

LES MÉTHODES DE PRÉVISION EN AÉROÉLASTICITÉ

par Roland DAT

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

Résumé

L'exposé comporte une revue succincte des phénomènes aéroélastiques affectant les structures. Sont considérés successivement : le flottement des ailes d'avion, les instabilités des grilles d'aubes de compresseur, les vibrations aéroélastiques des structures non profilées et les phénomènes particuliers aux voilures tournantes. On montre les mécanismes des couplages responsables de ces phénomènes et l'on présente les méthodes de prévision.

Previsional methods in aeroelasticity

Abstract

The paper is a brief review of the aeroelastic phenomena affecting the structures. The following phenomena are successively considered : airplane wing flutter, compressor blade cascade instabilities, aeroelastic vibrations of non streamlined structures and phenomena particular to rotary wings. The coupling mechanisms producing the instabilities are described and the prediction methods are presented.

I - Introduction

L'aéroélasticité est une préoccupation très importante des ingénieurs chargés de concevoir et de mettre en service des structures soumises à des écoulements. Les vibrations aéroélastiques menacent surtout les structures aérospatiales, parce qu'elles sont légères et soumises à des écoulements à grande vitesse, mais ils peuvent se produire également sur des structures lourdes comme les ouvrages de génie civil.

La prévision des vibrations aéroélastiques fait appel à deux disciplines fondamentales : la dynamique des structures et l'aérodynamique instationnaire.

La dynamique des structures comprend les méthodes de calcul par éléments finis et les méthodes d'essais de vibration utilisées pour déterminer les caractéristiques dynamiques, c'est-à-dire, en général, les modes propres de vibration, de la structure inerte.

L'aérodynamique instationnaire comprend les méthodes théoriques et expérimentales utilisées

pour évaluer les forces aérodynamiques provoquées par les vibrations de la structure (forces couplées) et les forces non couplées, et en général aléatoires, qui se manifestent dans certaines conditions d'écoulement. Les méthodes théoriques sont encore insuffisantes dans beaucoup de cas pratiques et l'on doit souvent avoir recours à des mesures en soufflerie ou même à une simulation pure et simple des phénomènes sur des maquettes aéroélastiquement semblables.

Au moment de la mise en service des structures, les ingénieurs disposent de méthodes d'essai de vibration qui permettent de suivre l'évolution des caractéristiques vibratoires de la structure en présence de l'écoulement, évitant ainsi le risque de se placer de façon inattendue dans des conditions d'instabilité aéroélastique pouvant entraîner la rupture.

Les phénomènes aéroélastiques se rencontrent surtout sur les structures profilées destinées à engendrer de la portance, comme les surfaces portantes des avions, les pales d'hélicoptères ou d'éoliennes et les aubes de compresseur, mais elles peuvent se manifester aussi sur des structures non profilées soumises au vent, telles que les ponts suspendus, les tours ou même les lanceurs spatiaux dressés sur leur aire de lancement. Dans cet exposé on se propose de faire une revue succincte des phénomènes vibratoires particuliers aux différents types de structure et de présenter les méthodes de prévision et les moyens de prévention. Nous passerons assez rapidement sur les méthodes de calcul de l'aérodynamique instationnaire, parce qu'elles ont fait l'objet de présentations récentes. L'auteur a choisi d'illustrer l'exposé surtout par des résultats obtenus à l'ONERA, parce que ce sont ceux qu'il connaît le mieux, mais des résultats analogues peuvent être trouvés dans les références.

II - Formulation linéaire des problèmes d'aéroélasticité

Dans cet exposé nous nous intéresserons surtout aux instabilités aéroélastiques dynamiques qui se manifestent par des vibrations divergentes. Les forces aérodynamiques responsables de ces phénomènes sont engendrées par le mouvement de vibration de la structure.

Pour prévoir les instabilités, les aéroélasticiens disposent surtout de méthodes linéaires. Celles-ci sont en général valables pour des vibrations de faible amplitude : elles permettent de savoir si ces vibrations sont divergentes ou

amorties, ce qui est l'essentiel du point de vue de la stabilité. Le plus souvent, les non-linéarités, qui sont négligées dans ces méthodes, ont tendance à limiter l'amplitude de vibration, en cas d'instabilité, et contribuent à rendre le phénomène moins dangereux. Mais les phénomènes non-linéaires peuvent aussi n'amortir que les vibrations de faible amplitude (cas fréquent avec le frottement sec) et, dans ce cas, les vibrations divergentes ne démarrent qu'à la suite d'une forte perturbation.

La technique de discrétisation généralement adoptée dans le calcul de stabilité est la représentation modale. Celle-ci consiste à décomposer le mouvement de la structure sur la base de ses formes propres de vibration en posant :

$$r(P,t) = \sum_{k=1}^n r_k(P) q_k(t)$$

où $r(P,t)$ est le vecteur qui définit l'état de déflexion de la structure, au point P et à l'instant t , par rapport à un état de référence.

$r_k(P)$ le vecteur qui définit la forme propre du $k^{\text{ième}}$ mode propre de vibration de la structure conservative,

$q_k(t)$ la coordonnée généralisée associée à la déformée $r_k(P)$.

Cette représentation est particulièrement bien adaptée à l'étude des vibrations aéroélastiques, par suite de la sélectivité des modes propres en fréquence, et il suffit en général d'un faible nombre de degrés de liberté pour étudier un phénomène particulier. Il existe même des flottements "à un degré de liberté" qui peuvent être prévus en ne retenant qu'une seule forme propre

L'hypothèse de la linéarité et l'emploi de la représentation modale permettent de traiter la structure et l'écoulement qui l'entoure comme un système linéaire discret à faible nombre de degrés de liberté. Ce système peut être caractérisé par son impédance matricielle, définie en considérant une vibration harmonique, c'est-à-dire en admettant que la colonne de coordonnées généralisées est de la forme $q(t) = \text{Re}(\tilde{q} \exp i\omega t)$

Pour justifier l'existence d'un tel mouvement, on doit introduire au second membre des équations de Lagrange, une colonne de forces généralisées

$Q(t) = \text{Re}(\tilde{Q} \exp i\omega t)$. L'impédance matricielle est la matrice $Z(i\omega)$ qui détermine la colonne Q en fonction de q par l'équation :

$$Q = Z(i\omega)q \quad (1)$$

Cette équation est l'équation de Lagrange du système, pour un mouvement harmonique. La matrice Z a pour expression :

$$Z = -\omega^2 \mu + i\omega \beta + \gamma + \rho V^2 C(\omega) + i\omega \rho V B(\omega) \quad (2)$$

où μ est la matrice diagonale des masses généralisées μ_k associées à chacune des modes de la structure,

γ la matrice diagonale des raideurs généralisées γ_k associées à chacun de ces modes,

β la matrice de dissipation généralisée de la structure (matrice symétrique et positive dont on ne considère souvent que la diagonale pour simplifier).

Les matrices B et C déterminent les forces aérodynamiques généralisées qui dépendent linéairement du mouvement de la structure.

Les masses généralisées μ_k , les raideurs généralisées γ_k et les champs de vecteur ou formes propres $r_k(P)$ sont les caractéristiques modales du "système conservatif associé" c'est-à-dire de la structure supposée dépourvue de forces de dissipation. Ces caractéristiques peuvent être calculées, par des méthodes d'éléments finis, ou déterminées expérimentalement par des essais de vibration.

Sauf cas exceptionnels, la matrice β ne peut être prévue par le calcul et doit être déterminée par essai.

Les matrices aérodynamiques B et C sont déduites de l'expression des travaux virtuels des forces aérodynamiques. Pour les calculer, il faut connaître les formes propres $r_k(P)$ et disposer de matrices de coefficients aérodynamiques qui dépendent de la géométrie de la structure et des paramètres sans dimension caractérisant l'écoulement instationnaire, Mach, pulsation réduite, et, parfois, nombre de Reynolds. Ces coefficients sont généralement obtenus par voie théorique (théorie de l'écoulement plan instationnaire, théorie de la surface portante) et sont parfois pondérés à partir de mesures effectuées en soufflerie. Leur détermination constitue la difficulté majeure de la plupart des problèmes d'aéroélasticité.

Le comportement du système aéroélastique du point de vue de la stabilité est défini par les valeurs de la variable complexe ρ qui rendent singulière la matrice $Z(\rho)$. Il existe plusieurs méthodes plus ou moins artificielles pour déterminer ces valeurs, de façon suffisamment approchée pour les besoins pratiques, en partant des matrices $Z(i\omega)$ calculées pour des valeurs discrètes de ω . La méthode la plus générale consiste à inverser Z pour obtenir l'admittance matricielle $A(i\omega) = Z^{-1}(i\omega)$; on procède ensuite à un lissage mathématique qui donne une représentation approchée de $A(\rho)$ sous la forme d'une fraction rationnelle dont on peut déterminer les pôles $\rho_k = \rho'_k + i\rho''_k$. Chacun de ces pôles définit la fréquence et l'amortissement d'un mode de la structure couplée avec l'écoulement. Il y a instabilité si $\text{Re}(\rho_k) > 0$ pour l'un de ces modes.

III - Mécanisme des instabilités aéroélastiques

Pour provoquer une instabilité, les forces aérodynamiques doivent apporter de l'énergie à la structure. Elles peuvent le faire directement, par un effet de dissipation négative, ou par l'intermédiaire d'un couplage entre deux ou plusieurs degrés de liberté de la structure.

L'effet de dissipation négative peut avoir des origines diverses. Il peut provenir d'une tendance à l'instabilité de l'écoulement lui-même,

(exemple : phénomènes dus à l'échappement tourbillonnaire) ou du changement de signe de la dérivée de portance qui se produit dans les structures profilées au delà de l'incidence de décrochage (flottement de décrochage). Mais la cause la plus fréquente réside dans le fait que l'écoulement ne réagit au mouvement de la structure qu'avec un certain délai. Ce délai se manifeste clairement dans les réponses aérodynamiques indicielles (réponses à un échelon d'incidence) par une évolution progressive de la portance et du moment vers leur valeur stationnaire. En mouvement oscillant, il provoque un déphasage, d'où une composante de force aérodynamique en phase ou en opposition avec la vitesse d'oscillation, c'est-à-dire un effet moteur ou dissipatif, suivant le mode de vibration.

Dans l'expression de l'impédance matricielle donnée par l'équation (2), l'effet dissipatif peut être attribué à la composante symétrique, $B_s = \frac{B+B^T}{2}$ de la matrice B . Cet effet peut devenir négatif (et dans ce cas c'est un effet moteur), pour certains modes de vibration, si la matrice B_s est négative, ou semi-négative, c'est-à-dire si elle a une ou plusieurs valeurs propres négatives.

Les instabilités que l'on peut rencontrer dans ce cas sont désignées par "instabilités, ou flottements, à un degré de liberté" parce qu'elles ne font intervenir, en général, qu'un seul mode propre de la structure. La prévision de ces phénomènes peut presque toujours se faire en considérant chaque degré de liberté séparément dans l'équation (1), comme si la matrice $Z(i\omega)$ était diagonale.

L'effet de dissipation négative peut se produire même sur des structures lourdes, comme les ouvrages de béton, et provoquer des instabilités dès lors que la dissipation interne de la structure est faible. Notons également que les mécanismes responsables de cet effet sont souvent sensibles aux non-linéarités qui ont tendance à limiter l'amplitude de vibration.

Le flottement classique des avions résulte d'un mécanisme plus complexe dans lequel intervient le couplage de plusieurs degrés de liberté de la structure. Ce couplage provient surtout de la portance. Celle-ci est engendrée par les vibrations de torsion de l'aile (ou par les vibrations de gouverne) et entraîne le mode de flexion à la même fréquence. Le déphasage entre les forces aérodynamiques et le mouvement qui leur donne naissance joue un rôle secondaire, et l'essentiel du phénomène est traduit par la matrice C dans l'impédance matricielle.

Sur le plan physique on remarque que le couplage des degrés de liberté de flexion et de torsion par l'écoulement n'a pas les mêmes propriétés de réciprocité que les couplages structuraux. Il en résulte un défaut de symétrie de la matrice C qui est fondamental pour l'explication mathématique de l'instabilité, puisque c'est la composante antisymétrique de la matrice C qui détermine l'énergie dissipée ou apportée à la structure par l'écoulement, pour un mouvement de vibration donné.

La composante symétrique de la matrice C introduit des effets de raideur, positive ou négative suivant les modes de vibration, et agit surtout sur les fréquences propres. Elle contribue souvent à rapprocher les fréquences de flexion et

de torsion, ce qui favorise l'instabilité.

IV - Aéroélasticité des avions

Phénomènes rencontrés

Les phénomènes aéroélastiques qui risquent le plus d'affecter un avion prototype sont les flottements à plusieurs degrés de liberté des surfaces portantes (ailes, empennages, dérive). Les constructeurs doivent réaliser des structures telles que ces instabilités ne puissent pas se produire dans le domaine de vol de l'avion. Les rigidités de torsion imposées par le dimensionnement statique, et les valeurs élevées des fréquences de torsion qui en résultent, suffisent en général à écarter le risque de flottement de flexion-torsion classique. Mais la présence de masses suspendues sous la voilure (nacelles moteurs, réservoirs, charges militaires) peut créer de faux modes de torsion à fréquence basse qui risquent de se coupler avec le mode de flexion et de donner une instabilité à relativement faible vitesse. Beaucoup de difficultés pratiques proviennent aussi de la présence des gouvernes qui se couplent avec les modes de flexion des surfaces portantes.

La théorie linéaire de la surface portante prévoit certains flottements à un degré de liberté, mais c'est presque toujours sur des configurations de structure peu réalistes, et les seules instabilités à un degré réellement gênantes proviennent d'effets non-linéaires liés à la présence d'une onde de choc ou d'un décollement : buzz d'aileron et tremblement (ou buffeting) d'aile.

Le buzz d'aileron est provoqué par le couplage entre gouverne et onde de choc en écoulement supercritique [11], [12]. Le phénomène est souvent compliqué par l'interaction entre couche limite et onde de choc.

Le tremblement est l'ensemble des phénomènes de vibration qui suivent l'apparition d'un décollement sur l'aile et dans lesquels on peut distinguer une excitation aléatoire, dont le spectre est continu en fonction de la fréquence, et une modification du couplage entre structure et écoulement qui se traduit surtout par une variation d'amortissement aérodynamique. Celui-ci peut devenir négatif pour certains modes de vibration, mais l'instabilité qui en résulte est parfois difficile à discerner à cause de l'excitation aléatoire et des non-linéarités qui limitent l'amplitude de vibration.

Si les ondes de choc et/ou les décollements favorisent l'effet de dissipation négative, au point de provoquer des instabilités, c'est parce que les mécanismes de réaction aux mouvements de la structure qu'ils introduisent sont particuliers et font intervenir des délais relativement grands (délais de propagation des ondes acoustiques, délai d'évolution du décollement).

Méthodes de prévision du comportement aéroélastique des avions

La prévision des instabilités aéroélastiques des avions nécessite la mise en oeuvre d'un certain nombre de méthodes de calcul et d'essai. La plupart de ces méthodes ont pour but de déterminer

les coefficients de l'impédance matricielle qui caractérisent la structure et le couplage aéro-élastique.

Détermination des caractéristiques dynamiques de la structure

La méthode des éléments finis permet de calculer les caractéristiques modales de la structure, c'est-à-dire les masses généralisées μ_k , les raideurs généralisées γ_k (ou les pulsations propres $\gamma_k = (\gamma_k / \mu_k)^{1/2}$) et les formes propres $r_k(P)$. La prévision du flottement nécessite en général la connaissance des modes de vibration de la structure complète de l'avion, c'est-à-dire que les déformées $r_k(P)$ doivent être définies sur l'ensemble des surfaces portantes, compte tenu des couplages structuraux avec le fuselage. Dans certains cas même, il faut tenir compte du ballonnement du carburant dans les réservoirs d'aile. On peut le faire en introduisant dans le calcul des éléments finis fluides.

Les résultats de calcul sont en général assez satisfaisants : la précision se dégrade pour les modes de rang élevé, mais ceux-ci n'interviennent pratiquement pas dans les couplages qui produisent le flottement.

Les essais de vibration au sol permettent de déterminer les modes propres par voie expérimentale. Par rapport aux calculs ils présentent l'avantage de fournir une évaluation des coefficients de la matrice de dissipation β . Les méthodes d'essai de vibration sont maintenant classiques et ne seront pas décrites ici. L'ONERA possède un laboratoire d'essais de vibration monté sur camion semi-remorque pour effectuer les essais des avions prototypes en usine ou sur les aérodromes. Ce laboratoire comprend l'instrumentation d'excitation et de mesure et un ordinateur permettant d'exploiter des méthodes relativement complexes. Les résultats d'essai peuvent être directement utilisés pour les calculs de flottement, mais le plus souvent, les constructeurs qui font ces calculs préfèrent utiliser les modes propres théoriques pour pouvoir tenir compte commodément de modifications éventuelles de la structure. Dans ce cas, les modes propres expérimentaux leur servent à contrôler les modes théoriques et à corriger la modélisation par éléments finis. Des méthodes d'identification sont à l'étude, notamment à l'ONERA, pour permettre de localiser les défauts de modélisation.

Les difficultés que l'on peut rencontrer dans les essais de vibration au sol proviennent des non-linéarités de la structure ou de la complexité de ses degrés de liberté.

Les non-linéarités dues aux frottements secs dans les articulations et les cinématiques de commande de gouverne sont particulièrement gênantes sur les avions légers et les planeurs car elles masquent l'effet du couplage massique entre surface portante et gouverne, consécutif au sous-équilibre de cette dernière, et peuvent ainsi fausser complètement la prévision du flottement. Dans beaucoup de cas, l'influence de ces frottements peut être considérablement atténué en superposant à l'excitation d'essai une excitation de fréquence

beaucoup plus élevée [4]. La figure (1) montre l'influence d'une telle excitation sur la réponse de l'aileron dans le mode de flexion à trois noeuds de la voilure d'un planeur.

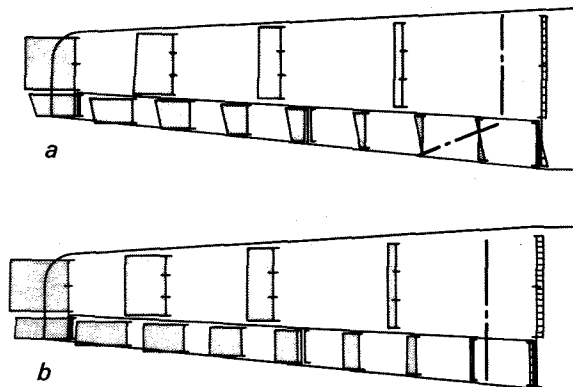


Fig. 1 - Essai de vibration du planeur Cerva 75. Déformée de flexion 3 noeuds de la voilure.

- a) Relevé effectué avec excitation auxiliaire haute fréquence.
b) Relevé effectué sans excitation auxiliaire.

Dans les avions militaires, les difficultés proviennent souvent des charges suspendues sous la voilure (nacelles, réservoirs et charges militaires) parce que les degrés de liberté supplémentaires qu'elles introduisent donnent des modes de vibration groupés dans une gamme de fréquence étroite et ne différant entre eux que par la phase relative d'une ou plusieurs charges. Ces configurations posent des problèmes de séparation de modes qui sont parfois difficiles à résoudre sur le terrain.

Détermination des forces aérodynamiques instationnaires

Le flottement est un domaine dans lequel les théories linéaires de l'écoulement font preuve d'une très grande efficacité, bien qu'elles ne répondent pas à tous les besoins. Fondées sur l'hypothèse des petites perturbations, ces théories permettent de se ramener à un problème aux limites dans lequel le potentiel de vitesse, qui est la fonction inconnue, vérifie l'équation des ondes acoustiques. L'hypothèse des petites perturbations est justifiée en assimilant les surfaces portantes à des plaques sans épaisseur effectuant de petits mouvements à faible incidence.

Mais ces méthodes ne s'appliquent pas seulement aux surfaces portantes, elles permettent également de prévoir les forces aérodynamiques instationnaires sur des nacelles de réacteur ou des corps fuselés tels que fuselage, réservoir extérieur ou charges militaires, à condition que l'écoulement stationnaire autour de ces obstacles puisse être assimilé à une petite perturbation. Pour formuler le problème aux limites sous forme numérique, on peut représenter ces éléments, ainsi que les surfaces portantes, par des distributions de singularités discrétisées de façon à former un maillage. Sur ce principe, beaucoup d'organismes ont développé des codes de calcul qui donnent des matrices de coefficients d'influence pour des

configurations d'avion comportant plusieurs surfaces portantes et plusieurs corps fuselés, en tenant compte de toutes les interactions. Certains de ces codes de calcul sont comparables, par leur importance et par l'étendue de leurs possibilités, à des codes de calcul par éléments finis de structure [7], [8].

Sur une aile mince, lisse (dépourvue de charges extérieures), animée d'un mouvement de vibration à déformée continue, autour d'une incidence moyenne nulle ou faible, et en dehors du domaine transsonique, la théorie linéaire donne toujours des résultats en accord avec l'expérience (fig. 2).

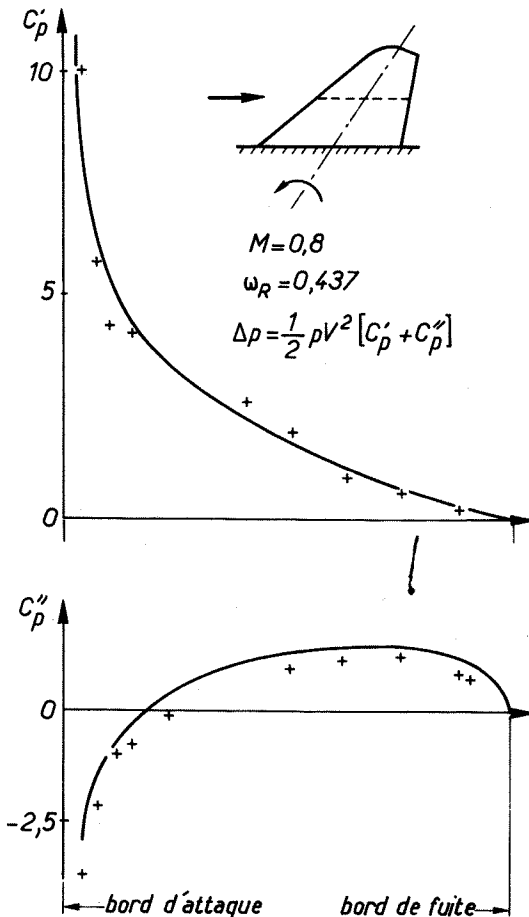


Fig. 2 - Répartition de pression instationnaire en corde sur une maquette oscillant sinusoidalement.

— théorie ; + expérience en soufflerie.

Les résultats sont moins bons lorsque la comparaison porte sur l'effet d'une vibration de gouverne, probablement parce que celle-ci se trouve dans une zone de couche limite relativement épaisse.

Mais les méthodes linéaires cessent d'être valables dès que la non uniformité de l'écoulement stationnaire au voisinage de l'aile devient importante au point d'affecter les conditions locales et de perturber la propagation des ondes acoustiques produites par les vibrations de la structure. Lorsque l'écoulement est supercritique cet effet modifie profondément le couplage entre structure

et écoulement et peut même provoquer le flottement à un degré de liberté ou buzz de gouverne. Les essais en soufflerie sur profil avec gouverne oscillante en écoulement supercritique permettent d'observer les tendances suivantes :

- le déplacement de l'onde de choc qui accompagne l'oscillation de gouverne provoque un pic de pression instationnaire au voisinage du choc et engendre une forte portance instationnaire,

- le contournement de la zone supersonique par les ondes acoustiques qui se propagent vers l'amont provoque une atténuation et un déphasage importants de la pression instationnaire en amont du choc (fig. 3).

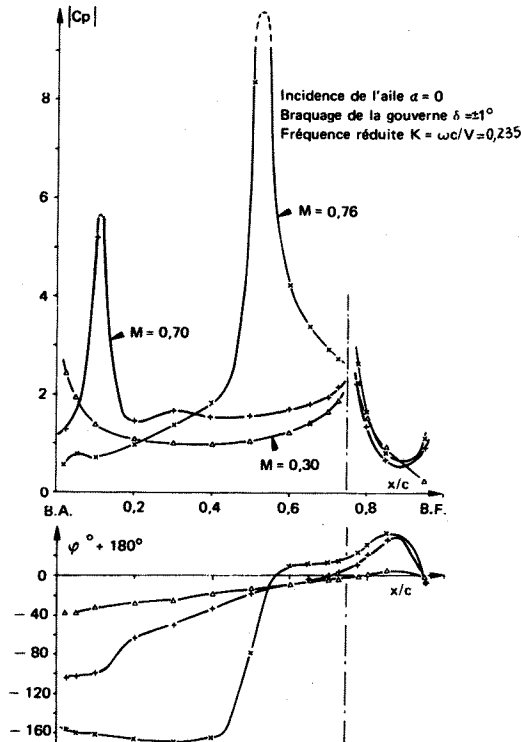


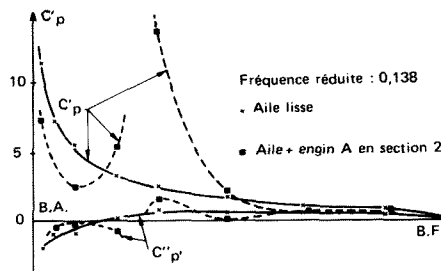
Fig. 3 - Pression instationnaire induite par l'oscillation d'une gouverne sur un profil supercritique (module et phase du coefficient de pression sur l'extrados du profil).

Ces tendances se retrouvent, mais avec moins de netteté en ce qui concerne l'atténuation et le déphasage de la pression en amont du choc, lorsque c'est l'ensemble de l'aile qui est en vibration. La figure (4) montre, par exemple, comment la zone supersonique due à la présence d'une charge modifie la pression induite par l'oscillation de tangage de l'aile.

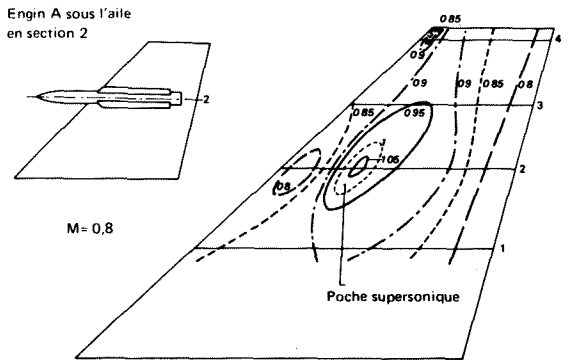
Pour prévoir les forces aérodynamiques dans ces conditions, il faut tenir compte du caractère non uniforme de l'écoulement stationnaire, c'est-à-dire renoncer à linéariser les équations du fluide autour de l'écoulement uniforme. Les méthodes de résolution des équations d'Euler de l'écoulement plan en fluide parfait permettent déjà d'obtenir des résultats intéressants mais elles

ne répondent pas encore aux besoins des aéroélasticiens, parce qu'elles exigent des temps de calcul trop longs [14], [17]. La rapidité des calculs est un facteur très important en aéroélasticité par suite du nombre de modes de vibration qu'il faut traiter pour prévoir le comportement aéroélastique d'un avion. Sur ce plan W.F. Balhaus et P.M. Goorjian [16] ont obtenu un gain décisif en utilisant une méthode implicite de direction alternée pour résoudre l'équation du potentiel dans l'hypothèse des basses fréquences et des petites perturbations (équation contenant le terme non-linéaire en $\varphi_x \varphi_{xx}$). Le calcul restitue bien les ondes de choc et leur déplacement, en dépit des hypothèses simplificatrices, et la comparaison avec des résultats provenant de la résolution des équations d'Euler complètes [14] est satisfaisante (fig. 5).

Cette méthode peut, dès maintenant, être considérée comme opérationnelle. Malgré ses limitations (onde de choc faible, écoulement plan) elle représente un progrès considérable pour la compréhension des couplages particuliers à l'écoulement supercritique. Une méthode fondée sur le même principe vient d'être développée à l'ONERA et fera l'objet d'une publication prochaine.



Engin A sous l'aile - Répartition de pression instationnaire mesurée dans la section 2.
Composante en phase avec l'oscillation (C_p) et composante en quadrature (C''_p), pour une oscillation de tangage.



Engin A sous l'aile - Répartition du Mach stationnaire local sur l'intrados de l'aile.

Fig. 4 - Influence de la zone supersonique due à la présence d'un engin sous la voilure.

$$M_\infty = 0.854 \quad k = \frac{\omega C}{U_\infty} = 0.354$$

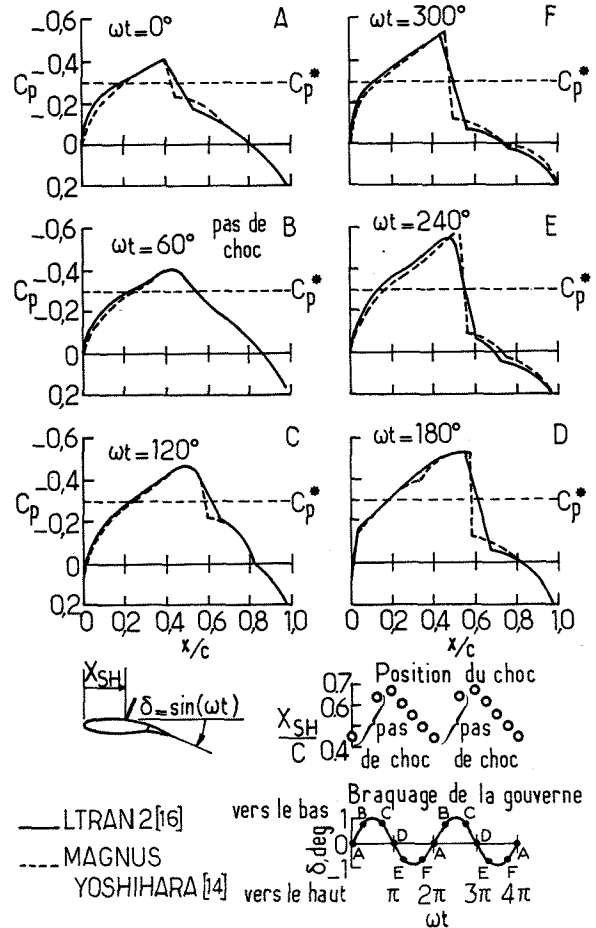


Fig. 5 - Méthode de résolution rapide de l'équation du potentiel. Coefficient de pression instationnaire sur l'extrados d'un profil NACA 64A006 avec une gouverne de bord de fuite oscillante : mouvement de type B (choc évanescents pendant une partie du cycle). Comparaison des méthodes des [14] et [16].

L'apparition d'un décollement sur l'aile, à grande incidence, au cours des évolutions à facteur de charge élevé, modifie profondément, lui aussi, le mécanisme du couplage entre l'écoulement et la structure, au point de provoquer des phénomènes particuliers assimilables à des flottements à un degré de liberté. C'est l'évolution du décollement avec le mouvement de l'aile qui est l'élément déterminant de ce couplage.

A défaut de prévoir ces instabilités par le calcul, on peut en faire l'étude paramétrique sur des profils rigides montés en soufflerie avec un degré de liberté d'oscillation autour d'un axe. Dans ce cas, la configuration mécanique du profil est définie par la position de l'axe d'oscillation et par la fréquence propre. L'expérience et des considérations théoriques simples montrent que l'effet de dissipation négative ne se produit qu'à fréquence basse et pour des positions d'axe suffisamment avancées.

La figure (6) représente la limite d'instabilité dans le plan Mach-incidence pour un profil

particulier. Si le point figuratif se trouve du côté de l'instabilité il y a des configurations instables [19].

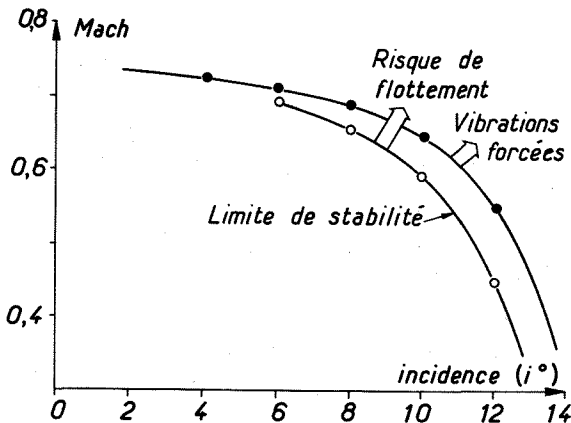


Fig. 6 - Limites de stabilité et de vibrations forcées observées sur un profil.

Sur la même figure a été reportée la frontière du domaine de vibration forcée aléatoire à haut niveau généralement considéré comme limite du tremblement. On remarque que les deux limites sont très voisines, ce qui montre que les deux phénomènes ont bien la même origine, à savoir : l'apparition d'un décollement.

L'étude en soufflerie de ces instabilités reste difficile bien que le nombre de paramètres intervenant, pour un profil donné, soit relativement faible. La principale difficulté réside dans le fait que les forces aérodynamiques couplées doivent être extraites d'un bruit de fond important provenant de l'écoulement dans la soufflerie et des fluctuations propres à l'écoulement autour du profil à grande incidence. Le caractère fortement non-linéaire des phénomènes qui produisent ces vibrations rend d'ailleurs un peu artificielle la séparation en phénomène d'instabilité et phénomène de vibration forcée.

Les résultats obtenus sur un profil ne sont évidemment pas directement transposables à une aile d'envergure finie, mais ils peuvent expliquer les tendances observées. On peut en déduire en particulier que le phénomène de couplage doit amortir les modes de vibration dont la ligne de noeuds à une position arrière et déstabiliser les modes qui ont une fréquence basse et une ligne de noeuds passant vers l'avant des profils.

Expérimentation en soufflerie et en vol

Les essais en soufflerie apportent une aide considérable aux ingénieurs chargés de prévoir le comportement d'un avion nouveau au flottement. Deux types d'essais peuvent être distingués : les essais de base, sur des maquettes simples, et généralement rigides, et les essais sur maquettes aéroélastiquement semblables.

Les forces aérodynamiques ou les pressions instationnaires mesurées sur maquette oscillante rigide, dans les essais de base, sont utilisées pour contrôler et éventuellement corriger les méthodes théoriques. L'essai permet aussi d'analyser le mécanisme du couplage entre fluide et structure, comme dans les exemples de profils en écoulement supercritique ou à grande incidence qui viennent d'être commentés.

Les essais sur maquettes dynamiquement semblables permettent, en principe, de prévoir le comportement au flottement de l'avion en vol, par simple transposition des résultats observés en soufflerie. En France, les maquettes aéroélastiques ne sont utilisées que pour étudier des configurations et le domaine de Mach où les méthodes théoriques ne permettent pas de prévoir les forces aérodynamiques instationnaires. La réalisation et la suspension de ces maquettes présentent des difficultés technologiques.

Mais la difficulté principale des essais en soufflerie provient de l'effet des parois de la veine. Celles-ci modifient les forces aérodynamiques en réfléchissant les ondes acoustiques émises par la maquette en vibration et en modifiant le champ aérodynamique stationnaire dans lequel ces ondes se propagent. Cet effet dépend des dimensions relatives de la maquette et de la veine, de la gamme de fréquence et de la nature des parois (parois pleines, perforées ou à fentes). La figure (7) montre, par exemple, l'influence du taux de perforation des parois de la veine sur les conditions de flottement d'une maquette aéroélastique essayée dans plusieurs souffleries transsoniques aux Etats-Unis et en France (soufflerie S2 de Modane).

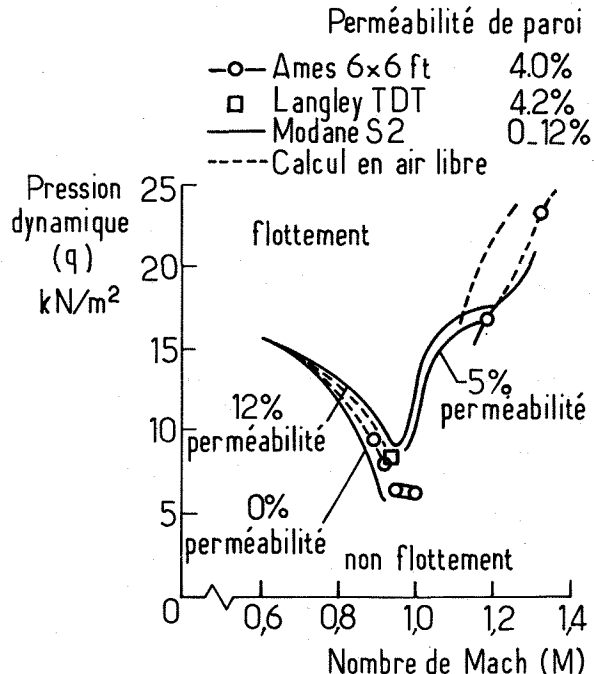


Fig. 7 - Effet des parois de soufflerie. Comparaison des limites de flottement obtenues sur une même maquette en différentes souffleries et comparaison avec les résultats de calcul.

Ce problème a été jugé suffisamment important pour justifier une recherche en coopération de quatre organismes Européens, l'ONERA, le RAE, le DFVLR et le NLR. La partie expérimentale de cette recherche comporte des mesures comparatives de pressions instationnaires, sur une même maquette oscillante, dans des souffleries européennes différentes par leur taille et la nature de leurs parois.

Les méthodes et les moyens d'essais de vibration mis en oeuvre dans les essais de maquettes aéroélastiquement semblables sont les mêmes, à l'échelle près, que ceux utilisés pour les essais de vibration en vol. Dans les deux cas, en effet, on veut suivre l'évolution des fréquences propres et des amortissements en fonction des paramètres de l'écoulement (pression dynamique, Mach, température). Pour cela, il faut analyser les réponses de la structure à une excitation imposée (par des impulseurs ou des excitateurs inertiels) ou à l'excitation naturelle produite par la turbulence de l'écoulement. Les méthodes d'analyse utilisées ont fait l'objet de nombreuses publications (voir, par exemple [20]). Les mesures d'amortissement permettent de déceler l'approche du flottement.

Remarquons enfin que les essais de maquettes aéroélastiques interviennent au stade de la prévision tandis que l'essai en vol intervient au moment de l'ouverture du domaine de vol du prototype pour éviter le risque de pénétrer dans un domaine d'instabilité qui n'aurait pas été prévu.

Prévention du flottement, contrôle actif

Les méthodes classiques, pour repousser un flottement hors du domaine de vol consistent à modifier la structure. Selon la nature du flottement, il faut augmenter la raideur de torsion de la surface portante concernée, ajouter des masses vers l'avant, équilibrer une gouverne ou rigidifier un ancrage de servo-commande. Mais ces modifications présentent l'inconvénient d'ajouter de la masse.

Les progrès réalisés en électronique et en matière de servo-commande électro-hydraulique permettent d'envisager une solution beaucoup plus souple : le contrôle actif. Ce système, un de ceux qui sont considérés dans les conceptions d'avions à commandes automatiques généralisées utilise une gouverne de vol pour engendrer des forces aérodynamiques stabilisatrices. La gouverne est actionnée par une servo-commande pilotée par un signal électrique, lui-même élaboré à partir de signaux délivrés par un ou plusieurs capteurs de vibration convenablement placés dans l'aile.

En supposant que les caractéristiques de la chaîne ainsi constituée sont à peu près linéaires, on peut admettre que les forces aérodynamiques généralisées produites par le battement de la gouverne de contrôle dépendent linéairement de la colonne de coordonnées généralisées q . Dans ce cas, la présence du contrôle actif se traduit par une modification de l'impédance matricielle qui devient $Z + \Delta Z$. La matrice ΔZ dépend de la "loi de contrôle" c'est-à-dire de la relation imposée entre le braquage de gouverne et les

signaux des capteurs. La présence de cette matrice permet de réaliser des couplages actifs ou dissipatifs ou des effets de raideur positive ou négative qui peuvent être mis à profit pour faire disparaître le flottement.

Dans les études théoriques ou expérimentales la détermination de la loi de contrôle est en général fondée sur une philosophie du contrôle actif plutôt que sur la formulation rigoureuse d'un problème d'optimisation. Par exemple, J.J. Angélini [22] a réalisé une loi de contrôle en s'imposant de ne modifier que le mode de vibration responsable du flottement ; E. Nissim [23] se fonde sur une analyse des propriétés de symétrie et de positivité des matrices B et C et de la relation entre ces propriétés et les mécanismes de transfert d'énergie de l'écoulement à la structure, pour proposer une méthode qui tend à rendre le flottement impossible quelles que soient les caractéristiques de la structure. Mais l'application de ces méthodes présente des difficultés pratiques.

On peut définir des méthodes moins satisfaisantes sur le plan théorique mais plus faciles à appliquer en se fondant sur une interprétation simple du mécanisme du flottement. Nous citerons ici trois de ces méthodes :

- la première consiste à introduire un effet de raideur négative sur le mode de flexion pour faire baisser sa fréquence et l'éloigner de la fréquence du mode de torsion (ou du faux mode de torsion). Cet effet est obtenu en braquant la gouverne en opposition de phase avec la déflexion de flexion comme l'indique la figure (8a).

- la deuxième méthode consiste à compenser l'effet de portance dû à la torsion, qui est à l'origine du flottement, par un braquage approprié, comme l'indique la figure (8b).

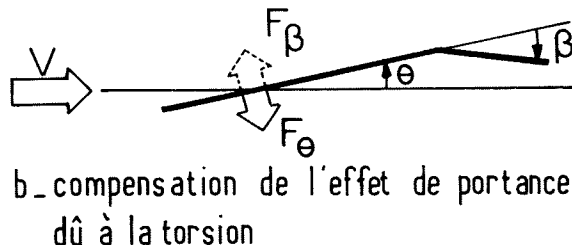
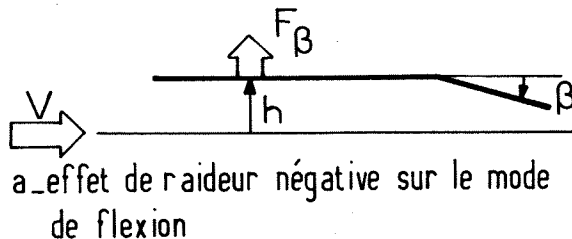


Fig. 8 - Contrôle actif du flottement. Méthodes de contrôle sans déphasage.

- enfin la troisième méthode exposée dans la référence [26] consiste à donner à la matrice une structure telle que les forces aérodynamiques produites par la déflexion de la gouverne dissipent toujours de l'énergie quel que soit le mode de vibration de l'aile.

La méthode de la raideur négative a été expérimentée en soufflerie par R. Destuynder [25]. La figure (9a) montre l'évolution des fréquences et des amortissements avec et sans le contrôle actif. La figure (9b) montre le départ en flottement puis la stabilisation de la maquette qui suivent les manoeuvres de coupure puis de branchement du contrôle actif.

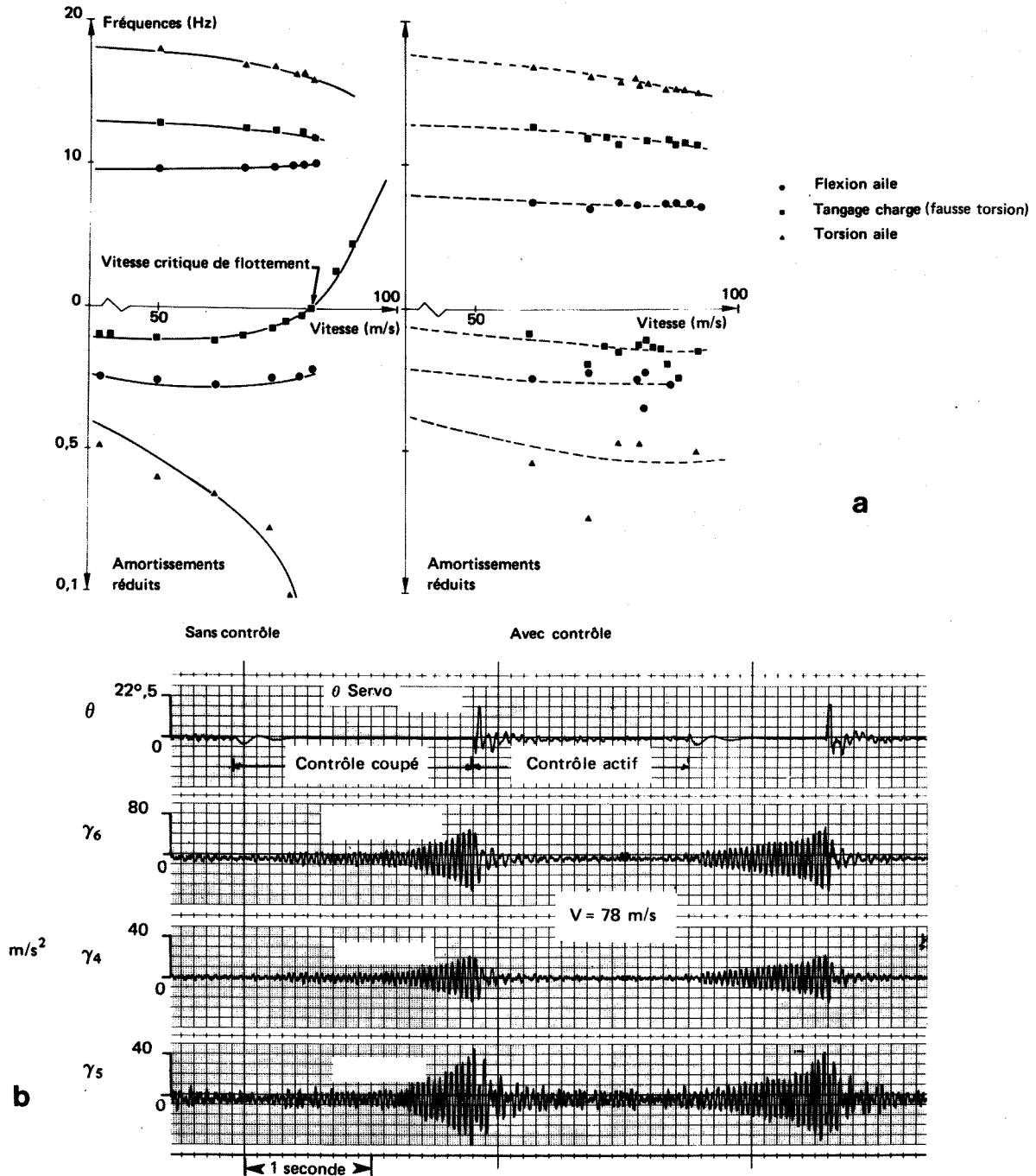


Fig. 9 - Etude du contrôle actif en soufflerie. a) Fréquences et amortissements mesurés en soufflerie avec et sans contrôle. b) Enregistrement d'une séquence de départ en flottement et de stabilisation réalisée en coupant puis en rebranchant le contrôle.
 θ = angle d'oscillation de la gouverne de contrôle ; γ_i = réponse accélérométrique en différents points de l'aile.

Le contrôle actif a déjà été essayé avec succès en vol aux Etats-Unis et en Allemagne Fédérale.

Il constitue une solution particulièrement intéressante pour contrôler les flottements consécutifs à la présence des charges emportées par les avions militaires. La diversité des configurations de charges que ces avions sont susceptibles de transporter est telle en effet, qu'il y en a toujours un certain nombre qui sont instables. La solution classique, qui consiste à modifier la structure, n'est pas satisfaisante dans ce cas. Par contre, le contrôle actif est remarquablement bien adapté du fait de sa souplesse d'adaptation aux changements de configuration.

V - Aéroélasticité des aubes de compresseur

Les grilles d'aubes des compresseurs présentent des instabilités aéroélastiques difficiles à prévoir et qui peuvent dans certains cas limiter le domaine de fonctionnement des moteurs.

En remarquant que les aubes sont toutes semblables, on peut assimiler la grille à une structure périodique. La théorie montre que les couplages entre aubes par les forces aérodynamiques, couplages qui n'ont pas les mêmes propriétés de réciprocité que les couplages structuraux, contribuent à organiser les vibrations naturelles de la grille suivant des modes à déphasage constant entre aubes voisines. Vu par un observateur fixe, ces modes prennent la forme d'ondes progressives (tournant dans le même sens que le moteur), ou régressives (tournant en sens inverse).

Pour prévoir l'instabilité on est donc amené à évaluer le travail des forces aérodynamiques dans des modes de vibration harmoniques à déphasage constant définis par la fonction :

$$z_{kr}(x, y, t) = Z_r(x, y) \exp(i(\omega t + k\theta))$$

ou z_{kr} est la déflexion normale de l'aube k dans le mode r ; Z_r est la déformée commune à toutes les aubes (déformée de flexion ou de torsion suivant le cas).

ω la pulsation

θ le déphasage entre deux aubes consécutives.

Si ce travail est positif, pour θ compris dans un certain intervalle, on peut conclure à l'existence de modes de vibration instables.

Des méthodes de calcul fondées sur la théorie linéaire de l'écoulement instationnaire en grille ont été développées pour effectuer le calcul des forces aérodynamiques. Pour ne citer que les travaux effectués à l'ONERA, on peut mentionner la référence [27] sur la grille droite, et le référence [28] sur la grille annulaire. La grille droite in-

finie représente la schématisation généralement admise de la grille réelle en écoulement plan. Mais les hypothèses de faible incidence et de faible déviation, sur lesquelles reposent ces méthodes, sont beaucoup trop restrictives pour les applications pratiques.

L'expérience montre, en effet, que la plupart des vibrations de flottement observées sur les compresseurs sont affectées, ou même provoquées, par la présence d'ondes de choc ou de décollements. Par exemple, la figure (10) représente les domaines d'instabilité dans le diagramme de fonctionnement d'un compresseur expérimental de la SNECMA utilisé pour les études d'aéroélasticité. Deux de ces domaines (A et B) se situent au voisinage de la ligne de décrochage, dans une zone d'écoulement subsonique (pour A) et transsonique (pour B). C'est le couplage des décollements et/ou des ondes de choc avec le mouvement des aubes qui explique ces instabilités. Il s'agit pratiquement de flottements à un degré de liberté dans lesquels les interactions aérodynamiques instationnaires entre aubes n'interviennent pratiquement que pour organiser les vibrations suivant des modes à déphasage constant.

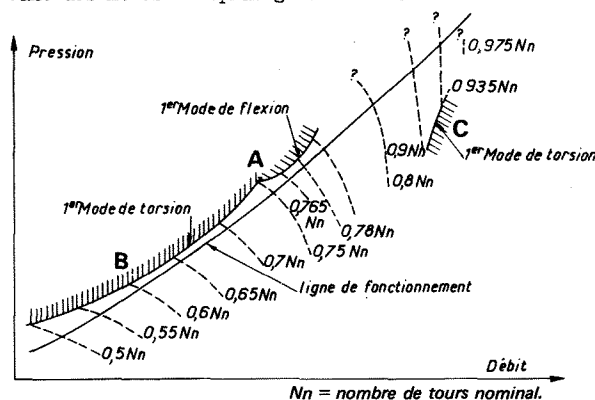


Fig. 10 - Essais de flottement sur compresseur modifié. Domaines de flottement observés dans le diagramme de fonctionnement du compresseur.

Nn = vitesse de rotation rapportée à la vitesse nominale.

Il n'existe encore aucune méthode de calcul valable dans ces conditions, mais on peut étudier l'influence des principaux paramètres, Mach, fréquence et ligne de noeuds du mode de vibration, dans des souffleries de grille. Une soufflerie de grille droite particulièrement perfectionnée est utilisée à l'ONERA pour ces recherches (fig. 11).

L'instabilité C de la figure (10) qui se situe dans la zone d'écoulement supersonique, se produit à faible incidence et paraît donc accessible à la théorie linéaire, bien que l'écoulement idéalisé considéré dans celle-ci soit sensiblement différent de l'écoulement réel. On ne peut pas encore conclure sur ce point, mais des résultats non encore publiés montrent que la théorie linéaire de grille annulaire prévoit un flottement à partir de Mach 1,4, conformément à l'expérience.

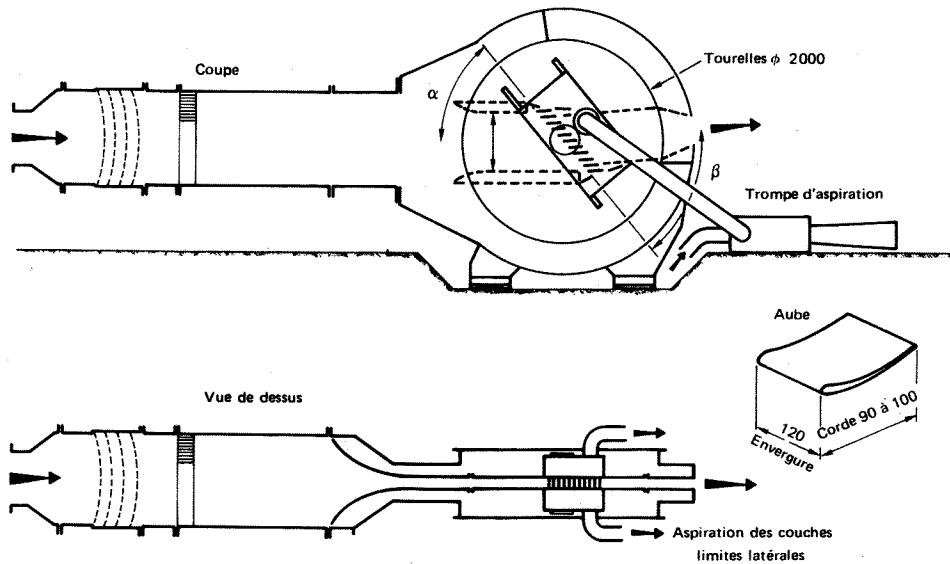


Fig. 11 - Soufflerie de grille d'aubes R4-3. Principales caractéristiques : tuyères transsonique et supersonique interchangeables ; diffuseur orientable permettant l'essai à grande déviation ; pression génératrice variable de 0,9 à 4 bar.

VI - Aéroélasticité des structures non profilées

Les efforts dynamiques de portance, qui provoquent les vibrations aéroélastiques des structures non profilées, ont presque toujours pour origine les fluctuations des points de décollements et de l'échappement tourbillonnaire.

L'exemple le plus connu est celui du cylindre à section circulaire dans un écoulement transversal. Suivant la rugosité du cylindre et le domaine de Reynolds, l'échappement tourbillonnaire peut être aléatoire ou s'organiser et devenir périodique. Dans le premier cas, l'analyse harmonique des variations de portance donne un spectre continu, montrant que l'énergie est bien répartie en fonction de la fréquence ; dans le deuxième cas, au contraire, l'énergie est concentrée sur une fréquence privilégiée.

L'échappement tourbillonnaire périodique est un phénomène de relaxation qui a tendance à se synchroniser avec les vibrations transversales du cylindre lorsque la fréquence de vibration est voisine de la fréquence naturelle de relaxation. Le couplage entre écoulement et structure qui en résulte est la cause principale des vibrations des structures cylindriques ou tubulaires dans le vent. Lorsqu'on analyse les mesures de portance sur un cylindre oscillant, dans la gamme de Reynolds appropriée on constate que tout se passe comme si le cylindre était relié à un système vibrant à un degré de liberté, à dissipation non linéaire, accordé sur la fréquence d'échappement tourbillonnaire. Cette constatation a permis à E. Szechenyi [31] de mettre au point un modèle phénoménologique, conduisant à une équation de Van der Pol, qui permet de prévoir l'amplitude de vibration du cylindre en tenant compte du phénomène de synchronisation. La confrontation avec l'expérience est illustrée par la

figure (12) pour un cylindre à grand nombre de Reynolds.

L'expérience montre que la fréquence réduite, ou nombre de Strouhal, de l'échappement tourbillonnaire, $S_e = \frac{fD}{V}$ (où f , D et V sont respectivement la fréquence, le diamètre du cylindre et la vitesse de l'écoulement), reste pratiquement constant dans un domaine de Reynolds donné. Les valeurs trouvées se situent en général aux environs de 0,2 à 0,3. Les vibrations aéroélastiques peuvent devenir gênantes ou même dangereuses lorsque l'une des fréquences propres du cylindre, f_n , est voisine

de la fréquence d'échappement tourbillonnaire. Or on voit que cette circonstance se produit lorsque la vitesse du vent est voisine de la valeur

$$V = \frac{f_n D}{S_e}$$

L'étude de l'échappement tourbillonnaire d'un cylindre permet de prévoir les phénomènes susceptibles de se produire sur un lanceur spatial pendant la phase où il est soumis à un vent latéral ; mais son intérêt réside surtout dans la contribution qu'elle peut apporter à la compréhension et à la modélisation des phénomènes de décollement instationnaire.

L'échappement tourbillonnaire organisé est gênant également dans les structures non profilées de génie civil, tels que ponts suspendus ou tours de béton. Dans le cas des ponts, par exemple, lorsque les essais en soufflerie sur une section du tablier révèlent l'existence d'un échappement tourbillonnaire périodique, on s'efforce de changer le régime d'échappement tourbillonnaire en améliorant le profil. Il suffit souvent de mettre des dispositifs simples pour empêcher les décollements de se produire.

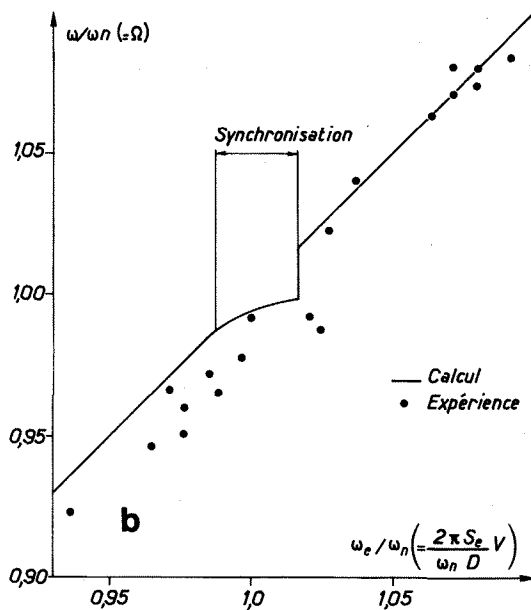
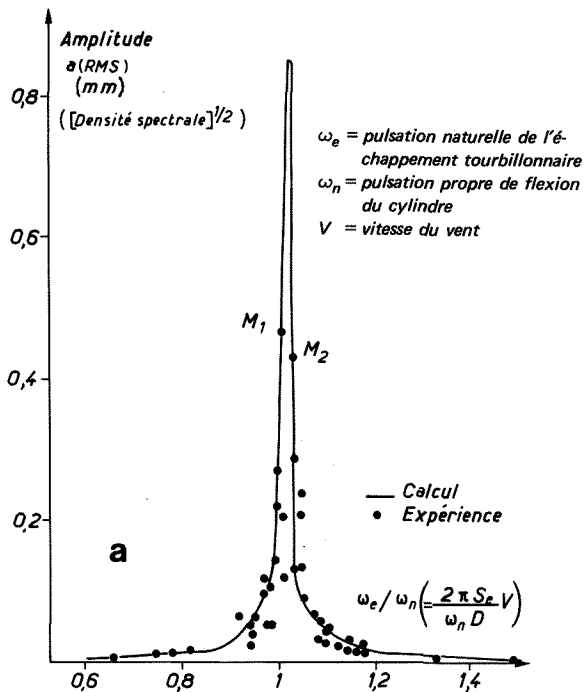


Fig. 12 - Vibrations d'un cylindre sous l'action de l'échappement tourbillonnaire.

- a) Amplitude de vibration en fonction de la vitesse du vent.
 b) Fréquence d'échappement tourbillonnaire en fonction de la vitesse du vent.

VII - Aéroélasticité des hélicoptères

Les phénomènes de vibration aéroélastique sont beaucoup plus difficiles à prévoir et à analyser sur les hélicoptères que sur les avions, à cause de la complexité du mouvement des pales.

Par suite des variations périodiques du champ aérodynamique autour des pales, en vol d'avancement, les équations de Lagrange, qui régissent le comportement dynamique de l'ensemble rotor-fuselage contiennent des coefficients périodiques et ne peuvent pas se ramener à l'équation (1), même si l'on fait abstraction des non-linéarités d'origine géométriques ou aérodynamique.

Si l'on se limite à l'étude de l'hélicoptère au sol ou en vol stationnaire, et à condition que le nombre de pales soit au moins égal à trois, les symétries du rotor et de l'écoulement permettent d'éliminer les coefficients périodiques par un choix approprié des coordonnées généralisées (transformation de Coleman). En faisant, de plus, l'hypothèse que les mouvements des pales, dans le repère tournant lié au rotor, sont petits, on aboutit à une équation linéaire analogue à (1). L'impédance matricielle diffère cependant de l'équation (2) par la présence d'une matrice gyroscopique antisymétrique et proportionnelle à la vitesse de rotation Ω , qui traduit d'autres effets d'inertie, notamment l'effet de raidissement centrifuge.

La transformation de Coleman revient à représenter le mouvement des pales observé à partir d'un repère fixe par une superposition de déformées de rotor.

Les modes naturels de vibration de l'ensemble rotor-fuselage présentent les particularités propres aux structures tournantes. On peut distinguer trois catégories de modes suivant que le mouvement du rotor vu d'un repère fixe prend la forme d'une onde progressive (tournant dans le même sens que le rotor), régressive (tournant en sens inverse) ou stationnaire. A l'intérieur de chacune de ces catégories, les modes peuvent être caractérisés encore par le degré de liberté prédominant : modes de fuselage, modes de battement, de flexion, de torsion ou de traînée des pales.

Les instabilités résultent de couplages entre rotor et fuselage ou entre degrés de liberté de pales. Les phénomènes le plus souvent rencontrés sont :

- la résonance sol, phénomène dû au couplage du mode de traînée régressif des pales avec un mode de suspension du fuselage, dans lequel l'énergie est apportée par le rotor, les forces aérodynamiques jouant un rôle secondaire.

- la résonance air qui résulte du couplage entre le mode de traînée régressif des pales et un mode d'ensemble du fuselage, phénomène dans lequel les forces aérodynamiques jouent un rôle important.

- enfin, le couplage battement-torsion - traînée de pales.

Ce dernier phénomène, étudié surtout par R. Ormiston [32], peut affecter les nouveaux rotors dans lesquels les articulations de battement et de traînée des pales sont remplacées par des liaisons flexibles qui favorisent les couplages entre degrés de liberté de pales.

Remarquons enfin que l'hélicoptère en vol stationnaire présente beaucoup d'analogies avec les éoliennes du point de vue de l'aéroélasticité.

En vol d'avancement, le problème le plus important semble être encore celui des vibrations forcées dues aux variations périodiques du champ aérodynamique autour des pales. Mais les problèmes d'instabilité se posent aussi, et dans des conditions particulièrement difficiles puisque l'hélicoptère et l'écoulement forment un système à évolution périodique et non linéaire.

Jusqu'à maintenant, l'ONERA s'est particulièrement intéressé au problème des vibrations périodiques. Dans ce domaine, un ensemble de méthodes ont été développées pour prévoir la décomposition en série de Fourier des efforts et des contraintes sur les pales et des réponses accélérométriques du fuselage. Les résultats de calcul sont assez bien confirmés par les mesures en vol, comme le montre la figure (13) extraite de la référence [34].

L'évaluation des forces aérodynamiques sur les pales constitue la partie la plus difficile de ce calcul. La méthode utilisée ici part d'une formulation linéaire qui permet de tenir compte des effets tridimensionnels et des interactions par les sillages [35], [36]. Les effets non linéaires de grande incidence, qui sont importants sur la pale reculante, sont évalués au moyen d'un modèle phénoménologique d'écoulement plan et introduits dans le calcul par un processus itératif [35]. La comparaison des forces aérodynamiques théoriques avec les valeurs expérimentales, pour un mouvement de pale donné, est en général satisfaisante, figure (14).

Le problème d'instabilité des systèmes à évolution périodique a fait l'objet de nombreuses études théoriques. Le critère de Floquet permet de savoir si le mouvement du système diverge ou s'il devient périodique (voir par ex. réf. [39]). Mais dans le cas où ce critère conclut à la stabilité, la solution périodique doit être calculée, contrairement à ce qui se passe pour le flottement d'aile où il suffit de savoir que le système est stable. Dans le cas de l'hélicoptère en vol d'avancement, en effet, certains couplages entre aérodynamique et structure peuvent provoquer des vibrations de niveau élevé, même si le système est stable au sens de Floquet. On conçoit qu'il en soit ainsi, par exemple, si les forces aérodynamiques introduisent un effet de dissipation négative sur certains modes de vibration des pales pendant une partie de la période. Dans ce cas, la réponse des modes de pale qui ont souvent une fréquence élevée par rapport à la vitesse de rotation, est pratiquement impossible à prévoir avec une méthode fondée sur un développement en série de Fourier et il est préférable d'utiliser une méthode de calcul pas à pas.

Le plus souvent, l'effet de dissipation négative provient de la formation d'un décollement sur la pale reculante, et dans ce cas, le phénomène aérodynamique est d'une complexité telle qu'aucune modélisation satisfaisante n'a encore pu être donnée.

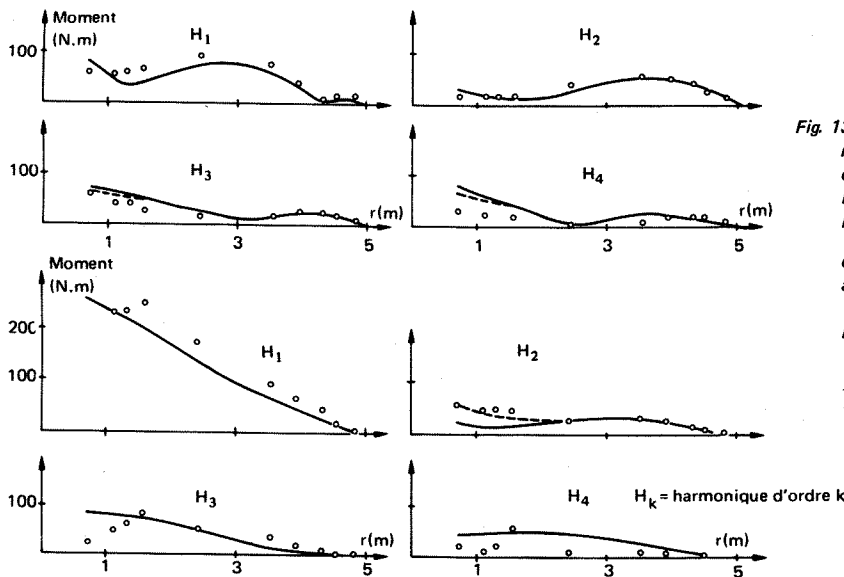
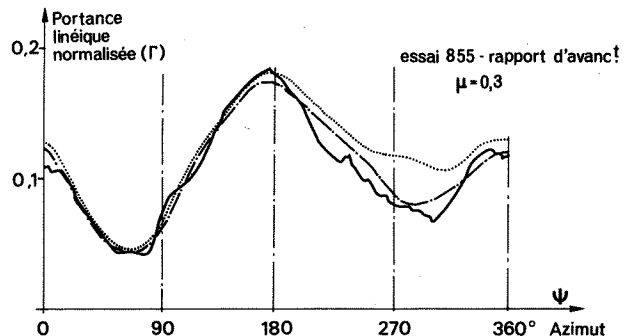


Fig. 13 - Comparaison des résultats de calcul et de mesure des moments de battement et de traînée de pale sur un hélicoptère en vol d'avancement. Hélicoptère SA349 Z - analyse harmonique : $M = \sum H_k \sin(k\Omega t + \phi_k)$ - Rapport d'avancement = 0,25.
 a) Répartition du moment de battement le long de la pale.
 b) Répartition du moment de traînée le long de la pale.
 --- Théorie avec mouvement du moyeu
 - - - Théorie, mouvement du moyeu négligé
 o Essai en vol
 r = coordonnée radiale

Fig. 14 - Calcul de la portance sur les pales d'un rotor expérimental section de coordonnée radiale $r/R = 0,855$.

— Expérience
 Calcul linéaire
 - - - Avec décollement instationnaire



Conclusion

Dans cette revue sur l'aéroélasticité nous avons essayé de montrer de façon qualitative les mécanismes des couplages responsables des instabilités et nous avons indiqué les méthodes théoriques et expérimentales dont disposent les chercheurs et les constructeurs pour prévoir ces phénomènes.

Nous avons vu que les méthodes linéaires, donnaient souvent d'excellents résultats, mais dans cette conclusion, nous devons insister surtout sur leurs insuffisances et indiquer les domaines dans lesquels il faut encore progresser.

C'est surtout l'évaluation des forces aérodynamiques instationnaires qui reste insuffisante. Les effets transsoniques et les effets de décollement, qui ne sont pas pris en compte par la théorie linéaire, ont une importance pratique considérable puisqu'ils modifient le mécanisme des couplages de l'écoulement avec la structure et sont à l'origine d'instabilités particulières.

Les nouvelles méthodes de résolution rapide de l'équation non-linéaire du potentiel marquent un progrès sensible dans l'étude du couplage entre fluide et structure en écoulement supercritique. Il ne faut pas oublier cependant qu'elles ne sont valables que dans des conditions restrictives : écoulement plan, non visqueux et petites perturbations. Or on sait, par expérience, que les effets tridimensionnels sont souvent importants et que le couplage entre onde de choc et couche limite a souvent un rôle déterminant dans l'instabilité.

Les phénomènes particuliers aux écoulements avec décollement ne peuvent encore être traités que par l'expérience. Dans le cas bidimensionnel, l'expérimentation en soufflerie semble pouvoir donner des résultats suffisamment complets pour qu'il soit possible d'établir des modèles phénoménologiques adaptés à des profils particuliers et utilisables pour la prévision des instabilités.

Mais nous avons vu que la validité de l'expérience en soufflerie était elle-même contestable, dans le domaine transsonique, à cause des effets de paroi instationnaire. Il faut espérer que ces effets seront bientôt mieux compris et que l'on disposera au moins de critères pour connaître les conditions d'essai à éviter.

Enfin, des progrès devront encore être réalisés dans les méthodes de calcul utilisées pour les hélicoptères et les voilures tournantes. Dans ce domaine, la complexité des problèmes est telle que les formulations linéaires elles-mêmes ne sont pas encore complètement maîtrisées.

Références

- [1] - H. Ashley - Some observations on four current subjects related to aeroelastic stability - 20th Israel annual conference on Aviation and Astronautics - 22-23 Feb. 1978
- [2] - C. Béatrix - La détermination expérimentale des caractéristiques vibratoires des structures - ONERA NT n° 212 (1973)
- [3] - R. Dat - Détermination des caractéristiques dynamiques d'une structure à partir d'un essai de vibration avec excitation ponctuelle Rech. Aérosp. 1973.5
- [4] - R. Dat, R. Trétout et J.M. Lafont - Essai de vibration d'une structure comportant du frottement sec - Rech. Aérosp. 1975.3
- [5] - R. Dat et J.J. Angélini - Les difficultés rencontrées par les aéroélasticiens dans le domaine de l'aérodynamique instationnaire Réunion AGARD sur l'aérodynamique instationnaire Ottawa 26-28 Sept. 1977
- [6] - Roos, R. Bennekers, B. and Zwaan, R.J., "A calculation method for Unsteady Subsonic flow about harmonically oscillating wing-body combinations" AIAA Paper 75-864, June 1975
- [7] - Rodden, W.P., "State-of-the-art in unsteady aerodynamics", AGARD Report n° 650 (1976)
- [8] - Roos, R., Application of panel methods for unsteady subsonic flow, NLR MP 76010 U (1976)
- [9] - Darras, B., et R. Dat, "Application de la théorie de la surface portante à des ailes munies de gouvernes", dans "Symposium on unsteady aerodynamics-aeroelastic analysis of interfering surfaces", AGARD CP 80, Part II (1971), n° 13
- [10] - H. Tijdeman - Investigations of the transonic flow around oscillating airfoils NLR TR 77090 U - Oct. 1977
- [11] - G. Couprie et G. Piazzoli - Etude du flottement en régime transsonique - Rech. Aérosp. n° 63 (mars-avril 1958), p. 19-28.
- [12] - Eckhaus, W., Two-dimensional transonic unsteady flow with shock waves, OSR TR 59-491, (1959)
- [13] - Tijdeman, H., and Zwaan, R.J., On the prediction of aerodynamic loads on oscillating wings in transonic flow, AGARD Report n° 612 (1974) also : NLR MP 7 3026 U (1973)
- [14] - Magnus, R.J., and Yoshihara, H., "Calculations of transonic flow over an oscillating airfoil" - AIAA Paper 75-98 (1975)
- [15] - Ballhaus, W.F., and Goorjian, P.M., "Implicit finite difference computations of unsteady transonic flows about airfoils, including the treatment of irregular shock wave notions" - AIAA Paper 77-205 (1977)
- [16] - Ballhaus, W.F., Goorjian, P.M., "Efficient solution of Unsteady transonic flows about airfoils" - AGARD/SMP Lisbonne, 17-22 avril 1977

- [17]- Lerat, A., et Sidès, J., Calcul numérique d'écoulements transsoniques instationnaires, AGARD/SMP, Lisborne 17-22 avril 1977
TP ONERA n° 1977-19 F (1977-19 E for English version)
- [18]- McCroskey, W.J., "Recent developments in dynamic stall" Symposium on unsteady aerodynamics, Kinney, R.B., ed. Univ. Arizona, Tucson, (1975), p. 1-33
- [19]- E. Szechenyi - Etude expérimentale des forces instationnaires sur un profil d'aile
Rech. Aérop. 1978.1
- [20]- R. Dat - Experimental methods used in France for flutter prediction.
Réunion du Groupe Aéroélasticité et Dynamique des Structures du DGLR - Göttingen 24-25 Oct. 1974
TP ONERA 1428 - 1974
- [21]- C.L. Ruhlman, R. Destuynder and R.A. Gregory - Some tunnel-wall effects on transonic flutter. AIAA/ASME/SAE 15th structures Structural Dynamics and Materials Conference, Las Vegas, Nevada, Apr. 17-19 1974
AIAA Paper n° 74-406
- [22]- J.J. Angélini - Contrôle du flottement par déplacement d'une valeur propre, in "Active Control Systems for Load Alleviation, Flutter Suppression and Ride Control,
AGARD ograph AG 175 (1973)
- [23]- Nissim E. - Flutter suppression using active control based on the concept of aerodynamic energy -
NASA TN D 6199 (1971)
- [24]- R. Destuynder - Essai en soufflerie d'un supresseur de flottement sur une aile droite, in "Flutter suppression and structural load alleviation",
AGARD Confer. Roc. CP 175 (1975)
- [25]- R. Destuynder - Etude en soufflerie d'un supresseur de flottement
Rech. Aérop. N. (1976) 4, p. 233-241
- [26]- R. Dat, R. Destuynder, J.J. Angélini - The use of feed-back control against flutter due to external wing mounted stores
4th Symposium JTCG/MD - Fort Walton Beach, Eglin AFB (F.I. USA) 12-14 Oct. 1977 -
TP ONERA 1977-101
- [27]- J. Leclerc - Théorie linéaire bidimensionnelle subsonique de l'écoulement instationnaire à travers une grille d'aubes de faible courbure et à faible incidence.
Rech. Aérop. 1973-1
- [28]- P. Salatin - Prévisions aérodynamiques instationnaires sur une grille annulaire en écoulement subsonique
Publication ONERA n° 158 (1974)
- [29]- H. Loiseau, G. Lepoint, and B. Maquennehan - "Exploratory research on the aeroelasticity of turbine and grid blades", dans Unsteady Phenomena in Turbomachinery,
AGARD CP 177 (1975), Memoir n° 8
- [30]- H. Loiseau et B. Maquennehan - Instabilités aéroélastiques dans les compresseurs et essais en soufflerie de grille rectiligne d'aubes
Symposium I.U.T.A.M. sur l'aéroélasticité dans les turbomachines - Paris 18-23 Oct. 1976
- [31]- E. Szechenyi - Modèle mathématique du mouvement vibration engendré par un échappement tourbillonnaire
Rech. Aérop. 1975-5
- [32]- R.A. Ormiston - Aeromechanical stability of soft biplane hingelen rotor helicopters - 3rd European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Aix en Provence, France 7-9 Sept. 1977
- [33]- P.P. Friedmann - Recent developments in rotary-wing aeroelasticity
J. Aircraft Vol 14 n° 11, Nov. 1977
- [34]- C.T. Tran et J. Renaud - Theoretical prediction of aerodynamic an dynamic phenomena on helicopter rotors in forward flight. First European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum - Southampton 22-24 Sept. 1975
- [35]- J.J. Costes - "Introduction du décollement instationnaire dans la théorie du potentiel d'accélération, application à l'hélicoptère"
Rech. Aérop. n°1975-3, p. 175-188
- [36]- R. Dat - "Théorie de la surface portante appliquée à l'aile fixe et à l'hélice"
Rech. Aérop. n° 1973-4, p. 245-254, English translation, ESRO TT-90 (1974)
- [37]- Hammond, C.E., Runyan, H.L., et Mason, J.P., "Application of unsteady lifting surface theory to propellers in forward flight",
AIAA Paper n° 74-419 (1974)
- [38]- R. Dat - "Aérodynamique instationnaire des pales d'hélicoptère" dans "Unsteady aerodynamics"
AGARD Report n° 645 (1976) n° 3, English translation ESA 327 (1977)
- [39]- R.J. Davies - The prediction of instabilities of lienar differential equations with periodic coefficients
RAE TR 67161, July 1967
- [40]- D.L. Woodcock, D. Elton, R.J. Davies - An examination of an iterative procedure for determining exponents of linear differential equations with periodic coefficients
RAE TR 71115, May 1961