

## AIR INTAKE WIND TUNNEL TESTS

by Jean LAVERRE, Maurice BAZIN and Jean-Paul LEDY

Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)  
92320 Châtillon (France) - Centre de Modane

### SUMMARY

After a brief survey of the particular problems pertaining to air intake tests (size of models, boundary layer bleeds, etc.), the paper describes the present-day testing methods which mainly aim at improving the precision of results. The case of tests in hot wind tunnels is particularly treated.

Data acquisition and reduction improvements allowed by modern measuring units are also mentioned, and it is shown how they make it possible to monitor the tests thanks to the almost real time availability of the results in the test control room.

RESUME

Après un rappel des problèmes particuliers liés aux essais d'entrées d'air (taille des maquettes, piège à couche limite) les méthodes actuelles d'essai d'entrées d'air sont analysées dans le but de souligner les directions vers lesquelles doit porter l'effort pour une amélioration de la précision de la détermination des paramètres recherchés ; en particulier le cas des essais dans des souffleries à air chaud est traité.

L'acquisition des mesures et le dépouillement de ce type d'essai sont évoqués dans le but de montrer l'efficacité qu'apporte les chaînes de mesure modernes en fournissant le moyen de contrôler l'essai de très près grâce au retour des résultats en temps quasi-réel sur le lieu de l'essai.

INTRODUCTION

L'intégration du dispositif de propulsion dans un projet d'avion ou d'engin est un problème toujours difficile : c'est, parmi les nombreux compromis qui doivent être examinés au niveau de la conception, un des plus importants car il intervient de façon considérable tant dans le bilan aérodynamique que dans le bilan propulsif. Dans ce domaine, l'optimisation a presque toujours conduit à la complexité, et, sauf peut-être encore actuellement dans le domaine hypersonique, les entrées d'air de forme simple sont rares. Les estimations théoriques en sont d'autant plus difficiles à établir et il est devenu à peu près impossible de se passer d'essais en soufflerie.

Les centres d'essais en soufflerie ont développé très activement les méthodes et moyens indispensables pour répondre au mieux aux problèmes posés aux constructeurs. Un bref survol des moyens disponibles au centre de l'O.N.E.R.A. de Modane-Avrieux pour traiter ces problèmes fournit une liste (non exhaustive) des divers types d'essais qui jalonnent le cheminement d'un projet.

1. Essais aérodynamiques : pesées globales

Les essais classiques de pesées des efforts aérodynamiques appliqués à une maquette sont signalés pour mémoire. Cependant, il est bon de rappeler que des questions peuvent se poser quant à décider de simuler ou non l'écoulement interne. Les maquettes "non perméables" sont fréquemment utilisées mais il faut se souvenir alors que le champ aérodynamique externe n'est pas, localement, correctement représenté. Ainsi, la détermination de la trajectoire d'un engin porté sous avion, à partir des pesées effectuées, pas à pas, depuis la position d'emport, peut être dans certains cas tout à fait faussée si l'écoulement autour de l'entrée d'air n'est pas convenablement simulé.

2. Etude des entrées d'air

Les essais d'entrées d'air peuvent être effectués soit sur une entrée d'air isolée, soit

sur une entrée d'air intégrée. Dans le premier cas il s'agit de caractériser de façon spécifique les diverses solutions envisagées ; dans le second cas il s'agit d'examiner le fonctionnement de l'entrée d'air compte-tenu des interactions provenant du voisinage de cet élément. (Effet de voilure, de fuselage, d'ogive, etc..). C'est ce type d'essai qui est détaillé dans cet article.

3. Etude des tuyères de sortie

Comme pour les essais d'entrées d'air, les tuyères de sortie peuvent être essayées isolées, sur un banc capable de mesurer la poussée. L'éjection peut se faire soit à l'atmosphère, soit dans un caisson à vide simulant l'altitude. Le centre O.N.E.R.A. de MODANE s'équipe actuellement d'un autre banc utilisant le même stockage d'air (270 bars) mais comprenant un réchauffeur (chambre de combustion à kérosène fournie par la SNECMA) de façon à réaliser les essais avec les gaz chauds réels.

4. Essais de pesées aérodynamiques avec simulation du dispositif de propulsion

L'ONERA a développé un dispositif permettant de simuler les jets de sortie des tuyères tout en conservant la possibilité de mesurer avec grande précision les efforts aérodynamiques globaux appliqués à une demi-maquette montée à la paroi de la soufflerie S2MA (domaine d'essais de  $M = 0$  à  $M = 3$ ). Ce dispositif a été utilisé pour la première fois en mai 1974.

Dans le même ordre d'idée, l'ONERA a récemment mis au point la simulation du moteur SNECMA M 45 S, par alimentation en air comprimé froid (maquette au 1/10) ; cette maquette du moteur M 45 S équipera une maquette d'avion destinée à être montée dans la soufflerie pour des essais intéressant la mécanique du vol, dans les configurations atterrissage et décollage.

5. Pesée de la traînée d'une entrée d'air

L'étude comparative des diverses formes ou configurations d'une entrée d'air sur le plan de la traînée a été effectuée selon le principe résumé Fig. 1.

Une difficulté technologique de ce type d'essai consiste à réaliser une jonction de part et d'autre du plan de coupure par un joint qui assure la continuité du profil sans perturber sensiblement la mesure de l'effort de traînée.

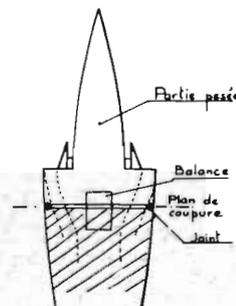


Fig-1

\*Chef du groupe expérimentation ONERA, centre de Modane.

\*\*Ingénieurs d'essais, ONERA, centre de MODANE.

## 6. Essais avec moteurs réels

Des essais de maquettes à l'échelle 1 avec mesures des efforts aérodynamiques globaux, sont réalisés depuis longtemps dans la soufflerie SIMA. Ces maquettes équipées de moteurs réels sont alors l'objet d'essais de fonctionnement dans des conditions extrêmement favorables. Les essais sont possibles jusqu'à Mach 1 (section d'expérience de 8 m de diamètre).

## 7. Essais de givrage

Signalons pour mémoire des essais de givrage effectués sur des maquettes à l'échelle 1 ou à échelle réduite. Outre l'observation d'éventuels dépôts de glace et la qualification de moyens de dégivrage intéressant l'entrée d'air, il est utile de caractériser les risques de voir des morceaux de glace être aspirés par l'entrée d'air.

Dans la suite de cet article seront évoqués plus en détail les essais mentionnés ci-dessus au paragraphe 3: essais d'entrées d'air. Ces essais concernent essentiellement la mesure des coefficients de débit, d'efficacité et de distorsion. Ces mesures se font généralement dans la section "entrée compresseur" ou dans la section d'injection du combustible dans les stato-réacteurs ; il s'agit donc d'explorer la section qui, schématiquement, symbolise la jonction entre l'entrée d'air et le dispositif de motorisation.

Sur le plan des mesures, tous ces essais où les caractéristiques de fonctionnement des entrées d'air sont recherchées, comportent un nombre élevé d'informations à recueillir ; sous cet aspect la miniaturisation des équipements, l'augmentation des cadences d'acquisition, la rapidité des dépouillements ont fait progresser ce type d'essai de façon spectaculaire au point que pour la plupart, les expérimentations faites actuellement présentent un volume de données tel qu'elles auraient été irréalisables il n'y a pas si longtemps.

### I - PROBLEMES PARTICULIERS LIES AUX ESSAIS D'ENTREES D'AIR

La préparation d'essais d'entrées d'air en soufflerie comprend systématiquement un examen attentif concernant :

- l'intérêt de réaliser une maquette de taille importante et l'incidence des choix de l'échelle et de la soufflerie quant au domaine des nombres de Reynolds réalisables.
- la façon dont sera exercée la surveillance du fonctionnement des pièges à couche limite.
- la gestion de l'acquisition volumineuse des mesures et leur dépouillement.

#### I.1. - Taille de la maquette - Nombre de Reynolds

Une maquette d'entrée d'air est en général un ensemble complexe ; à titre d'exemple citons parmi les éléments amovibles ou mobiles : un obstructeur, un peigne avec des prises de pression nombreuses, des pièges à couche limite interne et externe, des volets ou des "souris", des portes de décharge, etc. Du simple point de vue technologique, il y a donc nécessité de

ne pas descendre en dessous d'une échelle qui ne permettrait pas la réalisation de pièces suffisamment solides ou qui poserait des problèmes ardu d'usinage.

Sur le plan aérodynamique, l'essai sur grande maquette présente l'avantage d'obtenir des nombres de Reynolds d'essai élevés ; il s'agit là d'un souci commun à tout essai en soufflerie, mais ceci doit être souligné d'une façon particulière dans ce type d'expérimentation où les couches limites ont un rôle essentiel.

Outre ce qui concerne le dimensionnement du piège à couche limite dont il sera question plus en détail au paragraphe I.2. ci-après, les couches limites interviennent directement sur les conditions d'écoulement dans la section de l'entrée d'air et dans le canal interne ; si elles se développent sur la maquette de façon très différente de la réalité, les résultats peuvent être tout à fait erronés.

En supersonique, par exemple, le dessin des rampes de compression devant l'entrée d'air est conçu de telle sorte que la focalisation des chocs se situe convenablement par rapport à la lèvre d'entrée d'air. La disposition des chocs est très sensible au phénomène d'interaction des pieds de choc avec la couche limite. La réalisation d'essais à nombre de Reynolds trop faible risque de provoquer des différences sensibles au niveau de l'interaction chocs - couches limites, donc un point de focalisation situé à un endroit très différent de la réalité ; la délimitation des conditions d'adaptation et même les limites de fonctionnement stable ou instable (pompage) sont alors sensiblement décalées.

Le déclenchement de la transition de la couche limite par des rugosités est un moyen communément employé pour obtenir artificiellement les conditions d'écoulement à fort nombre de Reynolds. Or il a été fréquemment montré [1] que dans le cas des entrées d'air cette méthode donne assez souvent des résultats plus mauvais que les essais sans déclenchement artificiel de la transition. Il est alors recommandé de faire des essais avec variation du nombre de Reynolds de façon à examiner la susceptibilité de l'entrée d'air à ce paramètre.

Bien entendu, les études nombreuses qui sont effectuées sur des petites maquettes dans des souffleries à nombre de Reynolds modestes gardent tout leur intérêt, soit pour les expérimentations de dégrossissage, soit pour obtenir les tendances essentielles, en fonction des paramètres les plus importants. Mais dans les phases ultimes du projet il est recommandé :

- de poursuivre les essais dans des souffleries à plus haut nombre de Reynolds,
- de faire des essais de l'entrée d'air intégrée au fuselage ou à la voilure, ce qui implique - puisqu'il faut conserver une taille de maquette raisonnable - des souffleries pressurisées, de grandes dimensions.

La construction de nouvelles souffleries de grandes dimensions et à haut nombre de Reynolds est actuellement envisagée dans plusieurs pays ; les essais d'entrée d'air sont un des types d'essais qui doivent être examinés pour

définir ces souffleries. Les recommandations du groupe LAWS concernant une soufflerie transsonique se résument ainsi ;

Section  $5 \times 4,2 \text{ m}^2$   
Pi max. = 6 bars  
Durée de rafale = 10 s  
Cadence par heure = 5 rafales.

Ces caractéristiques répondent au souci exposé ci-dessus de faire des essais d'entrée d'air sur des maquettes de grande taille et à un nombre de Reynolds élevé. Il y a lieu cependant de faire deux brèves remarques :

- a) L'augmentation de la pression génératrice engendre un accroissement proportionnel des efforts appliqués à la maquette. Des problèmes difficiles apparaissent alors concernant la tenue ou la déformation des maquettes, - quelles qu'elles soient - dans le vent ; le problème se complique pour les maquettes d'entrées d'air si - comme c'est souhaitable - des éléments mobiles sont motorisés de façon à réaliser le déplacement de ces éléments en cours de rafale.
- b) La durée d'un point d'essai pour une entrée d'air peut être estimée à 5 secondes ; il faut en effet considérer que la détermination de la carte de pression dans une section du canal interne exige la rotation d'un peigne. Il est par ailleurs souhaitable de faire plusieurs points d'essai par rafale de façon à détecter les tendances liées aux variations d'un paramètre. Sous cet aspect, une augmentation de la durée des rafales (par rapport à la durée de 10 secondes préconisée) présenterait un intérêt particulier quant à l'efficacité des essais d'entrée d'air.

### I.2. - Pièges à couche limite

Si l'entrée d'air est accolée au fuselage ou à la voilure, une étude de piège à couche limite est nécessaire pour trouver la solution convenable qui permet, sans accroître la traînée de façon excessive, de réaliser une alimentation satisfaisante du canal interne. Ce réglage est une condition de fonctionnement très importante, peu accessible au calcul et expérimentalement délicat. L'essai en soufflerie devrait être fait en réglant la hauteur du piège de façon telle que se trouve réalisée - à l'échelle - la disposition relative piège - couche limite existant en vol. Ceci suppose connus les profils de couche limite, en vol et en soufflerie. Une approche aussi minutieuse du problème a été réalisée pour l'avion Concorde. Une campagne d'essai a été réalisée avec 4 pitots traversant la voilure de façon à sonder les couches limites de l'intrados avec grande précision (le dispositif était capable d'une précision de 0,05 mm sur l'altitude des sondes).

De tels essais permettent le réglage précis de la hauteur du piège, en permettant de délimiter les deux zones où le fonctionnement serait défectueux :

- soit une hauteur de piège trop faible entraînant la captation par l'entrée d'air de fluide à faible énergie,
- soit une hauteur de piège trop grande entraînant un important accroissement de la traînée

et l'apparition d'un système de détente provoquant des contournements de l'air qui s'engouffre dans le piège sans améliorer pour autant les coefficients de débit et d'efficacité de l'entrée d'air.

Une autre solution, commode pour qualifier de façon quasi permanente les conditions d'alimentation de l'entrée d'air est la suivante : la maquette comporte l'entrée d'air à essayer, accolée au fuselage, indépendante, côté gauche par exemple ; sur le côté droit, un peigne mobile permet par un mouvement de rotation de sonder le plan correspondant à celui de l'entrée d'air. En particulier, les profils de couches limites sur le fuselage sont mesurés dans les conditions exactes des essais pour lesquels sont relevées les caractéristiques de l'entrée d'air. La possibilité de mettre en place, devant ce peigne, des éléments divers comme les rampes de compression externe ou le piège à couche limite, etc, et de sonder l'écoulement résultant de la mise en place de ces éléments, offre un moyen d'analyse très instructif.

### I.3. - Volume des mesures

Les essais d'entrée d'air en soufflerie sont toujours l'objet d'une acquisition de données d'un volume considérable. Il est courant de définir un coefficient de distorsion à partir de 200 à 300 mesures. Si les essais portent sur une maquette sophistiquée, fortement motorisée dans le but d'éviter l'arrêt d'essais réalisés dans une soufflerie continue, on imagine facilement que le volume des mesures devient rapidement très important.

Le dépouillement de ces mesures n'est pas particulièrement compliqué mais il présente toujours une certaine lourdeur liée à la gestion du nombre important de mesures.

En bref, les essais qui couronnent l'étude d'un projet en faisant appel à une maquette de grandes dimensions et très sophistiquée exigent des moyens d'acquisition et de dépouillement très puissants.

## II - METHODES D'ESSAIS

Les essais d'entrée d'air ont comme objectifs principaux la détermination de trois quantités :

- le coefficient de débit  $\epsilon$
- le coefficient d'efficacité  $\eta$
- le coefficient de distorsion.

Les progrès réalisés dans les moyens d'acquisition et de dépouillement ont eu une répercussion très directe sur la qualité des essais d'entrée d'air. L'investigation est plus serrée ; le contrôle immédiat en cours d'essais accélère les essais en orientant rapidement les recherches ; enfin la précision est améliorée. L'examen des méthodes utilisées permet de faire le point des possibilités actuelles couramment pratiquées et de souligner les directions dans lesquelles l'effort doit porter pour obtenir une détermination encore plus précise des paramètres recherchés.

Avec trois grilles dans les sections ABC, cette distorsion tombe à 0,002. Une fois le sondage de pressions totales  $P_{t2}$  déterminé, le peigne est enlevé de façon à ne pas détériorer l'homogénéité de l'écoulement juste en amont des tuyères de sortie. La pression est mesurée par des prises statiques périphériques du plan T à partir desquelles est obtenue la valeur de la pression génératrice.

La section D est équipée de 4 couples thermo-électriques destinés à fournir une valeur moyenne de la température de l'air avant son éjection. La figure 7 fournit une courbe d'étalonnage montrant le décalage entre l'indication d'un couple à fils tendus Chromel-Alumel et la vraie valeur à mesurer, en fonction du nombre de Mach. Il est possible de déterminer un "facteur de récupération"  $\tau$  tel que  $\Delta T = T(1-\tau) \frac{0,2 M^2}{1+0,2 M^2}$

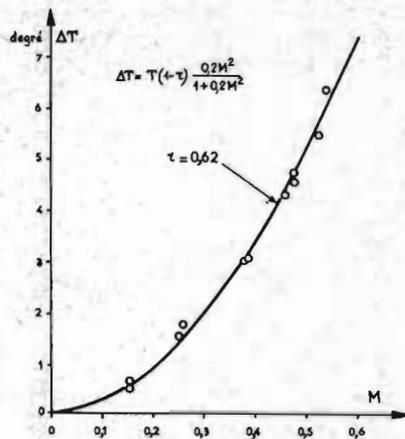


Fig 7. DÉTERMINATION DU FACTEUR  $\tau$

Il n'y a pas d'erreur significative à ignorer cet étalonnage pour les débitmètres où l'écoulement se fait à Mach = 0,05 ; par contre, si pour des raisons d'encombrement, le diamètre du débitmètre devait être réduit, l'augmentation de la vitesse de l'écoulement qui en résulterait entraînerait la nécessité d'effectuer la correction de mesure.

#### II.1.3.2.2.- Tuyères de sortie - calcul de $Q$

Les tuyères de sortie fonctionnent en col sonique. Le débit  $Q$  est alors calculé par la relation :  $Q = R(\gamma, R) \cdot \frac{P_t A_c}{\sqrt{T_t}}$

$A_c$  = section du col

$R(\gamma, R)$  = terme ne dépendant que de  $\gamma$  et  $R$ .

Ce calcul suppose trois hypothèses :

- écoulement monodimensionnel
- absence de viscosité
- gaz calorifiquement parfait.

Les coefficients correctifs à appliquer à la formule ci-dessus ont été recherchés [6] pour améliorer l'estimation du débit dans le cas de tuyère de révolution à méridienne circulaire alimentée en air sec, considéré comme un gaz réel (coefficients tenant compte de la courbure de la ligne sonique, de l'épaisseur de déplacement,

de l'effet de viriel ; chacun de ces termes entraînant une correction de l'ordre de 1 %). Ainsi, à condition d'utiliser des tuyères dont la forme appartient à une famille donnée, la mesure du débit se trouve obtenue avec une précision nettement améliorée.

#### II.1.3.3.- Remarques

1. L'inconvénient majeur de l'utilisation d'un débitmètre est son encombrement. Aussi est-on parfois amené à réduire ses dimensions, quitte à s'éloigner des conditions requises pour avoir une bonne homogénéité de l'écoulement ; cependant, même dans ces cas, la solution de mesure de  $Q$  par col sonique est souvent préférable.

La figure 8 fournit des résultats de comparaisons entre deux procédés de mesure appliqués à la maquette Concorde au 1/15. Le schéma (figure 6) montre les deux stations de mesure du débit (papillon ; tuyère) :

1/ Au niveau du papillon réglant le débit. La section est rectangulaire, sonique, et a préalablement été tarée en débit.

2/ Au niveau de la tuyère de sortie du débitmètre décrit ci-dessus.

Les courbes donnent les résultats de deux rotations pour vérifier la fidélité des mesures.

On constate que la mesure au niveau du papillon est moins bien fidèle et accuse, en régime supercritique, des fluctuations de l'ordre de 1 % alors que la mesure par débitmètre est fidèle et que l'écart par rapport à la verticale  $E = Cte$  ne dépasse pas 2 ‰.

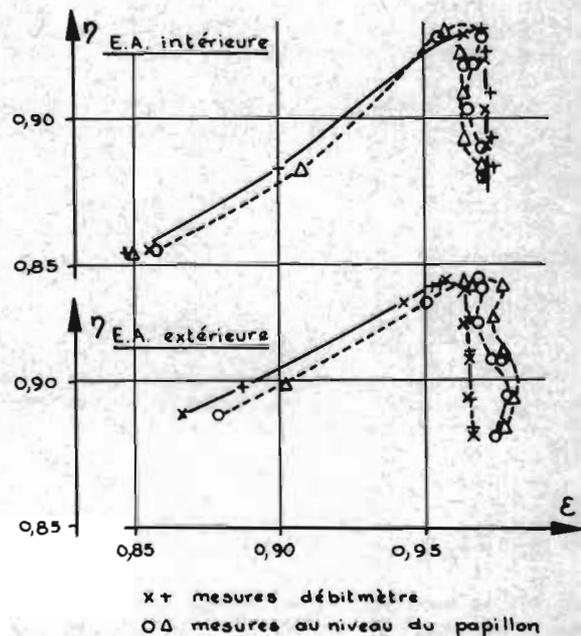


Fig.8 ESSAIS CONCORDE  $M=2,2$   $P_t=1,6$  b

2. Au cours des essais chauds du missile SCORPION mentionnés ci-dessus figure 3, la mesure retenue pour  $\epsilon$  est celle faite par la tuyère de sortie sonique. A signaler que pour les essais chauds, il est possible de réaliser des tuyères de sortie massives, présentant, en cours de rafale, une dilatation très modérée.

3. Une bonne mesure de débit suppose que la maquette soit parfaitement étanche ; cette remarque, de caractère technologique, est une évidence ; il est pourtant bon de souligner que les maquettes, complexes, doivent être conçues dans le souci de garantir l'étanchéité et de pouvoir vérifier facilement celle-ci en cours d'essai.

## II.2. - Détermination du coefficient d'efficacité et des coefficients de distorsion

Le coefficient d'efficacité est le rapport de la pression moyenne  $\overline{P_{T2}}$  dans la section explorée (section entrée compresseur ou section injection de carburant) à la pression génératrice de l'écoulement infini amont  $P_i$

$$\eta = \frac{\overline{P_{T2}}}{P_i}$$

Ce coefficient ne suffit pas à caractériser la qualité de l'alimentation du moteur ; il faut lui ajouter un (ou plusieurs) coefficients de distorsion caractérisant la distribution de l'écoulement interne, au niveau de la section considérée. Une distorsion trop grande diminue en effet les performances du moteur et peut même entraîner son extinction.

Ces coefficients sont obtenus par l'exploitation des résultats du sondage en pression effectué dans la section étudiée. La mesure de ces pressions, généralement, est faite avec une bonne précision. Concernant ces coefficients, il n'y a donc pas à proprement parler de problème de précision liée à la qualité des mesures ; les problèmes qui se posent sont soit au niveau technologique, (comment établir une carte de pression suffisamment fournie ?), soit au niveau de la définition (comment définir un coefficient rendant convenablement compte du fonctionnement du moteur en fonction du degré d'hétérogénéité de l'écoulement ?).

### II.2.1. - Détermination du coefficient d'efficacité

La détermination du coefficient d'efficacité est par définition la recherche de la valeur  $\overline{P_{T2}}$ , valeur moyenne des pressions totales  $P_{Tn}$  pondérées par la surface  $dA_n$  concernée par le point de sondage  $n$

$$\overline{P_{T2}} = \frac{1}{A} \sum_1^n P_{Tn} dA_n$$

Cette valeur moyenne sera d'autant plus précisément obtenue que la carte des pressions aura une forte densité d'informations. Avec un peigne fixe, la multiplication des prises entraîne une obstruction exagérée ; aussi la section de sondage est équipée, le plus souvent, d'un peigne mobile tournant autour de l'axe longitudinal du canal.

Les points de mesure peuvent alors être aussi serrés que l'on veut, dans le sens du mouvement de rotation. Radialement le mouvement est techniquement plus difficile à réaliser ; en fait, le sondage des couches limites au voisinage des parois n'est pas très fréquent malgré la meilleure définition du coefficient d'efficacité qui en résulterait.

La figure 9 donne un exemple de l'incertitude qui marquerait les valeurs de  $\eta$  et de  $\epsilon$  si le sondage d'une section circulaire de 110 mm de diamètre était réalisé avec un peigne fixe comprenant 20 prises de pressions totales convenablement réparties sur 4 rayons. Ce peigne placé successivement en 19 positions (rotations de 5 en 5 degrés) fournit les points portés (n° 1 à 19) sur la figure qui couvrent une plage en  $\epsilon$  de 0,05 et une plage en  $\eta$  de 0,017. Au contraire, l'ensemble des 18 points de mesure (le point 19 recoupe le point 1) définit une carte de pression, donc un  $\eta$  et un  $\epsilon$  dont la qualité (prouvée au cours d'essais de recouplement), est de l'ordre de 0,1 %.

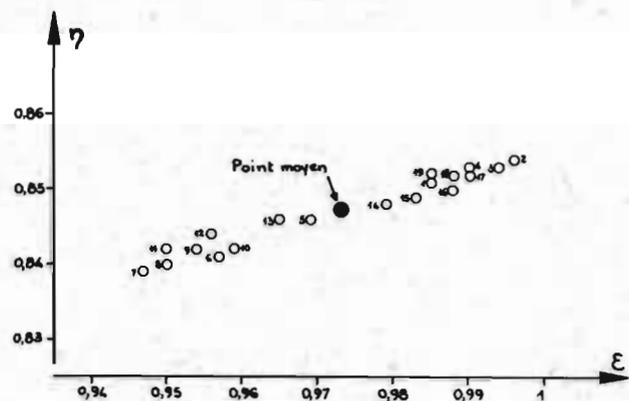


FIG 9. SONDAGE PAR 19 POSITIONS DU PEIGNE

La dispersion sur les 19 points souligne l'existence d'une distorsion ; la carte complète fournie par les  $n$  positions du peigne (ici  $n=19$ ) définit, malgré cette distorsion une valeur précise de la pression moyenne  $\overline{P_{T2}}$  donc de  $\eta$ .

### II.2.2. - Coefficients de distorsion

Les conséquences de l'hétérogénéité de l'alimentation sur les performances du moteur dépendent du moteur. La distorsion a par exemple moins d'importance pour l'alimentation d'un statoréacteur que pour l'alimentation d'un compresseur de réacteur. Aussi est-il naturel que diverses formules de coefficients de distorsion aient été proposées. Rappelons par exemple :

$\frac{\Delta P_{T2}}{\overline{P_{T2}}}$  qui utilise l'amplitude maximale des pressions totales locales  
 DC 60 qui prend en compte la valeur moyenne minimale  $\overline{P_{T2}}$  obtenue sur un secteur de 60° (soit  $P_{60 \text{ min}}$ )

$$DC 60 = \frac{\overline{P_{60 \text{ min}}} - \overline{P_{T2}}}{\frac{1}{2} e V^2}$$

$K_{D1}$ : proche du DC 60 mais qui prend en compte pour chaque couronne la plus grande valeur du secteur  $\theta^-$  concerné par des valeurs de pression totale continûment inférieure à  $\overline{P_{T2}}$

$$K_{D1} = 100 \sum_{c=1}^{c=C} \left[ \frac{\overline{P_{T2}} - P_{min}}{\overline{P_{T2}}} \cdot \theta^- \right] \tau_c$$

$K_{D2}$ : qui diffère de  $K_{D1}$  par l'application d'une pondération par le rayon des couronnes de façon à marquer l'importance des distorsions près du moyeu [7].

$$K_{D2} = 100 \frac{\sum_{c=1}^{c=C} \left[ \frac{\overline{P_{T2}} - P_{min}}{\overline{P_{T2}}} \cdot \theta^- \cdot \frac{R_{max}}{\tau_c} \right] \tau_c}{\sum_{c=1}^{c=C} \frac{R_{max}}{\tau_c}}$$

Du point de vue aérodynamique [8], la distorsion est complètement caractérisée si on connaît dans le plan entrée compresseur la distorsion de pression totale et la distorsion de la direction du vecteur vitesse. En écoulement adiabatique la distorsion de pression rend compte de la distorsion de vitesse axiale puisque les deux sont reliées par :

$$\frac{\delta V}{V} = \frac{1}{\gamma M^2} \frac{\delta \overline{P_{T2}}}{\overline{P_{T2}}}$$

Mais, il est apparu que la durée pendant laquelle était appliquée la perturbation avait une certaine importance. La détermination de l'évolution du coefficient stationnaire  $K_{D2}$  en fonction du temps a été recherchée [9], certaines relations entre la valeur critique du  $K_{D2}$  et le niveau de turbulence de pression totale ont été établies [7],[10].

Sur le plan de l'acquisition des données, les coefficients de distorsion stationnaires n'engendrent donc pas de difficultés expérimentales particulières. Par contre, ils supposent une gestion lourde des informations et influent donc sur le volume des programmes de calcul et sur les temps de dépouillement.

Les coefficients de distorsion instationnaires, au contraire, ont une incidence sur l'expérimentation car il s'agit soit de détecter à très grande cadence les cartes de pression totale, soit de rechercher à caractériser la turbulence de l'écoulement dans la section du sondage. Dans les deux cas la chaîne de mesure est plus sophistiquée (échantillonnage à grande cadence - analyse spectrale) que pour le relevé de la carte des pressions totales stationnaires.

### II.2.3. - Remarques

Des visualisations annexes sont souvent fort utiles à la compréhension des essais. Ainsi les visualisations pariétales par fluides colorés faiblement visqueux, suintant de trous judicieusement placés, dessinent les trajectoires et matérialisent les contournements sur la maquette. Certaines évolutions de distorsion sont ainsi expliquées par les changements de régime visualisés de cette façon. La striescopie permet d'examiner le dessin des chocs à l'entrée en liaison avec les évolutions des coefficients mesurés.

### II.3. - Acquisition et traitement

Les essais d'entrée d'air nécessitent un nombre important de mesures ; il s'agit d'essais volumineux et coûteux.

Rappelons - sans y insister - que les progrès technologiques des matériels d'instrumentation ont permis un développement prononcé de ce type d'essai. La miniaturisation des équipements (capteurs à bande passante élevée, commutateurs de pression) a autorisé une extension du nombre des prises de pression. Des cadences d'acquisition rapides ont permis de mieux étudier certains phénomènes et d'accélérer la réalisation des essais.

Plus récemment l'effort a porté sur le dépouillement et le contrôle rapides des essais. Il s'agit en effet d'acquérir - donc ensuite dépouiller, exploiter et stocker - seuls les points de mesure qui présentent de l'intérêt. La chaîne de mesure doit présenter les possibilités suivantes :

- grande cadence d'échantillonnage et souplesse de l'acquisition par une possibilité de gestion de celle-ci ;
- possibilité de pilotage de l'essai,
- possibilité de contrôle de l'essai par un retour sur le lieu d'essai, des résultats en temps quasi réel.

La présentation ci-dessous (fig. 10) du schéma des chaînes de mesure mises en place en 1973 au centre ONERA de Modane-Avrieux permet de dégager l'accroissement d'efficacité apporté à la réalisation des essais.

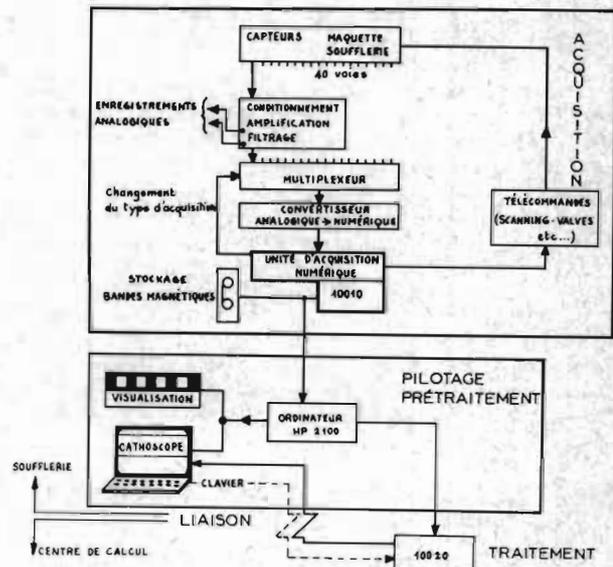


Fig. 10 SCHÉMA SYNOPTIQUE DE LA CHAÎNE DE MESURE (S2MA.ONERA)

### II.3.1.- Gestion de l'acquisition

La mise en place d'une unité d'acquisition numérique comportant un ordinateur (10.010) offre une souplesse de gestion de l'acquisition permettant les interventions suivantes :

- une fois câblée la totalité des capteurs sur le multiplexeur, l'acquisition des mesures est commandée par un programme préalablement introduit dans les mémoires du 10.010. Vouloir passer d'un type d'acquisition à un autre demande uniquement la rédaction d'un nouveau programme d'acquisition introduit dans la chaîne par bande perforée.
- action sur les télécommandes. Par un système de marges de valeurs maximales minimales, il est possible de faire, au niveau du 10.010, des tests de comparaison qui interviennent automatiquement sur les télécommandes. (Par exemple: stopper automatiquement une évolution en incidence). Ajoutons que le stockage sur bande magnétique autorise des cadences d'échantillonnage rapide qui permettent - lors d'un mouvement de peigne par exemple - de considérer toutes les acquisitions comme synchrones (échantillonnage à 16.000/s).

### II.3.2.- Pilotage et prétraitement

Les mesures prises en compte par la chaîne d'acquisition peuvent l'être également par un ordinateur (HP 2100) de prétraitement. Ce dispositif permet de piloter l'essai efficacement. L'exemple suivant illustre la méthode employée : prenons le cas d'un essai d'entrée d'air qui doit être effectué pour un rapport fixé d'une pression maquette rapportée à la pression génératrice :

$P_1 / P_0 = \text{constante}$ . L'appel au niveau de l'ordinateur 10010 du programme d'acquisition des signaux des capsules ( $\sigma P_1, \sigma P_0$ ) déclenche, avec la récurrence désirée, la fourniture de ces données à l'ordinateur HP 2100. Cet ordinateur muni du programme adéquat, calcule le rapport et le transcrit sur cathoscope, sans conserver trace de ces acquisitions. L'opérateur agit sur l'obstructeur et quand la valeur convenable est atteinte, appelle l'autre programme d'acquisition pour enregistrement du point d'essai. Cette possibilité évite de multiplier les points, et de faire à posteriori des calculs d'interpolation. Ce même ordinateur est également l'élément qui gère la fourniture des données fournies, en liaison directe, à l'ordinateur 10020 du centre de calcul. Quand a été décidé de réaliser certaines mesures à grande cadence pour n'exploiter que leurs moyennes, dans le calcul final, le 2100 réalise ces moyennes, évitant ainsi l'encombrement des mémoires de l'ordinateur central 10020.

### II.3.3.- Liaison directe soufflerie - centre de calcul

L'acquisition est en liaison directe avec l'ordinateur central 10020 dans le but d'obtenir, en temps quasi réel, les résultats des calculs définitifs sur le cathoscope disposé dans la soufflerie. Un dialogue cathoscope-10020, par clavier, est possible dans le but de gérer la restitution des résultats (demande de résultats numériques, demande de courbes, changement

d'échelle, appel de configurations antérieures, etc...). Ce moyen de contrôle accroît énormément l'efficacité des essais en permettant en particulier l'abandon de configurations inintéressantes.

### ANNEXE I

#### EVOLUTION DE $\gamma$ EN FONCTION DE LA TEMPERATURE

Au-delà de certaines valeurs de pression et/ ou de température, les évolutions des variables d'état de l'air ne suivent plus les lois simples habituellement utilisées (loi de Mariotte,  $\gamma$  constant).

Les références [3] et [4] fournissent la formulation de  $\gamma$  dans le cas général, et la relation plus simple ci-dessous, valable quand la loi de Mariotte est encore applicable et que les phénomènes de dissociation ne se manifestent pas sensiblement (température inférieure à 2500°K), pour l'air

$$\gamma = 1 + \frac{\gamma \text{ perf} - 1}{1 + (\gamma \text{ perf} - 1) \left[ \left( \frac{\theta}{T} \right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} \right]}$$

$$\gamma \text{ perf} = 1,4 \quad \theta = 3056 \text{ }^\circ\text{K}$$

La fonction dérivée  $\frac{d\gamma}{dT}$  s'écrit :

$$\frac{d\gamma}{dT} = \frac{0,16 \left( \frac{\theta}{T} \right)^2 e^{\theta/T} [e^{\theta/T} - 1]}{\left[ (e^{\theta/T} - 1)^2 + 0,4 \left( \frac{\theta}{T} \right)^2 e^{\theta/T} \right]^2} \left[ e^{\theta/T} \left( 2 - \frac{\theta}{T} \right) - \frac{\theta}{T} - 2 \right] \frac{1}{T}$$

Le tableau ci-dessous fournit quelques valeurs numériques. Les courbes  $\gamma(T)$  et  $\frac{d\gamma}{dT}(T)$  sont tracées figure 11.

T <sub>0K</sub>	$\gamma$	$\frac{d\gamma}{dT} \cdot 10^6$	T	$\gamma$	$\frac{d\gamma}{dT} \cdot 10^6$	T	$\gamma$	$\frac{d\gamma}{dT} \cdot 10^6$
300	1,3994	-17	900	1,3432	-88	1500	1,3110	-30
400	1,3956	-62	1000	1,3351	-74	1600	1,3082	-25
500	1,3871	-103	1100	1,3284	-61	1700	1,3059	-22
600	1,3758	-120	1200	1,3228	-51	1800	1,3036	-19
700	1,3638	-116	1300	1,3181	-42	1900	1,3021	-16
800	1,3528	-104	1400	1,3142	-35	2000	1,3006	-14

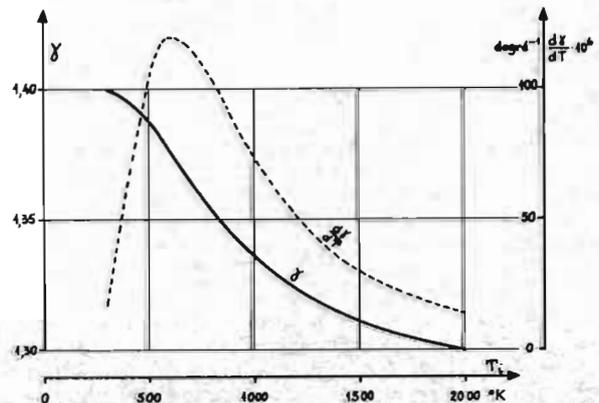


Fig. 11. VARIATION DE  $\gamma$  EN FONCTION DE  $T_i$ . [1-44] [4]

Dans l'expression de  $\epsilon = \frac{Q}{\rho V A_1}$

ou  $\rho V = \frac{P_c}{\sqrt{RT_c}} \frac{1}{\Sigma(M)} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1+\gamma}{2(\gamma-1)}}$

apparaît la fonction

$$\Sigma(M) = \frac{1}{M} \left( \frac{2}{\gamma+1} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Dans l'hypothèse où seul M évolue, on a

$$\frac{\Delta \epsilon}{\epsilon} = \frac{\Delta \Sigma}{\Sigma} = \left[ \frac{M^2-1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right] \frac{\Delta M}{M}$$

A partir de cette expression de  $\frac{\Delta \epsilon}{\epsilon}$ , la figure 12 ci-dessous (fourmit/ dans le plan M, ΔM, les courbes définissant les frontières  $\frac{\Delta \epsilon}{\epsilon} = 0,5\%$  puis 1 % puis 2 %.

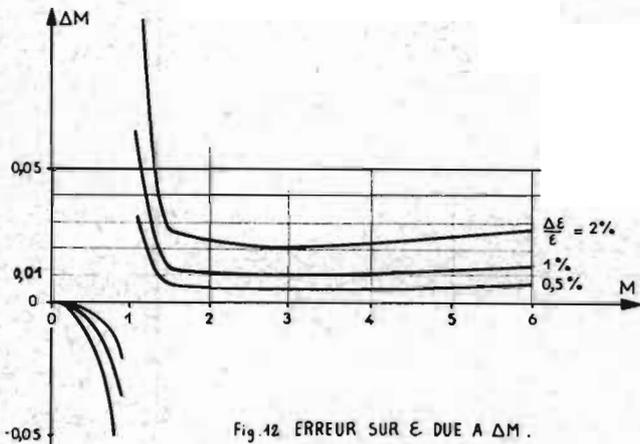


Fig. 12 ERREUR SUR  $\epsilon$  DUE A  $\Delta M$ .

CONCLUSION

L'analyse de l'influence des erreurs de mesure des diverses grandeurs qui interviennent dans la détermination de  $\epsilon$  a permis de dégager les directions dans lesquelles doit être recherchée une amélioration des résultats expérimentaux ; en particulier dans les souffleries à air chaud (jusqu'à 2000°K) l'erreur sur la température génératrice intervient directement et de plusieurs façons - le caractère non adiabatique de l'écoulement à l'intérieur des maquettes étant une autre source de difficultés.

La mise à la disposition des expérimentateurs de chaînes de mesure et de moyens de calcul de haut potentiel entraîne un gain appréciable de l'efficacité des essais. La souplesse dans l'acquisition et l'obtention sur le site des résultats essentiels en temps réel, évitent l'accumulation de points de mesure sans intérêt et allègent ainsi le volume et le prix des essais.

REFERENCES

1. J. Leynaert et B. Masure : "Quelques problèmes d'expérimentation de prises d'air et de sorties de réacteurs". A.F.I.T.A.E. 2ème Colloque d'aérodynamique appliquée Toulouse - 8 et 9 novembre 1965.
2. H.C. Kerr : "Mach number tables (gamma = 1,4) with correction factors for real air". General Dynamics Daingerfield. Texas, AD 624.598-9/4/1964.
3. A.J. Eggers, Jr : "One dimensional flows of an imperfect diatomic gas". NACA report 959 - 1950.
4. Ames Research Staff : "Equations, tables, and charts for compressible flow". NACA Report 1135 - 1953.
5. P. Carrière : "Aérodynamique interne des réacteurs. Première partie : prises d'air". Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique. 1966.
6. B. Masure : "Etude de la précision des mesures de débit gazeux par la méthode du col sonique". ATMA. Paris 6 - 10 mai 1968.
7. E.A. Van Deusen and V.R. Mardoc : "Distorsion and turbulence interaction, a method for evaluating engine/inlet compatibility". AIAA Paper n° 70.632 - 1970.
8. P. Carrière : "Aperçu de quelques problèmes actuels posés par les prises d'air supersoniques". AAAF Marseille 19 - 23 juin 1972.
9. D.N. Bowditch, R.E. Coltrin, B.W. Sanders, N.E. Sorensen and J.F. Wasserbauer : "Supersonic cruise inlets". NASA SP 259 - chap. IX 1970.
10. D.R. Bellman, F.W. Burcham and N.V. Taillon : "Techniques for the evaluation of air - breathing propulsion systems in full - scale flight". dans "Flight Test Techniques" AGARD Conf. Proceed. n° CP-85 (1972)

DISCUSSION

G. Kappler (Motoren- und Turbinen-Union, Munich, Germany): 1. You showed a rake for your measurements which rotates and also pointed out that data acquisition becomes a problem considering the great amount of experimental data recorded. Now, to reduce this you certainly have reduced your data recording instant to certain positions. How many positions do you consider necessary for representative data acquisition?

2. Have you done dynamic pressure measurements, and in particular how do you deal with recorded dynamic pressure data?

J. Laverre: 1. It is very usual to begin an air intake test by a survey of the tested configuration, where a smaller quantity of informations are recorded. For instance in a circular duct, we explore

10 diameters. The results of this survey, instantaneously known on cathoscope, give the possibility to record full points (38 diameters) only for the interesting part of the curve.

2. Instantaneous distortion measurements have been found useful to predict the engine intake compatibility when the pressure fluctuations are large. (Higher than 5% for instance). Such high pressure fluctuations are not usual, except in buzz, but in this case, the mean distortion is usually sufficiently high to be unacceptable by the engine. So in our wind tunnels, until now, we have checked the method with only a few transducers and used the magnetic tape to obtain spectral analysis of the data. But, for industrial tests, we have not carried out these measurements intensively, because they have not been required by airplane manufacturers. Numerous tests - such as Concorde intakes tests - were realised with measurements of pressure fluctuations; these have been found small in the whole domain of manoeuvre and instantaneous distortion measurements have not been required.