

UNCLASSIFIED

Defense Technical Information Center
Compilation Part Notice

ADP010490

TITLE: Methode d'Identification des Forces
Aerodynamiques Instationnaires sur les Essais en
Vol, Validation Experimentale [Method of
Mathematical Identification of Unsteady Airloads
From Flight Measurements, Experimental
Validation]

DISTRIBUTION: Approved for public release, distribution unlimited

This paper is part of the following report:

TITLE: Structural Aspects of Flexible Aircraft
Control [les Aspects structuraux du controle
actif et flexible des aeronefs]

To order the complete compilation report, use: ADA388195

The component part is provided here to allow users access to individually authored sections of proceedings, annals, symposia, ect. However, the component should be considered within the context of the overall compilation report and not as a stand-alone technical report.

The following component part numbers comprise the compilation report:

ADP010474 thru ADP010498

UNCLASSIFIED

METHODE D'IDENTIFICATION DES FORCES AERODYNAMIQUES INSTATIONNAIRES
SUR LES ESSAIS EN VOL, VALIDATION EXPERIMENTALE

(METHOD OF MATHEMATICAL IDENTIFICATION OF UNSTEADY AIRLOADS
FROM FLIGHT MEASUREMENTS, EXPERIMENTAL VALIDATION)

by

C. PETIAU, E. GARRIGUES, Ph. NICOT

Aviation Marcel Dassault

78, Quai Marcel Dassault

Cedex 300

92552 St Cloud Cedex

France

RESUME

Nous avons développé dès la fin des années 70 dans notre logiciel ELFINI des techniques mathématiques originales d'identification de modèles, en particulier pour les modèles dynamiques Eléments Finis et pour le recalage des modèles de charges aéroélastiques stationnaires sur les essais en vol.

Nous nous sommes maintenant attaqués au recalage des charges aérodynamiques instationnaires sur les essais de vibration en vol.

Sur le plan mathématique nous utilisons toujours la même approche, qui diffère notablement des méthodes classiques de moindres carrés (minimisation d'une "distance" calcul-mesure en fonction des paramètres d'ajustement). Nous préférons utiliser une approche type optimisation quadratique en minimisant une "distance" entre les paramètres d'ajustement et leurs valeurs théoriques ou présumées, en forçant la solution à satisfaire les inéquations de reconstitution des mesures par le modèle à une précision donnée.

Parmi tous les avantages de cette technique le principal est de s'affranchir du problème des paramètres mal observables.

Nous montrons 2 applications en aéroélasticité :

- Le recalage des champs de pression aérodynamiques stationnaires par les mesures en vol de réponses de jauges de contraintes en manoeuvre, illustré par un exemple issu de la mise au point des charges du RAFALE.
- Le recalage des forces aérodynamiques instationnaires sur la mesure en soufflerie, mais transposable en vol, des fréquences et amortissements d'une maquette aéroélastique d'empennage type Airbus. Nous montrons que le calcul de la vitesse critique de Flutter est recalé à partir d'essais à vitesse bien inférieure.

Nous concluons en présentant les perspectives de développement de la méthode.

ABSTRACT

Since the end of the 70ies we have developed, within the frame of our ELFINI software, original techniques for mathematical model identification, in particular for calibration of dynamic Finite Element models from ground vibration tests and of steady aeroelastic loads from flight tests.

Now we have tackled calibration of unsteady airloads from flight vibration tests.

Mathematically speaking, we keep the same approach, which differs notably from classical least square methods (minimization of a calculation - measurement "distance" in function of calibration parameters). We prefer to use a quadratic optimization type approach with the minimization of a "distance" between calibration parameters and their theoretical or presumed values, constraining the solution to satisfy measurement reconstitution by the model at a given accuracy.

Among advantages of this technique, the principal is to get rid of ill-observable parameters.

We describe two applications :

- Calibration of steady aerodynamic pressure fields from flight measurements of strain-gage responses in maneuver, illustrated by an example coming from the calibration of Rafale airloads,
- Calibration of unsteady airloads from wind tunnel measurements, transposable to flight measurements, of frequencies and dampings of an aeroelastic dynamic model of an Airbus type stabilizer. We show that critical flutter speed is identified from tests at much lower speed.

As a conclusion we present the future prospects of the method.

1 INTRODUCTION

Par définition l'analyse aéroélastique couple 2 types de modèle qui au départ sont issus de calculs sur plan :

- modèle structural dynamique Eléments Finis de l'avion (déformations "souples" de l'avion en fonction charges ; voir planche 1),
- modèle aérodynamique théorique "linéarisé" par méthode de singularité et/ou Eléments Finis Euler, ..., stationnaire et instationnaire (charges aérodynamiques en fonctions des mouvements "rigides" et "souples"),

qu'elle réunit (voir planche 2) en des modèles de mécanique du vol "avion souple" et de vibrations aéroélastiques, eux-mêmes support des calculs de stabilité (divergence, Flutter) et de réponse structurale en manoeuvre, turbulence, etc ...

Une des complexités de l'analyse aéroélastique est de rendre ces modèles théoriques cohérents avec les résultats expérimentaux issus :

- des essais statiques et de vibration au sol,
- des essais en soufflerie,
- des essais en vol, de réponse en manoeuvre et d'excitations vibratoires.

En réponse à ce besoin, nous avons développé progressivement, depuis la fin des années 70, une panoplie d'outils de **recalage du modèle structural dynamique et de la partie stationnaire des charges aérodynamiques** sur les résultats expérimentaux.

Ces outils sont fondés sur une technique mathématique originale d'identification de modèle (voir référence 2 et 3) ; ils sont intégrés dans notre logiciel général d'analyse aéroélastique ELFINI (voir référence 1). Cette approche est exposée dans les § 2 et 3.

Nous pressentions que la même technique pouvait s'appliquer à l'identification des forces aérodynamiques instationnaires et permettre le recalage du calcul des vitesses critiques de Flutter par des essais en vol à des vitesses bien inférieures (voir référence 3).

La démonstration de validité de cette approche par essais en vol étant évidemment trop risquée, nous montrons ici (§ 4) comment nous avons profité pour la tester de la campagne de validation des modèles de flutter en présence de jeux mécaniques par des essais d'une maquette aéroélastique d'empennage "type Airbus" dans la soufflerie S2 de

l'ONERA (voir notre présentation sur ce sujet dans ce meeting, référence 4).

2 PRINCIPES GENERAUX DES TECHNIQUES MATHÉMATIQUES D'IDENTIFICATION DE MODELE

Nous nous plaçons dans le cas général où nous disposons des résultats de mesures expérimentales rassemblés dans un vecteur σ_{mes} , et des mêmes quantités $\sigma(\lambda)$, calculées par un modèle numérique dépendant de paramètres d'ajustement λ .

L'approche habituelle en identification de modèle, dont nous allons montrer les inconvénients en particulier pour l'aéroélasticité, est la méthode des moindres carrés, avec le principe de minimisation d'une fonction d'erreur $E(\lambda)$ de la forme :

$$E(\lambda) = \sum \Pi_i (\sigma_i(\lambda) - \sigma_{i,mes})^2$$

(Π_i = facteur de pondération des différentes mesures)

Cette minimisation est traitée par une méthode type Newton, ou la matrice Hessienne de E est approximée par :

$$[H] = \sum \Pi_i (\partial \sigma_i / \partial \lambda_j) \left((\partial \sigma_i / \partial \lambda_j) \right)$$

dite matrice de Fisher (voir référence 4).

La méthode ne fait intervenir comme calculs lourds que ceux des $\sigma(\lambda)$ et des gradients $\partial \sigma / \partial \lambda$ qui sont calculés de façon standard par ELFINI (voir référence 1) :

Le choix des facteurs de pondération Π_i pouvant poser problème, est souvent résolu avec la variante dite "maximum de vraisemblance" (voir référence 5 et 6) ou on itère la méthode des moindres carrés en prenant comme facteur de pondération à chaque itération l'inverse du carré de l'erreur de reconstitution de l'itération précédente.

La difficulté de ces techniques de moindres carrés est leur impossibilité de traiter des paramètres ou combinaison de paramètres d'ajustement mal observables par les mesures (entraînant la singularité de la matrice de Fisher), ce qui est le cas presque général avec les paramètres d'ajustement "naturels" des modèles aérodynamiques (voir § 3 et 4). La solution, souvent préconisée, de réduire l'espace des paramètres d'ajustement (sous espace des vecteurs propres à valeurs propres non nulles de la matrice de Fisher), n'est pas "physique" car elle fait

dépendre l'espace des paramètres d'ajustement des points de mesures choisis.

Cet inconvénient nous a amené à reformuler complètement le problème d'identification sous la forme :

- minimiser $Z = \sum (\lambda_j - \lambda_j \text{ th})^2$

Z représente une distance entre les valeurs recherchées λ_j des paramètres d'ajustement et leurs valeur $\lambda_j \text{ th}$, théoriques si elles sont issues de calculs ou présumées s'il s'agit de données physiques.

- En satisfaisant les inéquations :

$$\sigma_i \text{ mes} - \epsilon_i \leq \sigma_i(\lambda) \leq \sigma_i \text{ mes} + \epsilon_i$$

restitution des mesures par le modèle à une précision donnée ϵ_i .

Cette minimisation sous-contraintes de Z est traitée par une technique d'optimisation quadratique, où comme pour les moindres carrés les seuls calculs "lourds" sont ceux de $\sigma(\lambda)$ et $\partial\sigma / \partial\lambda$.

Les principaux avantages comparés aux moindres carrés sont :

- pas de difficulté avec les paramètres mal observables, ils sont automatiquement laissés à leur valeur théorique ; on n'est donc pas limité par le nombre des paramètres d'ajustements,
- les facteurs de pondération des mesures, Π_i plus ou moins subjectifs, sont remplacés par une précision de reconstitution des mesures ϵ_i , qui peut être estimée objectivement à partir de la précision des mesures et de celle du modèle,
- si le biais du modèle est trop grand, l'algorithme donne un diagnostic clair des mesures que le modèle n'arrive pas à reconstituer.

3 APPLICATION A L'IDENTIFICATION DES CHARGES AERODYNAMIQUES STATIONNAIRES A PARTIR DES MESURES EN VOL

La méthode a été appliquée dès la fin des années 70 pour le MIRAGE 2000 (voir référence 2) elle a été perfectionnée et utilisée systématiquement pour le programme RAFALE :

- Les paramètres d'ajustement sont là directement les composantes des champs de

pression discrétisées dans la base de charges ELFINI (plusieurs centaines de composantes pour un champ), pour les effets de chaque degré de liberté de mouvement rigide (incidence, dérapage, ..., braquages gouvernes, ...).

- Les mesures sont directement les réponses de jauges de contraintes réparties sur l'avion (quelques centaines), mesurées pendant un ensemble de manoeuvres d'oscillation de tangage, roulis, dérapage à fréquences variables, dites "stimuli" (exemple planche 2), qui rendent observables les effets de chaque degré de liberté du mouvement. Pour observer les effets non linéaires de grandes incidences on complète par des montées lentes en facteur de charge.

Le modèle aéroélastique ELFINI (voir planche 1) fournit directement la reconstitution théorique de ces mesures $\sigma(\lambda)$ en fonction des paramètres d'ajustement λ des champs de pression (qui coïncident directement avec les composantes du champ de pression discrétisé), ainsi que leurs gradients $\partial\sigma / \partial\lambda$.

Ces opérateurs sont non linéaires par l'effet "aéroélastique" des modes souples (ces effets aérodynamiques des modes souples ne sont pas ajustés du fait de leur faible observabilité dans les manoeuvres considérées).

Nous montrons des exemples extraits des travaux de calibration des charges du RAFALE.

- Un exemple de manoeuvre de stimulus par excitation du canard avec, planche 3, la réponse ou incidence de l'avion, la réponse de la jauge d'emplanture du canard avant et après recalage, le recalage est là presque parfait puisque cet essai a servi de base au recalage.
- La comparaison essais-calculs avant et après recalage, avec des manoeuvres contrées de roulis complexes, n'ayant pas servi au recalage, pour des jauges de dérive et d'élevon externe, planche 4, le résultat est très satisfaisant.

Un point important à signaler pour l'application de la méthode est la nécessité absolue de recalage préalable du modèle Eléments Finis statique de l'avion (voir planche 1) pour garantir la validité de l'opérateur donnant les contraintes élastiques en fonction des charges appliquées, au travers duquel sont observés les charges aérodynamiques. Cette calibration, ou souvent simple validation, se fait à partir des corrélations calcul/mesures des réponses des jauges de contrainte sous quelques dizaines de changements d'étalonnage au sol (voir références 2 et 3).

4 IDENTIFICATION FORCES AERODYNA- MIQUES INSTATIONNAIRES

Pour évaluer la capacité des techniques précédentes à calibrer les modèles de calcul des vitesses critiques de Flutter, nous avons profité de la disponibilité du jeu complet de calculs et de mesures expérimentales réalisé avec la campagne d'essais dans la soufflerie S2 de l'ONERA d'une maquette dynamique d'empennage type Airbus, destiné initialement à la validation des calculs de Flutter en présence de jeux mécaniques (voir planche 5).

- Paramètres d'ajustement

En considérant l'équation du Flutter exprimée dans la base des modes propres :

$$[(K) - \omega^2 (M) - \frac{1}{2} \rho V^2 [A(\omega/V)]] x = f$$

et sachant que nous ne sommes pas contraints par leur observabilité, nous avons pris directement comme paramètres d'ajustement tous les termes des matrices complexes $[A(\omega/V)]$ sous la forme rationalisée de Karpel (voir références 6 et 7).

Les matrices (K) et (M) sont considérées là comme constantes (modes propres recalés avec les essais de vibration sans vent).

- Mesures

Le recalage se fait directement à partir de la "mesure" en soufflerie des fréquences et amortissements des seuls 2 modes intervenant dans le Flutter (flexion, empennage, rotation gouverne), à quelques points de pressions dynamiques (1 et 2 dans l'exemple que nous présentons).

A noter que la "mesure" de ces fréquences/amortissement résulte de l'identification par la méthode de Prony des pôles des fonctions de transferts entre l'effort de la palette d'excitation et les mesures accélérométriques (voir conclusion, développement).

Nous présentons des résultats caractéristiques menés à partir du modèle aérodynamique par méthode de doublets (maillage planche 5) n'ayant pas subi de recalage en particulier sans le recalage par les mesures de pressions instationnaires présenté dans la référence 7).

Sont présentés planche 6 :

- Comparaison calcul-essais sans recalage, pression critique calculée 128000 Pa contre 85000 Pa mesurée.
- Comparaison avec 1 seul point en P_i de recalage à 38700 Pa, la pression critique calculée devient 73000 Pa.
- Comparaison avec 2 points en P_i de recalage (37800 Pa et 60000 Pa), la pression critique calculée est de 84500 Pa.

A noter cependant que pour que l'algorithme trouve ces solutions nous avons été conduits à relâcher la précision de reconstitution de l'amortissement du mode très amorti de torsion voir axe de développement (§5).

D'autres tests menés à partir de calculs aérodynamiques volontairement erronés (défaut sur la forme géométrique) donnent des résultats semblables, ce qui montrerait une certaine robustesse de la méthode.

5 CONCLUSION, AXES DE DEVELOPPE- MENT

On imagine sans peine l'intérêt potentiel de la méthode de recalage des forces aérodynamiques instationnaires présentées, en particulier pour assurer la sécurité de l'ouverture des domaines de vol, cela d'autant plus que la mise en oeuvre est relativement simple et peut coûteuse (le calcul des gradients des fréquences/amortissement est insignifiant quand on travaille en base réduite, voir référence 1).

On peut cependant se poser la question de la validité et la cohérence physique et mathématique de tels recalages "brutaux" sur les forces aérodynamiques instationnaires généralisées. Ce qui nous mène à étudier des sophistications notables de la méthode, principalement :

- Prendre les paramètres d'ajustement du modèle aérodynamique instationnaire directement "à la source", en se rapprochant des coefficients de la matrice d'influence aérodynamique

$$[\partial C_p / \partial \alpha (\omega/V)]$$

reliant les coefficients de pression C_p sur la surface avion aux incidences locales α de cette surface.

Un des avantages est de forcer la cohérence entre les effets aérodynamiques non indépendants (exemple : incidence et vitesse de pompage avion).

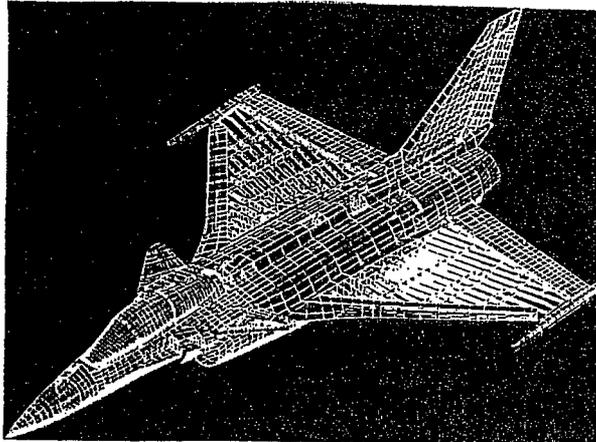
- Prendre aussi les mesures plus "à la source", avec les fonctions de transfert mouvements-gouvernes-réponses accélérométriques voir jauges de contrainte, ce qui a l'avantage de s'affranchir de l'imprécision éventuelle de l'identification des fréquences amortissement par la méthode de Prony, et surtout des difficultés possibles d'appariage modes calculés - modes mesurés dans les situations complexes. On pourrait, à la limite, exploiter directement les mesures en temps.
 - Intégrer en une seule approche l'identification des charges stationnaires présentées §3 et celle des charges instationnaires.
 - A la limite intégrer aussi la calibration du modèle structural dynamique, à partir de stimuli à basse vitesse. L'intérêt serait de simplifier la procédure, le recalage du modèle dynamique se faisant souvent* par des essais d'excitation par les gouvernes l'avion reposant sur son train, ce qui peut nécessiter des corrections de modèle.
- * Sur les MIRAGE 2000 et RAFALE qui disposent d'une puissance et d'une bande passante de servo-commande importante.

REFERENCES

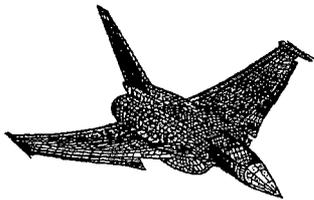
1. C. PETIAU, S. BRUN
Tendances Actuelles de l'Analyse Aéroélastique des Avions Militaires. AGARD Conférence proceedings n° 403 - Athènes 1986
2. C. PETIAU & M. DE LAVIGNE
Analyse Aéroélastique et Identification des Charges de Vol. AGARD Conferences proceeding n° 375 - "Operational Loads Data" - Sienne 1984
3. C. PETIAU, Ph NICOT
A General Method for Mathematical Model Identification in Aeroelasticity. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Royal Aeronautical Society - Manchester 1995
4. E. WALTER, L. PRONZATO
Identification de modèles paramétriques à partir de données expérimentales - MASSON 1994
5. STEPNER D.E. & MEHRA R.K.
Maximum Likelihood Identification and Optimal input design for identifying aircraft stability & control derivatives.
NASA CR 2200 - MARCH 1983
6. M. KARPEL
Time domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces
J. GUIDANCE, Vol 13, N° 1, Jan-Feb 1990, p. 30-37
7. C. PETIAU, B. JOURNEE, E. GARRIGUES
Méthode de Calcul du Flutter en Présence de Jeu Mécanique et Vérification expérimentale
R.T.O. Specialist Meeting on Structural Aspects of Flexible Aircraft, OTTAWA 1999

PLANCHE 1

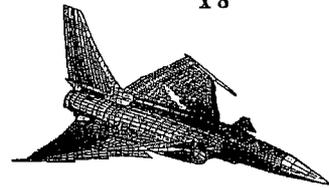
MODELE ELEMENTS FINIS POUR CALCULS AEROELASTIQUES



FACTEUR DE CHARGE 9g
x 5



ROULIS STABILISE 260°/s
x 8



DEFORMEES AEROELASTIQUES

PLANCHE 2

ELFINI - AEROELASTICITY

ENSEMBLE DES MODELES

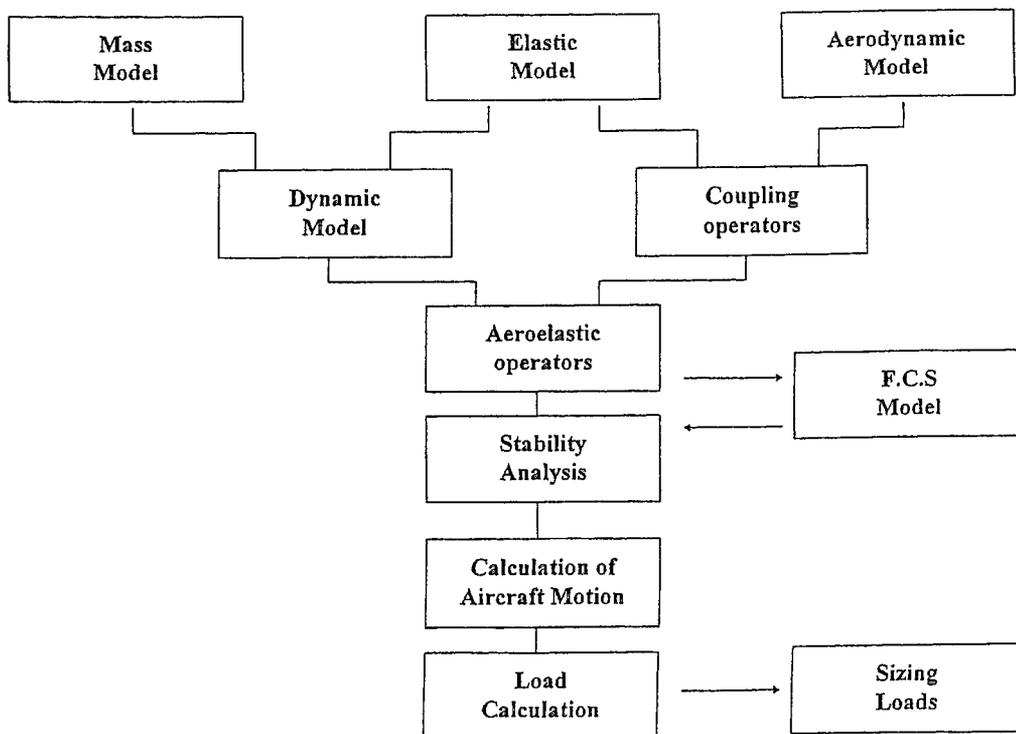


PLANCHE 3
STIMULUS PAR EXCITATION CANARD

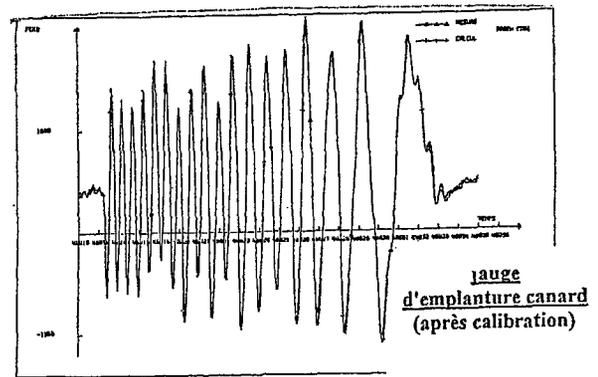
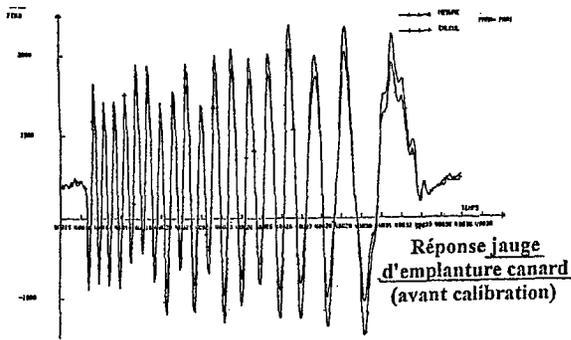
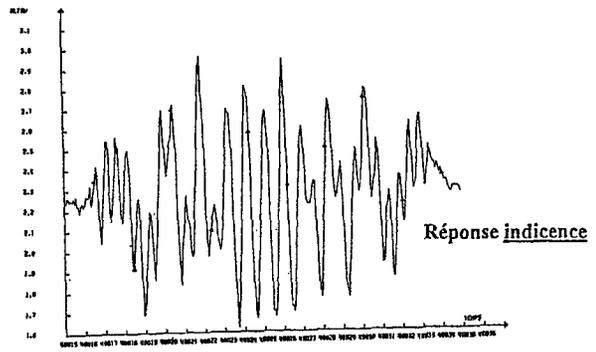
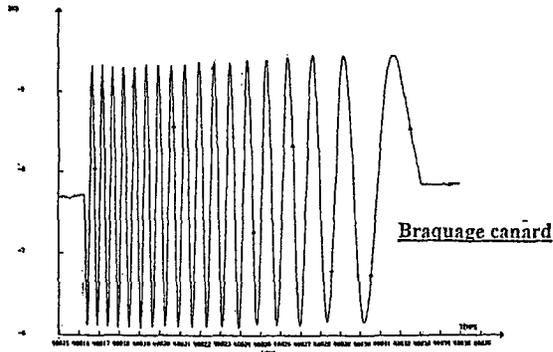
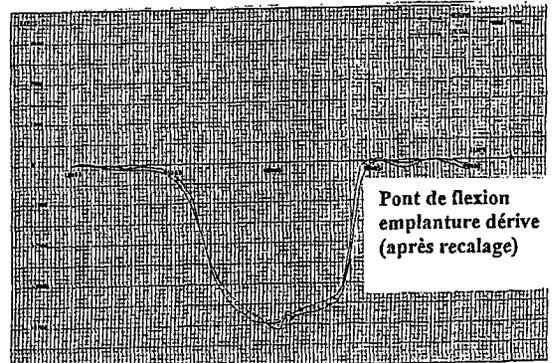
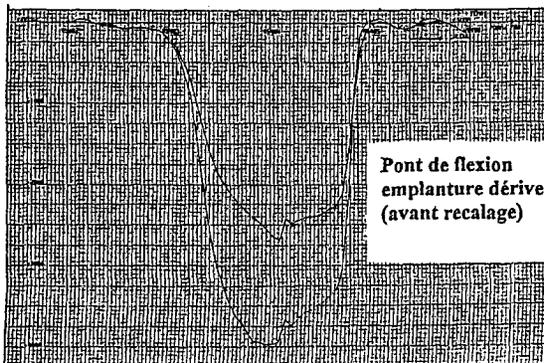
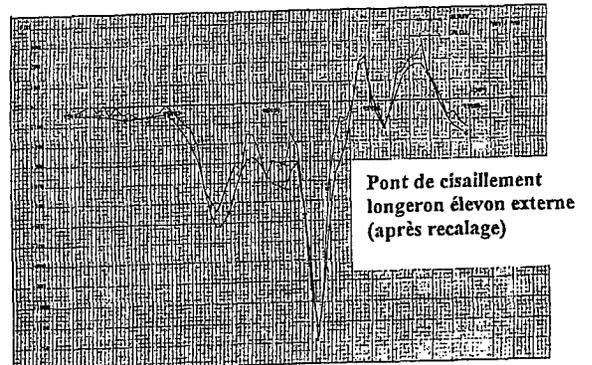
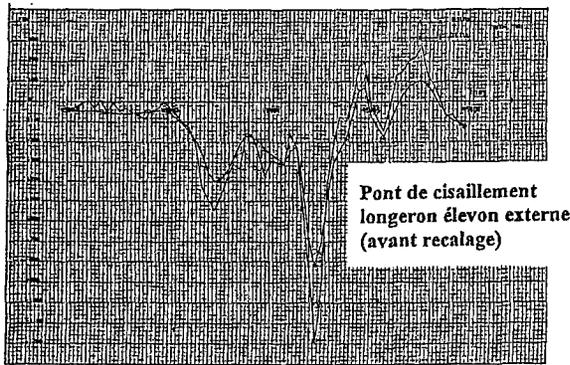


PLANCHE 4
MANOEUVRE CONTREE DE ROULIS*
Comparaison modèle - mesure avant / après recalage



* Cette manoeuvre n'a pas été utilisée pour le recalage

PLANCHE 5

MAQUETTE AEROELASTIQUE D'EMPENNAGE TYPE "AIRBUS"
ESSAYEE DANS LA SOUFFLERIE S2 DE L'ONERA

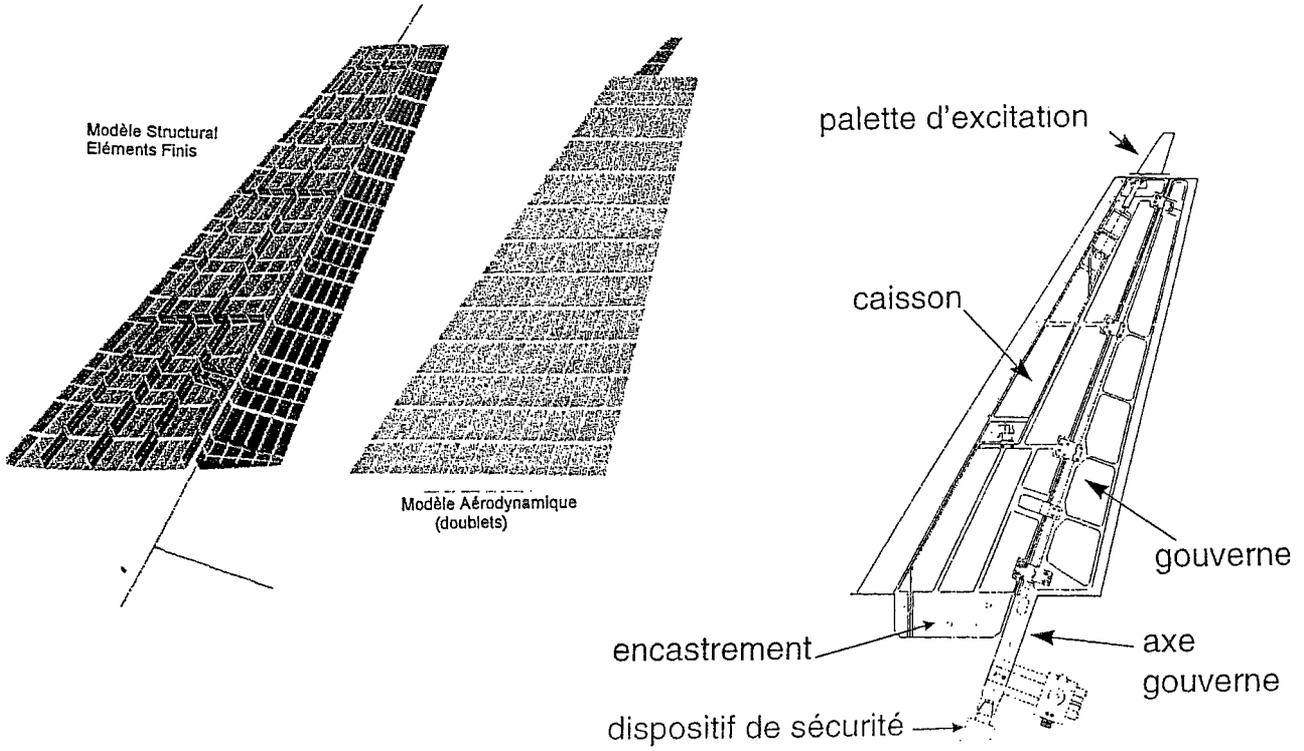
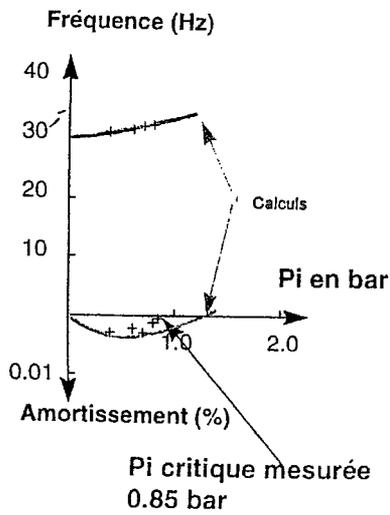


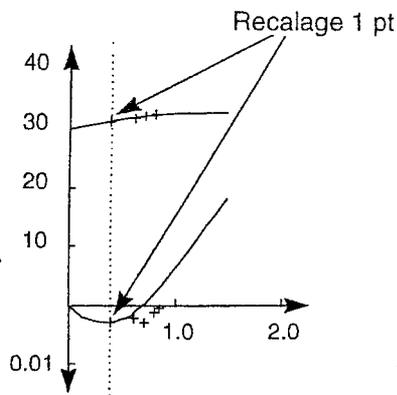
PLANCHE 6

CONFRONTATION CALCUL - ESSAIS - RECALAGE
(Fréquences - Amortissement)

Comparaison essais calculs avant recalage (flexion)



Recalage sur un point de mesure



Recalage sur deux points de mesure

