

RAPPORT 346

**ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD
GROUPE CONSULTATIF POUR LA RECHERCHE ET LA REALISATION AERONAUTIQUES**

**MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES
EN SOUFFLERIE ET EN VOL**

Première Partie

RECHERCHES EN SOUFFLERIE

par

M. Scherer

Deuxième Partie

**DETERMINATION EN VOL DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES
D'UN AVION PAR L'ETUDE DE SA REPOSE EN FREQUENCE**

par

P. Mathé

Ce rapport fait partie de la série 334-374 inclus, comportant les communications, avec discussion, présentées à l'occasion de la réunion de spécialistes AGARD tenue du 10 à 14 avril 1961 au Centre de Formation pour l'Aérodynamique Expérimentale, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, sous l'égide des Groupes de Travail AGARD 'Dynamique des Fluides' et 'Mécanique du Vol' et ayant pour thème 'Stabilité et Contrôle'

SOMMAIRE

La première partie de cette communication, qui a trait aux recherches en soufflerie sur les dérivées aérodynamiques, apporte un complément aux études de synthèse précédentes par un examen critique des méthodes et moyens de mesure couramment utilisés à l'heure actuelle. Quelques progrès sont exposés et quelques résultats qu'ils ont permis d'obtenir sont présentés. La seconde partie est consacrée aux expériences en vol entreprises par un constructeur français à l'occasion de la mise au point d'appareils prototypes.

SUMMARY

The first part of this report, which concerns wind tunnel research on aerodynamic derivatives, amplifies previous overall studies by examining critically the methods and facilities generally used at the present time for such work. Some progress is reported and some results thus made possible are presented. The second part is devoted to flight tests undertaken by a French firm after development of prototype apparatus.

533.6.013.417

3b8b1
3c6d2b

<p>AGARD Rapport 346 Organisation du Traité de l'Atlantique Nord, Groupe Consultatif pour la Recherche et la Réalisation Aéronautiques MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES EN SOUFFLERIE ET EN VOL M. Scherer et P. Mathé 1961 38 pages y compris 15 réf., 19 fig; avec annexe, discussion et bibliographie des communications présentées à la Réunion ayant eu pour thème 'Stabilité et Contrôle'</p> <p>La première partie de cette communication, qui a trait aux recherches en soufflerie sur les dérivées aérodynamiques, apporte un complément aux études</p> <p>P.T.O.</p>	<p>533.6.013.417</p> <p>3b8b1 3c6d2b</p>	<p>AGARD Rapport 346 Organisation du Traité de l'Atlantique Nord, Groupe Consultatif pour la Recherche et la Réalisation Aéronautiques MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES EN SOUFFLERIE ET EN VOL M. Scherer et P. Mathé 1961 38 pages y compris 15 réf., 19 fig; avec annexe, discussion et bibliographie des communications présentées à la Réunion ayant eu pour thème 'Stabilité et Contrôle'</p> <p>La première partie de cette communication, qui a trait aux recherches en soufflerie sur les dérivées aérodynamiques, apporte un complément aux études</p> <p>P.T.O.</p>	<p>533.6.013.417</p> <p>3b8b1 3c6d2b</p>
<p>AGARD Rapport 346 Organisation du Traité de l'Atlantique Nord, Groupe Consultatif pour la Recherche et la Réalisation Aéronautiques MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES EN SOUFFLERIE ET EN VOL M. Scherer et P. Mathé 1961 38 pages y compris 15 réf., 19 fig; avec annexe, discussion et bibliographie des communications présentées à la Réunion ayant eu pour thème 'Stabilité et Contrôle'</p> <p>La première partie de cette communication, qui a trait aux recherches en soufflerie sur les dérivées aérodynamiques, apporte un complément aux études</p> <p>P.T.O.</p>	<p>533.6.013.417</p> <p>3b8b1 3c6d2b</p>	<p>AGARD Rapport 346 Organisation du Traité de l'Atlantique Nord, Groupe Consultatif pour la Recherche et la Réalisation Aéronautiques MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES EN SOUFFLERIE ET EN VOL M. Scherer et P. Mathé 1961 38 pages y compris 15 réf., 19 fig; avec annexe, discussion et bibliographie des communications présentées à la Réunion ayant eu pour thème 'Stabilité et Contrôle'</p> <p>La première partie de cette communication, qui a trait aux recherches en soufflerie sur les dérivées aérodynamiques, apporte un complément aux études</p> <p>P.T.O.</p>	<p>533.6.013.417</p> <p>3b8b1 3c6d2b</p>

de synthèse précédentes par un examen critique des méthodes et moyens de mesure couramment utilisés à l'heure actuelle. Quelques progrès sont exposés et quelques résultats qu'ils ont permis d'obtenir sont présentés. La seconde partie est consacrée aux expériences en vol entreprises par un constructeur français à l'occasion de la mise au point d'appareils prototypes.

Ce rapport fait partie de la série 334-374 inclus, comportant les communications, avec discussion, présentées à l'occasion de la réunion de spécialistes AGARD tenue du 10 à 14 avril 1961 au Centre de Formation pour l'Aérodynamique Expérimentale, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, sous l'égide des Groupes de Travail AGARD 'Dynamique des Fluides' et 'Mécanique du Vol' et ayant pour thème 'Stabilité et Contrôle'

de synthèse précédentes par un examen critique des méthodes et moyens de mesure couramment utilisés à l'heure actuelle. Quelques progrès sont exposés et quelques résultats qu'ils ont permis d'obtenir sont présentés. La seconde partie est consacrée aux expériences en vol entreprises par un constructeur français à l'occasion de la mise au point d'appareils prototypes.

Ce rapport fait partie de la série 334-374 inclus, comportant les communications, avec discussion, présentées à l'occasion de la réunion de spécialistes AGARD tenue du 10 à 14 avril 1961 au Centre de Formation pour l'Aérodynamique Expérimentale, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, sous l'égide des Groupes de Travail AGARD 'Dynamique des Fluides' et 'Mécanique du Vol' et ayant pour thème 'Stabilité et Contrôle'

de synthèse précédentes par un examen critique des méthodes et moyens de mesure couramment utilisés à l'heure actuelle. Quelques progrès sont exposés et quelques résultats qu'ils ont permis d'obtenir sont présentés. La seconde partie est consacrée aux expériences en vol entreprises par un constructeur français à l'occasion de la mise au point d'appareils prototypes.

Ce rapport fait partie de la série 334-374 inclus, comportant les communications, avec discussion, présentées à l'occasion de la réunion de spécialistes AGARD tenue du 10 à 14 avril 1961 au Centre de Formation pour l'Aérodynamique Expérimentale, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, sous l'égide des Groupes de Travail AGARD 'Dynamique des Fluides' et 'Mécanique du Vol' et ayant pour thème 'Stabilité et Contrôle'

de synthèse précédentes par un examen critique des méthodes et moyens de mesure couramment utilisés à l'heure actuelle. Quelques progrès sont exposés et quelques résultats qu'ils ont permis d'obtenir sont présentés. La seconde partie est consacrée aux expériences en vol entreprises par un constructeur français à l'occasion de la mise au point d'appareils prototypes.

Ce rapport fait partie de la série 334-374 inclus, comportant les communications, avec discussion, présentées à l'occasion de la réunion de spécialistes AGARD tenue du 10 à 14 avril 1961 au Centre de Formation pour l'Aérodynamique Expérimentale, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, sous l'égide des Groupes de Travail AGARD 'Dynamique des Fluides' et 'Mécanique du Vol' et ayant pour thème 'Stabilité et Contrôle'

DISTRIBUTION

Copies of AGARD publications may be obtained in the various countries at the addresses given below.

On peut se procurer des exemplaires des publications de l'AGARD aux adresses suivantes.

BELGIUM BELGIQUE	Centre National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques 11, rue d'Egmont, Bruxelles
CANADA	Director of Scientific Information Service Defense Research Board Department of National Defense 'A' Building, Ottawa, Ontario
DENMARK DANEMARK	Military Research Board Defense Staff Kastellet, Copenhagen Ø
FRANCE	O.N.E.R.A. (Direction) 25, Avenue de la Division Leclerc Châtillon-sous-Bagneux (Seine)
GERMANY ALLEMAGNE	Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt Zentralstelle der Luftfahrtokumentation Munche 64, Flughafen Attn: Dr. H.J. Rautenberg
GREECE GRECE	Greek National Defense General Staff B. MEO Athens
ICELAND ISLANDE	Director of Aviation c/o Flugrad Reykjavik
ITALY ITALIE	Centro Consultivo Studi e Ricerche Ministero Difesa-Aeronautica Via dei Pontefici 3 Roma
LUXEMBURG LUXEMBOURG	Obtainable through Belgium
NETHERLANDS PAYS BAS	Netherlands Delegation to AGARD Michiel de Ruyterweg 10 Delft

NORWAY NORVEGE	Mr. O. Blichner Norwegian Defence Research Establishment Kjeller per Lilleström
PORTUGAL	Col. J.A. de Almeida Viama (Delegado Nacional do 'AGARD') Direcção do Serviço de Material da F.A. Rua da Escola Politecnica, 42 Lisboa
TURKEY TURQUIE	Ministry of National Defence Ankara Attn. AGARD National Delegate
UNITED KINGDOM ROYAUME UNI	Ministry of Aviation T.I.L., Room 009A First Avenue House High Holborn London W.C.1
UNITED STATES ETATS UNIS	National Aeronautics and Space Administration (NASA) 1520 H Street, N.W. Washington 25, D.C.



*Prepared by Technical Editing and Reproduction Ltd
95 Great Portland St. London, W.1.*

AGL (1) 6-62-1M-89683

TABLE DES MATIERES

	Page
SOMMAIRE	ii
LISTE DES FIGURES	iv
INTRODUCTION	v
1. PREMIERE PARTIE: RECHERCHES EN SOUFFLERIE	1
1.1 GENERALITES	1
1.2 ROTATION UNIFORME	2
1.3 OSCILLATIONS LIBRES	4
1.4 OSCILLATIONS ENTRETENUES	5
1.5 OSCILLATIONS FORCEES	5
1.6 REMARQUES	8
2. DEUXIEME PARTIE: DETERMINATION EN VOL DES COEFFICIENTS <u>AERODYNAMIQUES D'UN AVION PAR L'ETUDE</u> <u>DE SA REPOSE EN FREQUENCE</u>	11
2.1 GENERALITES	11
2.2 ETUDE DE LA REPOSE EN FREQUENCE - EXPOSE DE LA METHODE	11
2.3 REALISATION DES ESSAIS	14
2.4 DISCUSSION DE LA METHODE - PRECISION	16
CONCLUSION	17
BIBLIOGRAPHIE	18
FIGURES	20
ANNEXE A LA PREMIERE PARTIE: Théorie de la Méthode de Mesure en Soufflerie par Oscillations Forcées	A-1
DISCUSSION	B-1
APPENDICE: Liste Intégrale des Rapports de la Série 334-374	
DISTRIBUTION	

LISTE DES FIGURES

Première Partie

	Page
Fig.1 Exemple de grandeurs mesurées en rotation uniforme de roulis	20
Fig.2 Mesure et contrôle de la vitesse de rotation	21
Fig.3 Mesure de la dérivée C_{n_p}	22
Fig.4 Schéma d'un montage en oscillations libres et entretenues Extrait du rapport AGARD 220 de R. Dat	23
Fig.5 Schéma du montage en oscillations libres de la grande soufflerie de l'O.N.E.R.A. à Modane	24
Fig.6 Schéma d'une balance de tangage-lacet en oscillations entretenues	25
Fig.7 Principe de la mesure par jauges extensométriques	26
Fig.8 Diagramme de fonctionnement	27
Fig.9 Représentation vectorielle du mouvement et des efforts	28
Fig.10 Correction de l'erreur de phase au réglage en quadrature	29
Fig.11 Représentation vectorielle de la déformation du dard dynamométrique	30
Fig.12 Proportions et dispersion des résultats en phases	31
Fig.13 Dispersion des résultats $C_{m_{q_1}}$	32
Fig.14 Trièdres de référence, notations	33
Fig.15 Schéma de la déformation du dard - Notations - Equations (Annexe)	34

Deuxième Partie

Fig.16 Exemple d'enregistrements relevés en vol	35
Fig.17 Fonction de transfert, r_1/δ	36
Fig.18 Comparaison vol-soufflerie C_{l_p} , C_{n_p}	37
Fig.19 Comparaison vol-soufflerie $C_{m_{q_1}}$	38

MESURE DES DERIVEES AERODYNAMIQUES EN SOUFFLERIE ET EN VOL

INTRODUCTION

Nous nous proposons de donner un aperçu de l'état des techniques de mesure des dérivées aérodynamiques en soufflerie et en vol et de justifier par la comparaison des quelques résultats disponibles la confiance à leur accorder, dans le domaine des vitesses soniques et supersoniques.

La première partie traitera des méthodes expérimentales en soufflerie de dimensions modestes qui, avec l'aide de la théorie doivent fournir, dès l'avant-projet, les données aérodynamiques nécessaires à la discussion de la stabilité et de la manoeuvre.

Mais, malgré les progrès récemment accomplis dans les techniques de calcul ou de mesure en soufflerie, de nombreux problèmes subsistent, en particulier dans le domaine transsonique.

Le constructeur est donc conduit à entreprendre, a posteriori, sur l'appareil prototype, la mesure en vol des coefficients aérodynamiques en vue de confirmer ou même de compléter les résultats qu'il a pu obtenir au cours de l'étude du projet.

La seconde partie de cet exposé sera consacrée à ce deuxième aspect de la question.

PREMIERE PARTIE

RECHERCHES EN SOUFLERIE

M. Scherer*

1.1 GENERALITES

M. Maurice Roy dans une conférence faite en 1954 a montré les possibilités d'application des théories classiques sur la stabilité aux recherches expérimentales de mécanique du vol¹. Plusieurs suggestions y sont exprimées; elles ont servi de base aux recherches entreprises à l'O.N.E.R.A.

Lee Arnold dans un AGARDograph² paru en 1955, expose les principes et donne les descriptions des principales installations réalisées par les organismes de recherche aéronautique des nations membres de l'AGARD.

Dans une publication plus récente, rédigée en 1959 à l'occasion d'une séance de travail du Comité des Souffleries de l'AGARD à Marseille³, Orlick-Rückemann classe de façon complète les différentes méthodes. Sa publication contient en outre 20 pages de références bibliographiques la plupart postérieures à 1950, ce qui montre bien l'ampleur des travaux auxquels ont donné lieu ces recherches au cours de ces dernières années.

Cependant, en s'appuyant sur ces études de synthèse, il suffira d'un tour d'horizon rapide pour faire à nouveau le point de l'état des connaissances sur ce sujet.

D'une manière générale, les principales difficultés rencontrées au cours de la mise au point des installations basées sur les différentes méthodes ont pu être surmontées, grâce, en grande partie, aux progrès intervenus dans les techniques électroniques.

Ces installations sont actuellement en service courant dans les souffleries subsoniques et supersoniques et les efforts s'orientent maintenant vers l'accroissement de leur rentabilité; les mesures en hypersonique qui viennent seulement d'être abordées, bénéficieront de l'expérience déjà acquise.

Dans ce qui suit les techniques expérimentales, classées par méthode d'essai, seront examinées dans l'ordre habituel: rotation uniforme, oscillations libres, oscillations forcées, oscillations entretenues.

* Chef de Subdivision de Recherches, O.N.E.R.A., 25 Avenue de la Division Leclerc, Châtillon-sous-Bagneux, Seine, France

1.2 ROTATION UNIFORME

C'est le procédé le plus ancien et aussi le plus commode pour la mesure des dérivées par rapport à la vitesse angulaire d'axe parallèle au vent. Il se présente sous deux aspects: rotation forcée ou rotation libre.

1.2.1 Dans le cas de la *rotation forcée*, la dérivée directe d'amortissement de roulis, exprimée par le coefficient C_{lp} , est déterminée par la pente de la courbe des moments de roulis tracée en fonction de la vitesse de rotation.

Cette courbe se présente le plus généralement sous forme d'une droite, condition indispensable pour obtenir des mesures précises par cette méthode.

Les mesures de moment, faites en soufflerie en maintenant constantes la vitesse de l'écoulement et la vitesse de rotation de la maquette sont de nature stationnaire; elles sont relevées au moyen des instruments de mesure courants de la soufflerie. Il est donc possible, dans de nombreuses souffleries, de les enregistrer sur état imprimé et bande perforée en vue d'une réduction automatique des données.

Il est intéressant de rappeler brièvement les principes de disposition des balances (Fig.1):

- (1) La mesure de la réaction d'appui a été adoptée à l'O.N.E.R.A. par M. Bismut⁴ pour la première balance mise en 1950. La maquette est entraînée par un moteur électrique dont le bâti support, monté sur deux roulements, est bridé par un dynamomètre à jauges résistances.
- (2) La mesure directe du moment sur l'arbre tournant adoptée sur deux installations du NASA l'une par Brown et Heinke⁵ et l'autre par Wiggins⁶.

Un montage à l'échelle de la première installation a été réalisé récemment à l'O.N.E.R.A. en utilisant un dard de dimensions normalisées. Ce montage est adapté à une dimension de veine de $0,3 \times 0,3 \text{ m}^2$.

Le dynamomètre est à jauges résistances, les courants d'alimentation et de mesure passent par des contacts glissants.

Avec la première disposition, il faut s'assurer que le moment parasite dû aux frottements sur les roulements du banc-balance ne représente qu'une fraction négligeable du moment cherché; avec la seconde disposition il faut vérifier que les contacts glissants ne perturbent pas la mesure et que l'axe de mesure coïncide exactement avec l'axe de rotation.

L'expérience montre que les résultats fournis par les deux dispositifs sont équivalents.

Ces balances conviennent parfaitement aux mesures sur des maquettes de missiles dans les souffleries transsoniques et supersoniques de petites dimensions.

Les moments à mesurer sont très petits et il est indispensable d'assurer une parfaite stabilité de la vitesse de rotation, sous peine d'introduire dans les mesures des efforts d'inertie dus aux accélérations angulaires.

Le dispositif, très simple, présenté ci-dessous, imaginé à l'ONERA par M. d'Humières, donne de façon aisée la valeur de la vitesse avec une grande précision et permet simultanément le contrôle permanent à vue de sa stabilité: le signal d'un générateur étalonné est immobilisé sur l'écran d'un oscilloscope bicourbe, dont la seconde voie est attaquée par un lancetop branché sur l'arbre tournant. La vitesse est stabilisée et réglée à la valeur fixée lorsque les deux signaux apparaissent immobiles sur l'écran. Le moindre écart de réglage entraîne le déplacement d'une image par rapport à l'autre (Fig.2).

1.2.2 Les mesures des *dérivées croisées du moment de lacet* C_{n_p} et de la force de dérive C_{y_p} , peuvent également être déduites des essais en rotation uniforme. L'emploi de deux dynamomètres tournants liés à l'arbre paraît ici le mieux indiqué (Fig.3).

Les grandeurs à mesurer sont très petites; dans le cas des maquettes usuelles d'avions, elles dépassent rarement la dixième partie du moment de roulis. Aussi les dissymétries dans la répartition des masses et dans les formes des maquettes, dont l'importance relative est majorée sur les maquettes à petite échelle, conduisent à des efforts parasites qui sont de l'ordre des grandeurs à mesurer. Mais la valeur de ces perturbations étant indépendante du sens de rotation, il est possible d'en éliminer la plus grande partie en faisant tourner la maquette dans un sens, puis dans l'autre. Une légère correction reste cependant nécessaire pour tenir compte des valeurs parasites résiduelles provenant de la déformation du dard.

Les données en seront fournies par:

- (a) Des mesures de déformation du dard sous des charges statiques;
- (b) La dérivée de position C_{n_j} du moment de lacet par rapport à l'angle de dérapage;
- (c) Un essai sans vent avec la balance en rotation uniforme qui donnera la valeur du balourd;
- (d) Les valeurs des moments et forces relevées au cours des essais avec vent qui permettent de calculer la déformation.

Une correction supplémentaire peut provenir d'un défaut éventuel de perpendicularité entre l'axe de mesure et l'axe de rotation. Son importance est due aux différences des ordres de grandeur, déjà signalées, entre les moments de roulis et de lacet. Cette correction peut être déduite d'un étalonnage statique.

La méthode de rotation uniforme forcée, facile à mettre en oeuvre, ne s'applique malheureusement de façon pratique que si l'angle d'incidence est voisin de zéro.

Elle semble difficile à utiliser dans les souffleries à rafales.

1.2.3 Rotation Libre

Le second aspect de la méthode ne sera rappelé ici que pour mémoire. La mesure de la vitesse de rotation d'une maquette rendue dissymétrique, fournit une relation reliant l'effet de la dissymétrie au moment d'amortissement dû à la rotation.

Un moyen simple de mesurer cette vitesse consiste à utiliser une cellule photo-électrique dont l'éclairage est masqué de façon périodique par la voilure ou les empennages en rotation et à utiliser ce signal suivant la même méthode que celle du Section 1.2.1 (in fine).

1.3 OSCILLATIONS LIBRES

Cette méthode, aussi ancienne que la précédente, est pratiquement abandonnée dans le domaine incompressible. Par contre, elle est l'objet de nombreuses applications en transsonique et supersonique, principalement en vue de la détermination des coefficients d'influence aérodynamique intervenant dans le flottement des structures. Un rapport de R. Dat de l'O.N.E.R.A. a été publié sur cette question en 1958 (Fig.4)⁷.

Les maquettes, souvent du type à la paroi, sont montées sur une suspension ne comportant que des liaisons élastiques à un seul degré de liberté fortement encastées. Les modules de rigidité de ces liaisons sont élevés, ils permettent d'obtenir des fréquences réduites importantes avec de faibles amortissements de structure.

Les fréquences sont mesurées avec une grande précision par des compteurs d'impulsions, ce qui rend possible la détermination des rappels aérodynamiques généralement petits par rapport à la rigidité de la suspension.

La mesure du décrément est faite couramment d'après les enregistrements graphiques des oscillations, obtenus souvent après filtrage à partir de l'enregistrement d'origine sur bande magnétique.

Mais il existe aussi des appareils automatiques tel le 'dampomètre' d'Olson et Orlik-Rückemann déjà ancien (1954) et l'appareillage réalisé récemment par Bratt et Wight du N.P.L. qui comprend des portes électroniques et un intégrateur analogique. L'oscillation à analyser est enregistrée sur bande magnétique. L'appareil permet la mesure de l'amortissement sur un nombre d'oscillations choisi à l'avance dans une zone quelconque de la bande enregistrée.

1.3.1 Parmi les équipements en oscillations libres récemment mis en service, des réalisations à des échelles très différentes peuvent être citées:

- (1) Dans la soufflerie à rafales de 0,75 m x 0,4 m (30 in. x 16 in.) du N.A.E. une balance d'amortissement de roulis de L.T. Conlin et K.J. Orlik-Rückemann⁸.
- (2) Dans la Grande Soufflerie transsonique de 8 m de diamètre de l'ONERA à Modane-Avrieux, un montage de mesure (Fig.5) de l'amortissement autour des trois axes où chaque degré de liberté autour de chacun des axes est libéré successivement. Le poids des maquettes essayées peut atteindre une tonne; or à cette échelle, il est très difficile de supprimer complètement les jeux et les frottements de la suspension. M. Vaucheret a montré, dans une étude théorique non publiée, qu'il était possible de corriger leur effet de façon simple à condition que les amplitudes soient au moins cinq fois supérieures aux jeux. Si cette condition est remplie:
 - (a) La pente de l'enveloppe des maxima d'élongation est la même que celle du système linéaire sans jeu;

(b) L'inverse de la $\frac{1}{2}$ période, prise entre deux valeurs nulles de l'élongation, et le jeu relatif correspondant sont liés par une relation linéaire.

(3) Les premiers montages de mesure de l'amortissement de tangage sur des maquettes de corps de rentrée en hypersonique à l'A.E.D.C., par C.J. Welsch, R.L. Ledford, L.K. Ward et J.P. Rhudy⁹.

1.4 OSCILLATIONS ENTRETENUES

Cette méthode est généralement associée à la précédente et leurs domaines d'application sont les mêmes.

Il est, en effet, intéressant d'entretenir le mouvement à la fréquence des oscillations libres, puis d'annuler la force excitatrice, car les effets des termes transitoires, dus aux temps de réponse des instruments de mesure, n'apparaissent plus sur les enregistrements.

Les mesures relevées en oscillations entretenues, à un degré de liberté, amplitude et phase du mouvement, comparées à celles de la force excitatrice permettent le calcul des dérivées aérodynamiques liées à ce mouvement. Si les autres degrés de liberté de la maquette sont verrouillés par des dynamomètres à faible course, leurs réponses fourniront les dérivées croisées correspondantes.

Cette méthode est applicable à des maquettes de grandes dimensions équipées de gouvernes.

Les appareils de mesure sont les mêmes que ceux de la méthode en oscillations forcées qui sera examinée à la Section suivante.

1.5 OSCILLATIONS FORCÉES

De nombreuses souffleries à basse vitesse disposent à l'heure actuelle d'installations de mesure basées sur cette méthode. Certaines d'entre elles sont décrites dans l'AGARD-ograph de Lee Arnold déjà cité.

Nous ne reviendrons pas sur ces équipements déjà anciens et bien connus.

MM. Harleth G. Wiley et Albert L. Braslow présentent à cette session de l'AGARD les équipements récents destinés aux essais en transsonique et supersonique à Langley Field.

Aussi nous contenterons-nous de donner ici quelques indications sur les installations récemment mises en service à l'O.N.E.R.A. dans les souffleries transsoniques et supersoniques de Chalais-Meudon et La Courneuve.

Ces installations ont déjà fait l'objet de deux communications, l'une à l'AGARD en 1959 à Marseille, l'autre au IVème Congrès Aéronautique Européen à Cologne en 1960.

Le but recherché était de pouvoir disposer d'un ensemble de mesure répondant aux conditions suivantes:

- (a) Mesurer toutes les dérivées aérodynamiques intervenant dans les calculs de stabilité;
- (b) Etre adapté à des souffleries de dimensions modestes (30 cm x 30 cm);
- (c) Etre d'une mise en oeuvre aisée;
- (d) Ne pas demander d'opérations laborieuses pour la réduction des données de soufflerie.

La méthode des oscillations paraissait la plus apte à remplir ces conditions pour diverses raisons:

La technique des dynamomètres à jauges résistantes, parfaitement au point et développée à l'O.N.E.R.A. depuis de nombreuses années, a abouti à la réalisation de balances dard normalisées qui donnent avec une excellente précision les 6 composantes des efforts aérodynamiques.

Il était relativement aisé de disposer ces dards sur des supports entraînés en oscillations à un degré de liberté autour des axes de tangage, de lacet et de roulis, considérés successivement.

Les instruments de mesure servant aux essais stationnaires pourraient convenir aux mesures dynamiques à condition d'alimenter les jauges par une source de courant alternatif de fréquence égale à celle de l'oscillation.

Ce procédé avait déjà été appliqué avec succès par M. Bismut à la balance de stabilité transversale de la soufflerie à basse vitesse de l'O.N.E.R.A. à Cannes (loc. cit.1).

Les moyens de calcul automatiques disponibles pouvaient permettre d'effectuer rapidement et avec une grande précision toutes les opérations numériques nécessaires à la réduction des données de soufflerie.

Les premières balances mises en service donnent les dérivées aérodynamiques de tangage et de lacet. Leur schéma est indiqué Figure 6.

Le même montage sert aux mesures longitudinales et transversales; pour passer des unes aux autres, il suffit de faire tourner la maquette de 90° autour de l'axe du dard.

L'emplacement de l'axe de rotation en aval de la maquette conduit à un support en veine de dimensions discrètes. Il ne provoque donc, en régime subsonique, que de très faibles perturbations sur la maquette et, en écoulement supersonique, il n'apporte aucune gêne à l'amorçage de la soufflerie.

Le détecteur de position dont le rôle sera précisé ci-après est équipé d'un dispositif de mesure à jauges résistantes (Fig.7).

La source de courant sinusoïdal ou courant d'analyse, se compose d'une suite d'appareils électroniques très classiques. Le diagramme de fonctionnement de l'ensemble de l'installation est donné Figure 8.

Les essais comportent plusieurs séries de mesures avec et sans vent, dont les objets respectifs sont la détermination des composantes des forces en phase et en quadrature avec le mouvement, l'amplitude de celui-ci, et les forces d'inertie.

Au cours de ces expériences, la tension du courant d'alimentation des jauges - ou courant d'analyse, la fréquence des oscillations, la vitesse du vent le cas échéant, sont maintenues constantes à chaque point de mesure. La phase du courant est réglée successivement en concordance, puis en quadrature avec le mouvement forcé.

La représentation vectorielle des réglages et des mesures est donnée Figure 9.

Les réglages de phase sont effectués manuellement au moyen d'un déphaseur électronique et contrôlés à vue:

- (a) Dans le cas de la concordance, sur un oscilloscope en faisant apparaître sur l'écran une figure de Lissajous formée par deux signaux, l'un émis par le détecteur de position et l'autre par le courant d'analyse.
- (b) Dans le cas de la quadrature en annulant la composante de l'angle d'oscillation indiquée par l'instrument de mesure, le réglage d'après la figure de Lissajous n'étant plus alors suffisamment précis.

Cette dernière opération est la plus délicate, c'est de sa précision que dépend, sauf dans certains cas particuliers, celle des mesures des dérivées par rapport aux vitesses angulaires qui sont l'objet essentiel de ces essais.

Or l'expérience montre que la position du zéro des instruments de mesure est mal connue au cours de l'expérience. Il en résulte une erreur de phase qui, étant donné l'importance des termes en phase avec le mouvement forcé, introduisent (Fig.10) une erreur OH inadmissible sur la mesure du terme en quadrature $ON = OK$.

Un procédé de mesures symétriques permet d'éliminer cette erreur: une première série de mesures est faite en choisissant arbitrairement un faux zéro O_1 voisin de l'origine, puis la phase du courant est inversée et réglée en ramenant l'index de l'instrument de mesure à la position du faux zéro initial O_1 . Dans les deux cas, les termes d'erreur OH et OH' sont égaux alors que la projection OL de la grandeur à mesurer change de signe. La demi différence des lectures donne donc la grandeur ON cherchée. La mesure est bien indépendante de la position du faux zéro O_1 , ce que confirme l'expérience.

La mesure de l'amplitude du mouvement impose quelques remarques.

Etant donné, l'ordre de grandeur de l'angle à mesurer, l'élasticité des organes de commande entraîne une augmentation d'amplitude qui est fonction des efforts subis par la maquette et qui peut dépasser 10% de la valeur nominale. Il est donc indispensable d'assurer sa mesure.

Par ailleurs le compromis inévitable entre la sensibilité du dynamomètre et sa rigidité entraîne une déformation du dard qui échappe au détecteur de position, d'où des accroissements d'amplitude de l'incidence de la maquette et de la translation de son centre de gravité (Fig.15).

Pour les évaluer deux hypothèses ont été faites:

La première, que la déformation dynamique peut être représentée par l'effet d'une charge statique localisée;

La seconde, que cette déformation dynamique se produit en phase avec la force appliquée.

Ces hypothèses ont été vérifiées par des mesures sans vent où la maquette était représentée par une masselotte de forme géométrique simple.

La Figure 11 donne une représentation vectorielle applicable à l'un quelconque des deux paramètres de déformation. Elle montre que des composantes des forces d'inertie dues à la déformation du dard sont comprises dans les mesures en quadrature.

Finalement le calcul des dérivées aérodynamiques cherchées, rapportées à l'axe passant par le centre de gravité avion se présente sous forme de relations linéaires à coefficients complexes entre les différents paramètres mesurés (voir en annexe).

Les calculs assez lourds sont effectués avec une grande précision et très rapidement par les machines du Centre de Calcul automatique de l'O.N.E.R.A.

La précision des mesures est la suivante:

- (1) Le seuil de lecture de la fréquence est de 0,2%, la précision de 0,5% environ, limitée principalement par la stabilité du moteur d'entraînement.
- (2) Les angles, forces et moments sont obtenus par des lectures d'élongation. La précision de la méthode est actuellement limitée par les appareils de lecture utilisés. Elle est de 1/100 dans cinq gammes de sensibilité allant de 1 à 0,01.

Cette précision pourra être améliorée lorsque les mesures seront faites par une méthode potentiométrique.

- (3) Le réglage de la phase à la quadrature est obtenu à 1/20 de degré près.

1.6 REMARQUES

La position de la maquette par rapport à l'axe de mesure permet, dans certaines conditions de compenser entre eux, les moments massiques et aérodynamiques. Cette compensation peut être totale pour une fréquence bien déterminée dont la valeur est fonction des différents paramètres de l'essai.

Dans ce cas, la mesure du coefficient d'amortissement de tangage $C_{m\dot{q}_1}$ est obtenue avec le maximum de précision, en effet:

Une erreur de réglage de phase de 8° n'introduit alors qu'une erreur de 1% sur la mesure du terme en quadrature;

La mesure de la dérivée stationnaire C_{m_i} , qui entre dans le calcul de $C_{m_{q_1}}$, est obtenue par une méthode de zéro;

Les déformations sont moins importantes.

Les améliorations apportées par cette 'méthode de zéro' résultent de la comparaison des résultats obtenus dans le cas du centrage avant où cette compensation est réalisée et le cas du centrage arrière où elle ne peut l'être. La comparaison portera d'abord sur la mesure des coefficients stationnaires $C_{z_{i_1}}$ et $C_{m_{i_1}}$ dont la valeur est bien connue par ailleurs, puis sur les mesures de $C_{z_{q_1}}$ et de $C_{m_{q_1}}$.

Les résultats trouvés à Mach 2 seront discutés à titre d'exemple:

- (a) Leur examen montre qu'au centrage avant, les conditions nécessaires à la compensation étant satisfaites, l'erreur de mesure instationnaire du coefficient $C_{z_{i_1}}$ ne dépasse pas $\pm 2,5\%$. La fréquence réduite ωR croissant, elle est d'abord constante puis à partir d'une certaine valeur de ωR , elle devient croissante (Fig.12).

Les résultats obtenus au centrage arrière après un premier dépouillement ont conduit à une erreur moyenne de 7% sur ce même coefficient.

Les coefficients statiques de déformation ont alors été mesurés de nouveau sur un bâti d'étalonnage plus rigide et l'écart a pu être ramené dans la plage d'erreur précédente.

- (b) La précision de mesure du coefficient C_{m_i} résulte de la comparaison des emplacements de foyer obtenus dans les deux cas de centrage. Au centrage avant, l'écart avec la valeur stationnaire ne dépasse pas 0,3% pour les 4 premières valeurs de la fréquence, il est de plus de 1% au centrage arrière malgré l'amélioration apportée dans le deuxième étalonnage aux coefficients de déformation.

Dans l'état actuel de la technique ($\delta\phi$ de l'ordre de $1/20$ de degré), il y a lieu de s'attendre à une erreur de 6% de la corde centrale de l'aile dans la détermination de la position de l'axe correspondant à une valeur nulle de $C_{z_{q_1}}$ et, par conséquent, à une erreur du même ordre dans les calculs de changement d'axe relatifs à $C_{m_{q_1}}$.

Les valeurs de $C_{m_{q_1}}$ mesurées au centrage avant, s'écartent de moins de 5% des valeurs trouvées au voisinage de la fréquence de compensation. Les erreurs de mesure sont amplifiées du fait de la faible valeur du rapport $J(M_1)$ entre le moment aérodynamique corrigé et la valeur brute:

$$\frac{1}{J(M_1)} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S l C_{m_{q_1}}(q_1 l/V)}{J(M_1)}$$

La valeur retenue pour $C_{m_{q_1}}$ comporte une erreur moyenne de 3%, s'il est supposé que les mesures directes sont connues à 1% près.

Les points expérimentaux trouvés au centrage arrière présentent une dispersion de 15% qui provient d'une part, des erreurs dues au réglage de phase amplifiées par la valeur du quotient $\frac{1}{2}\rho V^2 S l C_{mq_1} (q_1 l/V)/R(M_1)$, d'autre part des erreurs de lecture dont l'importance est accrue, car les valeurs mesurées sont petites. La mesure la plus précise dans ce cas est celle faite à la fréquence la plus basse; elle peut cependant comporter une erreur de $\pm 8\%$.

Le calcul de C_{mq_1} au centrage arrière à partir des mesures du centrage avant, fait apparaître une différence de 8% entre les deux résultats qui ne se recourent que dans leur marge d'erreur.

DEUXIEME PARTIE

DETERMINATION EN VOL DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES
D'UN AVION PAR L'ETUDE DE SA REPONSE EN FREQUENCE

P. Mathé*

2.1 GENERALITES

Les méthodes permettant la détermination des coefficients aérodynamiques d'un avion par essais en vol sont nombreuses: vols stabilisés dérapés, études des oscillations libres longitudinales et transversales (période, amortissement) étude de vitesses de roulis limites, etc.¹⁰⁻¹⁴.

Toutes ces méthodes d'expérimentation relativement simples offrent l'inconvénient de ne fournir que des résultats fragmentaires et souvent au prix d'hypothèses simplificatrices qu'il est de plus en plus difficile de justifier avec les avions modernes.

L'étude de la réponse en fréquence d'un avion à un ordre sinusoïdal de l'une quelconque de ses gouvernes échappe en grande partie à ces critiques; en particulier elle fournit l'ensemble des coefficients aérodynamiques d'un avion après une unique série d'essais donc d'une façon très homogène¹⁵.

Si cette méthode est encore relativement peu utilisée, c'est pour une grande part, parce qu'elle nécessite un certain nombre de 'précautions', tant expérimentales, que dans l'interprétation et l'exploitation des résultats bruts des essais.

2.2 ETUDE DE LA REPONSE EN FREQUENCE - EXPOSE DE LA METHODE

Les mouvements d'un avion autour de son centre de gravité sont régis par un système d'équations différentielles que l'on peut toujours supposer linéaires si les amplitudes sont suffisamment faibles. Cette linéarité suppose d'autre part l'indépendance des mouvements longitudinaux et transversaux, ce qui est vérifié pour les petits mouvements et simplifie bien les choses puisque l'on peut ainsi étudier séparément ces deux mouvements. Nous allons décrire la méthode dans le cas le plus compliqué: celui du mouvement transversal.

Les équations linéarisées du mouvement transversal sont

$$mV \left[\frac{dj}{dt} + r_1 - (i - \epsilon)p_1 \right] = Y_{j_1} j + Y_{\delta_1} \delta + mg \phi_1 + (Y_{\alpha_1} \alpha_1) \quad (1)$$

* Ingénieur à la Générale Aéronautique Marcel Dassault

$$A \frac{dp_1}{dt} - L_{j_1} j - L_{p_1} p_1 - L_{r_1} r_1 - L_{\delta_1} \delta - (L_{\alpha_1} \alpha) = 0 \quad (2)$$

$$C \frac{dr_1}{dt} - N_{j_1} j - N_{p_1} p_1 - N_{r_1} r_1 - N_{\delta_1} \delta - (N_{\alpha_1} \alpha) = 0 \quad (3)$$

avec la relation

$$\frac{d\phi_1}{dt} = p_1 + (1 - \epsilon)r_1 \quad (4)$$

A un ordre sinusoidal δ :

$$\delta = \Delta \cos \omega t$$

correspondra un mouvement résultant de l'avion - quand le régime transitoire sera amorti - caractérisé par des vitesses de roulis, de lacet et des dérapages de la forme:

$$p_1 = P \cos(\omega t + \phi_{p\delta})$$

$$r_1 = R \cos(\omega t + \phi_{r\delta})$$

$$j = J \cos(\omega t + \phi_{j\delta})$$

$$\phi_1 = \phi \cos(\omega t + \phi_{\phi\delta})$$

ou encore en posant:

$$a_p = \frac{P}{\Delta} \cos \phi_{p\delta} \quad b_p = -\frac{P}{\Delta} \sin \phi_{p\delta}$$

$$a_r = \frac{R}{\Delta} \cos \phi_{r\delta} \quad \text{etc...}$$

$$p_1/\Delta = a_p \cos \omega t + b_p \sin \omega t$$

$$r_1/\Delta = a_r \cos \omega t + b_r \sin \omega t$$

$$j/\Delta = a_j \cos \omega t + b_j \sin \omega t$$

En identifiant à 0 les termes facteurs de $\sin \omega t$ et $\cos \omega t$ dans les Equations (1), (2), (3) et (4), on obtient les équations en Y_{j_1} , Y_{δ_1} , L_{j_1} , L_{p_1} , etc.

$$mV[-\omega b_j + a_r - (1 - \epsilon)a_p] - Y_{j_1} a_j - m g a_\phi - Y_{\delta_1} = 0 \quad (1a)$$

$$mV[\omega a_j + b_r - (1 - \epsilon)b_p] - Y_{j_1} b_j - m g b_\phi = 0 \quad (1b)$$

$$A \omega b_p - L_{j_1} a_j - L_{p_1} a_p - L_{r_1} a_r - L_{\delta_1} = 0 \quad (2a)$$

$$-A \omega a_p - L_{j_1} b_j - L_{p_1} b_p - L_{r_1} b_r = 0 \quad (2b)$$

$$C \omega b_r - N_{j_1} a_j - N_{p_1} a_p - N_{r_1} a_r - N_{\delta_1} = 0 \quad (3a)$$

$$-C \omega a_r - N_{j_1} b_j - N_{p_1} b_p - N_{r_1} b_r = 0 \quad (3b)$$

avec les relations:

$$b_\phi = \frac{1}{\omega} [a_p + (1 - \epsilon)a_r] \quad (4a)$$

$$a_\phi = \frac{1}{\omega} [b_p + (1 - \epsilon)b_r] \quad (4b)$$

Nous obtenons ainsi, après élimination de a_ϕ et b_ϕ un système de 6 équations linéaires à 10 inconnues qui sont les coefficients aérodynamiques Y_{δ_1} , Y_{j_1} , L_{j_1} , L_{p_1} , L_{r_1} , L_{δ_1} , N_{j_1} , N_{p_1} , N_{r_1} et N_{δ_1} . C'est-à-dire que théoriquement, il suffit de connaître les grandeurs a et b correspondantes à deux valeurs distinctes de ω pour avoir déjà plus d'équations que d'inconnues et donc en principe pouvoir déterminer tous les coefficients aérodynamiques.

En fait cette méthode est impraticable pour deux raisons: la première, évidente, est qu'elle exigerait une précision dans la mesure des grandeurs a et b absolument impossible à obtenir; le seconde est que les dérapages sont difficilement mesurables dynamiquement et donc que les quantités a_j et b_j sont mal connues.

On tourne cette dernière difficulté en ne mesurant pas les dérapages mais en les calculant à partir des relations (1a) et (1b) dans lesquelles on suppose Y_{j_1} et Y_{δ_1} connus.

Ces termes n'interviennent en général que comme des termes correctifs. Il suffit alors d'utiliser les valeurs fournies par les essais en soufflerie.

On obtient ainsi pour chaque fréquence essayée deux systèmes de deux équations à quatre inconnues:

$$\text{(roulis)} \quad A\omega b_p - L_{j_1} a_j - L_{p_1} a_p - L_{r_1} a_r - L_{\delta_1} = 0$$

$$-A\omega a_p - L_{j_1} b_j - L_{p_1} b_p - L_{r_1} b_r = 0$$

$$\text{(lacet)} \quad C\omega b_r - N_{j_1} a_j - N_{p_1} a_p - N_{r_1} a_r - N_{\delta_1} = 0$$

$$-C\omega a_r - N_{j_1} b_j - N_{p_1} b_p - N_{r_1} b_r = 0$$

On élimine les problèmes posés par la dispersion des mesures en effectuant un nombre N assez grand d'essais à des fréquences différentes; on obtient alors deux systèmes - l'un relatif au roulis, l'autre au lacet - de $2N$ équations linéaires à 4 inconnues que l'on résout par la méthode classique des moindres carrés.

2.3 REALISATION DES ESSAIS

2.3.1 Obtention d'un Déplacement Sinusoidal de la Gouverne

Les avions sur lesquels nous avons effectué ces essais possédaient tous des servo-commandes électro-hydrauliques. Il nous a donc suffi de brancher ces servo-commandes à la sortie d'un générateur de tension sinusoidale dont le réglage - par valeurs discrètes - en amplitude et en fréquence restait à la disposition du pilote.

Remarquons qu'il est nécessaire, dès que l'on expérimente des fréquences relativement éloignées de la fréquence propre de l'avion, d'avoir un déplacement de la gouverne très 'pur' si l'on veut obtenir une réponse de l'avion directement exploitable, c'est-à-dire exempte d'harmoniques du signal.

2.3.2 Paramètres Enregistrés

Ce sont:

Les déplacements de la gouverne;

Les vitesses de lacet et de roulis pour le mouvement transversal;

La vitesse de tangage pour l'étude du mouvement longitudinal;

L'accélération normale γ_n dans le cas de l'étude du mouvement longitudinal.

Les mesures de dérapage, tant par sonde anémométrique que par sonde mécanique, se sont révélées inexploitable à cause des retards très importants que présentaient ces dispositifs, qui n'étaient pas particulièrement adaptés à ce genre de mesure. Il est possible de remédier à cet inconvénient, soit par étalonnage en soufflerie de l'installation (ce qui peut d'ailleurs présenter quelques difficultés s'il s'agit de vitesses supersoniques), soit, plus simplement par utilisation d'un dispositif spécialement adapté aux mesures dynamiques (sonde anémométrique équipée de capteurs de pression à temps de réponse très bref).

Par contre, les vitesses de roulis, lacet et tangage sont mesurées avec une bonne précision par des gyromètres dont il est facile d'établir l'étalonnage dynamique au sol. Cet étalonnage permet d'évaluer les corrections à apporter aux mesures des différentes vitesses de rotation (Fig.16).

Ces corrections sont loin d'être négligeables mais sont connues avec une bonne précision.

2.3.3 Déroulement des Essais

Une des principales difficultés des essais, tout au moins pour le pilote, réside dans la stabilisation de la vitesse, surtout dans le domaine transsonique, où chacun des coefficients aérodynamiques de l'avion varie rapidement avec le nombre de Mach.

Au cours de chaque vol, il est possible d'effectuer au maximum une quinzaine d'essais à des fréquences différentes, car il est indispensable d'attendre la plus parfaite stabilisation des oscillations de l'avion.

2.3.4 Dépouillement des Essais

Il est nécessaire d'effectuer une dizaine de mesures à des fréquences différentes par point d'essais, tant en transversal qu'en longitudinal.

Les différents paramètres (p_1 , q_1 , r_1) font l'objet d'un enregistrement photographique, ce qui permet, par simple examen des bandes d'enregistrement l'élimination de tous les essais incorrects (turbulence, stabilisation imparfaite).

Les amplitudes et les déphasages peuvent être mesurés directement sur l'enregistrement photographique, mais le dépouillement direct d'hectomètres de bandes, après une campagne d'essais, ne contribue pas à rendre la méthode très séduisante. L'utilisation d'une machine fournissant une conversion digitale des grandeurs relevées sur les bandes d'enregistrement les rend directement exploitables par les ordinateurs électroniques classiques et permet un gain de temps et de précision non négligeable.

Une méthode, certainement beaucoup plus élégante, consisterait à effectuer au cours du vol un enregistrement magnétique des différents paramètres, et à en faire l'analyse harmonique par les méthodes classiques du calcul analogique.

La suite de l'exploitation des résultats - calcul des coefficients aérodynamiques par la méthode des moindres carrés - est, dès à présent, confiée aux calculateurs électroniques.

2.4 DISCUSSION DE LA METHODE - PRECISION

Il est très difficile de chiffrer cette précision, qui dépend non seulement de celle des mesures, mais encore du nombre et de la dispersion des essais.

2.4.1 Précision des Mesures

Elle dépend évidemment de celle des instruments utilisés, mais aussi de l'ordre de grandeur des variables mesurées; et là un compromis est à réaliser; si les amplitudes des variables sont trop faibles, leur mesure précise est d'autant plus délicate qu'elles sont alors facilement 'brouillées' par la turbulence atmosphérique; si les amplitudes sont trop grandes l'hypothèse de la linéarité des équations du mouvement de l'avion n'est plus valable. Pratiquement nous avons choisi les amplitudes des déplacements des gouvernes afin d'obtenir des vitesses de lacet et de tangage de l'ordre de 3 à 5° par seconde et des vitesses de roulis de l'ordre de 15 à 25° par seconde; les amplitudes des mouvements angulaires ont été limitées à 10° en roulis.

2.4.2 Nombre des Essais

La méthode ne nécessite pas l'emploi de plus d'une dizaine de fréquences différentes. Ces fréquences sont choisies uniformément dans une bande relativement étroite entourant la fréquence propre F de l'avion.

Pratiquement on n'explore que la bande de fréquence comprise entre la moitié et le double de F . Les essais effectués à des fréquences supérieures ou inférieures sont en effet inexploitable (gain très faible, phase variant très peu avec la fréquence).

En conclusion:

sur les mesures en vol, l'intérêt essentiel de la méthode réside dans son caractère 'globale', fournissant non pas individuellement l'un ou l'autre des coefficients aérodynamiques de l'avion, mais bien la matrice de ces coefficients. Ce résultat est très important, tout au moins du point de vue de l'avionneur qui, dans bien des cas, ne désire rien d'autre qu'un ensemble cohérent de coefficients rendant compte, au mieux du comportement général de son avion, et lui permettant l'étude de certains problèmes particuliers tels que le couplage par inertie, l'adaptation de pilotes automatiques, etc. A cet égard, la précision individuelle de chacun des coefficients importe moins que la cohérence et la précision globale de l'ensemble.

CONCLUSION

Ce tour d'horizon rapide a mis en évidence comment peuvent être étendues aux souffleries transsoniques et supersoniques de dimensions modestes les diverses méthodes d'essai couramment utilisées en subsonique.

- (1) Les expériences en *rotation forcée* parallèle au vent, particulièrement intéressantes par leur facilité de mise en oeuvre sont parfaitement adaptées aux mesures non seulement sur maquettes d'avion, mais aussi sur maquettes de missiles, même de faibles dimensions.
- (2) L'emploi des installations d'essais en *oscillations libres* est particulièrement indiqué dans deux types d'applications:
 - (a) La mesure à basse fréquence des coefficients de stabilité sur des maquettes de très grandes dimensions, ou même sur l'appareil réel;
 - (b) Les études de flottement des structures; dans ce cas les maquettes sont en général petites et les fréquences élevées. Ces mesures sont souvent précédées d'essais en oscillations entretenues.
- (3) Des balances en *oscillations forcées* commencent à entrer en pratique courante. Elles ont l'avantage de fournir l'ensemble des coefficients, de plus leur montage est particulièrement facile dans les souffleries de petites dimensions.

Les difficultés rencontrées dans la mise au point de ces balances ont pu être levées grâce à l'allègement des maquettes, à l'utilisation des équipements normalisés pour les mesures stationnaires et à la création d'appareillages assurant des réglages de phase très précis.

Des progrès restent encore à accomplir, notamment pour abréger la durée des essais et adapter la méthode aux souffleries à rafales.

- (4) En ce qui concerne les principes de mesure en vol, il n'y a pratiquement, à notre connaissance, aucun élément nouveau à ajouter aux méthodes déjà décrites dans la documentation existante.
- (5) La méthode des oscillations entretenues exposée, à titre d'exemple, dans la seconde partie se révèle applicable même en vol transsonique; le procédé d'excitation à partir de la servo-gouverne paraît séduisant par sa souplesse d'emploi.

Toutefois des progrès restent encore à accomplir sur le plan pratique pour faciliter le dépouillement des essais; il semble que les procédés modernes d'enregistrement et de télémesure devraient permettre d'unifier les méthodes d'exploitation des essais en vol et en soufflerie.

Les résultats de mesure des dérivées aérodynamiques obtenus par l'un ou l'autre de ces procédés se recoupent dans la limite de leur marge propre d'erreur qui est de l'ordre de dix pour cent.

BIBLIOGRAPHIE

1. Roy, Maurice *La Stabilité Transversale de Vol et Quelques Recherches de l'O.N.E.R.A.* Publication O.N.E.R.A. No.69, 1954.
2. Lee, Arnold *Dynamic Measurements in Wind Tunnels.* AGARDograph No.11, août 1955.
3. Orlik-Rückemann, K.J. *Methods of Measurement of Aircraft Dynamic Stability Derivatives.* N.A.E. Report LR 254, juillet 1959.
4. Bismut, M. *Mesure Statique des Dérivées Aérodynamiques de Roulis.* La Recherche Aéronautique No.30, nov.1952.
5. Brown, C.E.
Heinke, H.S., Jr. *Preliminary Wind Tunnel Tests of Triangular and Rectangular Wings in Steady Roll at Mach Numbers of 1.62 and 1.92.* NACA TN 3740, juin 1956.
6. Wiggins, J.W. *Wind Tunnel Investigation at High Subsonic Speeds to Determine the Rolling Derivatives of Two Wing Fuselage Combinations having Triangular Wings, including a Semi-Empirical Method of Estimating the Derivatives.* NACA RM L 53L18a, fév.1954.
7. Dat, R. *Maquettes et Equipement de Mesure pour la Détermination en Soufflerie des Forces Aérodynamiques Instationnaires.* Agard Report 220, octobre 1958.
8. Conlin, L.T.
Orlik-Rückemann, K.J. *Comparison of Some Experimental and Theoretical Data on Damping-in-Roll of a Delta-Wing Body Configuration at Supersonic Speeds.* NAE Report LR 266, déc.1959.
9. Welsch, C.J.
et alii *Dynamic Stability Tests in Hypersonic Tunnels at Large Model Amplitudes.* AEDC TR 59-25, déc.1959.
10. Brenhaus, W.O.
Segel, L. *Méthodes de Réponse Dynamique.* Manuel d'essais en vol de l'AGARD - Volume II, Chapitre 10, novembre 1956.
11. Muzzey, C.L.
Kidd, E.A. *Mesure et Interprétation des Résultats d'Essais en Vol pour l'Etude de la Stabilité et du Contrôle Dynamique.* Manuel d'essais en vol de l'AGARD - Volume II, Chapitre 11, novembre 1956.
12. Leblanc, G. *Un Exemple de la Détermination des Principaux Coefficients Aérodynamiques à Partir des Essais en Vol.* AGARD Report 189, avril 1958.
13. Zbrozek, J.K. *On the Extraction of Stability Derivatives from Full-Scale Flight Data.* AGARD Report 190, avril 1958.

14. Wolowicz, C.H.
Holleman, E.C. *Stability Derivative Determination from Flight Data.*
AGARD Report 224, octobre 1958.
15. Scherer, M.
et alii *Détermination en Vol des Dérivées Aérodynamiques et de
l'Efficacité des Gouvernes d'un Avion à Partir de ses
Réponses à des Sollicitations Harmoniques Entretienues
par le Pilote. La Recherche Aéronautique No.56,
février 1957.*

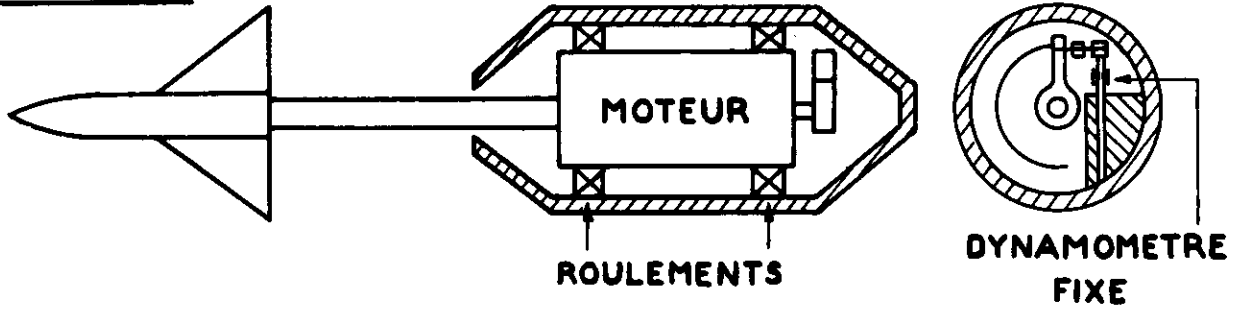
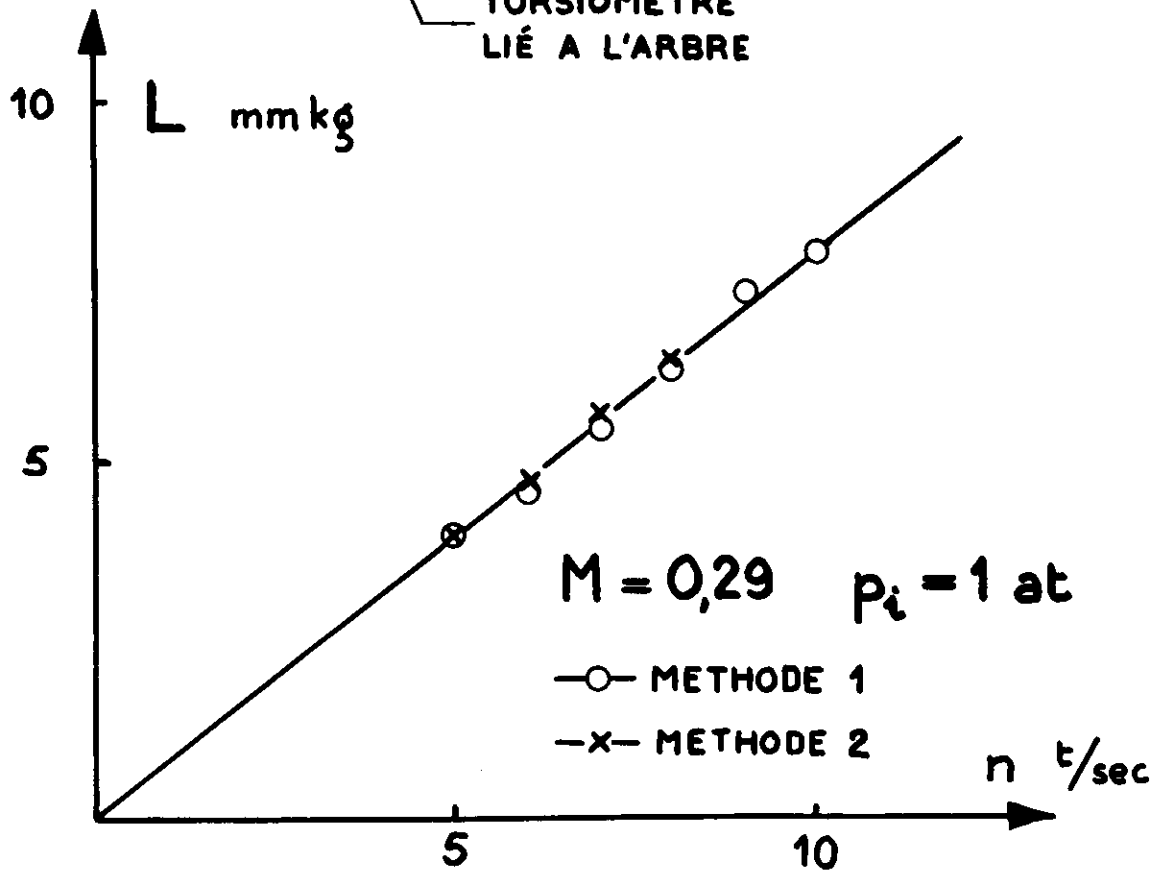
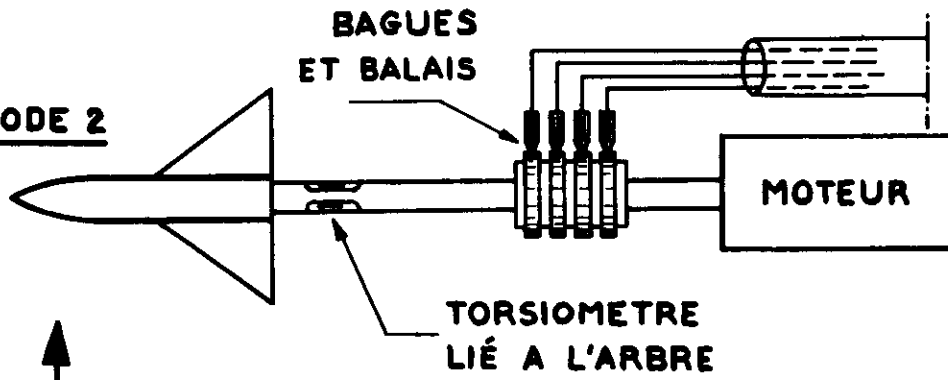
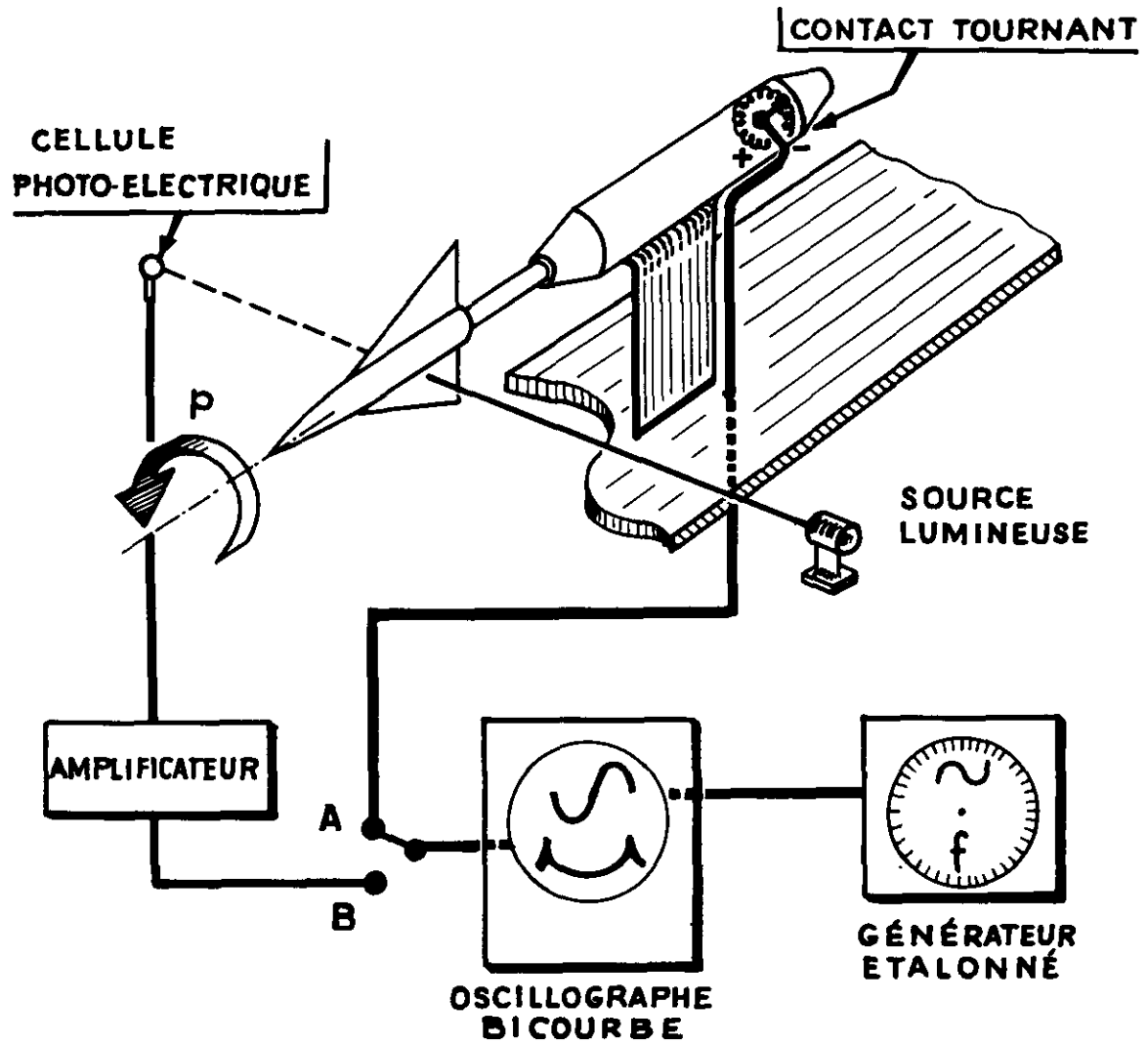
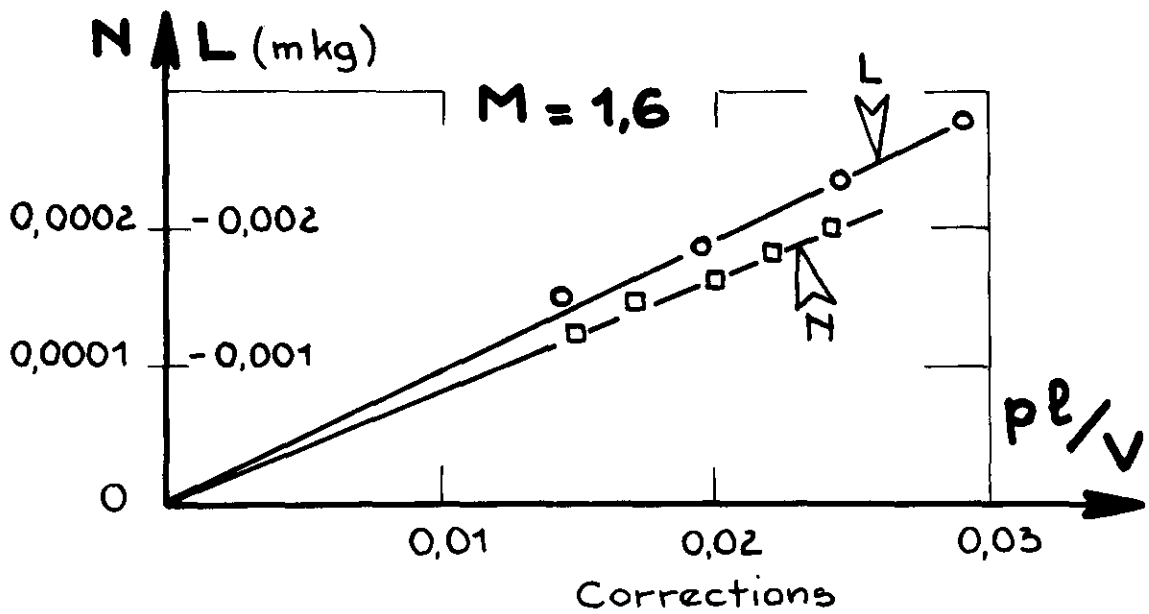
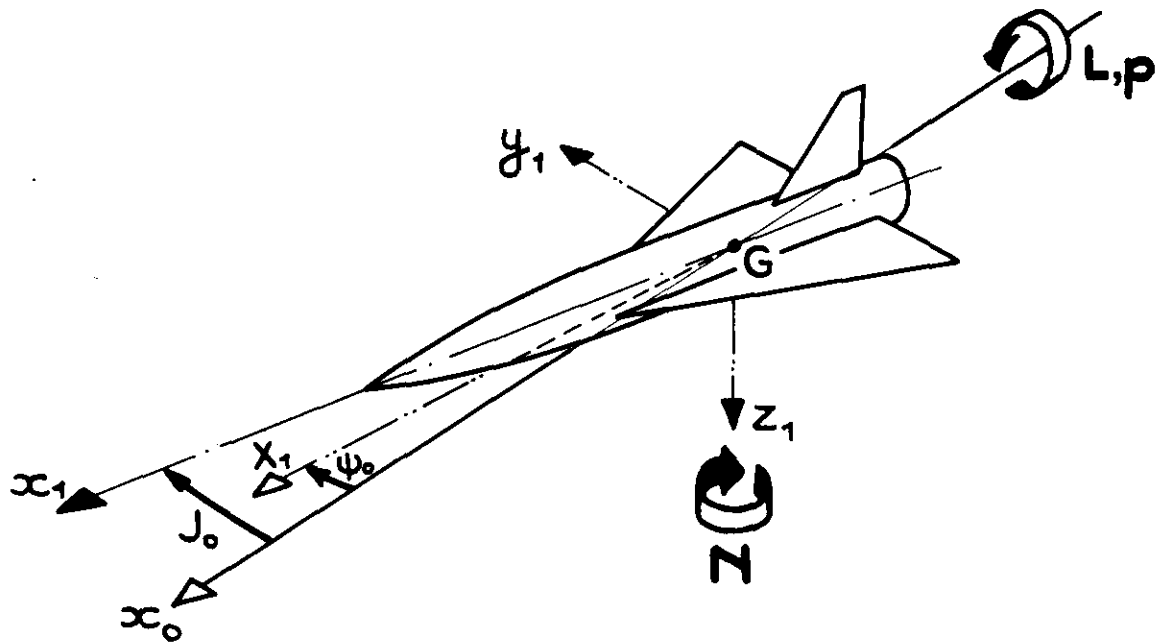
METHODE 1METHODE 2

Fig.1 Exemple de grandeurs mesurées en rotation uniforme de roulis



SOLUTION A : $p = 2 \pi f$
 SOLUTION B : $p = 2 k \pi f$ (cas représenté $k = 2$)

Fig.2 Mesure et contrôle de la vitesse de rotation



$$C_n = \frac{\Delta N^{(\pm)}}{\rho v^2 S l} - \frac{1}{2} \left[k_1 n^2 + C_{nj} \right] \delta \psi^{(\pm)} - k C_l$$

$$C_{lp} = \frac{C_l}{p l / v} \quad , \quad C_{np} = \frac{C_n}{p l / v}$$

Fig. 3 Mesure de la dérivée C_{np}

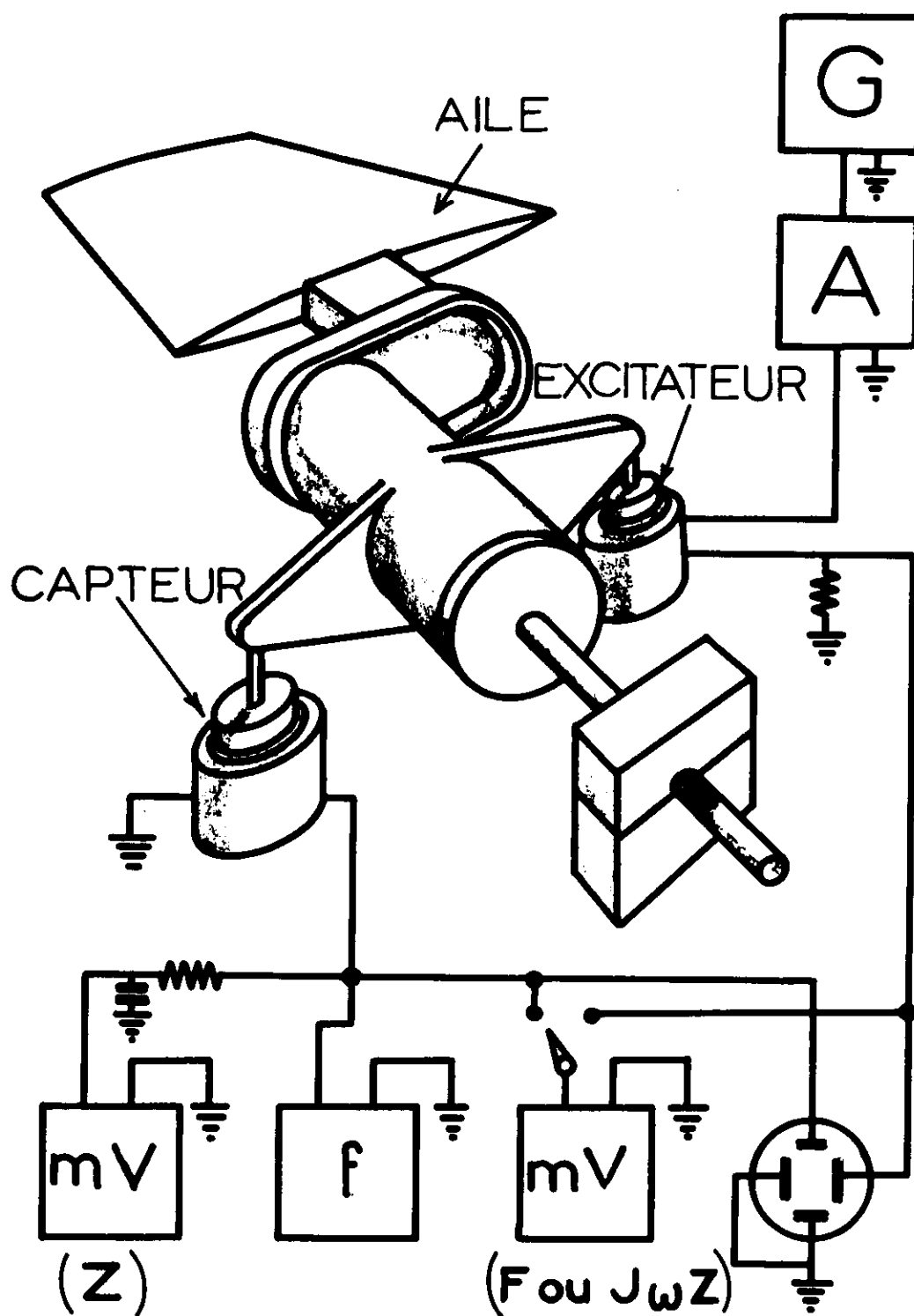


Fig.4 Schéma d'un montage en oscillations libres et entretenues
Extrait du rapport AGARD 220 de R. Dat

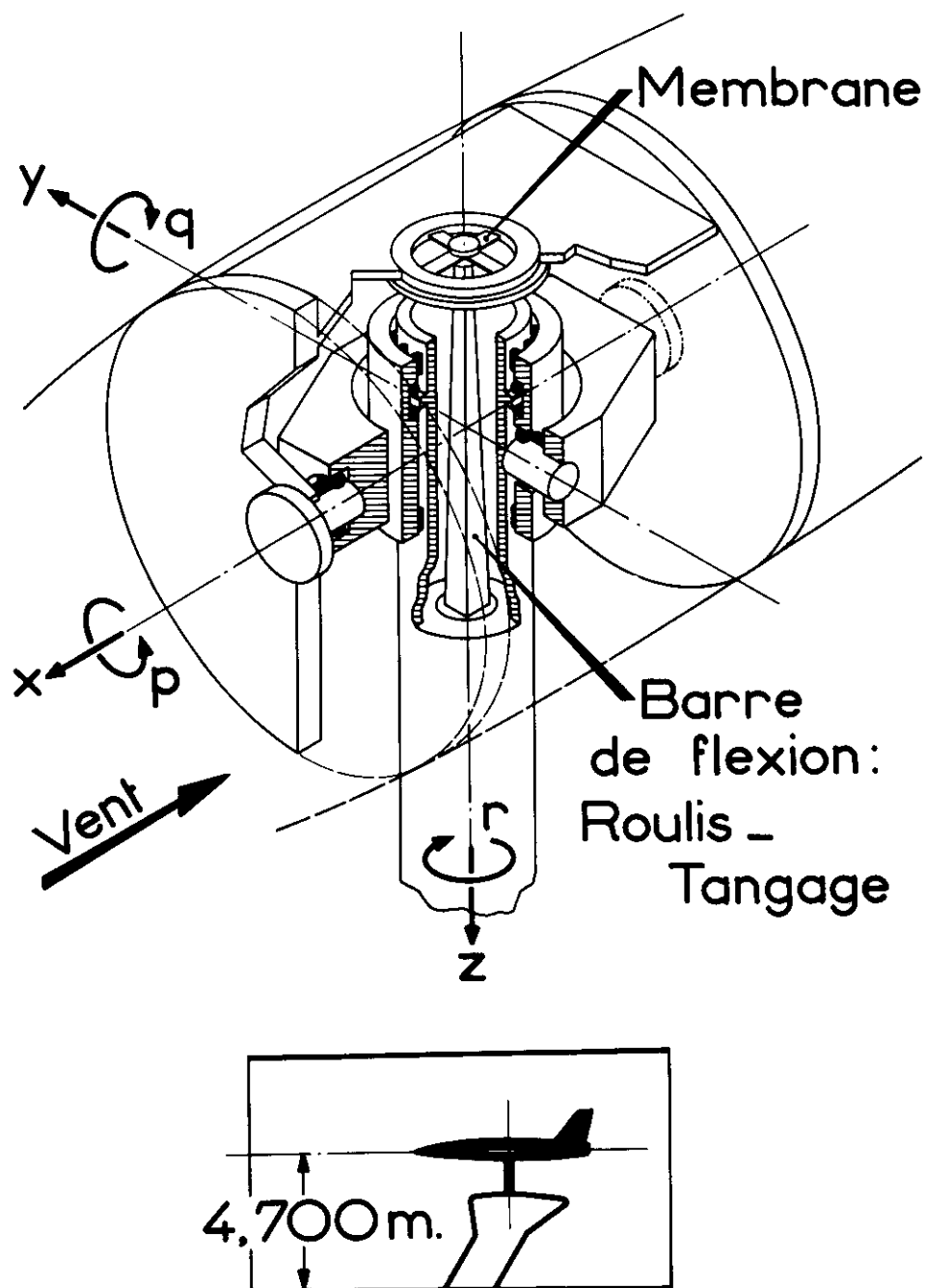


Fig.5 Schéma du montage en oscillations libres de la grande soufflerie de l'O.N.E.R.A. à Modane

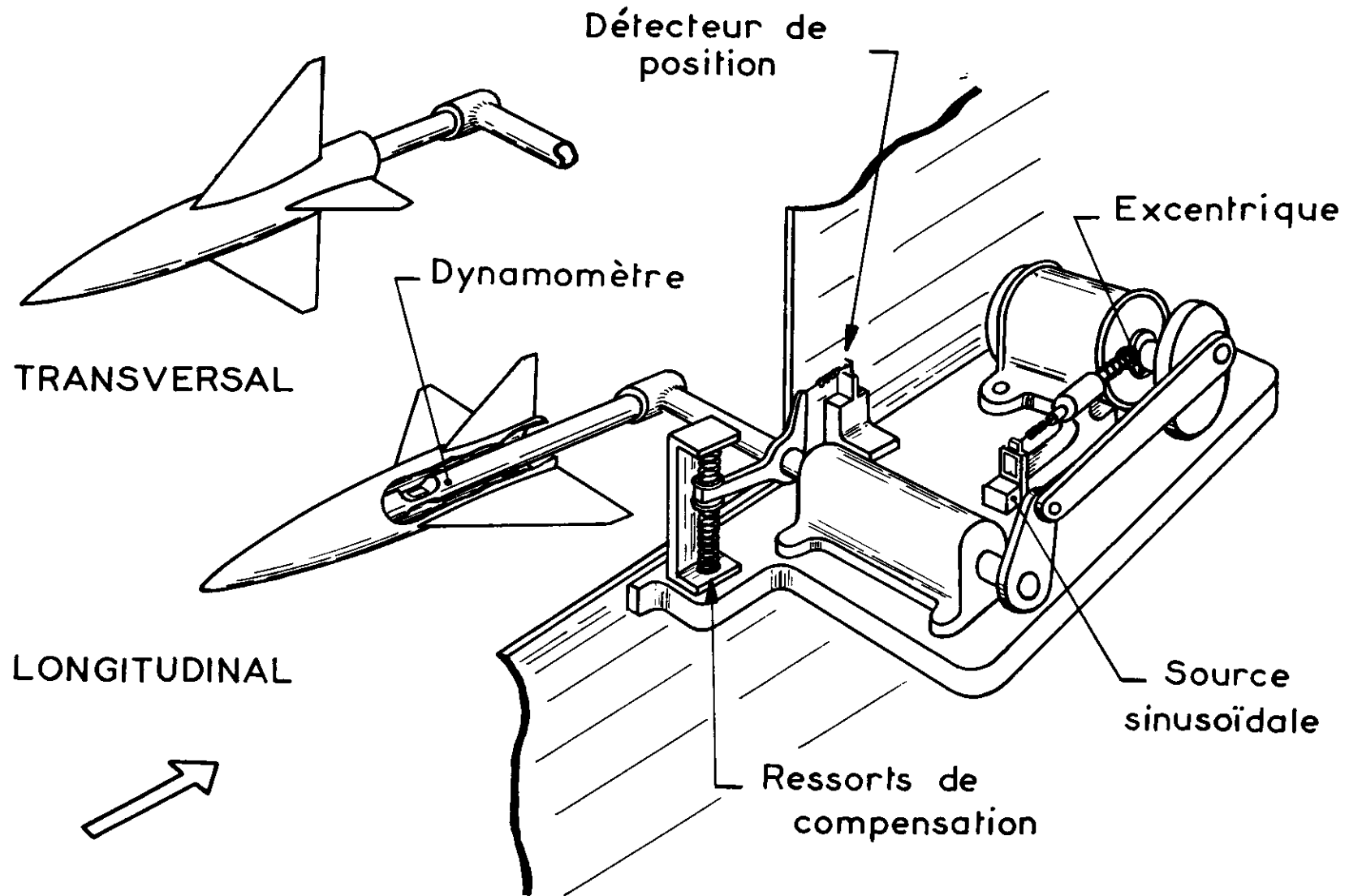
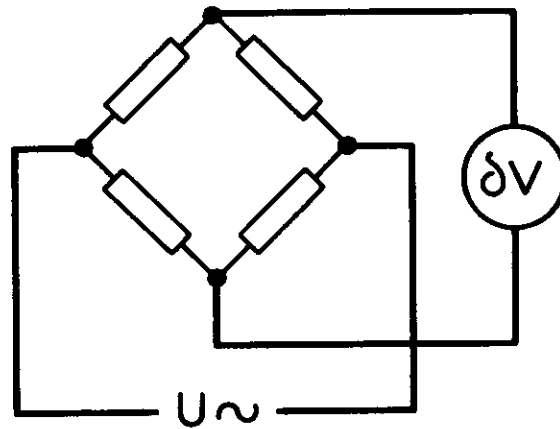


Fig.6 Schéma d'une balance de tangage-lacet en oscillations entretenues

VARIATION DE RÉSISTANCE D'UNE JAUGE

$$\delta R_o \left[\sin(\omega t + \varphi) + \varepsilon(n\omega t) \right]$$



Galvanomètre continu

$$\begin{aligned}
 U_o \sin \omega t &\longrightarrow \left\{ \begin{aligned} \delta V_{(0)} &= kU_o \delta R_o \left[\sin \omega t \sin(\omega t + \varphi) + \dots \right] \\ &= \underline{kU_o \delta R_o \left[\cos \varphi - \cos(2\omega t + \varphi) \right]} + \dots \end{aligned} \right. \\
 \text{ou} & \\
 U_o \cos \omega t &\longrightarrow \delta V_{\left(\frac{\pi}{2}\right)} = \underline{kU_o \delta R_o \left[\sin \varphi + \sin(2\omega t + \varphi) \right]} + \dots
 \end{aligned}$$

Fig.7 Principe de la mesure par jauges extensométriques

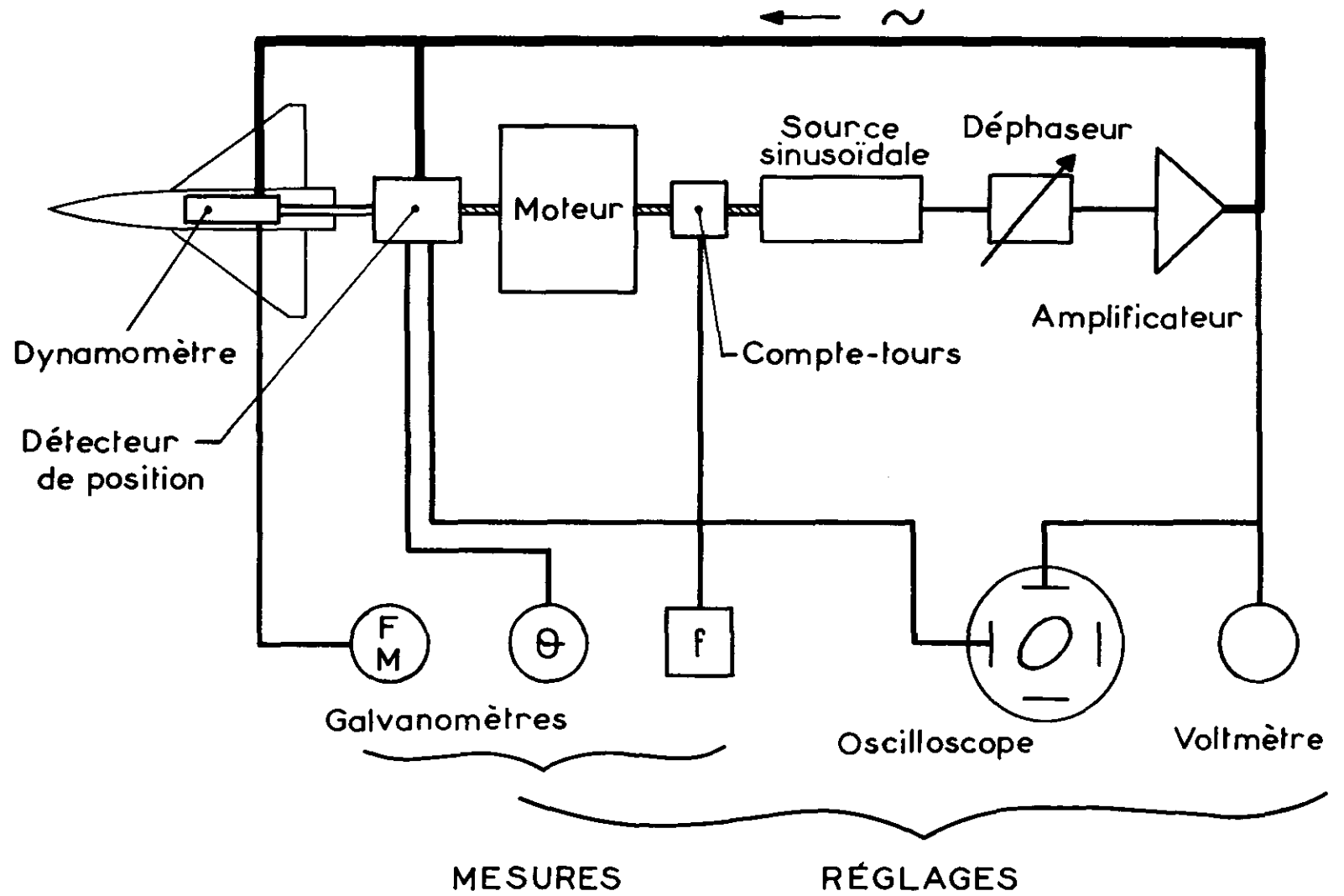


Fig.8 Diagramme de fonctionnement

PRINCIPE DE LA MESURE PAR PRODUIT SCALAIRE

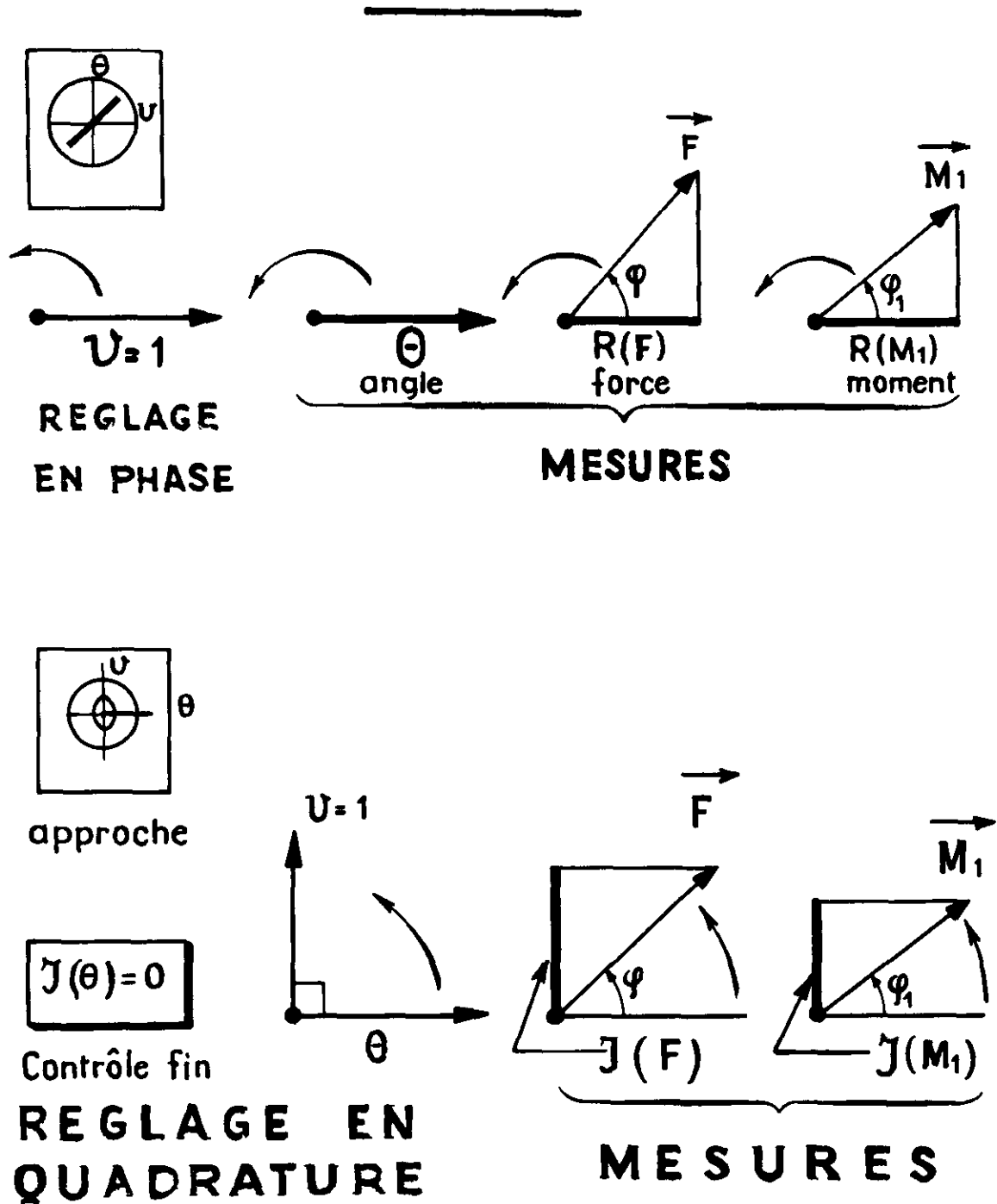


Fig.9 Représentation vectorielle du mouvement et des efforts

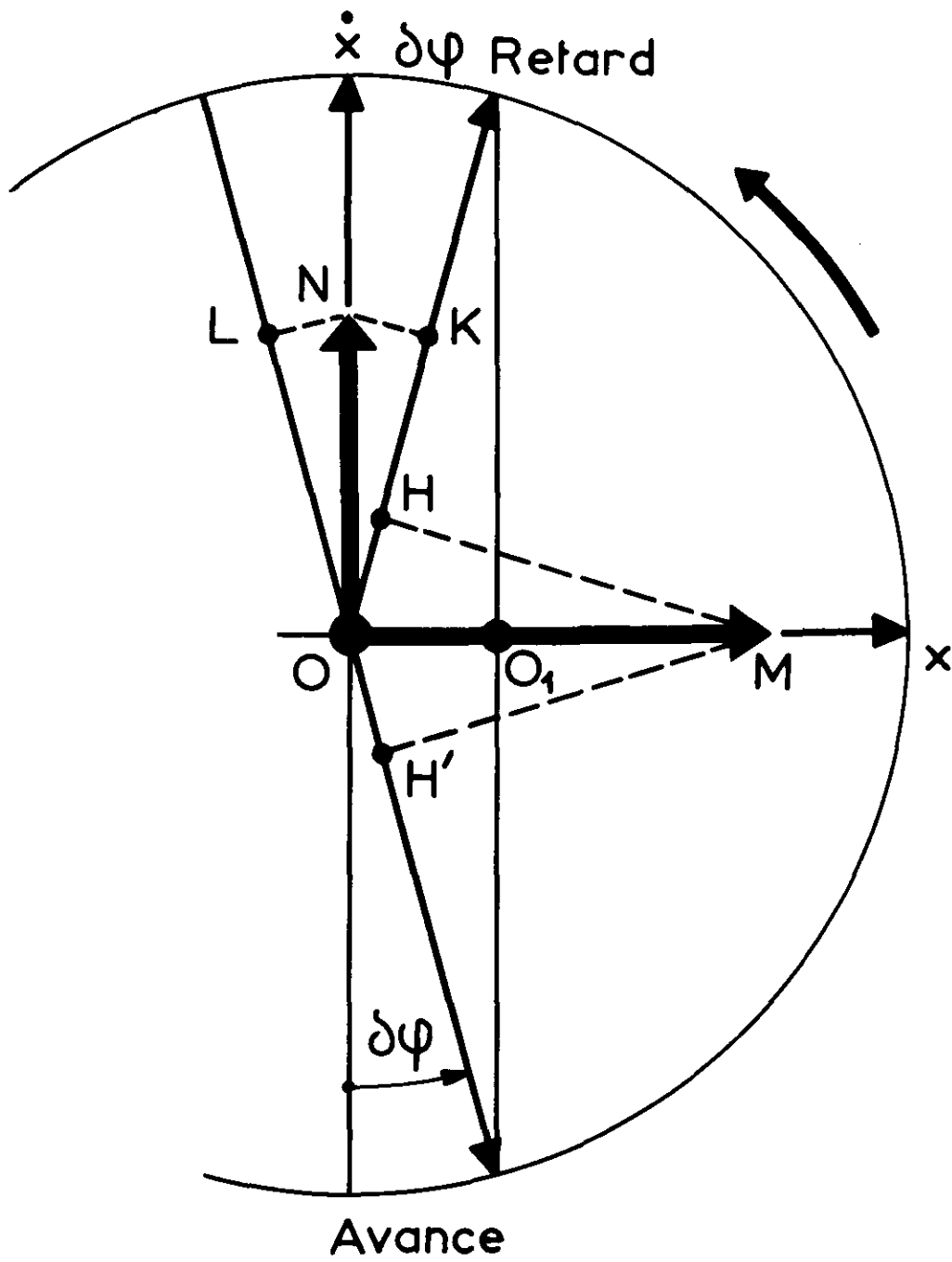


Fig.10 Correction de l'erreur de phase au réglage en quadrature

CORRECTION DE DÉFORMATION DU DARD

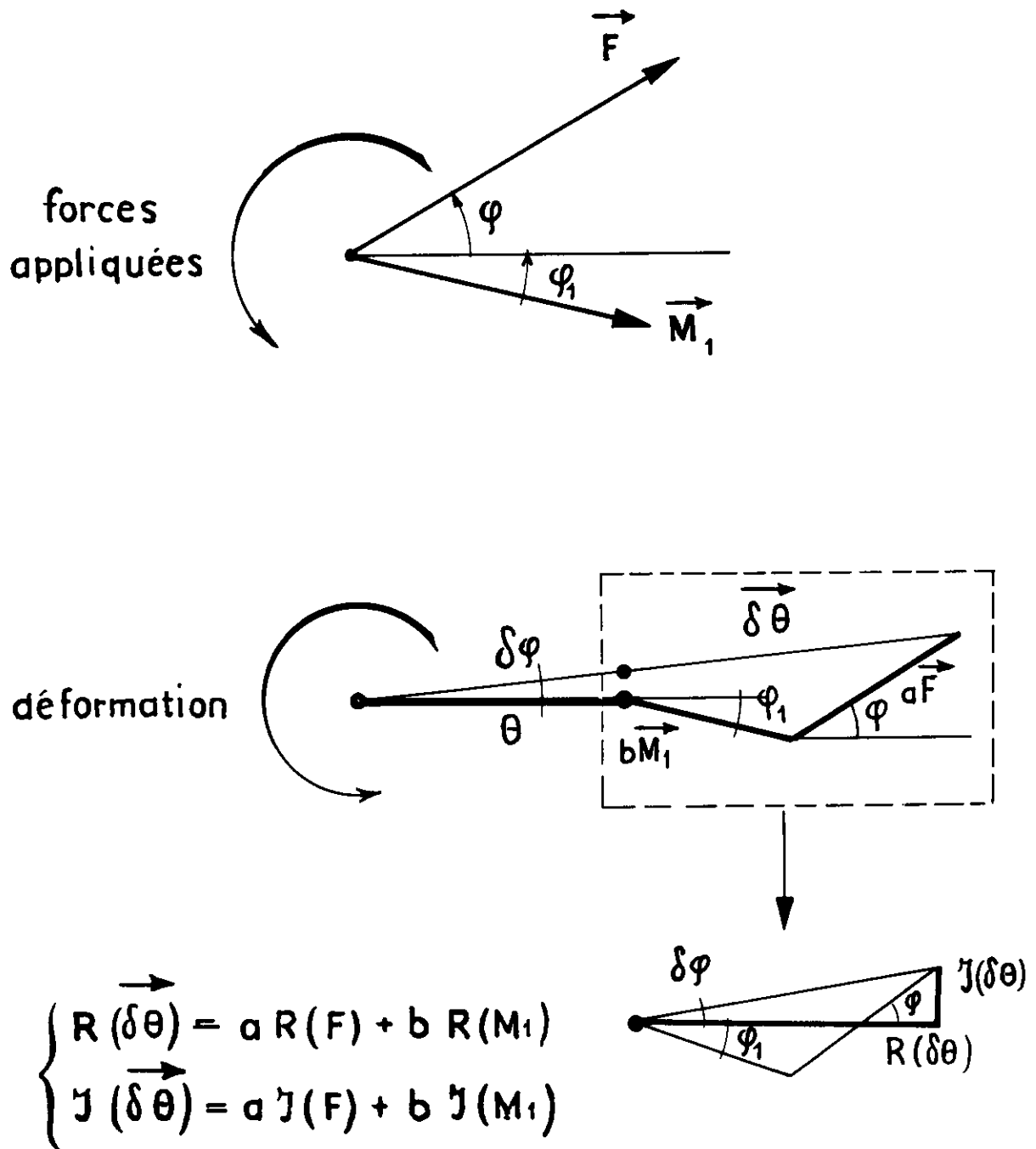
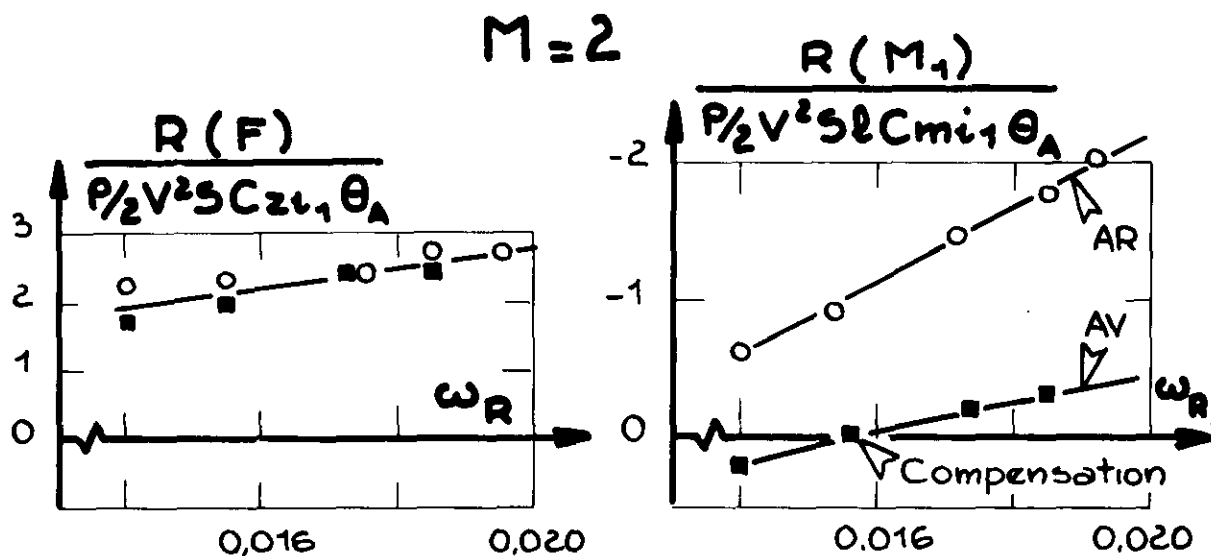


Fig.11 Représentation vectorielle de la déformation du dard dynamométrique

PROPORTIONS ENTRE LES GRANDEURS EN PHASE MESUREES ET CORRIGÉES



DISPERSION DES RESULTATS EN PHASE

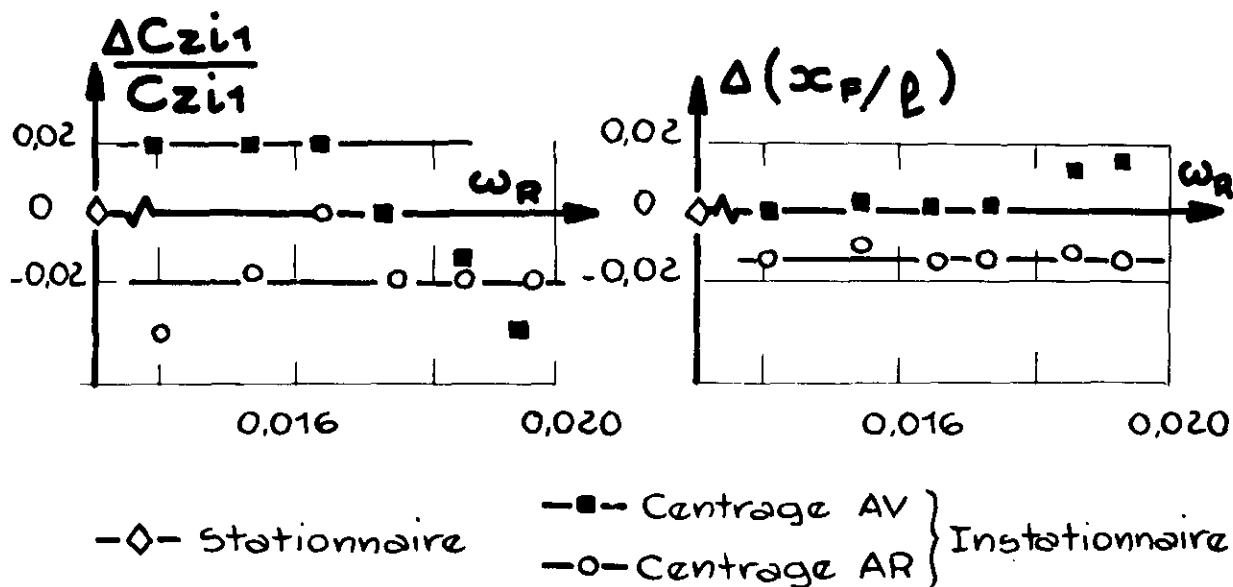


Fig. 12 Proportions et dispersion des résultats en phases

DISPERSION DES RESULTATS C_{mq_1}
 autour de la valeur trouvée à la
 fréquence de compensation

$$M = 2$$

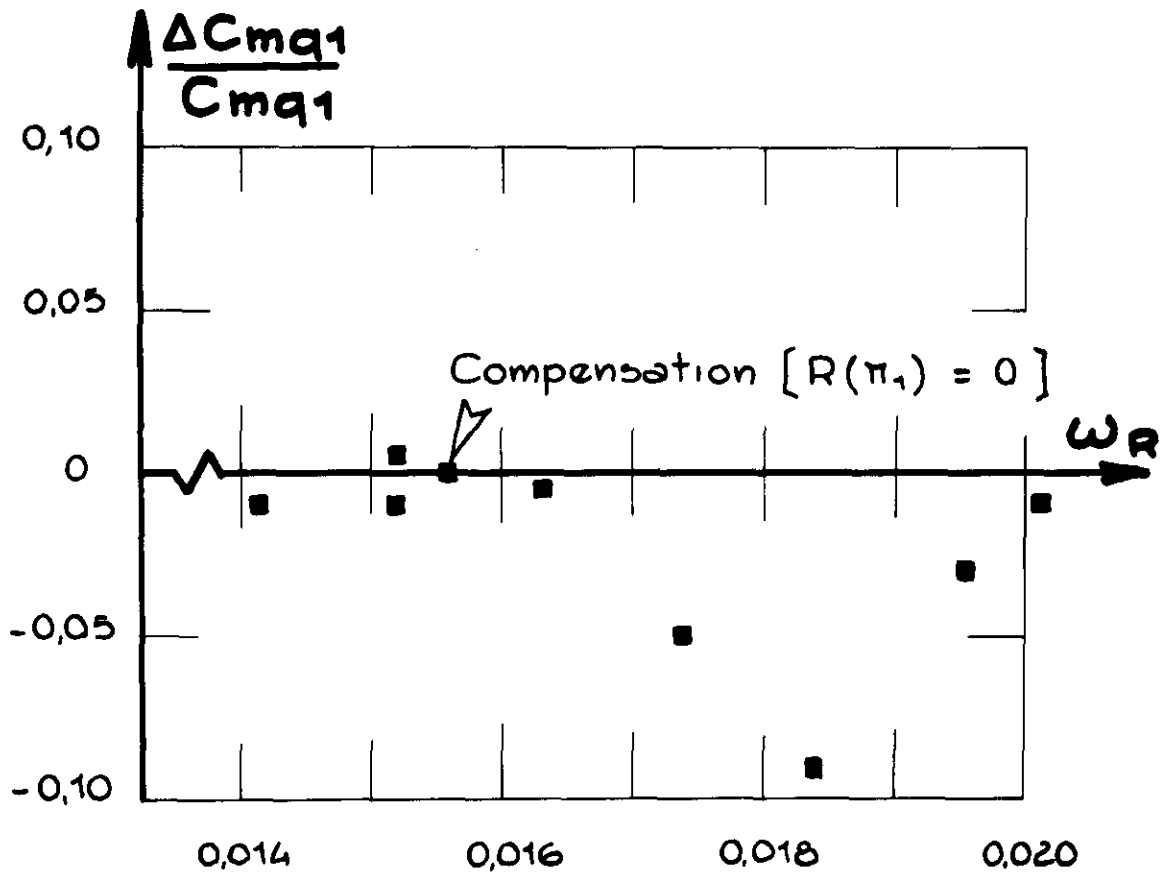
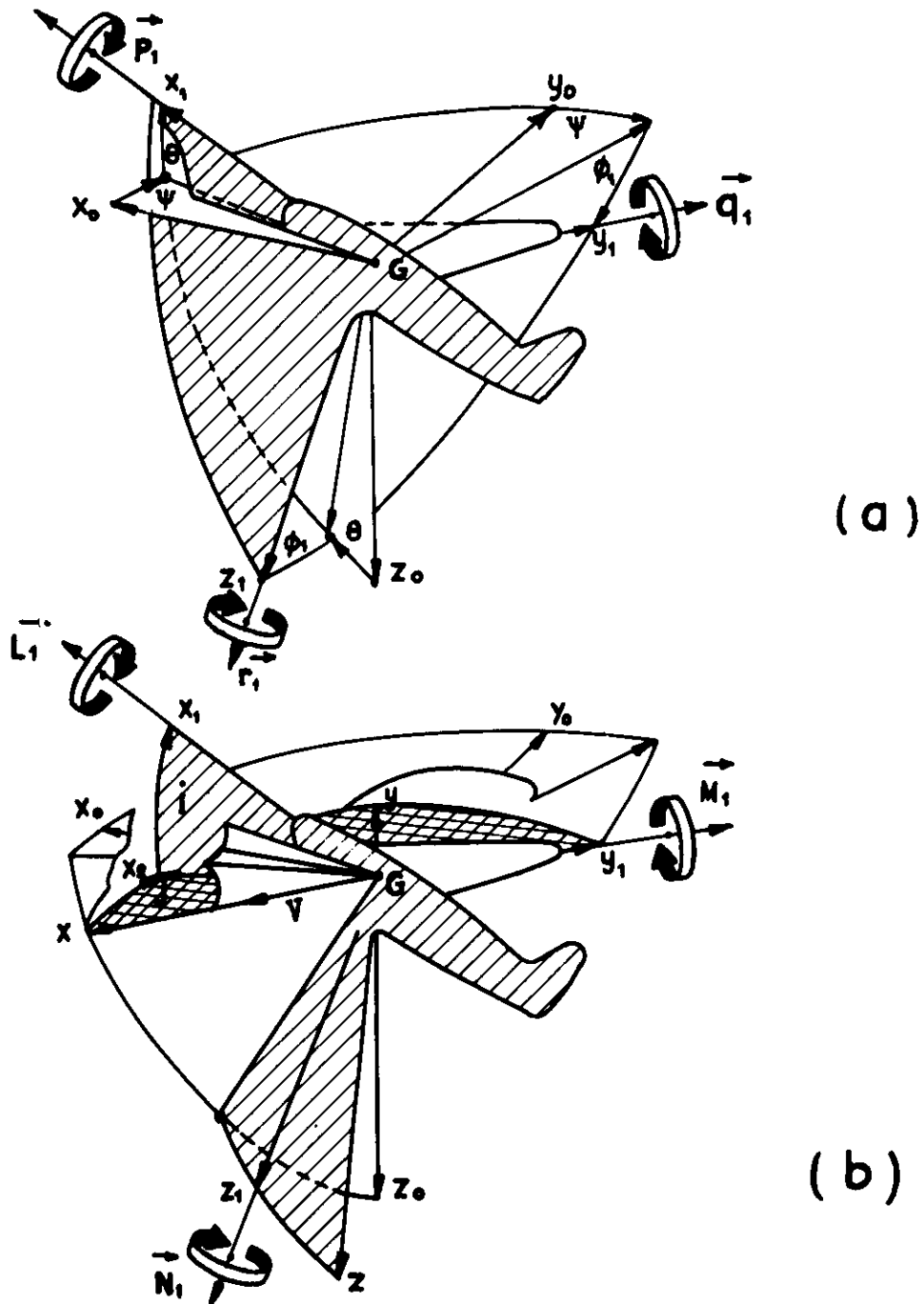


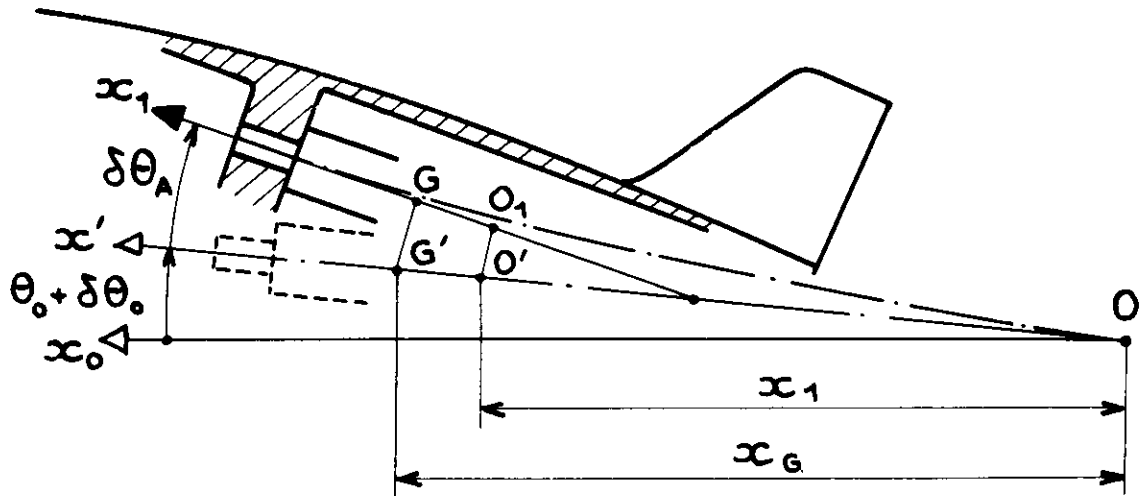
Fig.13 Dispersion des résultats C_{mq_1}



$Gx_0y_0z_0$ trièdre de Galilée, Gz_0 est vertical,
 $Gx_1y_1z_1$ trièdre avion, Gx_1z_1 plan de symétrie,
 Les angles représentés sont positifs, les flèches courbes indiquent
 le sens positif des composantes de la vitesse angulaire (a) et du
 moment aérodynamique (b)

Fig.14 Trièdres de référence, notations

CORRECTIONS D'AMPLITUDE DUES AUX DEFORMATIONS



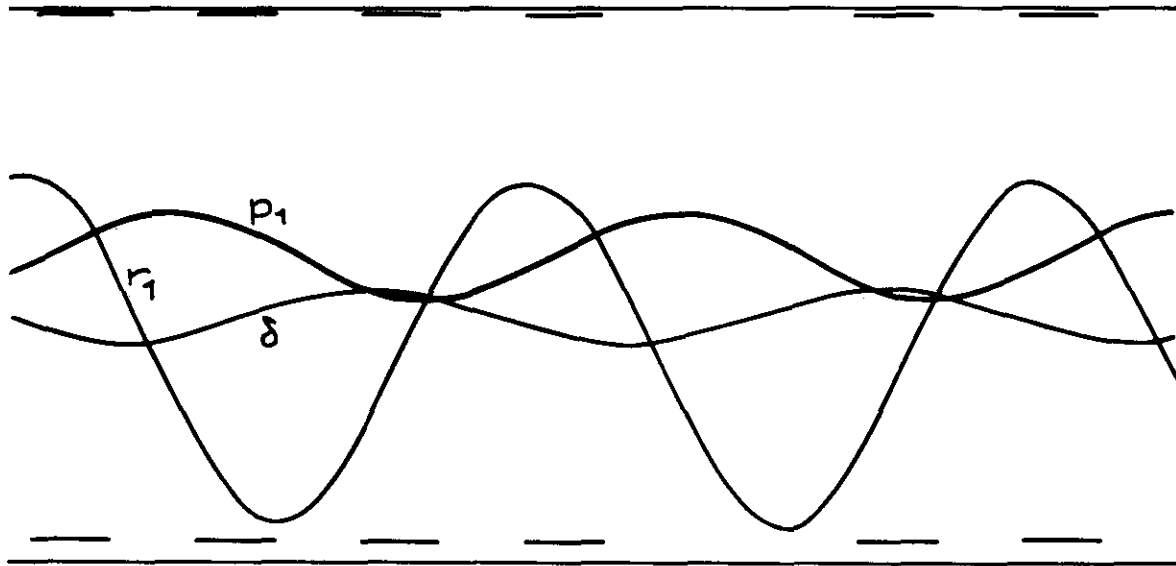
$$\delta\theta_G = \frac{G'G}{OG'} \quad , \quad \delta\theta_{O_1} = \frac{O'O_1}{OO'} \quad \text{translations}$$

$$\delta\theta_0 \text{ (mesurée)} \quad , \quad \delta\theta_A = \widehat{Ox', O_1x_1} \quad \text{rotations}$$

$$\begin{bmatrix} \delta\theta_A \\ \delta\theta_G \\ \delta\theta_{O_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_A & \beta_A & \gamma_A \\ \alpha_G & \beta_G & \gamma_G \\ \alpha_{O_1} & \beta_{O_1} & \gamma_{O_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R(F) + JJ(F) \\ R(M_1) + JJ(M_1) \\ f^2 \end{bmatrix}$$

Coefficients
statiques

Fig.15 Schéma de la déformation du dard - Notations - Equations (Annexe)



Z = 10 200 ft.

Vc = 448 kts.

$$\omega = 2,06$$

$$\frac{P}{\Delta} = 4,4$$

$$\varphi_{P_1, \delta \text{ mesuré}} = -210^\circ$$

$$\text{CORRECTION GYRO.} = 7^\circ$$

$$0,5^\circ \leq \delta \leq 1^\circ$$

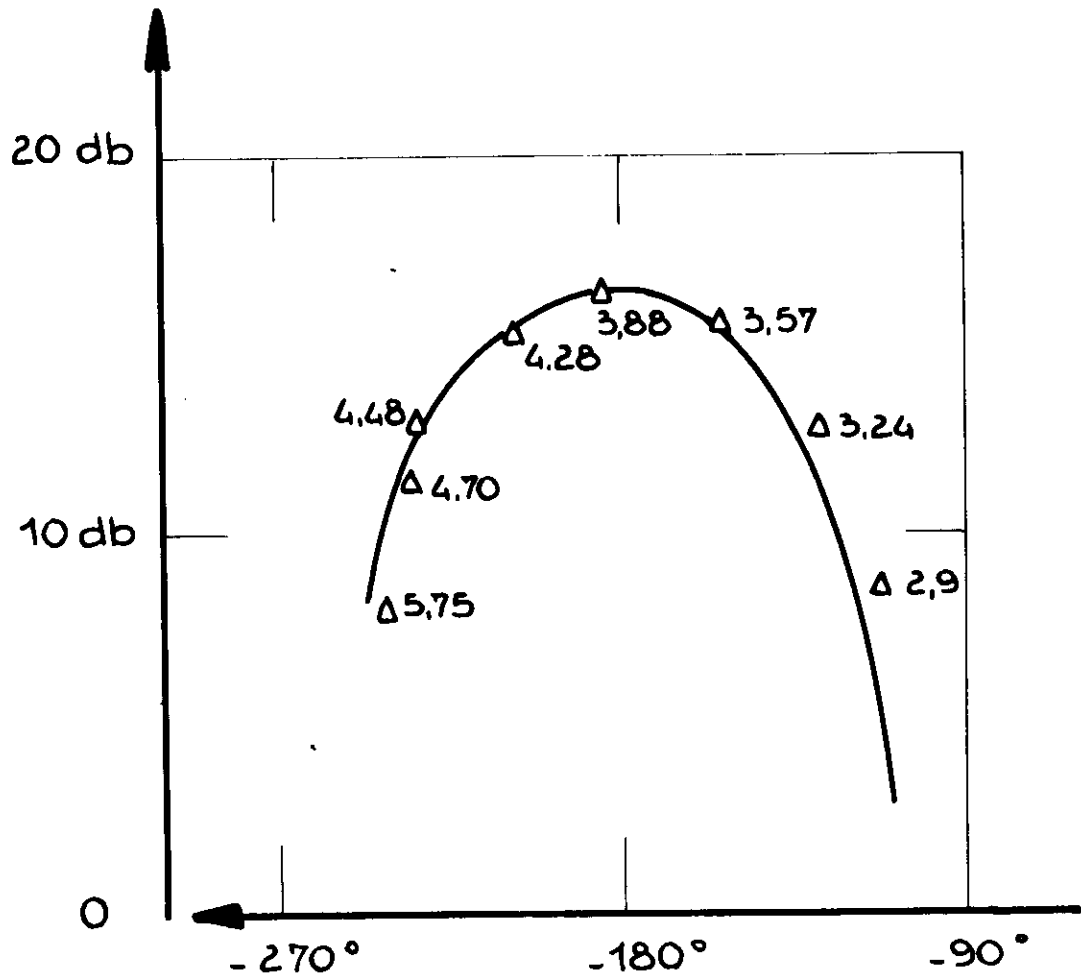
$$\frac{R}{\Delta} = 1,91$$

$$\varphi_{R_1, \delta \text{ mesuré}} = -112^\circ$$

$$\text{CORRECTION GYRO} = 2,5^\circ$$

$$5^\circ \leq \Phi_1 \leq 10^\circ$$

Fig.16 Exemple d'enregistrements relevés en vol



— Calculé d'après coefficients moyens mesurés.

Δ Mesure directe.

Fig. 17 Fonction de transfert, r_1/δ

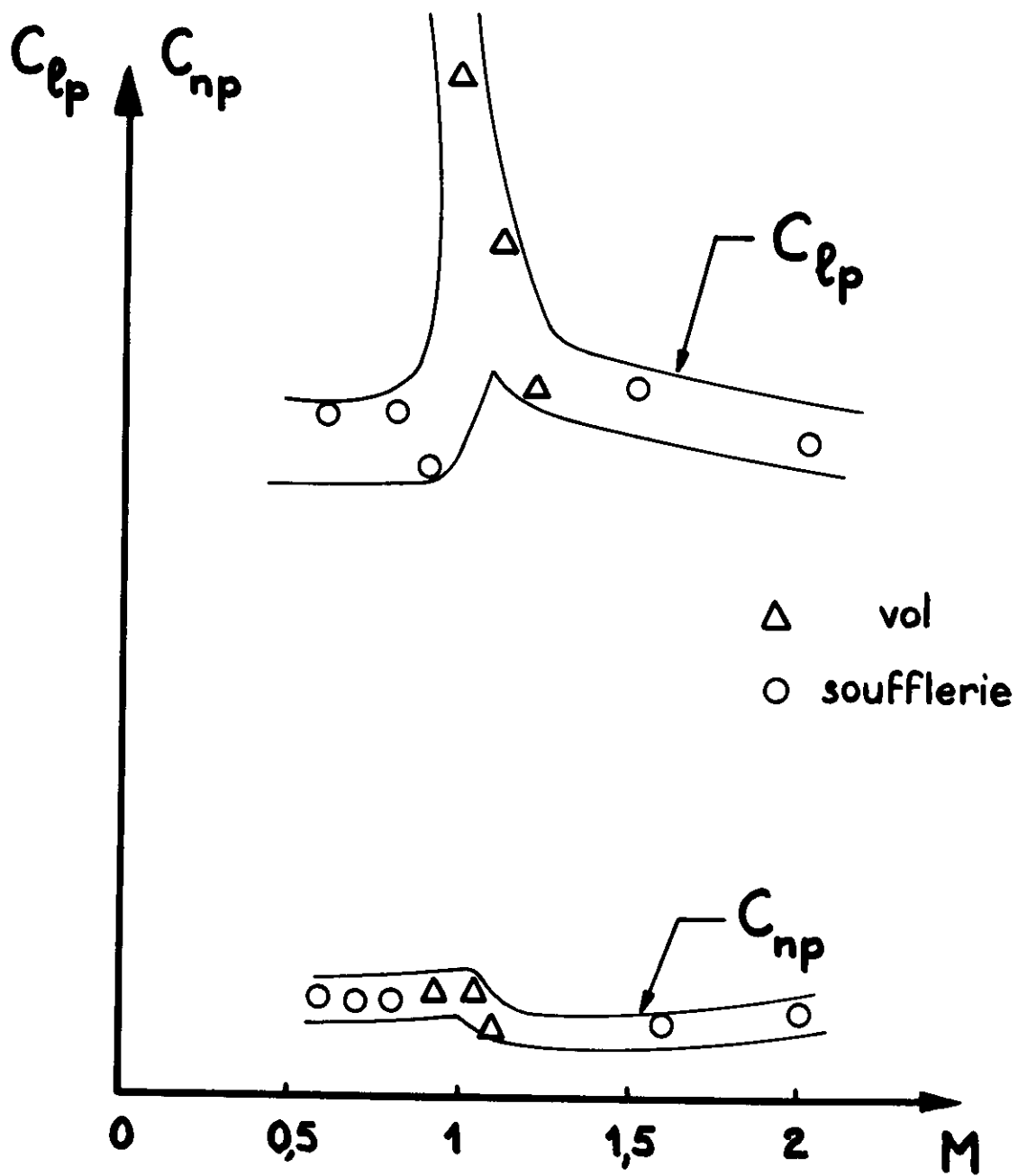


Fig.18 Comparaison vol-soufflerie C_{l_p} . C_{n_p}

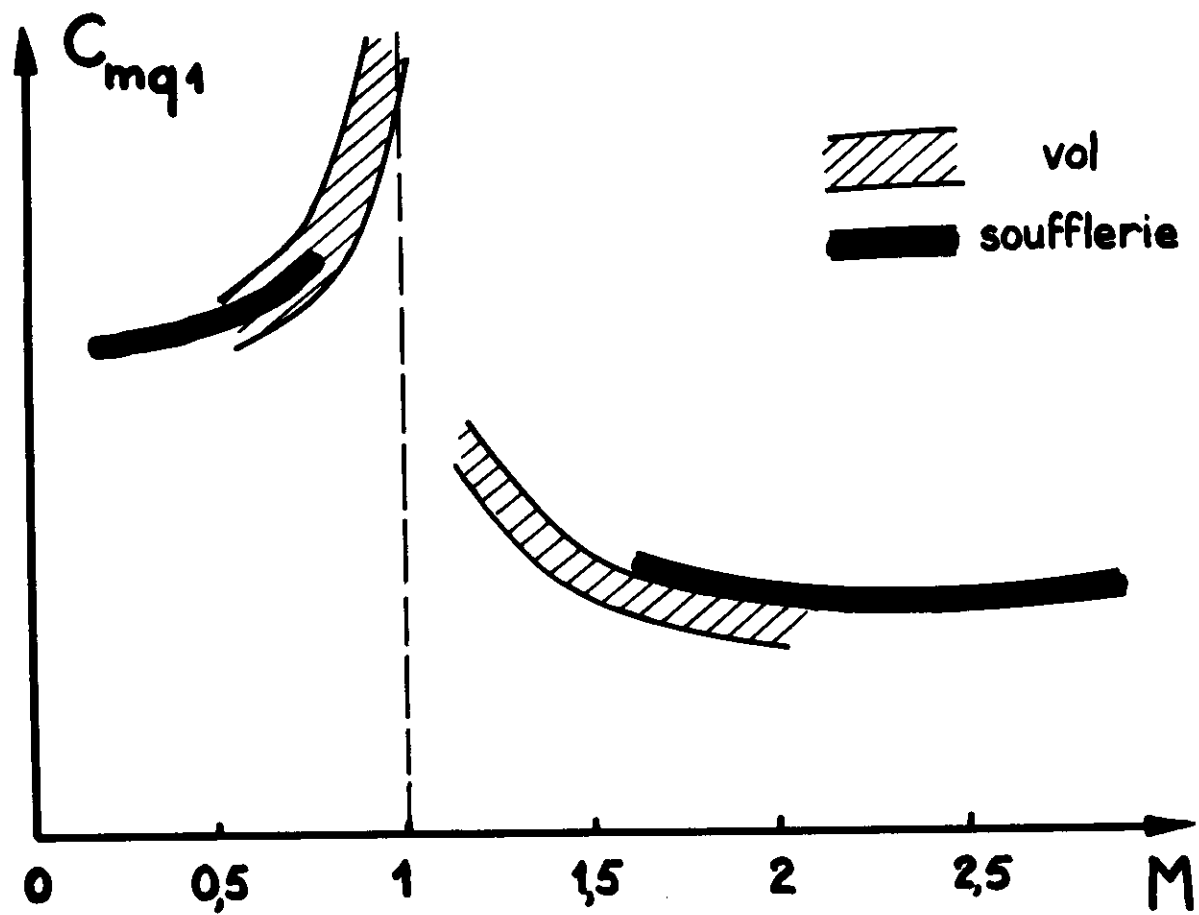


Fig. 19 Comparaison vol-soufflerie C_{mq_1}

ANNEXE

Théorie de la Méthode

1. NOTATIONS

Masse spécifique de l'air	ρ
Vitesse de l'écoulement	V
Nombre de Mach	M
Corde de référence	l
Surface de référence	S
Fréquence des oscillations	f
Pulsation ($2\pi f$)	ω
Fréquence réduite ($\pi fl/V$)	ω_R
Vitesse angulaire de tangage	q_1
Vitesse angulaire de lacet	r_1
Angle d'incidence	i
Angle de dérapage	j
Masse de la maquette comprenant la partie pesée du dynamomètre	m
Rayon de giration autour de Gy_1	r_B
Axes de référence liés à la balance figure	$Ox_0y_0z_0$
Axe d'oscillation	Oy_0
Axe géométrique du dard sans déformation	Ox_0
Abscisse du centre d'inertie de la masse m	x_G
Abscisse du centre de réduction des moments M_1 ou N_1	x_1
Vitesse de O_1	w_1
Elongation du mouvement d'oscillation	\odot
Amplitude correspondante sans déformation	θ_0

Amplitude de l'angle balayé par l'axe longitudinal de la maquette (incidence aérodynamique)		θ_A
Amplitude réduite du mouvement du centre de gravité de la maquette (z_G/x_G)		θ_G
Amplitude réduite du mouvement de l'axe de mesure		θ_{01}
<i>Accroissements d'Amplitude dus aux Déformations de la Balance</i>		
(a) mesurés		$\delta\theta_0$
(b) non mesurés dus aux efforts mesurés		
pente de l'extrémité du dard		$\delta\theta_A$ ou h_x
flèche relative de G	$G'G/OG'$	$\delta\theta_G$ ou h
flèche relative de O	$O'O_1/OO'$	$\delta\theta_{01}$ ou h_{01}
<i>Grandeurs en phase avec le mouvement imposé</i>		
Effort		$R(F)$
Moment		$R(M_1)$
Accroissement d'amplitude		$R(h), R(h_x)$
<i>Grandeurs en quadrature avec le mouvement imposé</i>		
Effort		$J(F)$
Moment		$J(M_1)$
Accroissement d'amplitude, etc.		$J(h), J(h_x)$
Symbole des nombres imaginaires		J
Dérivées successives par rapport au temps		$\dot{\theta}, \ddot{\theta}$

2. EQUATIONS DU MOUVEMENT DE LA MAQUETTE

Dans le cas des mesures longitudinales, les efforts auxquels est soumise la maquette et les valeurs mesurées par le dynamomètre sont liés par les relations:

$$\begin{bmatrix} C_{z_{i_1}} & C_{z_{q_1}} & C_{z_{i_1}} \frac{x_1}{V} & C_{z_{\dot{w}_1}} \frac{x_1 l}{V^2} \\ C_{m_{i_1}} & C_{m_{q_1}} & C_{m_{i_1}} \frac{x_1}{V} & C_{m_{\dot{w}_1}} \frac{x_1 l}{V^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_A \\ \dot{\theta}_A \\ -\theta_{01} \\ -\dot{\theta}_{01} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{F + m x_G \ddot{\theta}_G}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \\ \frac{M_1 + m [x_G (x_G - x_1) \ddot{\theta}_G + r_{B^2}^2 \ddot{\theta}_A]}{\frac{1}{2} \rho V^2 S l} \end{bmatrix} \quad (A.1)$$

La nature du mouvement:

$$\theta_A = \theta_A e^{j\omega t}$$

conduit aux relations:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta}_A &= j\omega \theta_A \\ \ddot{\theta}_A &= -\omega^2 \theta_A \end{aligned} \right\} \quad (A.2)$$

et deux relations analogues pour θ_{01} et θ_G .

En tenant compte de (A.2) et en introduisant l'expression de la fréquence réduite ω_R , les Equations (A.1) se transforment:

$$\begin{bmatrix} \theta_A - 2j\omega_R \frac{x_1}{l} \theta_{01} & 2j\omega_R \theta_A & 4\omega_R \frac{x_1}{l} \theta_{01} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{z_{i_1}} & C_{m_{i_1}} \\ C_{z_{q_1}} & C_{m_{q_1}} \\ C_{z_{\dot{w}_1}} & C_{m_{\dot{w}_1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{F + m \omega^2 x_G \theta_G}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \\ \frac{M_1 - m \omega^2 [x_G (x_G - x_1) \theta_G + r_{B^2}^2 \theta_A]}{\frac{1}{2} \rho V^2 S l} \end{bmatrix} \quad (A.3)$$

aux faibles fréquences réduites ($\omega_R \leq 0,05$), les termes en ω_R^2 peuvent être négligés et les expressions des Equations (A.3) se simplifient:

$$\begin{bmatrix} \theta_A - 2j\omega_R \frac{x_1}{l} \theta_{01} & 2j\omega_R \theta_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{z_{i_1}} & C_{m_{i_1}} \\ C_{z_{q_1}} & C_{m_{q_1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{F + m \omega^2 x_G \theta_G}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \\ \frac{M_1 - m \omega^2 [x_G (x_G - x_1) \theta_G + r_{B^2}^2 \theta_A]}{\frac{1}{2} \rho V^2 S l} \end{bmatrix} \quad (A.4)$$

F et M_1 étant des grandeurs complexes, ainsi que les amplitudes du mouvement corrigées $\theta_A \cdot \theta_G \cdot \theta_{01}$.

Soit:

$$\theta_A = R(\theta_A) + \bar{j}J(\delta\theta_A)$$

$$\theta_G = R(\theta_G) + \bar{j}J(\delta\theta_G)$$

$$\theta_{01} = R(\theta_{01}) + \bar{j}J(\delta\theta_{01})$$

en portant les expressions ci-dessus dans l'Equation (A.4) et en séparant les parties réelles et imaginaires, il vient après quelques simplifications:

1. *Partie réelle*

$$\begin{bmatrix} C_{z_{11}} \\ C_{m_{11}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} - \frac{R(F) + m\omega^2 x_G R(\theta_G)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S R(\theta_A)} \\ \frac{R(M_1) - m\omega^2 [x_G(x_G - x_1)R(\theta_G) + r_B^2 R(\theta_A)]}{\frac{1}{2}\rho V^2 S l R(\theta_A)} \end{bmatrix} \quad (A.5)$$

2. *Partie imaginaire*

$$\begin{bmatrix} 1 & \frac{J(\delta\theta_A)}{2\omega_R R(\theta_A)} - \frac{x_1}{l} \frac{R(\theta_{01})}{R(\theta_A)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{z_{q1}} & C_{m_{q1}} \\ C_{z_{11}} & C_{m_{11}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} - \frac{J(F) + m\omega^2 x_G J(\delta\theta_G)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S 2\omega_R R(\theta_A)} \\ \frac{J(M_1) - m\omega^2 [x_G(x_G - x_1)J(\delta\theta_G) + r_B^2 J(\delta\theta_A)]}{\frac{1}{2}\rho V^2 S l 2\omega_R R(\theta_A)} \end{bmatrix} \quad (A.6)$$

DISCUSSION

B. Etkin (Canada): Mr. Mathé has described the frequency response technique which he used to obtain stability derivatives from flight data. In principle the same results can be obtained by the use of transient test techniques, in which the input is a control surface pulse rather than a steady sinusoidal oscillation. The transient technique has been used in the U.S.A., I believe with some success. It has the obvious advantage of requiring less testing time. Would the speaker care to comment on whether he considered this method and, if so, why he prefers to use the frequency-response method?

Reply by P.L. Mathé: Nous avons essayé d'effectuer l'analyse harmonique de certaines réponses transitoires d'un avion. En définitive, les résultats furent très décevants. La précision n'est absolument pas comparable. Vous avez vu la fonction de transfert R/δ que nous avons calculée et que nous avons mesurée; ceci représente une bande de fréquence qui va de la fréquence moitié à la fréquence double de la fréquence propre de l'avion, ce qui est donc une bande de fréquence assez grande. Si l'on applique une analyse harmonique de la réponse à une sollicitation triangulaire ou en échelon, on trouve une dispersion des points qui est beaucoup plus grande et qui ne permet pas de trouver les coefficients. Il existe peut-être des cas particuliers où l'on pourrait obtenir ces coefficients, mais dans le cas transversal en particulier, on n'a jamais pu obtenir des résultats d'essais suffisamment bien alignés que pour déterminer les coefficients.

H.H.B.M. Thomas (U.K.): Our experience in the U.K. suggests that, whatever method of analysis or excitation is used, the limit of accuracy of results in terms of derivatives is set by the instruments. A considerable effort has been put into improvement of these, but my impression is that the return is not in proportion. Would Mr. Mathé care to comment?

Reply by P.L. Mathé: Effectivement tous ces problèmes se ramènent à des problèmes d'instruments de mesure et je crois qu'il y a un gros progrès à faire dans ce domaine. Il y a en outre des progrès à faire dans le domaine des mesures elles-mêmes, c'est-à-dire passage aux mesures sur bande magnétique qui facilite les interprétations ultérieures.

ADDENDUM

AGARD SPECIALISTS' MEETING

on

STABILITY AND CONTROL

Complete List of Papers Presented

Following is a list of the titles and authors of the 41 papers presented at the Stability and Control Meeting held in Brussels in April, 1960, together with the AGARD Report number covering the publication of each paper.

INTRODUCTORY PAPERS

- The Aeroplane Designer's Approach to Stability and Control*, by
G.H.Lee (United Kingdom) Report 334
- The Missile Designer's Approach to Stability and Control Problems*, by
M.W.Hunter and J.W.Hindes (United States) Report 335

DESIGN REQUIREMENTS

- Flying Qualities Requirements for United States Navy and Air Force Aircraft*, by W.Koven and R.Wasicko (United States) Report 336
- Design Aims for Stability and Control of Piloted Aircraft*, by
H.J.Allwright (United Kingdom) Report 337
- Design Criteria for Missiles*, by L.G.Evans (United Kingdom) Report 338

AERODYNAMIC DERIVATIVES

- State of the Art of Estimation of Derivatives*, by H.H.B.M.Thomas
(United Kingdom) Report 339
- The Estimation of Oscillatory Wing and Control Derivatives*, by
W.E.A.Acum and H.C.Garner (United Kingdom) Report 340
- Current Progress in the Estimation of Stability Derivatives*, by
L.V.Malthan and D.E.Hoak (United States) Report 341
- Calculation of Non-Linear Aerodynamic Stability Derivatives of
Aeroplanes*, by K.Gersten (Germany) Report 342

<i>Estimation of Rotary Stability Derivatives at Subsonic and Transonic Speeds</i> , by M.Tobak and H.C.Lessing (United States)	Report 343
<i>Calcul par Analogie Rhéoelectrique des Dérivées Aérodynamiques d'une Aile d'Envergure Finie</i> , by M.Enselme and M.O.Aguesse (France) ..	Report 344
<i>A Method of Accurately Measuring Dynamic Stability Derivatives in Transonic and Supersonic Wind Tunnels</i> , by H.G.Wiley and A.L.Braslow (United States)	Report 345
<i>Mesure des Dérivées Aérodynamiques en Soufflerie et en Vol</i> , by M.Scherer and P.Mathe (France)	Report 346
<i>Static and Dynamic Stability of Blunt Bodies</i> , by H.C.DuBose (United States)	Report 347

AEROELASTIC EFFECTS

<i>Effects of Aeroelasticity on the Stability and Control Characteristics of Airplanes</i> , by H.L.Runyan, K.G.Pratt and F.V.Bennett (United States)	Report 348
<i>The Influence of Structural Elasticity on the Stability of Airplanes and Multistage Missiles</i> , by L.T.Prince (United States)	Report 349
<i>Discussion de deux Méthodes d'Etude d'un Mouvement d'un Missile Flexible</i> , by M.Bismut and C.Beatrice (France)	Report 350
<i>The Influence of Aeroelasticity on the Longitudinal Stability of a Swept-Wing Subsonic Transport</i> , by C.M.Kalkman (Netherlands)	Report 351
<i>Some Static Aeroelastic Considerations of Slender Aircraft</i> , by G.J.Hancock (United Kingdom)	Report 352

COUPLING PHENOMENA

<i>Pitch-Yaw-Roll Coupling</i> , by L.L.Cronvich and B.E.Amsler (United States)	Report 353
<i>Application du Calculateur Analogique à l'Etude du Couplage des Mouvements Longitudinaux et Transversaux d'un Avion</i> , by F.C.Haus (Belgium)	Report 354
<i>Influence of Deflection of the Control Surfaces on the Free-Flight Behaviour of an Aeroplane: A Contribution to Non-Linear Stability Theory</i> , by X.Hafer (Germany)	Report 355

STABILITY AND CONTROL AT HIGH LIFT

<i>Low-Speed Stalling Characteristics</i> , by J.C.Wimpenny (United Kingdom)	Report 356
--	------------

- Some Low-Speed Problems of High-Speed Aircraft*, by A.Spence and D.Lean (United Kingdom) Report 357
- Factors Limiting the Landing Approach Speed of an Airplane from the Viewpoint of a Pilot*, by R.C.Innis (United States) Report 358
- Post-Stall Gyration and Their Study on a Digital Computer*, by S.H.Scher (United States) Report 359

THE APPLICATION OF SERVO-MECHANISMS

- The Place of Servo-Mechanisms in the Design of Aircraft with Good Flight Characteristics*, by K.H.Doetsch (United Kingdom) Report 360
- Effects of Servo-Mechanism Characteristics on Aircraft Stability and Control*, by F.A.Gaynor (United States) Report 361
- Les Commandes de Vol Considérées comme Formant un Système Asservi*, by J.Grémont (France) Report 362
- Determination of Suitable Aircraft Response as Produced by Automatic Control Mechanisms*, by E.Mewes (Germany) Report 363
- An Approach to the Control of Statically Unstable Manned Flight Vehicles*, by M.Dublin (United States) Report 364

THE USE OF SIMULATORS

- The Use of Piloted Flight Simulators in General Research*, by G.A.Rathert, Jr., B.Y.Creer and M.Sadoff (United States) Report 365
- Simulation in Modern Aero-Space Vehicle Design*, by C.B.Westbrook (United States) Report 366
- Mathematical Models for Missiles*, by W.S.Brown and D.I.Paddison (United Kingdom) Report 367
- In-Flight Simulation - Theory and Application*, by E.A.Kidd, G.Bull and R.P.Harper, Jr. (United States) Report 368

DEVELOPMENT TECHNIQUES

- Application of Analytical Techniques to Flight Evaluations in Critical Control Areas*, by J.Weil (United States) Report 369
- Investigation on the Improvement of Longitudinal Stability of a Jet Aircraft by the Use of a Pitch-Damper*, by R.Mautino (Italy) Report 370

Méthodes Utilisées pour la Mise au Point de l'Avion Bréguet 940 à Ailes Soufflées, by G. de Richemont (France) Report 371

TURBULENCE AND RANDOM DISTURBANCES

Theory of the Flight of Airplanes in Isotropic Turbulence; Review and Extension, by B.Etkin (Canada) Report 372

The Possible Effects of Atmospheric Turbulence on the Design of Aircraft Control Systems, by J.K.Zbrozek (United Kingdom) Report 373

L'Optimisation Statistique du Guidage par Alignement d'un Engin Autopropulsé en Présence de Bruit, by P.LeFèvre (France) Report 374