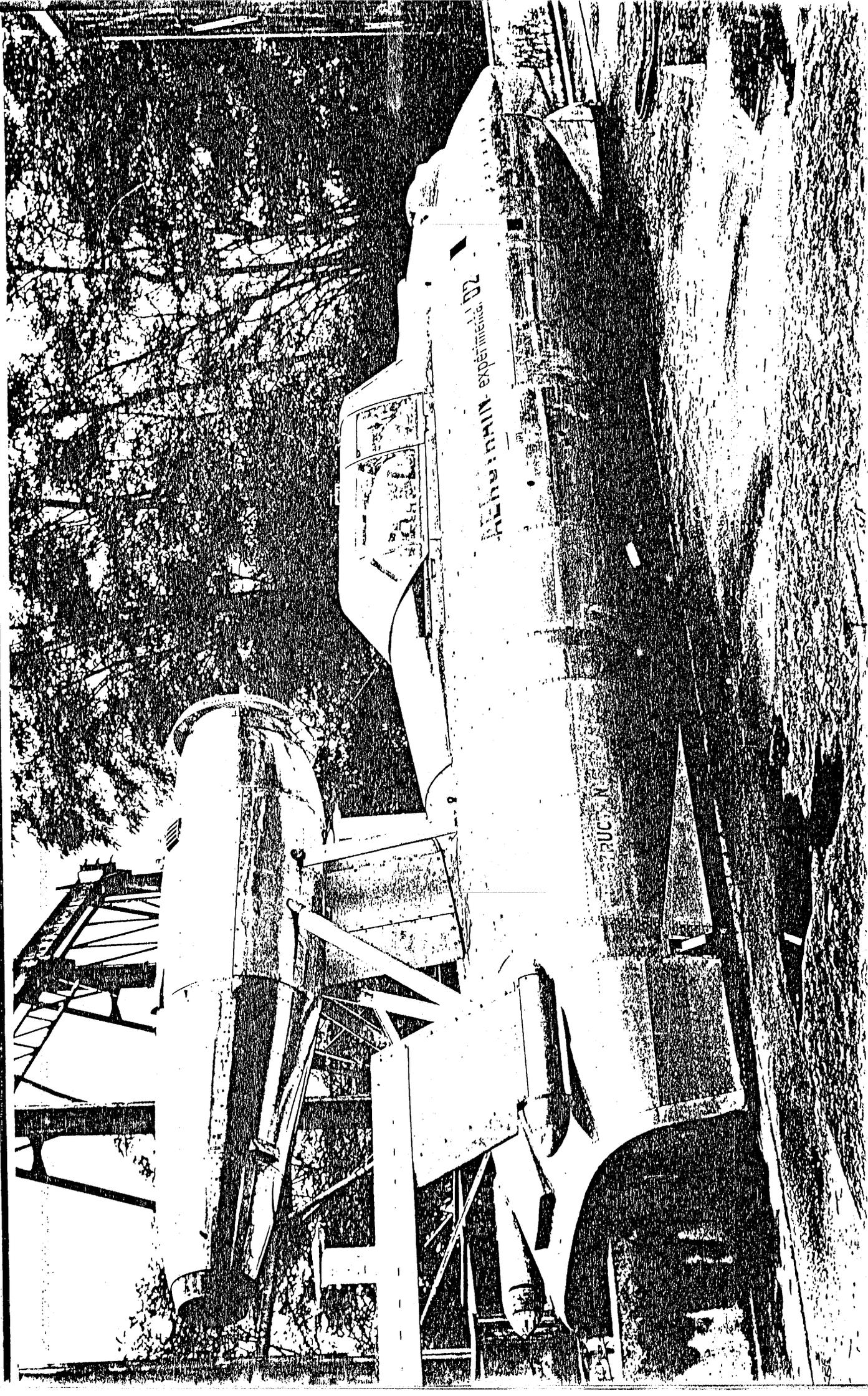
SCHEMA DE L'AEROTRAIN ET DE LA NACELLE DU MOTEUR J85

Fig. 2



L' AEROTRAIN AVEC SA NACELLE J85

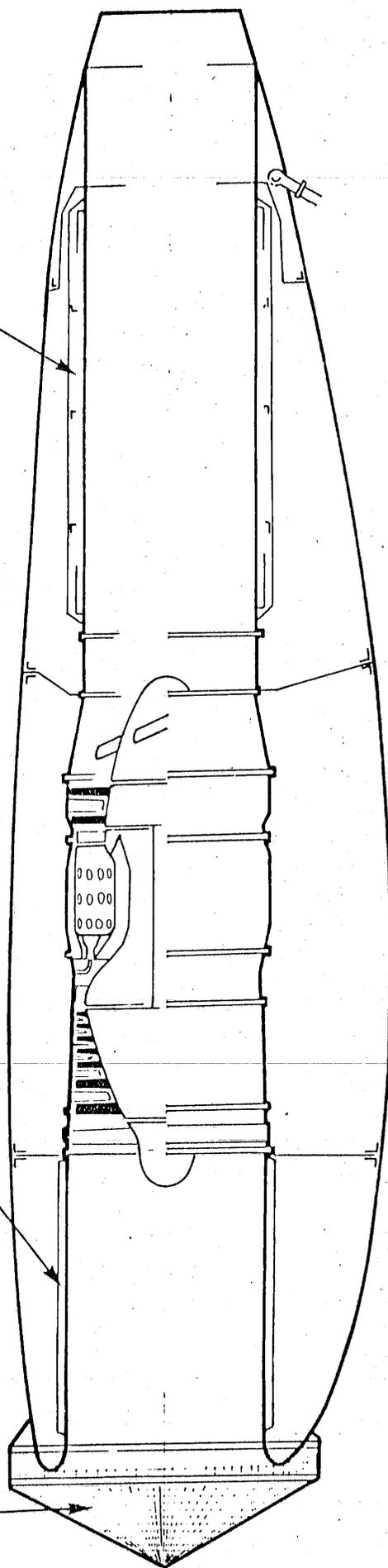
Fig. 3



SCHEMA DE LA NACELLE J85

Fig. 4

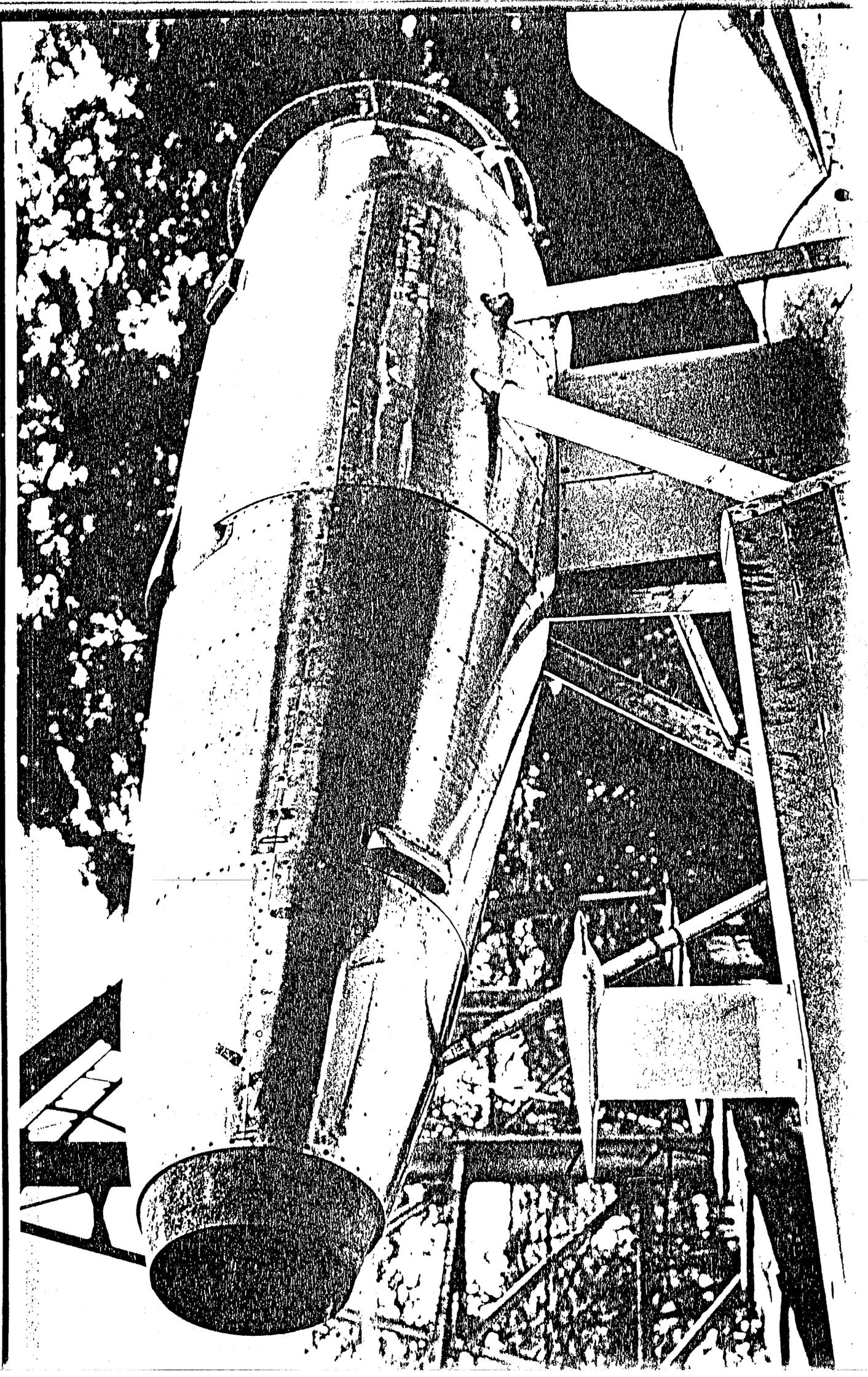
GRILLE DE PROTECTION ENTREE D'AIR LISSE OU TRAITEE CANAL PRIMAIRE LISSE OU TRAITE



NOTA: VANNES DE DECHARGE TRAITÉES

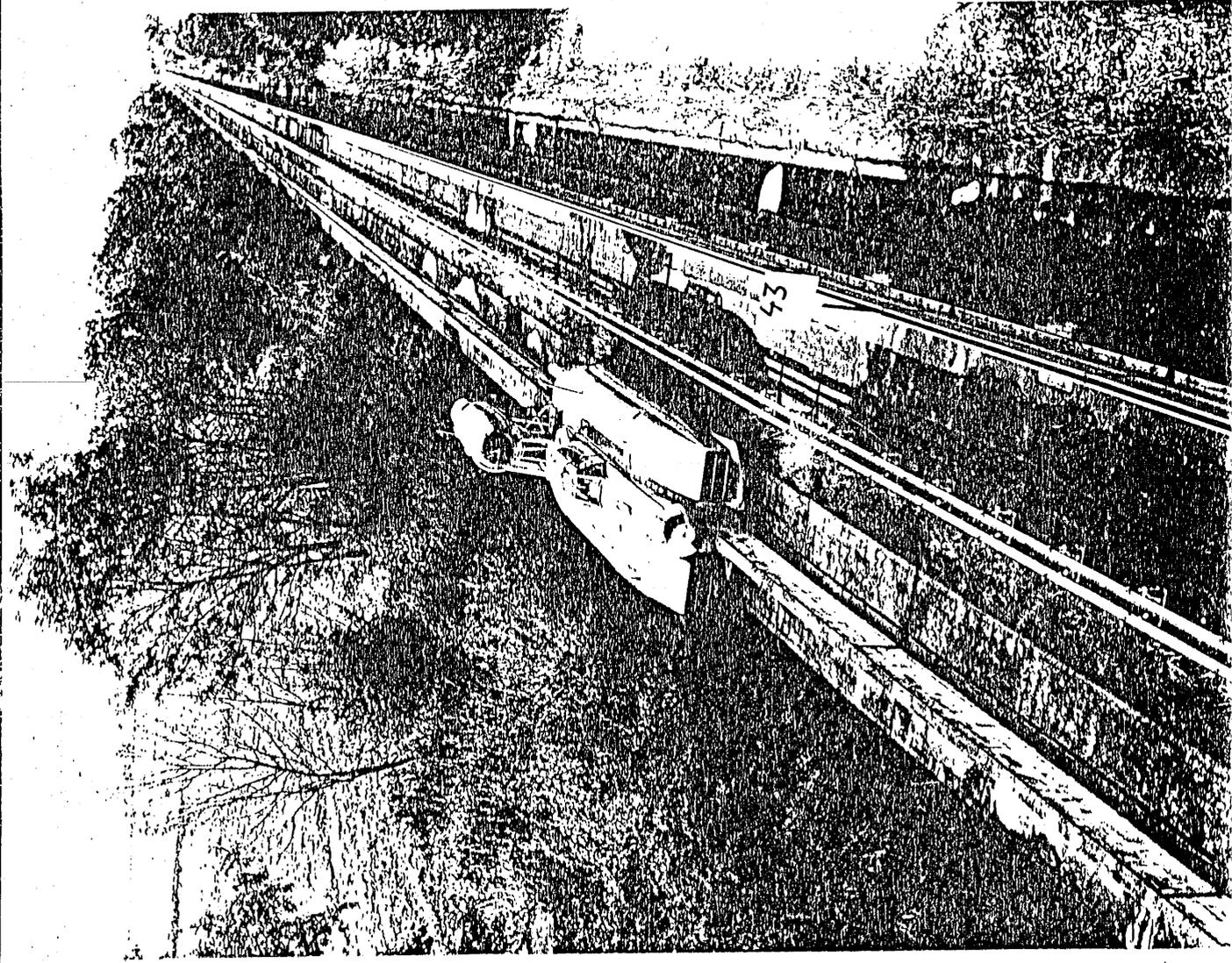
LA NACELLE J85 - TUYERE CONVERGENTE STANDARD

Fig. 5



L'AEROTRAIN SUR SA VOIE DE 6,7 KM

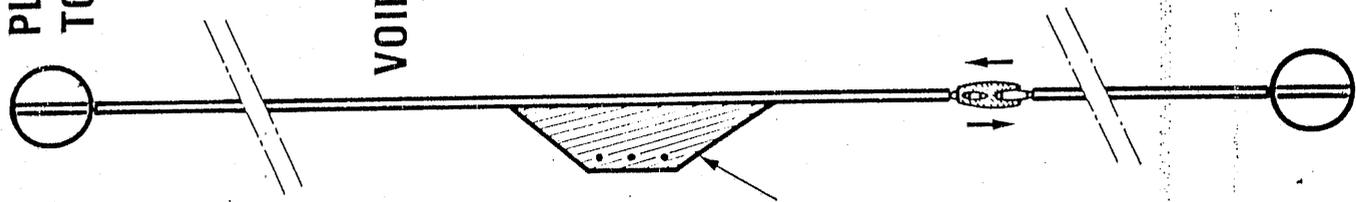
Fig. 6



PLATEFORME
TOURNANTE

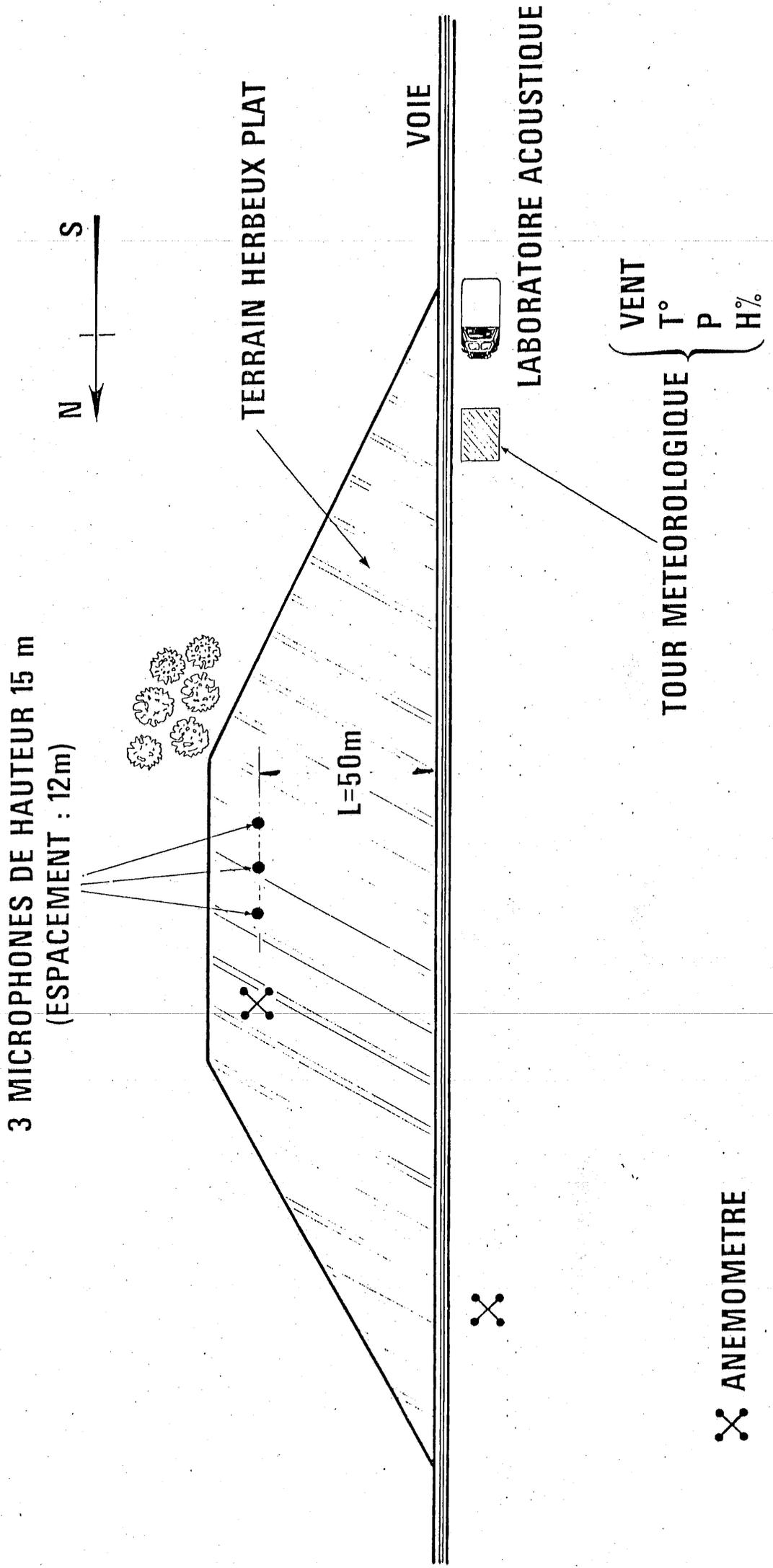
VOIE

AIRE DE MESURES
ACOUSTIQUES
PARFAITEMENT
DEGAGEE



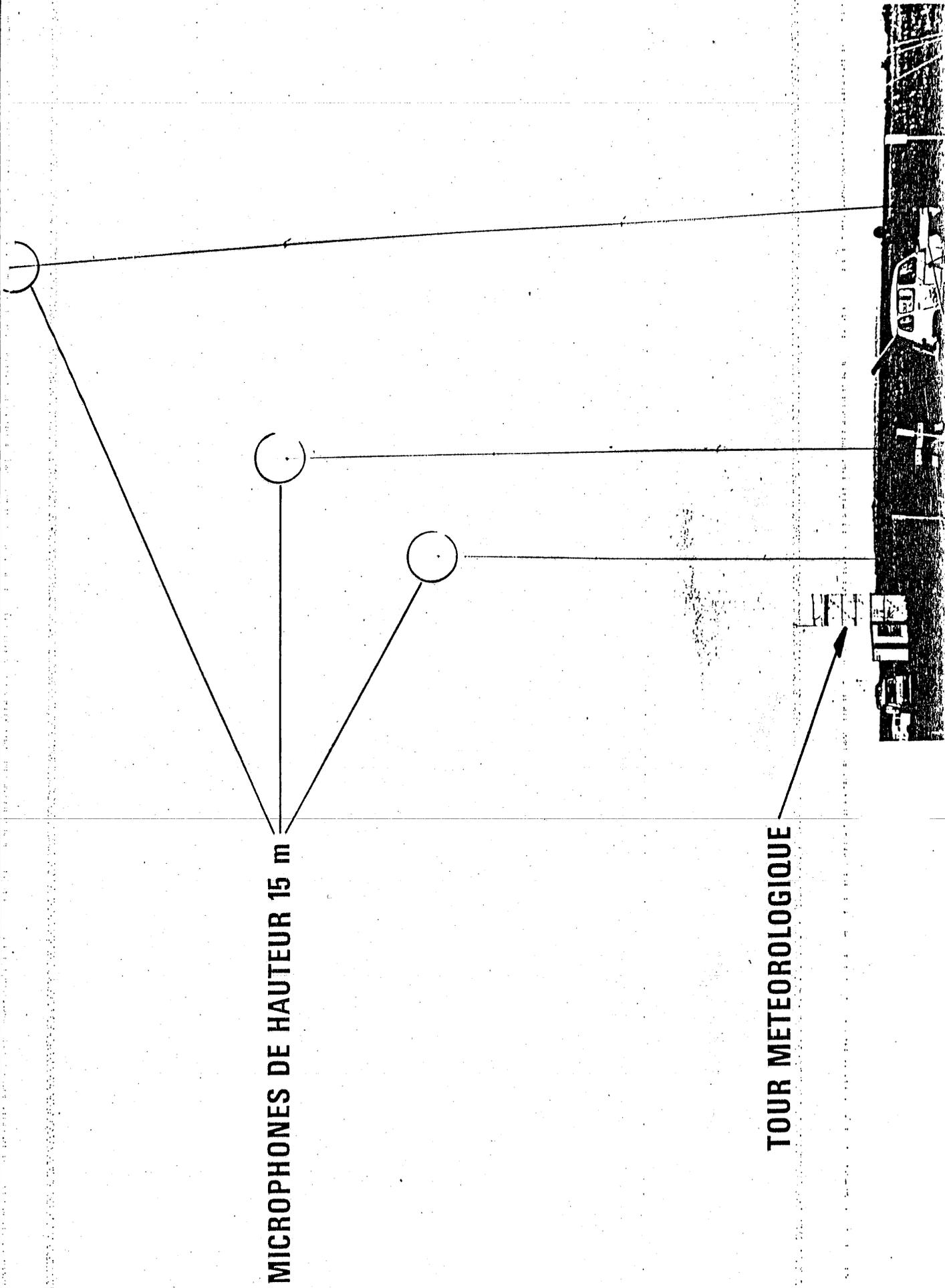
SCHEMA DE L' AIRE DE MESURES ACOUSTIQUES

Fig. 8



AIRE DE MESURES ACOUSTIQUES MATS MICROPHONIQUES DE 15 M

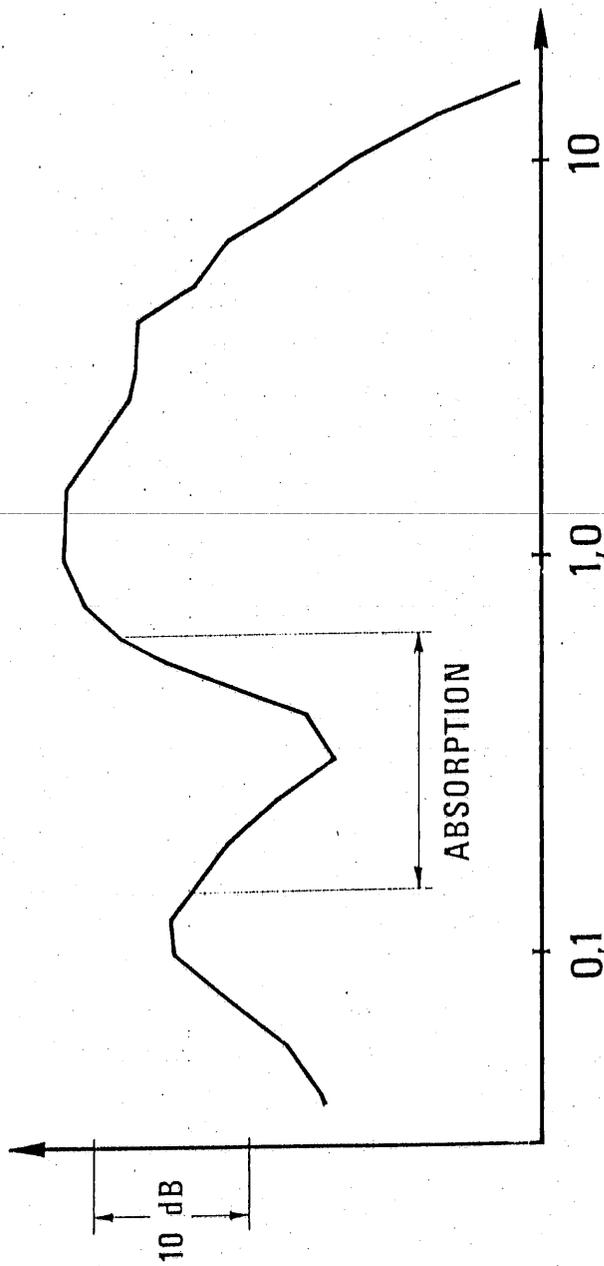
Fig. 9



INFLUENCE DE LA HAUTEUR DES MICROPHONES SUR LES EFFETS DE SOL

Fig. 10

1/3 OCT SPL

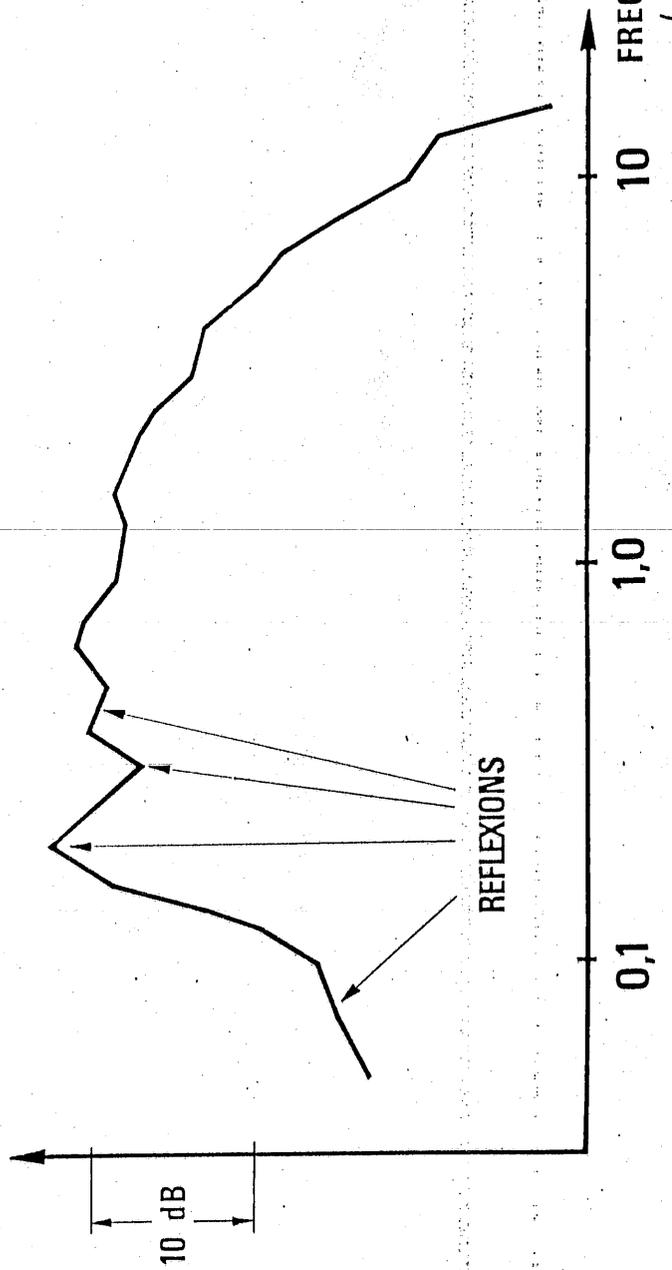


DISTANCE DE MESURE : 50 m LATERAL

HAUTEUR DU MICROPHONE

$h' = 1,5 \text{ m}$

PROBLEMES D'ABSORPTION PAR LE SOL



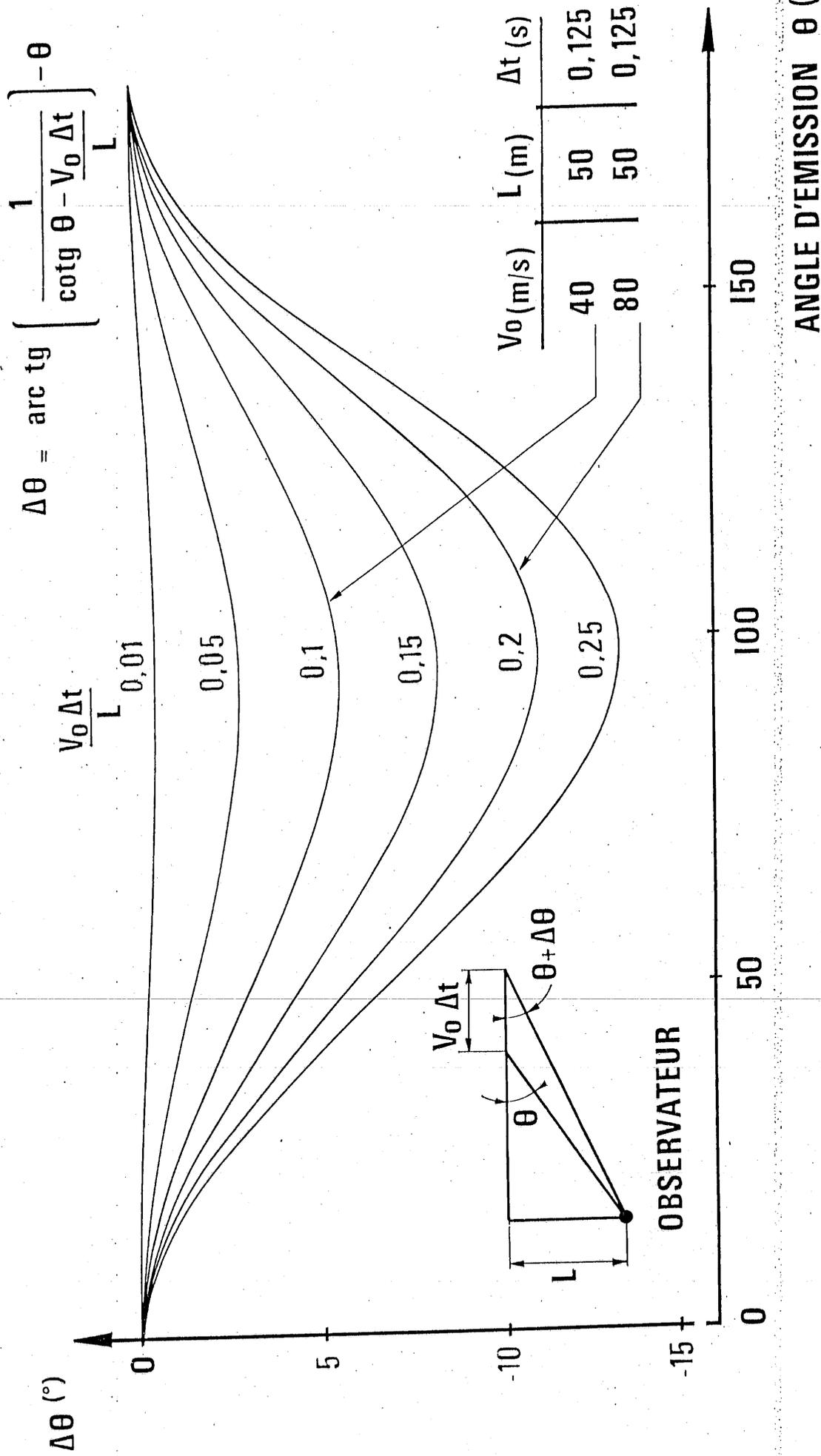
HAUTEUR DU MICROPHONE

$h' = 15 \text{ m}$

PROBLEMES DE REFLEXIONS SUR LE SOL

VARIATION DE L'ANGLE D'EMISSION AVEC LA VITESSE DU VEHICULE

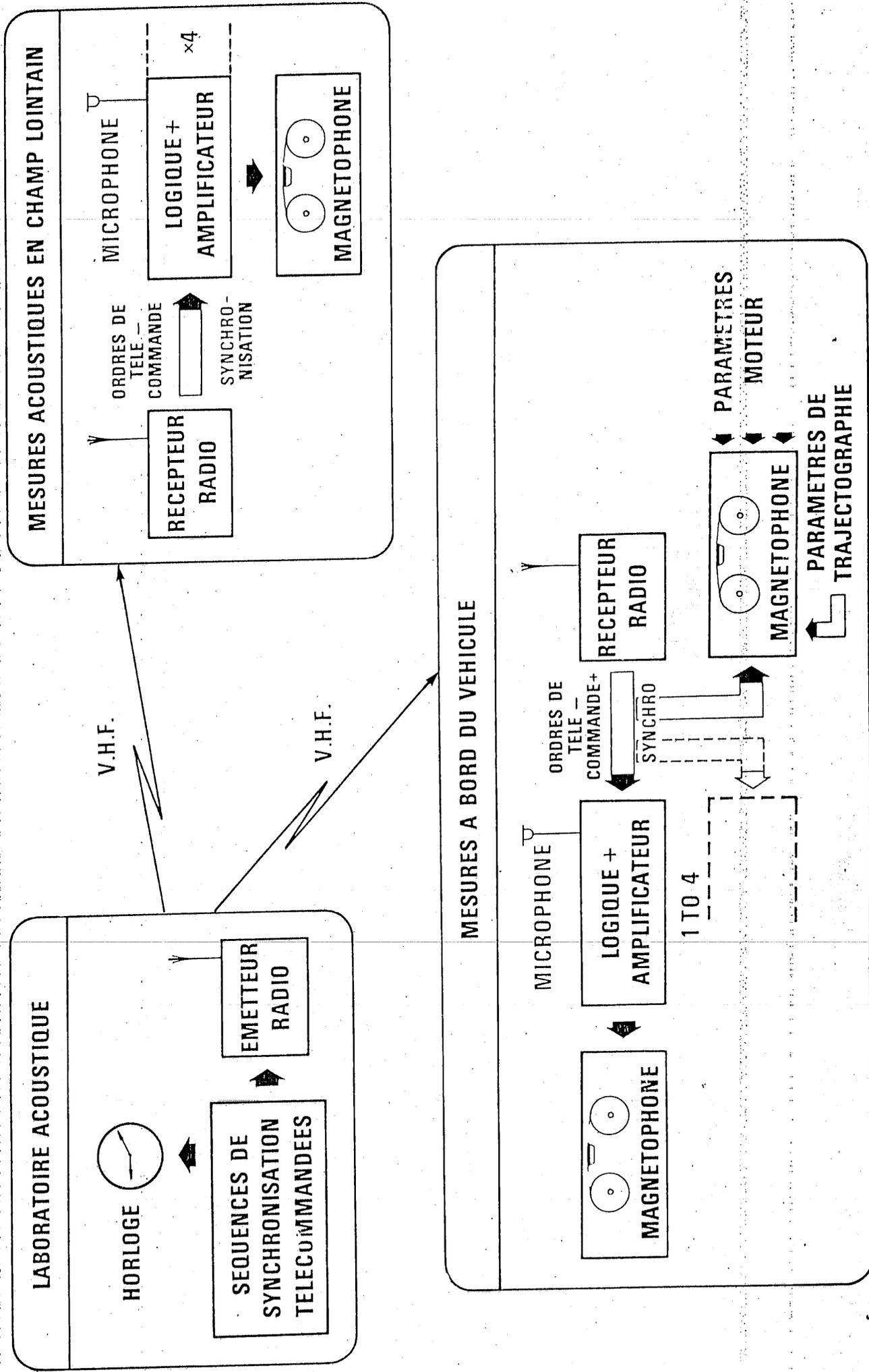
Fig. 11



V_0 VITESSE DU VEHICULE
 Δt TEMPS D'INTEGRATION
 L DISTANCE LATERALE

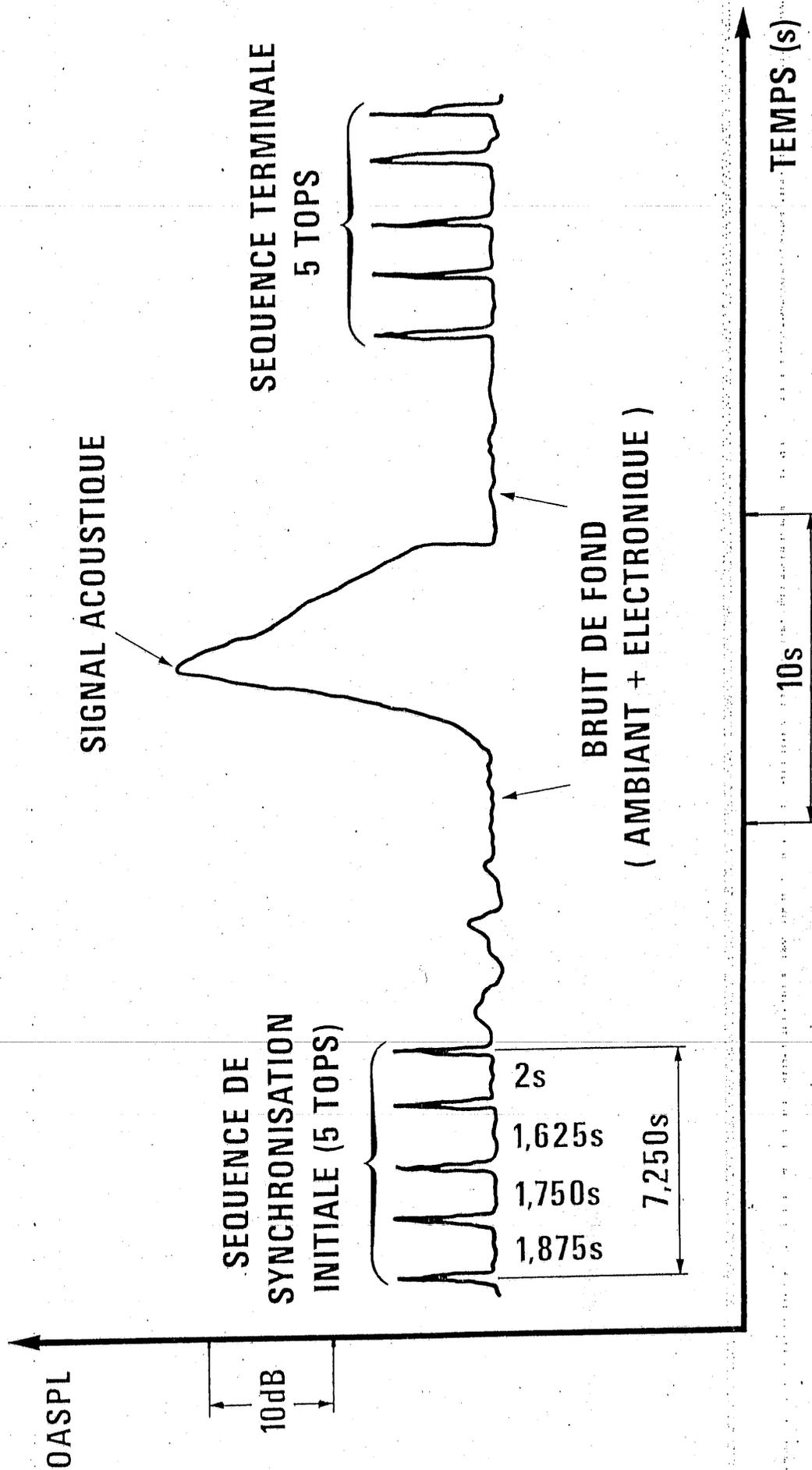
TECHNIQUE DE SYNCHRONISATION

Fig. 12



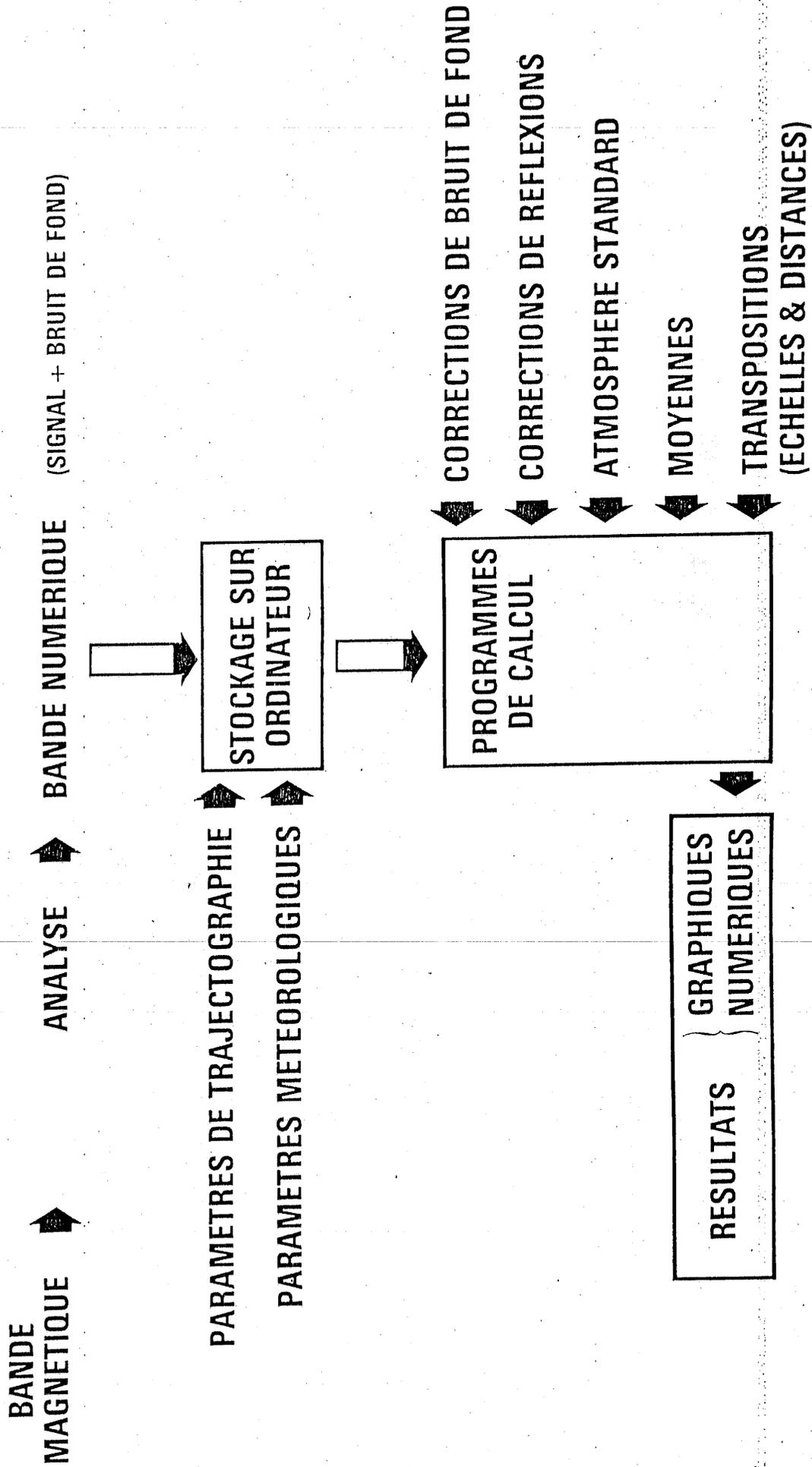
EXEMPLE D'ENREGISTREMENT ACOUSTIQUE DANS LE CHAMP LOINTAIN

Fig. 13



ANALYSE DES DONNEES ACOUSTIQUES

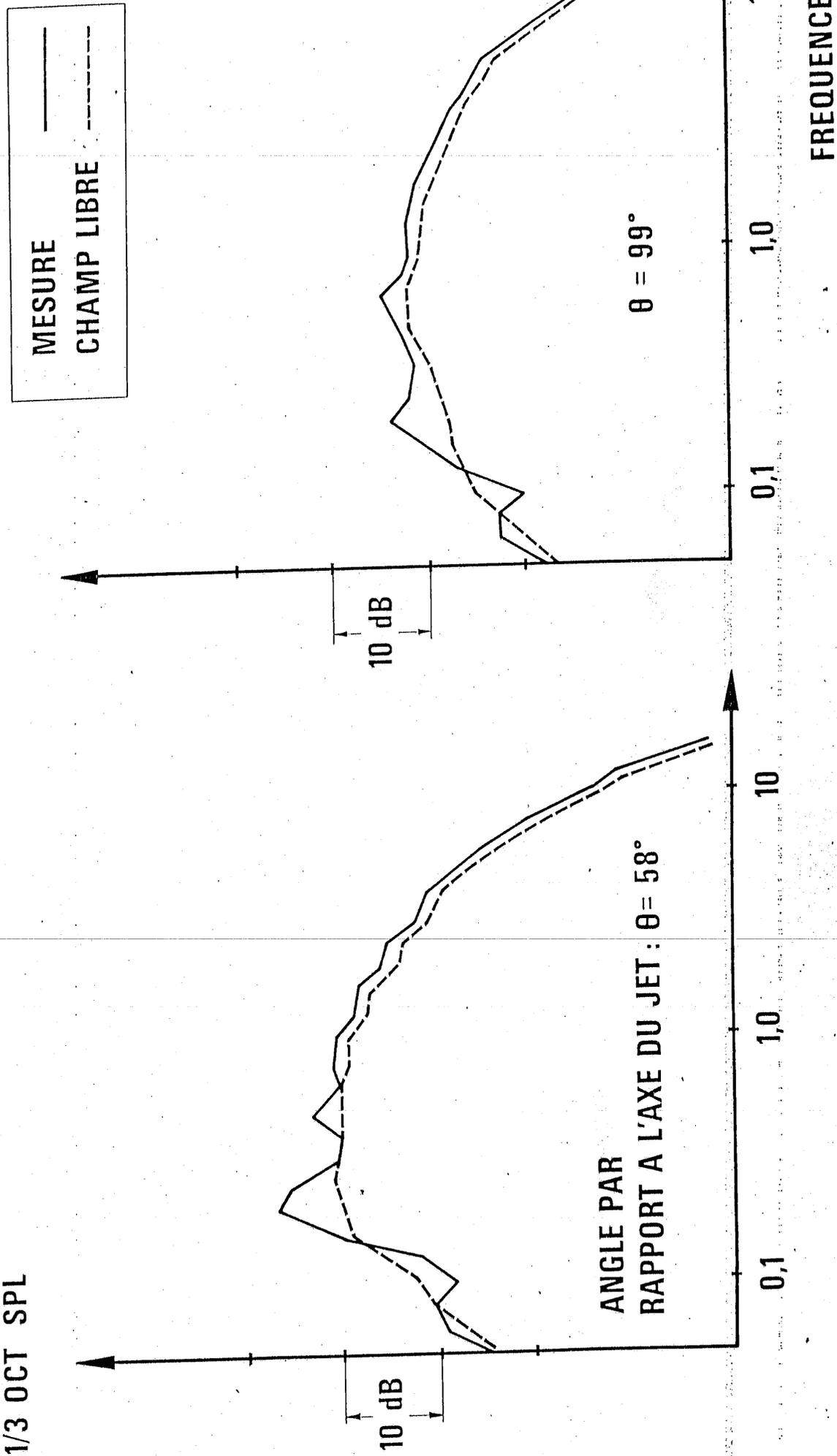
Fig. 14



EXEMPLES DE SPECTRES CORRIGES DES REFLEXIONS SUR LE SOL

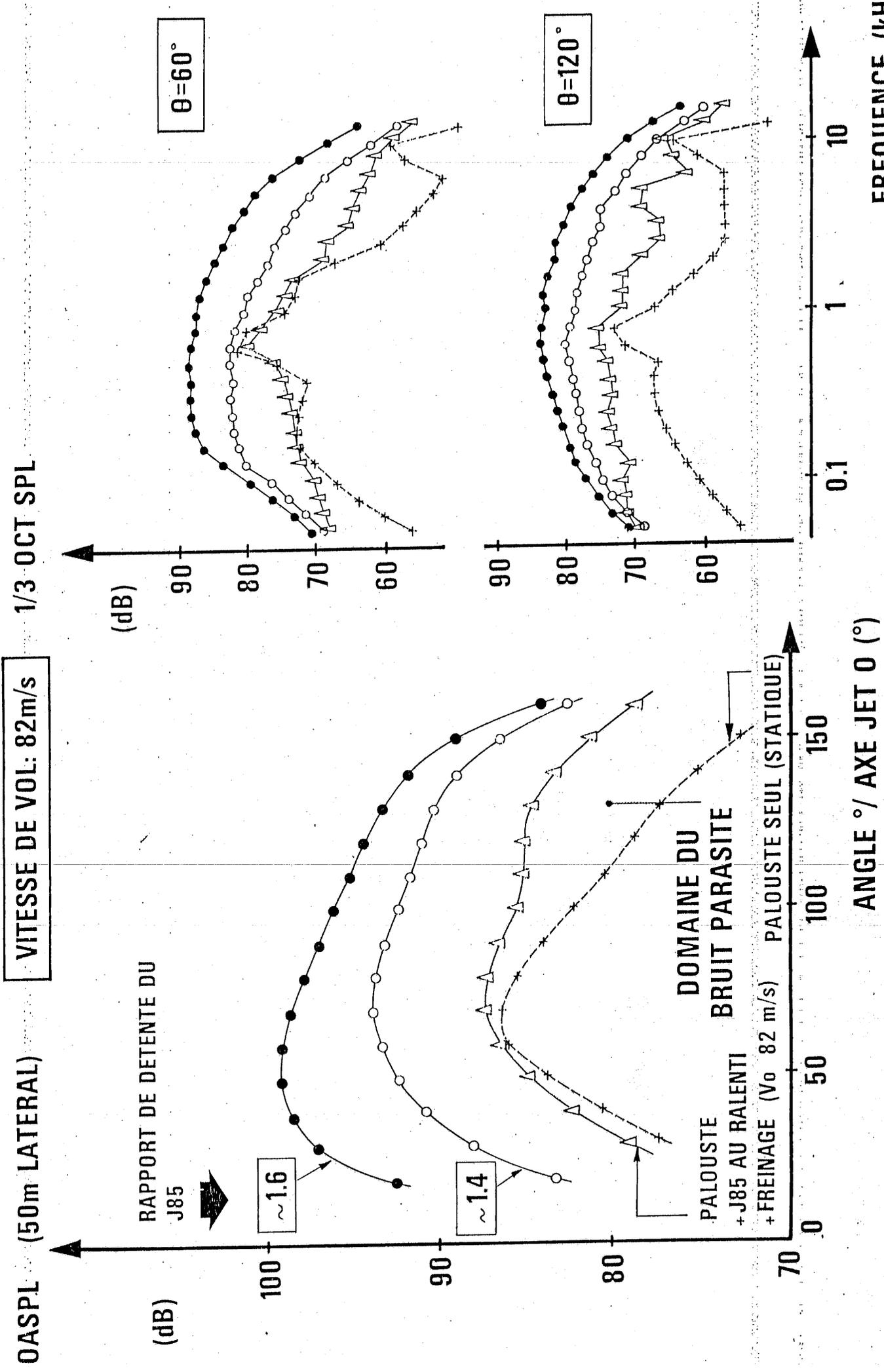
Fig. 15

1/3 OCT SPL



LIMITE SUPERIEURE DES BRUITS PARASITES DU VEHICULE

Fig. 16



COMPARAISON ENTRE DES RESULTATS AEROTRAIN ET LE BRUIT INTERNE DU J85

(NIVEAUX GLOBAUX)

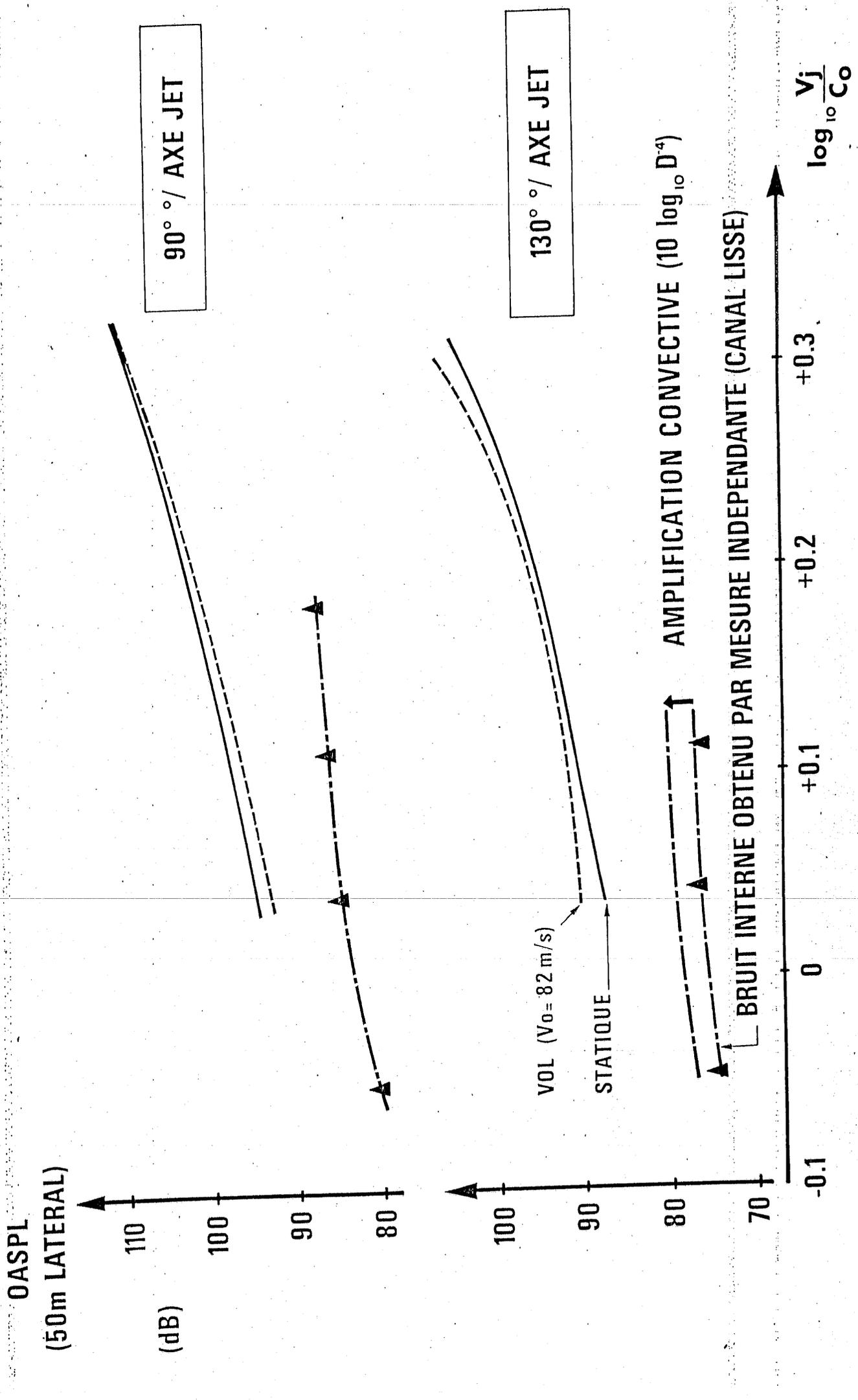


Fig. 17

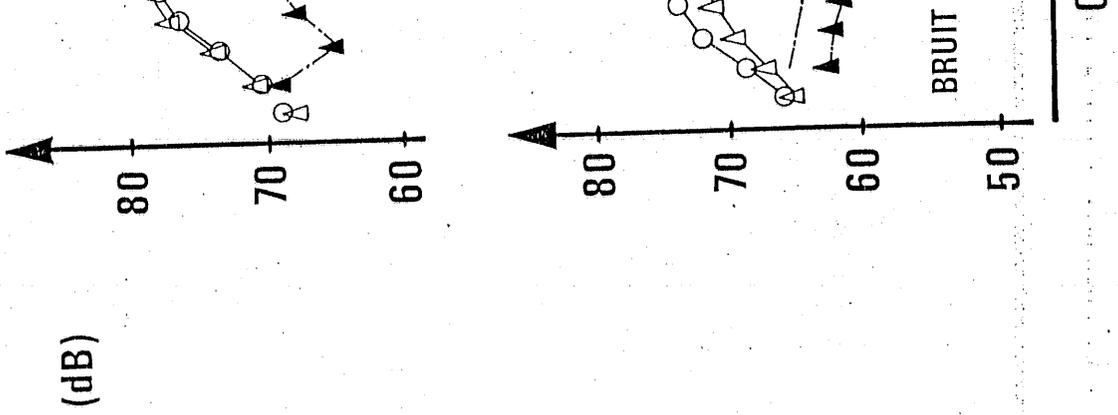
COMPARAISON ENTRE DES RESULTATS AEROTRAIN ET LE BRUIT INTERNE DU J85

(SPECTRES 1/3 D'OCTAVE)

Fig. 18

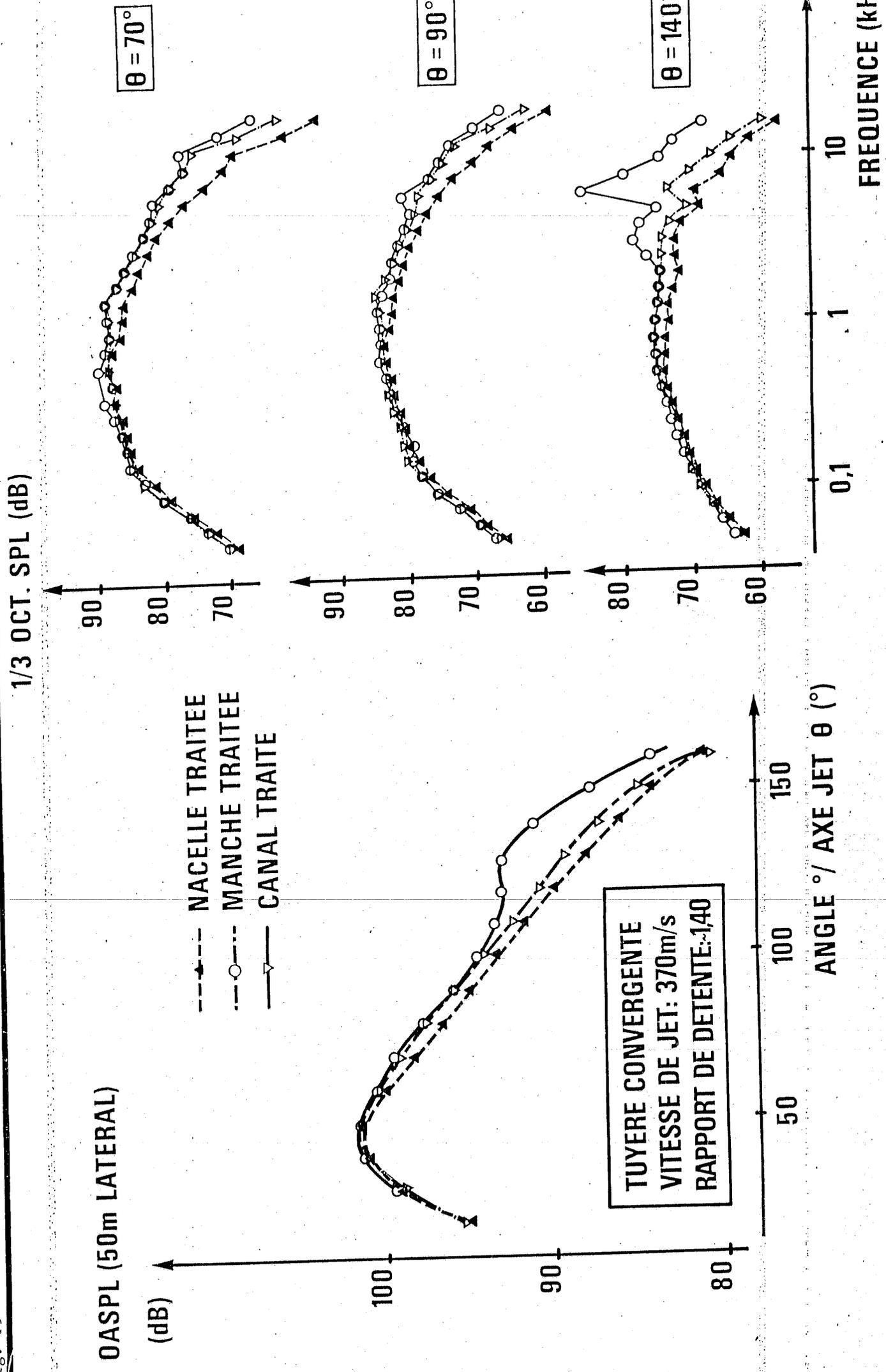
$V_j = 370 \text{ m/s}$

1/3 OCT SPL (50 m LATERAL)



ATTENUATION DU BRUIT DE COMPRESSEUR ET DU BRUIT INTERNE DU J85 (STATIQUE)

Fig. 19



DISPERSION TYPE DES MESURES ACOUSTIQUES

(2 ESSAIS REPETES POUR 3 MICROPHONES ESPACES DE 12 m)

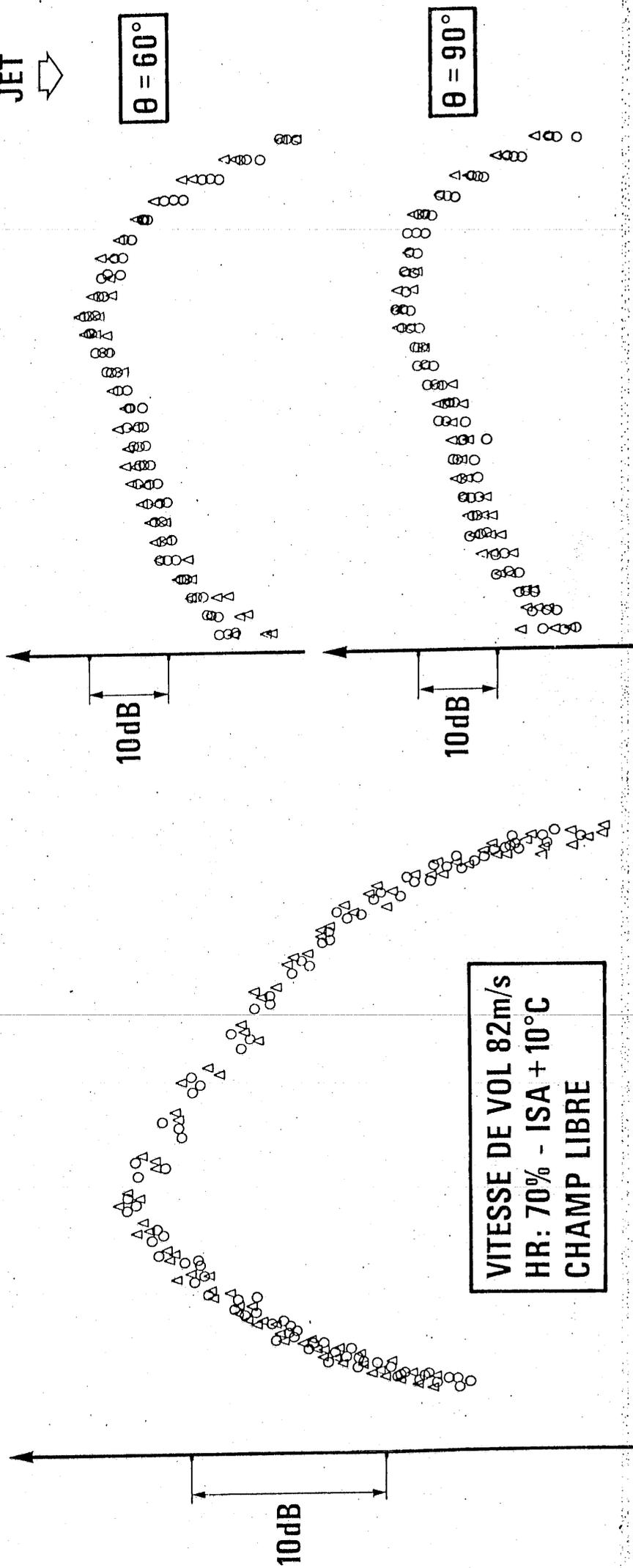
Fig: 20

OASPL (50m LATERAL)

1/3 OCT SPL

ANGLE ° / AXE

JET 



0 50 100 150

0,1

1

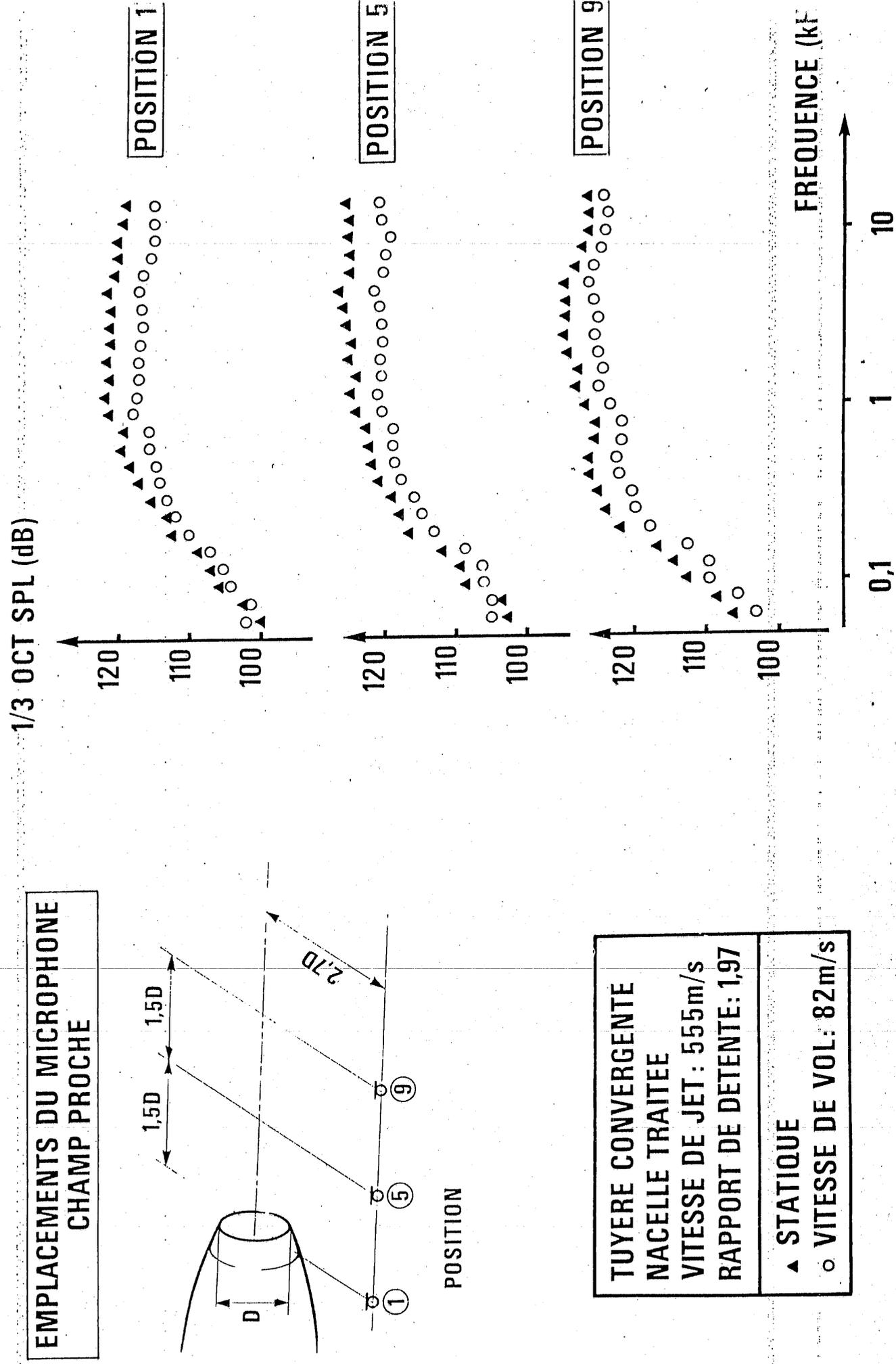
10

ANGLE ° / AXE DU JET θ (°)

FREQUENCY (kHz)

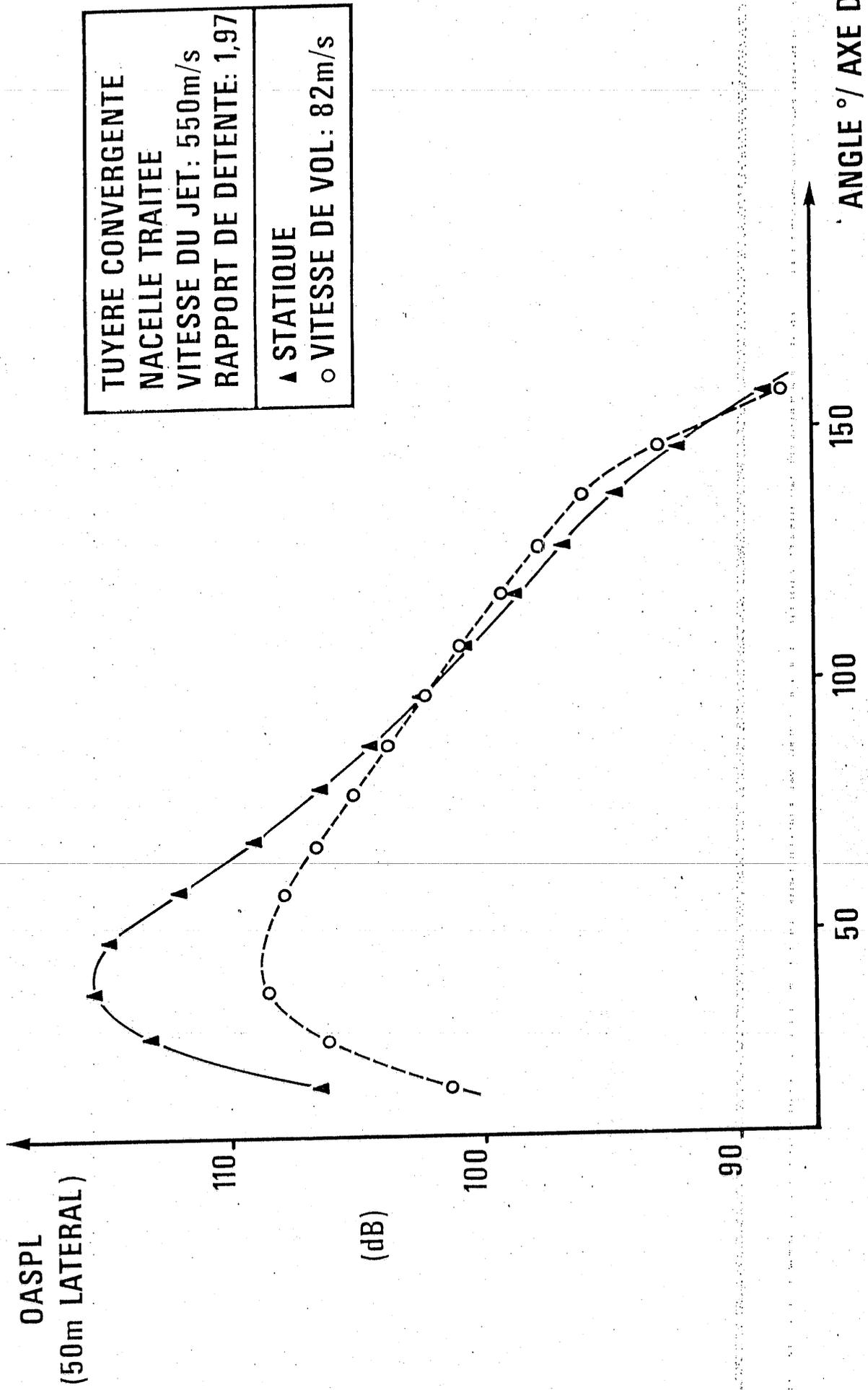
EXEMPLES DE SPECTRES MESURES PAR MICROPHONES CHAMP PROCHE AVAL

Fig. 21



TUYERE CONVERGENTE - CHAMPS SONORES

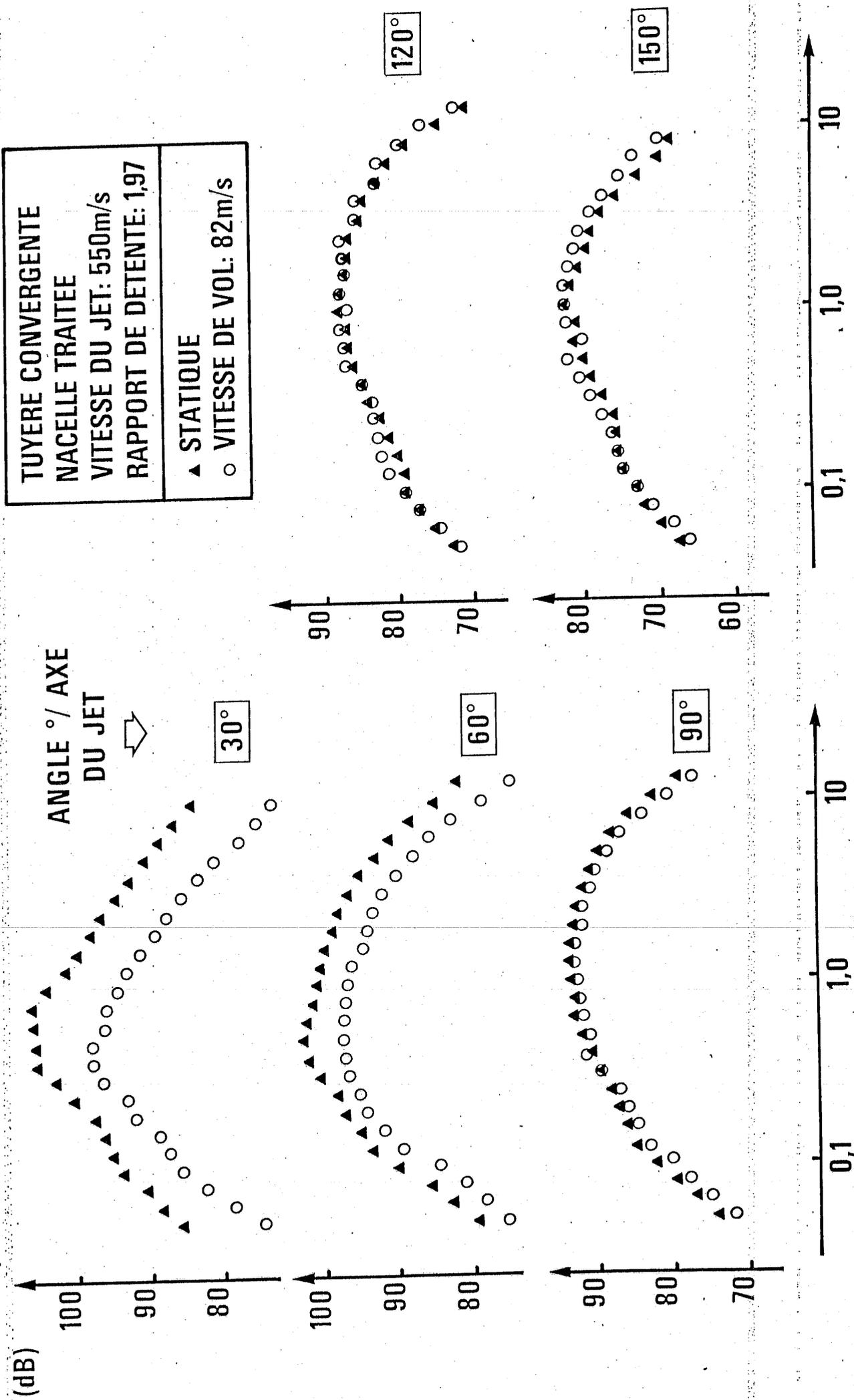
Fig. 22



TUYERE CONVERGENTE - SPECTRES 1/3 D' OCTAVE

Fig. 23

1/3 OCT. SPL (50m LATÉRALE)



TUYERE CONVERGENTE
 NACELLE TRAITEE
 VITESSE DU JET: 550m/s
 RAPPORT DE DETENTE: 1,97

▲ STATIQUE
 ○ VITESSE DE VOL: 82m/s

COMPARAISON DE RESULTATS AEROTRAIN/AVIONS EN VOL

Fig. 24

VITESSE DU JET: ~ 510 m/s
VITESSE DE VOL: ~ 85 m/s

Δ OASPL (STATIQUE-VOL)

