

Etude du comportement aéroélastique des planeurs

Par B. SCHNEIDER, Société des avions L. Bréguet

Conférence au 8^e Congrès de l'OSTIV, Cologne, Allemagne, juin 1960

1 L'utilisation des profils laminaires et les progrès généraux de la conception aérodynamique des planeurs ont permis ces dernières années d'obtenir des polaires de vitesses plus « plates », et par suite, des vitesses d'utilisation et des vitesses maxima beaucoup plus élevées que par le passé. Par contre, les règlements de calcul de résistance restaient les mêmes et seule l'extension des domaines de calcul, par l'intermédiaire des moments de torsion aérodynamiques amenait un accroissement de la rigidité des structures, accroissement qui peut être insuffisant vis-à-vis des charges dynamiques. C'est pourquoi des précautions doivent être prises tant pour la réponse de la voilure aux rafales que pour les risques de flottement, dès l'étude du planeur et lors des essais en vol à l'approche progressive de la survitesse.

L'aéro-élasticité étudie également des problèmes statiques tels que la vitesse d'inefficacité des ailerons que le calcul permet de saisir assez facilement. Nous nous limiterons dans cet exposé aux questions de flottement, et nous insisterons particulièrement sur les méthodes d'essais en vol, car la question des essais de résonance au sol et de l'utilisation des critères de rigidité a fait l'objet lors de la dernière session de l'OSTIV de communications très complètes par les délégués polonais.

2 Stade projet

2.1 *Critères de rigidité.* Ces critères de rigidité définis pour les avions par l'annexe VIII du règlement OACI et par le règlement anglais AP.970, ont une base empirique et statistique et ne peuvent être employés qu'avec une certaine prudence. Toutefois ils permettent de vérifier en première approximation dès le stade avant-projet si l'échantillonnage statique de la structure est suffisant. Il serait souhaitable que ces critères soient appliqués à tous les types de planeurs modernes et que les résultats soient publiés afin d'augmenter la base de la statistique et de permettre éventuellement un affinement de ces critères. A la Société Bréguet nous les avons utilisés en particulier sur le planeur BR.902 pour lequel nous avons choisi un fuselage en tube d'acier soudé. Nous avons mesuré

Fig. 1 Pot d'excitation électrodynamique

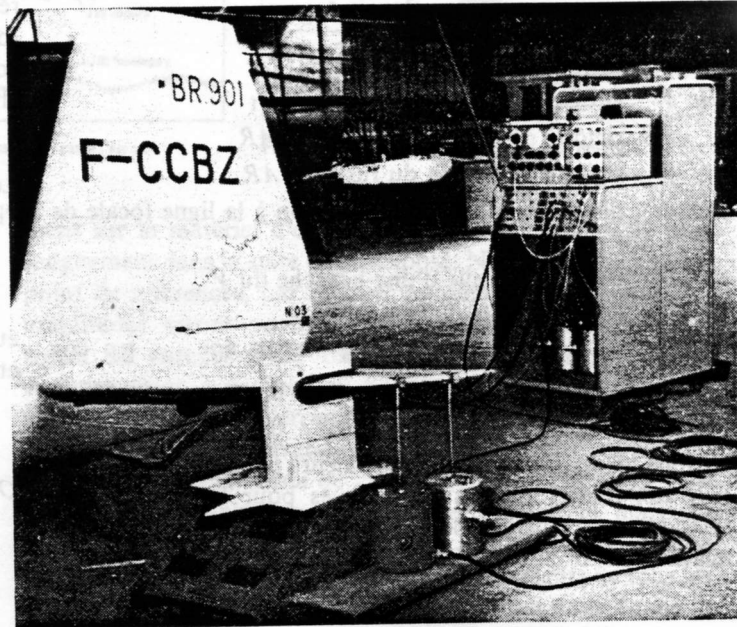
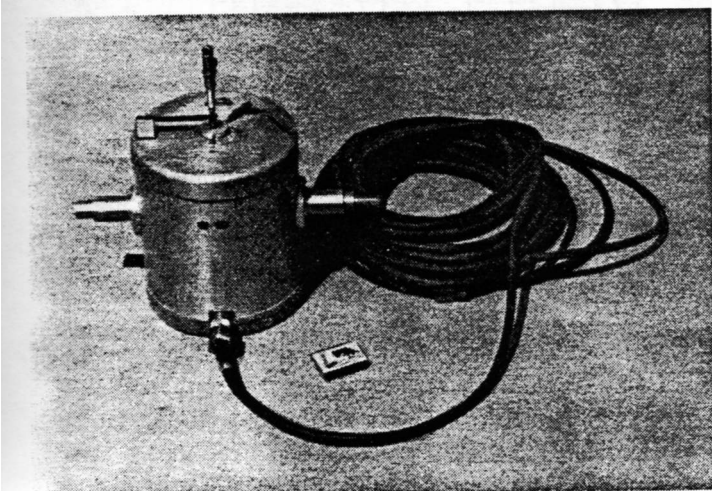


Fig. 2 Installation d'essais au sol sur le planeur Bréguet 901 S

en encastrant le fuselage les rigidités en flexion latérale et en torsion. Les valeurs des critères étaient de 1,77 pour la flexion latérale pour 1,015 théorique et de 0,23 pour la torsion pour 0,261 théorique.

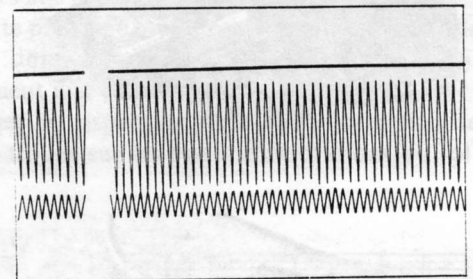


Fig. 3 Bande d'enregistrement d'essais au sol

Cette valeur inférieure à la valeur requise nous a incités avant le premier vol à appliquer les mêmes critères au BR.901 et au BR.904 pour lesquels les essais en vol et de nombreuses heures d'utilisation dans toutes les formes de turbulence nous avaient appris qu'aucun phénomène de flottement n'était à craindre. Nous avons trouvé 0,221 pour le 901 et 0,133 pour le 904. Nous avons alors poursuivi la construction et mené à bien les essais en vol sans aucun incident.

Dans les derniers planeurs que nous avons étudiés, nous avons été amenés à choisir la formule de l'empennage en V à 90° afin d'obtenir une meilleure efficacité en lacet, particulièrement aux basses vitesses. Pour ce type d'empennage, nous ne disposons d'aucune statistique. Nous avons modifié les formules utilisées pour les empennages classiques: dans le critère de flexion latérale du fuselage nous remplaçons la surface de l'empennage vertical par la projection de la surface du papillon sur le plan de symétrie en gardant l'envergure réelle, et pour la torsion du fuselage arrière nous avons pris les surfaces et envergures réelles de l'empennage en V.

Nous obtenons ainsi les formules suivantes dont voici également les valeurs numériques obtenues pour les BR.904-03, 905 et 906.

$$\theta = \frac{1}{V} \sqrt{\frac{m \theta}{bv Sv}}$$

$$\phi_L = \frac{1}{V} \sqrt{\frac{f \phi_L}{cv Sv 1/\sqrt{2}}}$$

- avec V vitesse maximum du domaine D_1
- $m\theta$ rigidité de torsion du fuselage AR
- $f\phi_L$ rigidité de flexion du fuselage AR
- dv distance de l'axe d'articulation à la ligne focale de l'aile
- bv envergure réelle d'une branche du V
- Sv surface totale de l'empennage

| | BR.904-03 | BR.905 | BR.906 |
|---------------------------|-----------|--------|--------|
| Torsion | 0,353 | 0,320 | 0,445 |
| Flexion latérale ϕ_L | — | 0,61 | 0,68 |

Nous ne pensons pas que ces valeurs puissent être comparées aux limites théoriques retenues pour les empennages classiques et nous ne leur accordons qu'une importance relative.

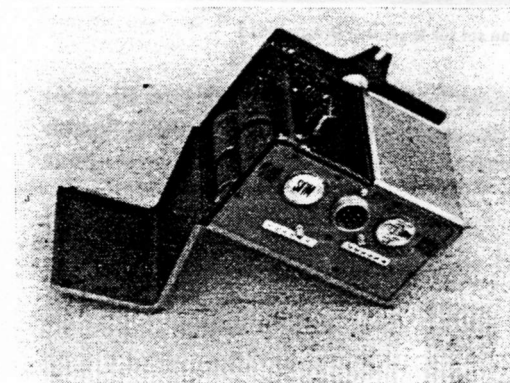


Fig. 4
Enregistreur A 20

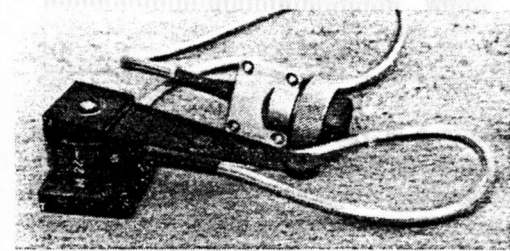


Fig. 5
Goniographe M 22

2.2 Calculs sur plans. Les rigidités de flexion et de torsion peuvent être calculées sur plans ce qui permet de déterminer assez aisément, par des méthodes d'approximations successives, les déformés des premiers modes propres. Dans le cas du BR.901, nous avons ainsi calculé les déformés de flexion et de torsion fondamentales de la voilure et de l'empennage horizontal. A partir d'une répartition de masses estimée qui possède avec la répartition réelle la même valeur globale et la même position du centre de gravité, on calcule les masses généralisées; les forces aérodynamiques généralisées sont obtenues à partir des coefficients de Kuessner; on applique les équations de Lagrange et les termes de couplage massique sont nuls si les formes calculées sont propres.

Les équations s'écrivent:

$$\mu_i (q_i'' + \omega_i^2 q_i) + \pi \rho V^2 \sum_j A_{ij} q_j = 0$$

ρ étant la masse spécifique de l'air, i ou j caractérisant l'un des degrés de liberté, ω_i étant la fréquence propre, $\omega_i^2 \omega_j$ représentant le travail des forces élastiques et A_{ij} la participation des forces aérodynamiques généralisées. Comme la résolution de ces équations se faisait à la main, nous nous sommes limités à deux degrés de liberté, q représentant la coordonnée généralisée fonction du temps seul, nous cherchons une solution harmonique et posons:

$$q_i = \lambda_i e^{i \nu t}$$

Les forces aérodynamiques sont des fonctions du temps par l'intermédiaire de la fréquence réduite

$$\omega_0 = \frac{v/l_0}{V} l_0$$

étant une demi-corde de référence arbitraire. On pose $X = \nu^2$ et l'on annule le déterminant du système d'équations en λ_i .

$$O = \begin{vmatrix} (-\mu_1 + \pi \rho \frac{l_0^2}{\omega_0^2} A_{11}) X + \mu_1 \omega_1^2 & -\pi \rho \frac{l_0^2}{\omega_0^2} A_{12} X \\ \pi \rho \frac{l_0^2}{\omega_0^2} A_{21} X & (-\mu_2 + \pi \rho \frac{l_0^2}{\omega_0^2} A_{22}) X - \mu_2 \omega_2^2 \end{vmatrix}$$

En écrivant que $\nu = 2\pi n (l + ia)$ on trace l'évolution des fréquences n et des amortissements a en fonction de la fréquence réduite ω_0 donc de la vitesse V . La vitesse critique de flutter est obtenue lorsque l'amortissement a s'annule. Nous avons trouvé 360 km/h pour la vitesse critique de flexion torsion voilure du BR.901, et à 480 km/h pour la flexion torsion de l'empennage horizontal l'amortissement était encore de 30%. Ces valeurs sont bien supérieures à 260 km/h survitesse effectuée lors des essais. Ces méthodes de calcul sont classiques, et je ne les rappelle que pour mémoire. Dans la mesure où la précision des calculs reste la même, la précision est accrue par le nombre de degrés de liberté considérés. L'utilisation des machines numériques à tambour va nous permettre dans quelques mois de traiter facilement des problèmes à 6 degrés de liberté.

3 Essais au sol

3.1 Les phénomènes de flottement structuraux sont heureusement devenus rares. Ils sont facilement accessibles par le calcul lorsque les formes intéressées ont une fréquence basse. Lorsque les modes ne sont pas parmi les premiers, ou lorsque des modes de gouvernes entrent en jeu nous préférons relever l'ensemble des modes au sol. Pour cela le planeur est suspendu sur des sandows dont on vérifie la fréquence et on l'excite au moyen d'un ensemble de quatre pots électrodynamiques qui appliquent une force sinusoïdale en des points de la structure. Ces pots sont alimentés par un amplificateur piloté par un générateur basse fréquence. Ils ont un équipage mobile pesant 30 gr.

Ils sont représentés par la figure 1. Lorsque l'on excite des éléments légers de la structure tels que des ailerons, nous utilisons des pots beaucoup plus petits qui nous servent habituellement de détecteurs. La tension de ces détecteurs est envoyée sur l'une des entrées d'un oscilloscope dont l'autre entrée reçoit une tension en phase avec la force d'excitation. On forme ainsi des ellipses de Lissajou qui permettent de

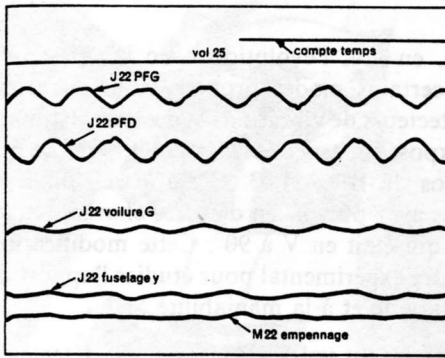


Fig. 6 Bande d'enregistrement d'essais en vol

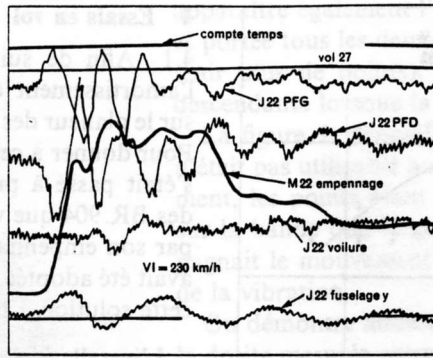


Fig. 7 Bande d'enregistrement d'essais en vol

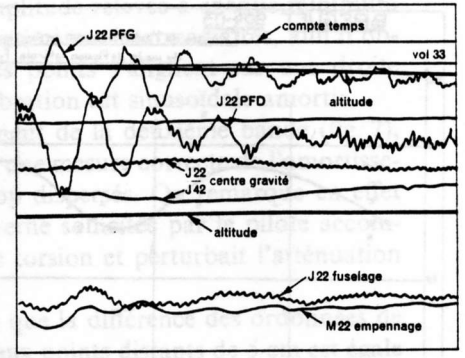


Fig. 8 Bande d'enregistrement d'essais en vol

repérer les résonnances de phase. Nous préférons utiliser des pots électro-dynamiques plutôt qu'un balourd pour les essais au sol, car l'amplitude de leur excitation est indépendante de la fréquence et nous pouvons ainsi recouper les résonnances de phase par les résonnances d'amplitude.

Nous commençons par disposer les pots de telle manière qu'ils excitent les formes de flexion symétrique de la voilure, et nous effectuons un balayage en fréquence. A chaque résonance, nous vérifions que la forme est bien une forme de flexion symétrique, car il peut arriver que l'on excite une forme anti-symétrique avec une disposition symétrique des pots; le planeur impose alors à certains des pots un déplacement contraire à leur excitation. S'il y a concordance entre la réponse et l'excitation, nous recherchons la position des lignes de nœuds au moyen d'un détecteur. Nous traçons un schéma de la déformée et passons à la suivante. Les mêmes explorations sont effectuées dans les configurations flexion anti-symétrique, torsion symétrique et anti-symétrique. Nous passons ensuite aux ailerons, puis aux empennages et au fuselage. Les modes de torsion du fuselage sont excités par l'intermédiaire des empennages. Ayant ainsi relevé un croquis de l'emplacement des lignes de nœuds à chaque fréquence propre nous choisissons la meilleure disposition d'excitation, car certaines formes ont pu être excitées par plusieurs positions des pots. On passe à la mesure des amplitudes par enregistre-

ment sur le matériel d'essais en vol dont il sera parlé plus longuement dans la suite de cet exposé. Nous disposons en un point de références, par rapport au déplacement duquel les amplitudes seront normalisées, un accéléromètre dont le signal est enregistré sur bande de papier photographique conjointement à la tension d'alimentation des pots et au signal d'un autre accéléromètre qui est déplacé en des points de mesure repérés à l'avance et répartis sur les droites à 25%, 50% et 75% de la corde de voilure par exemple. Cette méthode est un peu plus longue qu'une lecture directe, mais elle présente l'avantage de laisser une trace. Elle nous permet de déterminer les lignes de nœuds et les déplacements de tous les points de la structure par interpolation, ce qui nous donne la participation de la torsion à un mode dont la dominante est la flexion par exemple.

Les déplacements permettent de calculer les masses généralisées à partir de la répartition des masses de la structure et d'entreprendre ainsi des calculs de flutter plus précis.

3.2 L'examen du tableau des fréquences propres permet de faire des hypothèses sur la probabilité de couplages entre les modes. Suivant cette probabilité on décide de faire des calculs semblables à celui dont nous avons parlé tout à l'heure où l'on passe directement aux essais en vol.

Avant d'envisager cet aspect du problème, il y a lieu de faire quelques remarques sur les essais de vibrations au sol.

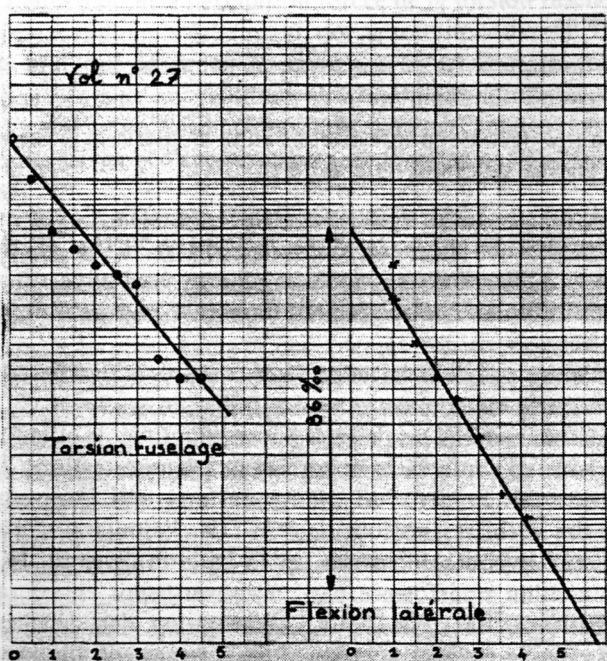
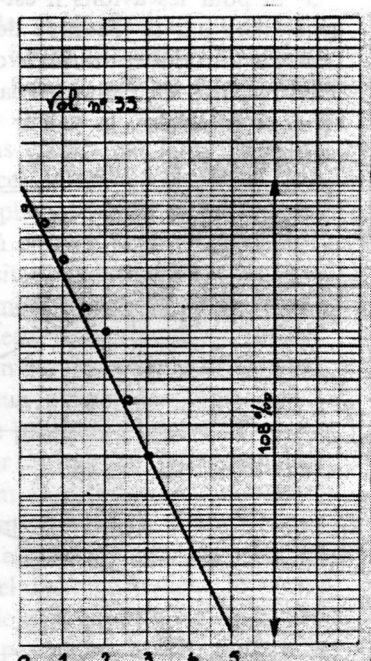


Fig. 9 Amortissement à $V_1 = 250$ km/h



Amortissement à $V_1 = 265$ km/h
Fig. 10

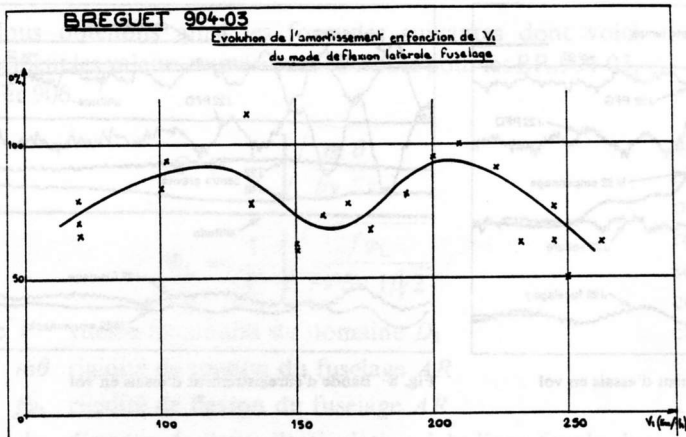


Fig. 11 Étalonage des accéléromètres J22 et J42

1° Certains phénomènes vibratoires, comme par exemple la rotation anti-symétrique des ailerons avec rappel aérodynamique, ne peuvent être excités au sol puisque leur fréquence est alors nulle. De même le cas d'un aileron débranché de sa timonerie peut amener un flutter qui n'est pas décelable au sol. Dans la mesure où les coefficients de Kuessner s'appliquent à des ailerons à fente, ce phénomène peut toutefois relever du calcul. Enfin l'échappement des tourbillons dans la fente, phénomène purement aérodynamique, peut être une cause d'excitation forcée de l'un des modes de structure ou de gouverne.

2° De nouveaux modes de structures peuvent apparaître dans le cas où une gouverne est débranchée et de nouveaux modes de gouvernes peuvent naître si les câbles de commande sont détendus.

Ces modes peuvent donner des flottements d'autant plus dangereux qu'ils se produisent à basse vitesse; parfois même l'amortissement est assez élevé à grande vitesse, et là aucun flottement n'apparaît. Nous en avons eu un exemple, lors d'un vol avec aileron débranché; la vitesse critique était à 90 km/h, et à 110 km/h toute vibration disparaissait. C'est pourquoi maintenant en plus des modes relatifs au planeur normal, nous relevons au sol les modes du planeur avec gouvernes débranchées et câbles détendus.

3° Si pour les avions il est courant de mesurer la masse généralisée par la méthode des fréquences déplacées ou de l'énergie introduite, nous n'avons encore jamais procédé à de telles mesures sur planeur à cause de l'imprécision dont elles seraient entachées, la valeur des masses généralisées étant petite.

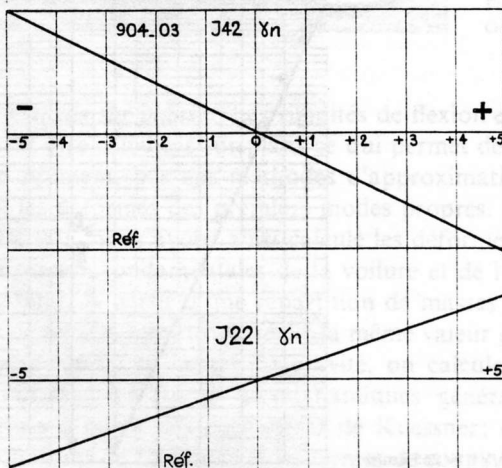


Fig. 12 Étalonage vitesse (V1) et déplacement de gouverne (M22)

4 Essais en vol

4.1 Afin de suivre, en vol, l'évolution avec la vitesse de l'amortissement de certains modes propres, nous montons sur le planeur des détecteurs de vibrations et des enregistreurs. Pour donner à cet exposé un aspect plus concret, voici ce qui s'était passé à propos du BR.904.03. Cet appareil différait des BR.904 que vous avez pu voir en d'autres championnats par son empennage qui était en V à 90°. Cette modification avait été adoptée à titre expérimental pour étudier l'apport de cette solution à la stabilité et à la maniabilité.

L'installation d'essais en vol comportait les détecteurs suivants:

- Un accéléromètre horizontal, perpendiculaire au plan de symétrie à l'extrémité du fuselage arrière pour suivre la flexion latérale.
- Un accéléromètre à chaque extrémité de partie fixe de l'empennage placé perpendiculairement à la surface de

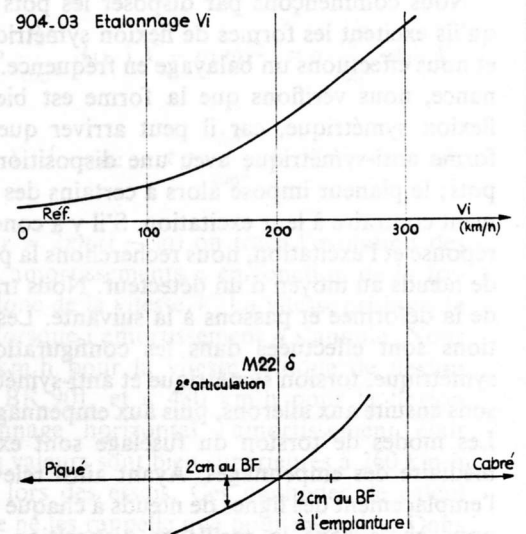


Fig. 13 Évolution de l'amortissement avec la vitesse

l'empennage, pour suivre la torsion du fuselage et les modes de flexion des empennages.

- Un accéléromètre placé verticalement en bout d'aile gauche.
- Un indicateur de déplacement de gouverne sur l'une des gouvernes du papillon.
- D'autre part, nous enregistrons aussi la vitesse et le facteur de charge au centre de gravité.

Les signaux de ces détecteurs étaient recueillis d'abord sur un enregistreur photographique du type A20 (fig. 4), puis sur A13 puisque nous avons le volume disponible sur un biplace utilisé en monoplace pour monter un enregistreur plus important.

Il n'entre pas dans le cadre de cet exposé de décrire complètement le matériel couramment utilisé en essais en vol en France. Ce matériel est, je crois, assez remarquable et mériterait plusieurs conférences et surtout des démonstrations. Il a d'ailleurs fait l'objet d'un exposé de mon ami Bonneau à l'une des dernières sessions de l'OSTIV. J'ajouterai simplement que la source d'énergie est la batterie de bord de 27 volts continu transformée par un convertisseur en courant alternatif de 1000 Hz, pour l'alimentation des détecteurs tandis que le courant continu arrive directement au moteur

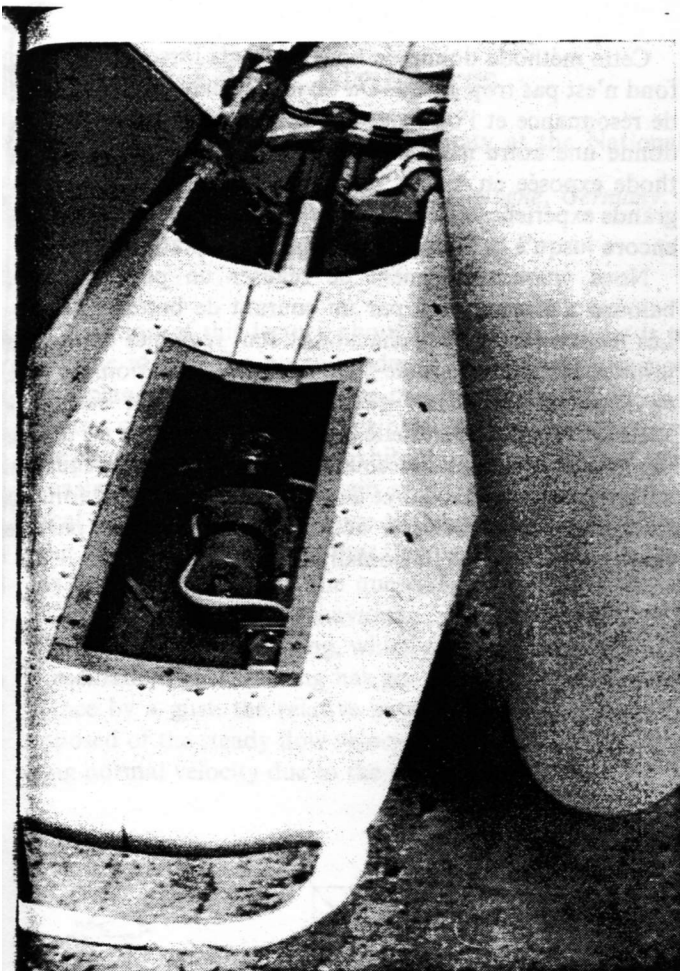


Fig. 14 Moteur à balourd monté sur Bréguet 906

l'entraînement du papier photographique dont la vitesse de déroulement peut atteindre 150 mm/s. Les signaux émis par les détecteurs sont reçus sur des galvanomètres à aimant mobile. Ceci ne vous trace qu'un schéma de l'installation d'essais qui se complète par des compte-temps, des boîtes de jonction et des éléments redresseurs. Tous ces instruments sont étalonnés périodiquement et en principe avant ou après chaque vol.

La figure 6 montre l'excitation forcée de la torsion fuselage par les tourbillons s'échappant des aérofreins ouverts. Les figures 7 et 8 montrent la réponse de la structure à des sollicitations brutales au palonnier à 230 et 265 km/h. On remarque que les accéléromètres d'empennage répondent sur la torsion fuselage et l'accéléromètre de fuselage sur la flexion latérale.

4.2 Traversant un jour une turbulence à 150 km/h le pilote avait ressenti un phénomène vibratoire venant de l'arrière du fuselage, phénomène qui ne s'était pas amorti immédiatement. Il avait incriminé la torsion du fuselage AR et avait réussi à reproduire le phénomène à des vitesses supérieures par un simple braquage brutal: sollicitation en fonction de Dirac. Les enregistrements montrèrent que les amortissements étaient très sains et que la turbulence créait parfois une excitation forcée comme l'avaient fait les aérofreins.

Voici comment nous procédons pour le dépouillement des amortissements d'après les bandes. Nous portons sur du papier semi-logarithmique de module 75 mm l'amplitude de la sinusoïde amortie relevée à chaque maximum en décalant les maxima de 1 cm sur le papier semi-logarithmique. Cette construction est portée sur la figure 10 (où nous avons fait

apparaître également l'amplitude relevée à chaque minimum et portée tous les demi-centimètres intermédiaires, afin d'obtenir plus de points). Les points s'alignent sur une droite descendante lorsque la vibration est sinusoïdale amortie.

La figure 9, dépouillement de la deuxième bande (fig. 7), n'était pas utilisable pour une mesure correcte de l'amortissement, les points étant trop dispersés. On remarque en effet sur la bande que la gouverne sollicitée par le pilote accompagnait le mouvement de torsion et perturbait l'atténuation de la vibration.

On démontre aisément que la différence des ordonnées de la droite mesurée entre deux points distants de 5 cm est égale à l'amortissement exprimé en pour-cent si la longueur est mesurée en centimètres.

En effet les étalonnages des accéléromètres sont linéaires (fig. 11). Il n'en est malheureusement pas toujours ainsi (fig. 12). De plus si x est l'amplitude de la vibration (ou de son accélération), et si la vibration est amortie

$$x = x_0 e^{-\varepsilon t} \left(\cos \Omega t + \frac{\varepsilon}{\Omega} \sin \Omega t \right)$$

l'amortissement réduit est $a = \frac{\varepsilon}{\Omega}$

L'enveloppe supérieure de la sinusoïde amortie est $x = x_0 e^{-\varepsilon t}$ soit n le numéro d'ordre du maximum compté depuis le premier maximum numéroté zéro

$$t = nT \quad \text{avec } T = \frac{2\pi}{\Omega}$$

posons $y = 7,5 \log_{10} x = 7,5 \times 0,434 \log x_0 - an$ $0,434 \times 2\pi \times 7,5 a \neq \frac{1}{102} x (y_0 - y_5)$

si y est mesuré en centimètres (7,5 centimètres)

x est mesuré en pour-cent. Le coefficient

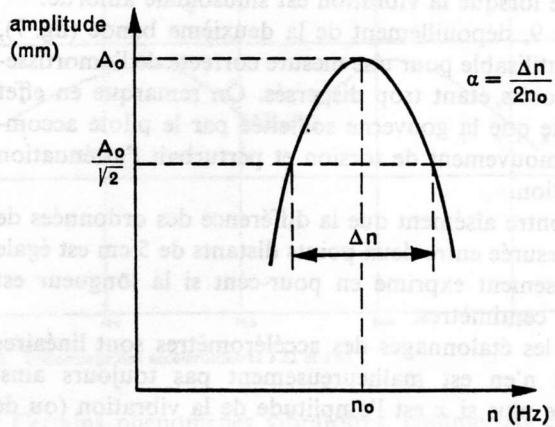
$$\frac{1}{1,02}$$

est bien moins important que les imprécisions de mesure. En effet l'amortissement se présente comme une différence. La mesure des grandeurs différentielles est toujours entachée d'une erreur relative assez grande, et les résultats présentent une assez grande dispersion. La figure 13 montre l'évolution de l'amortissement du mode de flexion latérale du fuselage jusqu'à la survitesse.

4.3 Les modes que nous avons excités par coup dans les commandes avaient des fréquences de 4,5 et 8 Hz. Il est bien probable que pour des modes plus élevés la réponse de la structure doit être plus difficile à obtenir.

La méthode d'essais par sollicitations brutales sur les trois axes du planeur avec accroissement progressif de la vitesse nous met à l'abri des phénomènes à basse fréquence, mais le planeur répond à la sollicitation sur le mode qui lui plaît. Pour être vraiment sûr qu'aucun phénomène vibratoire à faible amortissement n'affecte le planeur, il faudrait l'exciter en vol au moyen d'un moteur à balourd judicieusement placé, à vitesse variable et dont la disposition des masses pourrait être symétrique ou antisymétrique. Dans chaque domaine de vitesse, le pilote effectuerait un balayage en fréquences avec le même matériel d'enregistrement, la vitesse de rotation du balourd étant de plus inscrite sur la bande. Les résonnances d'amplitude permettraient de chiffrer la

valeur de l'amortissement d'après la méthode classique de la bande passante.



Cette méthode donne de bons résultats lorsque le bruit de fond n'est pas trop grand. On revient ensuite sur la fréquence de résonance et l'on stoppe brutalement le balourd, ce qui donne une autre mesure de l'amortissement d'après la méthode exposée en 4.1. A vrai dire, si nous avons une assez grande expérience de ces mesures sur avion, nous ne les avons encore jusqu'à présent jamais tentées sur planeur.

Nous venons seulement de réaliser un petit moteur balourd d'alimentation par un courant de batterie 27 volts. Les masses pèsent 30 g chacune et sont réglables en distance jusqu'à un éloignement de 5 cm de l'axe de rotation. Le poids de l'ensemble n'atteint pas le kilogramme, et son faible encombrement permet de le loger facilement dans un planeur (fig. 14). Il nous reste à résoudre des problèmes de régulation de la vitesse du balourd et de freinage à l'arrêt qui font que je regrette de ne pouvoir actuellement vous faire part de résultats obtenus en ce domaine.

