

ICAS Paper No. 68-39

SUPPRESSION DES EFFETS DU PILOTAGE LORS DE L'ANALYSE  
DES ACCELERATIONS INDUITES PAR LA TURBULENCE

by

Guy Thomasset  
Office National d'Etudes et de Recherches  
Aerospaciales (ONERA)  
Chatillon, France

**The Sixth Congress  
of the  
International Council of the  
Aeronautical Sciences**

DEUTSCHES MUSEUM, MÜNCHEN, GERMANY / SEPTEMBER 9-13, 1968

Preis: DM 2.00

MEMORANDUM FOR THE DIRECTOR, NATIONAL BUREAU OF STANDARDS  
SUBJECT: [Illegible]

1. [Illegible]  
2. [Illegible]  
3. [Illegible]

The sum of [Illegible]  
of the [Illegible]  
National Bureau of Standards  
Washington, D.C.

Respectfully,  
[Illegible]

SUPPRESSION DES EFFETS DU PILOTAGE LORS DE L'ANALYSE DES ACCELERATIONS  
INDUITES PAR LA TURBULENCE

G. Thomasset  
92 - Châtillon - France

Résumé

La distribution statistique des niveaux de turbulence peut être déduite directement de l'enregistrement des accélérations d'un avion, après un étalonnage de ses qualités de transfert d'énergie et de fréquence. Lorsque ces accélérations sont en partie dues aux manoeuvres la fonction de distribution de la turbulence est entachée d'erreurs.

Pour éliminer ces erreurs, une méthode analogique de suppression des accélérations dues au pilotage est proposée; elle est fondée sur le calcul automatique instantané des accélérations entraînées par le braquage des gouvernes de profondeur, obtenu en simulant sur un calculateur analogique le comportement de l'avion en vol.

La comparaison entre les accélérations brutes et corrigées d'un avion en vol est ensuite exposée, et présente sous un jour nouveau l'utilisation des avions commerciaux pour mesurer la turbulence au-dessus de la planète.

ELIMINATION OF THE EFFECTS OF PILOTING IN  
ANALYZING THE ACCELERATIONS INDUCED BY THE  
ATMOSPHERIC TURBULENCE

Summary

A statistical distribution of atmospheric turbulence levels can be obtained immediately from the flight record accelerations of an aircraft after calibrating its energy and frequency transfer.

Where these accelerations are partly produced by pilot's manoeuvring, the turbulence distribution function is distorted.

The suggested method corrects this distortion by an analog suppression of the acceleration produced by manoeuvring.

It is based on automatic computation of the accelerations induced by the elevator angle, on analog computer simulating the flight behaviour of the plane.

Rough and corrected accelerations are compared and a new insight is given on the use of commercial flights to measure turbulence on a world-wide scale.

I. Introduction

La mesure de la turbulence atmosphérique, la prévision et la mesure des réponses d'un avion soumis à un champ de vitesse aléatoire, sont devenues aujourd'hui indispensables au calcul des structures d'avions et de leur durée de vie.

Les travaux effectués depuis plusieurs années dans les différents secteurs de l'aéronautique ont abouti à un ensemble de résultats que l'on

pourrait appeler "analyse fine de la turbulence", par opposition à certains travaux entrepris maintenant et présentés dans cette communication. Il s'agissait, en effet, d'une part de mesurer les réponses d'un avion et de les comparer à celles obtenues à partir des fonctions de transfert calculées suivant les différentes méthodes connues, et d'autre part de mesurer la turbulence rencontrée par l'avion. Mais il est important de remarquer que dans ce dernier cas l'avion n'est le support de l'installation de mesure que pour des raisons pratiques. Ces mêmes raisons justifiaient l'emploi de pylones ou de ballons sondes pour les très basses et très hautes altitudes.

Malheureusement ces installations de mesure transformant l'avion en avion d'essais et exigent pratiquement qu'il soit en permanence entre les mains des expérimentateurs.

Dans ces conditions on imagine facilement qu'il n'est pas possible d'obtenir les informations statistiques suffisantes pour établir les cartes de turbulence sur toute la planète.

Il est donc apparu nécessaire d'utiliser une grande partie des avions effectuant les liaisons commerciales pour rassembler ces informations et ainsi au principe d'une "analyse fine de la turbulence" succède le principe des "mesures de masse". Dans ce cas l'installation de mesure, réduite au minimum, ne comporte plus qu'un accéléromètre placé au centre de gravité de l'avion. Ainsi on a vu récemment s'accumuler, dans tous les pays, une infinité d'informations sur les accélérations supportées par les avions commerciaux au cours des vols réguliers.

Or deux faits importants rendent très difficiles l'utilisation de ces résultats bruts pour définir la turbulence rencontrée par l'avion. Il est évident, d'une part, que pour une même rafale les réponses en accélération d'un Boeing et d'une Caravelle peuvent être très différentes et, d'autre part, ces résultats globaux correspondent en fait aux accélérations induites à la fois par la turbulence et par le pilotage de l'avion.

Néanmoins, nous estimons qu'il est possible dans ce dernier type de mesures, de se servir de l'avion non pas comme support de l'instrumentation, mais comme un instrument de mesure même de la turbulence. Il est montré que la connaissance des qualités de transfert d'énergie et de fréquence de l'avion, constituant son étalonnage, suffit pour déduire du nombre de dépassements d'un niveau d'accélération donné, le nombre de dépassements du niveau de turbulence équivalent, ceci lorsque les charges induites par le pilotage sont négligeables. Dans le cas contraire, une méthode analogique, réalisée actuellement en laboratoire, mais correspondant à une modification simple de l'accéléromètre embarqué, permet de recueillir uniquement les accélérations dues à

la turbulence.

II. Utilisation de l'avion comme instrument de mesure de la turbulence

Lors de l'étude du comportement en vol et de la durée de vie d'un avion un point important reste celui de la détermination de la probabilité qu'il rencontre des niveaux de turbulence donnés. Or nous avons vu que pour cela le seul moyen connu actuellement est de rassembler le plus grand nombre d'informations sur la turbulence en tous lieux et à toute époque.

Comme il est évident, qu'il est impensable de faire voler des dizaines d'avions d'essais équipés pour une analyse fine de la turbulence, et ceci pendant des milliers d'heures, seuls des avions commerciaux peuvent effectuer ce travail; l'installation de mesure étant dans ces conditions réduites au minimum, c'est-à-dire à un accéléromètre placé au centre de gravité de l'avion.

En fait les informations données par l'accélération verticale de ce point intéressent principalement les qualités de la réponse de l'avion, et la source d'excitation qu'a été la turbulence ne peut être que déduite indirectement. On comprend ainsi, les fonctions de transfert variant d'un avion à l'autre, quelles sont les difficultés liées à l'utilisation de l'avion pour de telles mesures.

Supposant dans cette première partie que les effets du pilotage sont négligeables au cours du vol, nous allons proposer une méthode permettant de remonter des informations sur l'accélération du centre de gravité d'un avion aux informations correspondantes sur la vitesse verticale de turbulence.

Pour cela, en assimilant cette turbulence à un processus localement stationnaire et Gaussien, où  $g(\frac{x}{\sigma})$  et  $f(\sigma)$  représentent respectivement la loi Gaussienne et la distribution des écarts, le nombre moyen de fois par seconde  $N_w(x)$  où la turbulence  $W$  atteint le niveau  $x$  est donné par :

$$N_w(x) = N_{ow} \int_0^{+\infty} f(\sigma) g\left(\frac{x}{\sigma}\right) d\sigma \quad (1)$$

$N_{ow}$  étant le nombre de passage par zéro de  $W$ .

De même le nombre moyen de fois par seconde où un paramètre de réponse  $Y$  de l'avion atteint le niveau  $x$  est aussi :

$$N_y(x) = N_{oy} \int_0^{+\infty} f(\sigma) g\left(\frac{x}{\frac{\sigma_y}{\sigma_w} \cdot \sigma}\right) d\sigma$$

$N_{oy}$  étant le nombre de passage par zéro de  $Y$  en posant :

$$A = \frac{\sigma_y}{\sigma_w}$$

le nombre moyen de fois par seconde où  $Y$  rencontre le niveau  $Ax$ , est :

$$N_y(Ax) = N_{oy} \int f(\sigma) g\left(\frac{x}{\sigma}\right) d\sigma$$

en comparant cette dernière relation à celle donnant les  $N_w(x)$ , on remarque que :

$$N_w(x) = \frac{N_{ow}}{N_{oy}} \cdot N_y\left(\frac{\sigma_y}{\sigma_w} \cdot x\right) \quad (2)$$

Les deux rapports  $\frac{\sigma_y}{\sigma_w}$  et  $\frac{N_{oy}}{N_{ow}}$  caractérisent respectivement les transferts d'énergie et de fréquence.

Dès que l'on s'est donné un modèle de densité spectrale  $\phi_w(f)$  de la turbulence, il est alors possible de déterminer par le calcul les quantités  $\sigma_w$ ,  $\sigma_y$ ,  $N_{ow}$  et  $N_{oy}$ .

En effet si  $(f_1, f_2)$  définit la bande passante en fréquence de l'accéléromètre, on a :

$$\sigma_w^2 = \int_{f_1}^{f_2} \phi_w(f) df \quad (3)$$

$$\sigma_y^2 = \int_{f_1}^{f_2} \phi_y(f) df \quad (4)$$

Dans le cas simplifié où la turbulence est supposée uniforme en envergure on montre simplement que la densité spectrale de la réponse  $Y$  peut s'écrire :

$$\phi_y(f) = |T_y(i f)|^2 \cdot \phi_w(f)$$

La fonction  $T_y(i f)$  désignant la fonction de transfert de la turbulence à la réponse  $Y$  de l'avion, est obtenue par le calcul, et :

$$\sigma_y^2 = \int_{f_1}^{f_2} |T_y(i f)|^2 \phi_w(f) df$$

Les deux autres quantités  $N_{ow}$  et  $N_{oy}$  sont données par les formules de S.O. RICE [1], soit :

$$N_{ow} = \frac{1}{\sigma_w} \left[ \int_{f_1}^{f_2} f^2 \phi_w(f) df \right]^{1/2} \quad (5)$$

et :

$$N_{cY} = \frac{1}{\sigma_Y} \left[ \int_{f_1}^{f_2} f^2 \phi_Y(f) df \right]^{1/2} \quad (6)$$

Les nombres  $\sigma_w$ ,  $\sigma_y$ ,  $N_{cw}$  et  $N_{cy}$  ainsi calculés pour la bande passante de l'accéléromètre, le nombre moyen de fois par seconde où la turbulence atteint un niveau donné peut être déduit immédiatement des nombres de dépassement correspondants de la réponse Y, suivant la relation :

$$N_w(x) = \frac{N_{ow}}{N_{oy}} \cdot N_y \left( \frac{\sigma_y \cdot x}{\sigma_w} \right)$$

Les contrôles expérimentaux de cette relation ont été effectués sur deux vols en turbulence à basse altitude d'un MIRAGE III B et quatre vols équivalents du TRANSALL C160 A04.

Dans une première étape une mesure fine de la turbulence, permet de restituer la composante verticale des rafales à partir des enregistrements des réponses instantanées d'une girouette d'incidence, d'un gyromètre et d'un accéléromètre suivant la méthode analogique mise au point à l'O.N.E.R.A. [5], [6]. L'analyse spectrale des signaux obtenus a permis de vérifier que dans tous les cas la densité spectrale de la turbulence correspond bien au modèle proposé par Von KARMAN, soit :

$$\phi_w(f) = \frac{L}{\pi V} \cdot \frac{1 + 8/3 \left( 1,339 \frac{2\pi f L}{V} \right)^2}{\left[ 1 + \left( 1,339 \frac{2\pi f L}{V} \right)^2 \right]^{1/2}} \quad (7)$$

où L caractérise l'échelle macroscopique de la turbulence.

Les  $\sigma_w$  et  $N_{ow}$  calculés à partir des relations (3), (5) et (7) sont alors en accord avec ceux déduits des enregistrements de la turbulence.

Dans une deuxième étape les mesures des écarts quadratiques et des  $N_o$  de la réponse en accélération ont été comparées, dans le cas du MIRAGE III B, aux résultats obtenus au cours d'un calcul des fonctions de transfert de l'avion effectué en Grande-Bretagne par le R.A.E.

La prévision des  $\sigma_z$  et  $N_{oz}$  est satisfaisante pour les deux vols étudiés comme l'indique la Fig 1.

Nous avons pu montrer, ainsi, que les quatre nombres précédents définissant la relation (2) peuvent être obtenus par le calcul avec une bonne précision à partir seulement du modèle de densité spectrale de la turbulence.

Il restait, en dernier lieu, à vérifier que

les rapports  $\frac{\sigma_y}{\sigma_w}$  et  $\frac{N_{ow}}{N_{oy}}$  étaient constants d'un vol à l'autre, constituant bien un étalonnage de l'avion suffisamment insensible à des paramètres tels que l'échelle.

Pour deux vols du MIRAGE III B et quatre vols du TRANSALL C160 A04 ces nombres caractéristiques n'ont pas présenté d'écart supérieur à 10%, comme le montrent les Fig 1 et 2.

Fig: 1 Mirage III B.225

Vol	W		Z cdg				A = $\frac{\sigma_z}{\sigma_w}$	$\frac{N_{ow}}{N_{oz}}$
	$\sigma^2$	$N_o$	calculé	mesuré	calculé	mesuré		
80	0,174	1,21	0,464	0,500	1,68	1,45	1,64	0,72
81	0,195	1,31	0,563	0,660	1,72	1,44	1,70	0,76

Fig: 2 Transall C 160 A04

Vol	W		Z cdg				A = $\frac{\sigma_z}{\sigma_w}$	$\frac{N_{ow}}{N_{oz}}$
	$\sigma^2$	$N_o$	calculé	mesuré	calculé	mesuré		
101	1,05	2,03	1,98	1,63	1,62	1,56	1,24	1,25
116	1,58	1,61	2,06	2,68	1,18	1,26	1,30	1,36
121	0,83	2,4	2,34	1,54	1,79	1,83	1,36	1,34
137	1,68	1,58	1,59	2,52	1,07	1,01	1,23	1,47
Nombres moyens							1,28	1,36

Comparaison "Prévision - Mesure"

L'étalonnage des deux avions effectué, la comparaison entre les nombres de dépassements de la turbulence W mesurés directement à partir des enregistrements en vol et ceux déduits à l'aide de la relation (2) des nombres de dépassements de l'accélération du centre de gravité est alors immédiate. Les courbes 3 et 4 montrent la précision avec laquelle ont pu être prévus ces nombres de dépassements au cours des vols de deux avions très différents au-dessus du Sud-Est et du Sud-Ouest de la France.

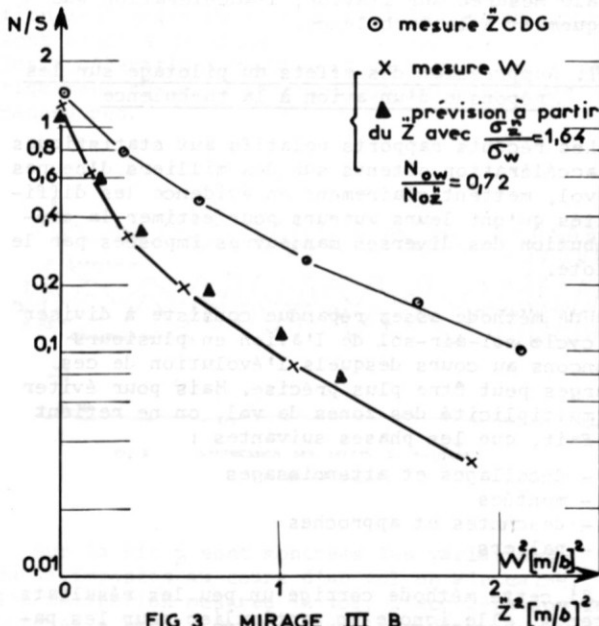


FIG 3 . MIRAGE III B  
PREVISION DES NOMBRES DE DEPASSEMENTS  
DE LA TURBULENCE

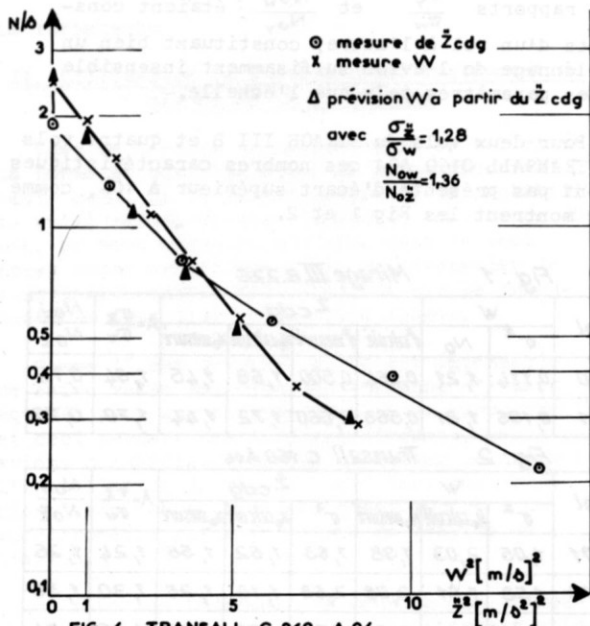


FIG 4 TRANSALL C 260 A 04  
PREVISION DES NOMBRES DE DEPASSEMENTS DE LA TURBULENCE

Toutefois les portions de vols étudiées correspondaient chaque fois à des échantillons où aucune manoeuvre importante due au pilote n'intervenait. Or si l'on peut admettre qu'au cours des paliers à haute altitude les charges induites par les manoeuvres sont négligeables devant l'ensemble des charges supportées par l'avion du fait de la turbulence, il n'en est plus de même au cours des vols en forte turbulence ou en orage et des vols à basse et très basse altitude où un pilotage permanent est indispensable.

C'est la raison pour laquelle nous proposons maintenant une méthode analogique permettant lorsque les charges dues aux manoeuvres ne sont plus négligeables, d'extraire de l'accélération totale mesurée sur l'avion, l'accélération due uniquement à la turbulence.

### III. Suppression des effets du pilotage sur les réponses d'un avion à la turbulence

Les récents rapports relatifs aux statistiques en accélération obtenus sur des milliers d'heures de vol, mettent clairement en évidence les difficultés qu'ont leurs auteurs pour estimer la contribution des diverses manoeuvres imposées par le pilote.

Une méthode assez répandue consiste à diviser le cycle sol-air-sol de l'avion en plusieurs tronçons au cours desquels l'évolution de ces charges peut être plus précise. Mais pour éviter la multiplicité des zones de vol, on ne retient en fait, que les phases suivantes :

- décollages et atterrissages
- montées
- descentes et approches
- paliers

Si cette méthode corrige un peu les résultats obtenus, elle ignore en particulier pour les paliers toutes les sollicitations en tangage imposées par le pilote ainsi que les petites variations d'altitude.

La méthode analogique que nous proposons élimine ces sources d'erreurs en permettant la restitution pendant toute la durée du vol de l'accélération induite par le pilotage.

Nous admettrons toutefois que dans le domaine de fréquence où interviennent ces manoeuvres, l'avion peut être considéré comme une structure indéformable dont le mouvement est entièrement défini par ses six paramètres d'Euler.

Comme nous le verrons plus loin, les résultats ont bien confirmé cette hypothèse.

Dans le cas des petits mouvements d'un avion rigide autour de sa trajectoire, il apparaît, en écrivant les équations linéarisées de la mécanique du vol, que sur les six paramètres d'Euler de l'avion, le tangage et le déplacement vertical du centre de gravité sont indépendants des quatre autres paramètres.

En particulier, le déplacement vertical du centre de gravité résulte uniquement des deux équations :

$$\begin{cases}
 M \ddot{z} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{zi} \left( \theta - \frac{\dot{z}}{V} \right) = -\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{zi} \frac{W}{V} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{z\beta} \beta \\
 I \ddot{\theta} + \frac{1}{2} \rho V^2 S l C_{mq} \dot{\theta} + \frac{1}{2} \rho V^2 S l C_{mi} \left( \theta - \frac{\dot{z}}{V} \right) = -\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{mi} \frac{W}{V} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m\beta} \beta
 \end{cases}$$

en désignant par :

- $\theta$  l'angle de tangage de l'avion
- $z$  le déplacement vertical du centre de gravité
- $V$  la vitesse de l'avion
- $W$  la vitesse verticale de la turbulence
- $\beta$  la variation de l'angle des gouvernes de profondeur
- $M$  la masse de l'avion
- $I$  l'inertie de tangage
- $S$  la surface de la voilure
- $l$  la demi-corde de référence de la voilure
- $C_{zi}$  et  $C_{mi}$  les coefficients de portance et de moment dus à une incidence de l'avion
- $C_{z\beta}$  et  $C_{m\beta}$  les coefficients de portance et de moment dus à un braquage des gouvernes de profondeur
- $C_{mq}$  le coefficient de moment dû à une vitesse angulaire de tangage.

Ces équations s'écrivent encore :

$$\begin{cases} \ddot{Z} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_{zi}}{M} (\theta - \frac{\dot{Z}}{V}) = -\frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_{zi}}{M} \frac{W}{V} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_{z\beta}}{M} \beta \\ \ddot{\theta} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{mq}}{I} \dot{\theta} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{mi}}{I} (\theta - \frac{\dot{Z}}{V}) = -\frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{mi}}{I} \frac{W}{V} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{m\beta}}{I} \beta \end{cases} \quad (9)$$

Désignons par  $Z_w$  et  $Z_\beta$  les déplacements obtenus respectivement pour un  $\beta$  nul et pour un  $W$  nul. En raison de la linéarité du système (9) le déplacement total  $Z$  obtenu sous l'action simultanée d'une turbulence et d'un braquage des gouvernes de profondeur peut être considéré comme la somme des déplacements obtenus si ces deux quantités agissaient séparément sur l'avion, soit :

$$Z = Z_w + Z_\beta$$

Et pour les accélérations correspondantes on a de même :

$$\ddot{Z} = \ddot{Z}_w + \ddot{Z}_\beta$$

Au cours d'un vol l'accélération enregistrée par l'accéléromètre placé au centre de gravité de l'avion est bien la somme  $\ddot{Z}_w + \ddot{Z}_\beta$ . L'accélération  $\ddot{Z}_\beta$  étant la solution des équations :

$$\begin{cases} \ddot{Z} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_{zi}}{M} (\theta - \frac{\dot{Z}}{V}) = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S C_{z\beta}}{M} \beta \\ \ddot{\theta} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{mq}}{I} \dot{\theta} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{mi}}{I} (\theta - \frac{\dot{Z}}{V}) = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S l C_{m\beta}}{I} \beta \end{cases} \quad (10)$$

Il suffit pour la connaître au cours du vol, de mesurer la quantité  $\beta$  et de résoudre le système différentiel (10).

L'accélération  $\ddot{Z}_w$  due à la turbulence est obtenue ensuite simplement en soustrayant  $\ddot{Z}_\beta$  de l'accélération globale mesurée en vol.

Cette opération a été réalisée pour deux vols à basse altitude (300 ft) du TRANSALL C160 A04 au cours desquels le pilotage était important.

Pendant ces vols, l'accélération totale mesurée au centre de gravité de l'avion et les variations de l'angle des gouvernes de profondeur étaient enregistrées simultanément sur une bande magnétique.

Nous avons simulé ensuite sur un calculateur analogique les équations (10) reproduisant le comportement de l'avion en air calme, sollicité uniquement par les gouvernes de profondeur. Le schéma de cette réalisation est donné par la Fig 5.

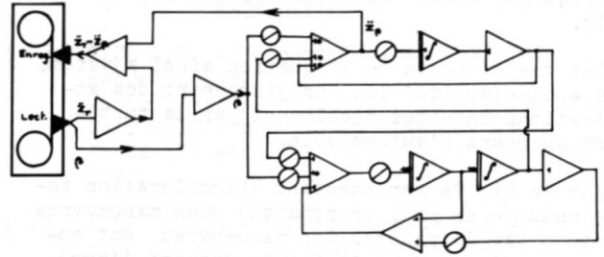
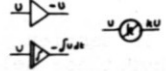


Fig 5. Suppression des effets du pilotage longitudinal  
Bloc analogique de simulation



L'introduction du  $\beta$ , enregistré en vol, comme second membre des équations (10), nous permet d'obtenir immédiatement la solution  $\ddot{Z}_\beta$  correspondant à l'accélération induite par le pilote.

La soustraction  $\ddot{Z}_w = \ddot{Z} - \ddot{Z}_\beta$  effectuée ensuite entre l'accélération totale mesurée en vol et l'accélération induite par le pilotage ne pose aucun problème pratique.

La seule difficulté apparue, a été l'ajustage des coefficients aérodynamiques de l'avion, en particulier les coefficients  $C_{z\beta}$  et  $C_{m\beta}$  qui sont très mal connus.

La méthode proposée pour résoudre ce point a été la suivante. Avant le vol en turbulence, l'avion effectue un palier stabilisé en air calme, au cours duquel le pilote impose des sollicitations en tangage à différentes fréquences. Dans ces conditions l'accélération lue par l'accéléromètre n'est autre que l'accélération  $\ddot{Z}_\beta$  induite par le pilote, et au cours de la résolution analogique du système (10) les coefficients sont ajustés de façon que la différence entre les accélérations mesurée et fabriquée soit identiquement nulle quelque soit la fréquence des manoeuvres.

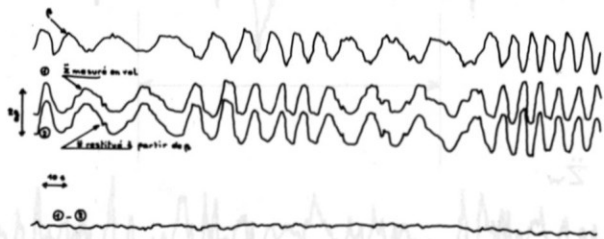


Fig 6 SUPPRESSION DES EFFETS DU PILOTAGE  
VOL EN AIR CALME

Sur la Fig 6 sont montrées les variations du  $\beta$  imposées au cours d'un vol en air calme, l'accélération mesurée en vol, l'accélération fabriquée à partir de  $\beta$  et après réglage des coefficients et la différence entre ces deux accélérations.

On peut voir que pour un domaine important de fréquence cette différence est sensiblement nulle.

Les coefficients de l'équation ainsi ajustés, nous avons fabriqué les enregistrements des accélérations induites réellement par la turbulence au cours d'autres vols.

Sur la Fig 7a représentant l'accélération totale mesurée en vol, on remarque deux manoeuvres imposées par le pilote. Ces manoeuvres ont entièrement disparu sur la Fig 7b donnant l'accélération correspondante due à la turbulence fabriquée après le vol.

Le dernier point important était de justifier l'hypothèse selon laquelle l'avion pouvait être considéré comme une structure indéformable. Il est clair que le TRANSALL C160 n'est pas un avion rigide, au contraire entre 2 et 10 Hertz apparaissent cinq modes de déformations. Pour cela nous avons recherché la fréquence au-dessus de laquelle les charges dues au pilotage, ainsi mise en évidence, pouvaient être considérées comme négligeables.

Les deux accélérations, globale (mesurée en vol) et due à la turbulence (fabriquée ultérieurement), sont filtrées avec deux filtres identiques ayant successivement les bandes passantes :

- 0,025 - 10 H<sub>z</sub>
- 0,05 - 10 H<sub>z</sub>
- 0,10 - 10 H<sub>z</sub>
- 0,20 - 10 H<sub>z</sub>
- 0,25 - 10 H<sub>z</sub>

Les courbes donnant les nombres moyens de dépassements d'un niveau donné ont été relevées pour les deux signaux; et pour chaque bande de

fréquence nous avons porté sur les Fig 8 et 9 le rapport des nombres moyens de dépassements obtenus pour les deux accélérations. Par exemple sur la Fig 8, pour un niveau d'accélération de 0,4 g on obtient :

- 2,2 fois plus de franchissement de ce niveau pour l'accélération totale que pour l'accélération due à la turbulence dans la bande 0,025 - 10 H<sub>z</sub>.
- 1,5 fois plus dans la bande 0,1 - 10 H<sub>z</sub>
- 1,15 fois plus dans la bande 0,2 - 10 H<sub>z</sub>
- le même nombre de franchissement dans la bande 0,25 - 10 H<sub>z</sub>.

Il est intéressant de remarquer que quelque soit le niveau, au-dessus de 0,25 Hz les deux accélérations ont les mêmes courbes de dépassements, c'est-à-dire que les effets du pilotage sont absolument négligeables au-dessus de cette fréquence.

Cette propriété se retrouve bien sur la Fig 9 correspondant au deuxième vol analysé.

Dans ces conditions, la première fréquence propre de déformation de l'avion se situant vers 2 Hertz, l'hypothèse faite au départ est parfaitement valable : le pilotage n'intervient que dans le domaine de fréquence où l'avion se comporte comme une structure indéformable.

Toutefois les résultats indiqués par les Fig 8 et 9 n'ont qu'une valeur qualitative, en effet l'influence du pilotage sur les comptages dépend essentiellement de la durée des manoeuvres par rapport à la durée totale de l'échantillon. De même la fréquence 0,025 Hz citée ici comme limite des effets du pilotage est caractéristique de l'avion, mais peut varier pour d'autres avions.

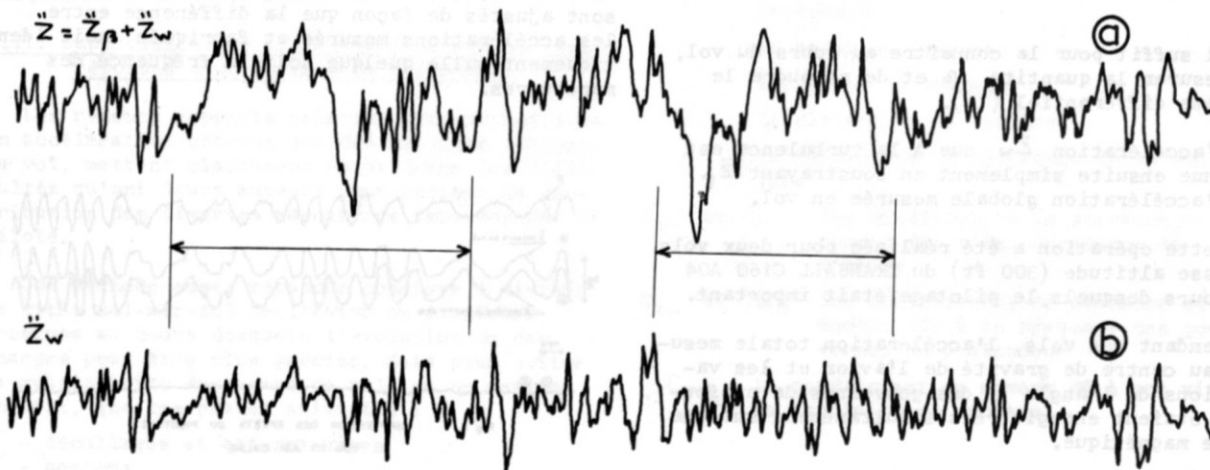


Fig 7 COMPARAISON ENTRE L'ACCÉLÉRATION TOTALE MESURÉE AU CENTRE DE GRAVITÉ DU TRANSALL C 160 ET L'ACCÉLÉRATION RÉELLEMENT INDUITE PAR LA TURBULENCE



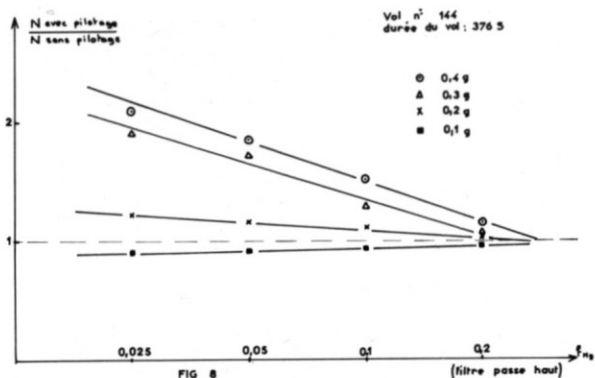


FIG 8

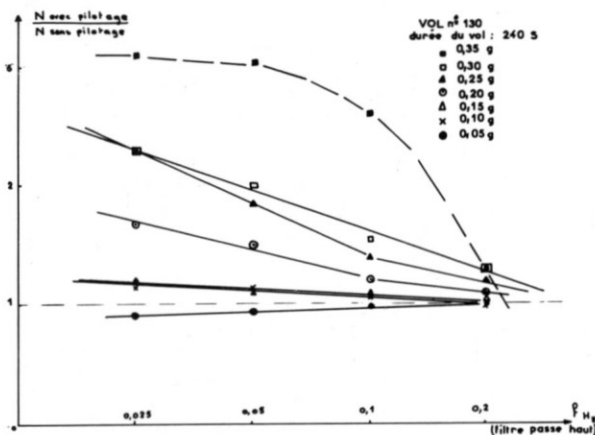


Fig 9. COMPARAISONS DES NOMBRES DE DEPASSEMENT DE L'ACCELERATION C.d.G. AVEC ET SANS PILOTAGE (TRANSALL C160 A04)

#### IV. Conclusion

Les deux méthodes présentées dans ce texte, à savoir l'utilisation de l'avion comme un instrument de mesure de la turbulence (après un étalonnage préalable) et la restitution analogique de l'accélération réellement induite par la turbulence à partir de l'accélération totale supportée par l'avion et les variations des gouvernes de profondeur, apportent une amélioration sensible au traitement des informations statistiques recueillies sur les avions commerciaux.

Ce mode opératoire sera utilisé pour le dépouillement d'une quarantaine de vols à basse altitude du TRANSALL C160 A04 en collaboration avec le L.B.F. de Darmstadt.

Ces deux méthodes ont été retenues aussi pour les premiers vols du CONCORDE. L'avion de présérie 01 sera équipé de toute l'installation permettant la mesure simultanée de la turbulence et des réponses afin de mieux connaître la turbulence qu'il sera amené à rencontrer et de tester les différentes méthodes de prévisions de ses réponses, comme cela a été réalisé pour le MIRAGE IIIB. Cette première étape permettra d'étalonner sur quelques vols les avions de présérie comme nous l'avons indiqué au § II.

Avec une installation simplifiée, ne relevant que la réponse en accélération verticale et les variations d'angle des gouvernes de profondeur, les avions de présérie fourniront les premiers renseignements sur la turbulence rencontrée

dans le domaine de vol de l'avion supersonique.

#### Bibliographie

- [ 1 ] RICE S.O. - Mathematical analysis of random noise. Parts I et II, Bell Syst. Techn. Journal, Vol. XXIII, n° 3, July 1944. Parts III and IV, Vol. XXIV, n° 1, Janv. 1945.
- [ 2 ] PRESS Harry - An approach to the prediction of the frequency distribution of gust loads on airplanes in normal operations - NACA TN 2660, 1952.
- [ 3 ] BULLEN N.I. - A review of counting accelerometer data on aircraft gust loads. R.A.E. Technical Report n° 66234, Jul.1966
- [ 4 ] COUPRY G. - Vol en air turbulent - Note Technique ONERA n° 78, 1965.
- [ 5 ] COUPRY G. - Réponses du MIRAGE III B 225 à la turbulence. Note Technique ONERA, 1960.
- [ 6 ] THOMASSET G. - Mesure en vol des réponses d'avions à la turbulence atmosphérique. T.P. ONERA n° 552, 1968.