

ENQUETES TECHNIQUES D'ACCIDENTS ET PRESCRIPTIONS DE RESISTANCE.

Par W. NICOLE.

Chef Staticien à l'Usine Aéronautique d'Altenrhein, Ancien Ingénieur de Contrôle à l'Office Fédéral de l'Air.

Les prescriptions en général et celles sur la résistance des aéronefs en particulier sont fondées principalement sur l'expérience. C'est déjà Nietzsche qui nous faisait remarquer que sous „expérience“ il fallait comprendre surtout „des mauvaises“. L'aviation ne fait malheureusement pas exception à cette règle et la plupart des prescriptions en vigueur ont pour base un ou plusieurs échecs graves. On se demande invariablement s'il faut vraiment qu'il en soit ainsi et si l'on ne peut remédier à cet état de choses. Il faut reconnaître que les progrès en aviation ont été extrêmement rapides malgré le nombre et la complexité des problèmes rencontrés. Il n'a pas toujours été possible de se rendre compte à l'avance de tous les périls qui attendaient les innovateurs et l'on peut dire que chaque bond en avant a coûté plusieurs victimes.

Mais tous les accidents techniques dans le développement de l'aviation ne peuvent être mis sur le compte de difficultés imprévisibles. Sans vouloir parler de la catégorie des accidents dus à des défauts de matériel, à une mauvaise conception de pièces vitales, à des erreurs de fabrication, etc., il en est malheureusement d'autres encore, spécialement dans le domaine du vol à voile, qui auraient éventuellement pu être évités par l'introduction à temps de prescriptions de résistance adéquates. Je dis éventuellement, car j'ai pu me rendre compte moi-même plusieurs fois de l'extrême difficulté d'introduire et surtout de faire respecter des prescriptions nouvelles qui n'ont pas été mises en évidence par un ou plusieurs accidents retentissants.

Je vous parlerai maintenant d'un cas de ce genre et par la suite d'un cas de l'autre genre, où un accident complètement inattendu nous a incités à approfondir le problème et à évaluer l'ordre de grandeur insoupçonné des sollicitations de la cellule lors d'une évolution spéciale.

Je reviens au premier cas, déjà mentionné. Il s'agit des vibrations aéro-élastiques des ailes et des empennages des planeurs. Déjà avant, mais surtout pendant la dernière guerre mondiale, de grands progrès ont été réalisés dans l'étude de ce phénomène complexe qui a causé un nombre extrêmement élevé de victimes. Certaines règles de construction et certains critères de rigidité ont pu être établis pour les avions de conception classique. Ils permettent d'éviter ces vibrations dans le domaine d'emploi prévu. Comme les planeurs du fait de leur faible vitesse et des qualités d'amortissement élevées de leur construction en bois semblaient être immunisés contre ce phénomène dangereux, les constructeurs négligèrent de prendre les précautions les plus élémentaires et de tenir compte des résultats de l'expérience. Les conseils ne leur manquèrent pas toutefois et, chez nous par exemple, un ballon d'essai, lancé en vue de préparer l'introduction obligatoire des gouvernails compensés, fut fort mal reçu. L'opinion des constructeurs était à peu près la suivante: A quoi bon introduire des complications et du poids supplémentaire contre un danger imaginaire? L'auteur du ballon d'essai fut qualifié de fossoyeur du vol à voile et les choses en restèrent là. Quelques années plus tard, des cas de vibrations aéroélastiques se produisirent sur un certain type de planeur (vibrations d'ailerons et flexion de l'aile). Ces vibrations étaient assez bénignes, car elles se produisaient à une vitesse très basse, où les réserves d'énergie cinétique ne suffisaient pas à causer des dégâts. Ces vibrations secouaient cependant passablement le pilote et elles ne s'arrêtaient en général qu'après l'atterrissage. Comme ces cas s'étaient produits sur des planeurs sur lesquels la tension initiale des câbles de commande d'aileron était anormalement basse, on ne s'en formalisa pas. Ce n'est qu'avec de grandes difficultés qu'on obligea les détenteurs de ce type de planeur à procéder au montage de contre-poids compensateurs d'aileron, qui pourtant donnèrent de bons résultats. D'aucuns s'empressèrent de les enlever après le contrôle réglementaire. Un fait sembla tout

d'abord donner raison aux sceptiques. Un planeur du même type et avec compensateurs d'aileron enregistra des vibrations d'une violence accrue, d'où consternation du côté des connaisseurs. On s'aperçut toutefois plus tard que l'épaisseur des contrepoids d'aileron avait été réduite de moitié pour économiser du poids.

Un accident grave se produisit peu de temps après à bord d'un prototype de motoplaneur. Il coûta la vie à un pilote et spécialiste de l'aviation très connu dans les milieux aéronautiques suisses et étrangers. L'accident se produisit lors d'un vol d'examen pour l'homologation de son appareil. La vitesse maximum admissible majorée de 10% venait d'être mesurée sur base et l'avion, après être remonté légèrement, s'apprêtait à virer pour faire un second passage sur base. Il perdit alors ses deux ailerons et, l'inclinaison latérale augmentant, alla s'écraser en vol sur la tranche dans la rivière voisine. J'assistais à l'accident et m'occupais du côté technique de l'enquête. Je conclus alors à des vibrations d'aileron. Je citerai comme détail distinctif que les ailerons, après avoir brisé leurs butées, vibrèrent autour de leur axe en décrivant des angles de plus de 90° vers le haut et un peu moins vers le bas avant d'être arrachés complètement. Les conclusions de l'enquête ne furent pas acceptées partout et plusieurs milieux refusaient obstinément de croire à des vibrations. Après cet accident, l'Office de l'air fit effectuer des calculs et essais préliminaires pour déterminer la vitesse critique de vibration de quelques types de planeur connus. Je me bornerai à dire ici que la vitesse critique calculée correspond assez bien avec celle que donnent les critères de rigidité connus. Comme il fallait s'y attendre, la première est plus grande que la deuxième, vu que les critères donnent une vitesse admissible et non critique. Pour les planeurs en question, la vitesse critique calculée était égale ou plus petite que la vitesse max. autorisée, déterminée par des calculs statiques seulement. Il semble que les qualités d'amortissement des constructions de bois reculent quelque peu la limite dangereuse.

Un autre accident mortel se produisit plus tard avec un autre type de planeur. Cette fois-ci le pilote avait nettement dépassé la vitesse maximum autorisée. Cette dernière avait été déterminée aussi par des calculs de résistance statiques seulement et elle se trouvait être de 30% plus élevée que la vitesse maximum admissible déterminée plus tard au moyen des critères de rigidité. Je fus chargé de l'enquête et je conclus de nouveau à des vibrations d'aileron. Ceux-ci n'étaient pas compensés statiquement non plus. Je fis exactement les mêmes constatations que lors de l'accident précédent, soit des amplitudes de vibrations d'aileron d'un angle de 90° vers le haut et un peu moins vers le bas, ainsi que plusieurs ruptures et déformations identiques. Cependant, plusieurs détériorations secondaires lors de l'impact au sol rendirent les conclusions sur les causes primaires de l'accident plus délicates et comme quelques points faibles et défauts de construction semblaient aussi pouvoir être mis en cause, il s'ensuivit une longue polémique non point désintéressée. Mais pour nous le cas était clair. Un point restait toutefois encore obscur. Il est certain que la vitesse très élevée à laquelle se produisit l'accident a été atteinte maintes fois impunément à d'autres occasions. Il est vrai, comme nous l'avons déjà dit, que les vibrations ont quelque peine à se produire du fait des qualités d'amortissement des constructions en bois, mais il semble qu'un autre fait, que nous allons relater, nous donne l'explication véritable de cette anomalie. Les ailes relativement peu rigides se distordent fortement aux hautes vitesses. Ce gauchissement, toujours négatif dans les constructions normales, peut dépasser quelquefois la valeur de 10° en bout d'aile, où il s'ajoute parfois à un gauchissement initial destiné à améliorer les qualités de vol. Les profils ont alors une incidence négative à partir d'un certain point de l'envergure et il s'ensuit une flexion négative de ces parties. Cette flexion des bouts d'aile vers le bas est facilement visible et pour un planeur de grande envergure, elle a atteint une fois la valeur mesurée d'un mètre. Ces grandes déformations ont pour effet secondaire de bloquer presque entièrement les ailerons dans leur position neutre, c'est-à-dire non braquée, pour laquelle le travail de déformation est un minimum. Ce phénomène bien connu des pilotes de vol à voile a peut-être évité plusieurs accidents de vibration. Pour les deux cas déjà mentionnés, il est intéressant de remarquer que les vibrations ne se sont pas produites au moment où la vitesse était la plus grande, mais lors de la ressource, alors que l'incidence positive supplémentaire produite par le pilote réduisait fortement celle négative due à la distorsion.

et débloquent de ce fait les ailerons.

La preuve que ces accidents étaient bien dus à des vibrations nous fut fournie par un avion à moteur construit entièrement en bois. Les câbles de commande d'aileron s'étant détendus à la suite d'un incident technique, il s'ensuivit des vibrations extrêmement violentes qui eussent projeté pilote et passagers au plafond s'ils n'avaient été fortement attachés. L'aile et les ailerons tinrent bon toutefois et le pilote parvint à faire cesser les vibrations en réduisant la vitesse. Lors de l'enquête, je remarquai que les ailerons avaient vibré de la même manière que ceux des deux planeurs déjà mentionnés. Ils avaient même détérioré le longeron arrière et cassé quelques nervures en battant fortement à plus de 90° vers le haut.

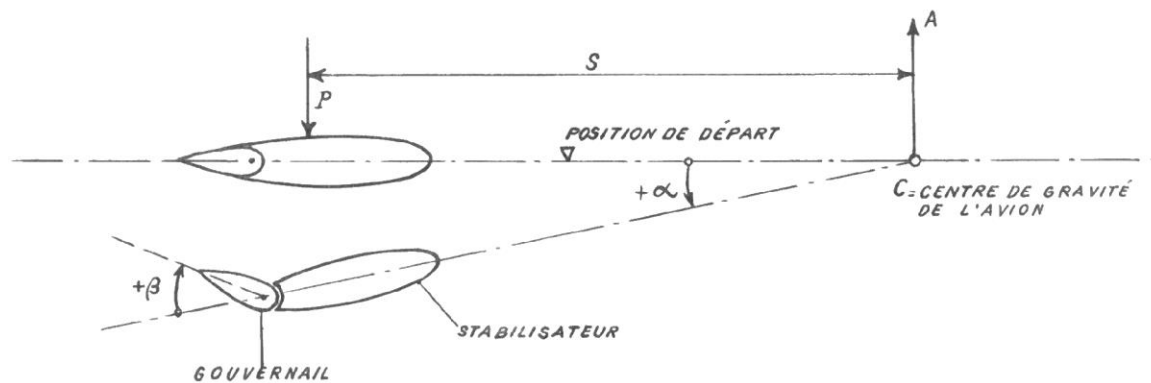
Il convient de spécifier que ces trois accidents ainsi que d'autres plus bénins se produisirent avec des aéronefs de conception assez ancienne, dont les ailes étaient revêtues de contre-plaqué à fibre perpendiculaire et parallèle à la direction de vol, donc impropre à encaisser les moments de torsion. Après avoir prescrit que la rigidité des ailes en torsion devait correspondre à celle donnée par les critères connus et que les ailerons devaient être compensés statiquement, nous n'eûmes plus de cas de vibration semblables avec les planeurs modernes construits d'après ces principes. Cependant nous eûmes encore un cas grave de vibration d'empennage. Nous n'avions jamais eu auparavant de cas de ce genre et si les efforts étaient concentrés pour éviter les vibrations d'ailes et d'ailerons, les mêmes problèmes furent quelque peu délaissés pour les autres parties de la cellule. L'empennage et le fuselage de construction spéciale du planeur en question nous incitèrent toutefois à exiger des calculs de vibration ou éventuellement un essai en soufflerie de tout le fuselage et l'empennage. Ces conditions devaient être remplies avant les essais aux grandes vitesses. Pour se rendre compte des qualités de vol aux petites vitesses, un permis provisoire fut établi dans lequel la vitesse maximum autorisée était réduite drastiquement à moins de la moitié de celle calculée. Hélas, un accident devait se produire après quelques vols à une vitesse de moins de 100 km/h. L'empennage de direction se mit à vibrer et fut arraché du reste de la cellule. La machine devenue instable s'écrasa au sol et le pilote fut tué sur le coup.

Après ce dernier accident, il est clair que toutes les mesures de précaution connues concernant la construction et la rigidité de toutes les parties du planeur furent exigées. Personne ne s'opposa plus du reste à leur exécution. Il est cependant infiniment regrettable qu'une partie des expériences malheureuses faites avec les avions à moteur durent être répétées avec les planeurs, avant que ces précautions fussent acceptées par tous. Espérons du moins que la série noire est terminée de ce côté-là.

J'en arrive maintenant au deuxième genre d'accident mentionné au début. Le premier de ces accidents se produisit avec un nouveau type de planeur très bien étudié dans tous ses détails et qui semblait avoir déjà fait ses preuves lors d'un programme d'essai très serré et lors d'un grand nombre de vols de performance et de démonstration d'acrobatie. Un pilote expérimenté en vol à voile de performance, mais pas en vol de virtuosité, voulut profiter de son excédent de hauteur au retour d'un long vol pour essayer quelques figures d'acrobatie. En effectuant un tonneau, il prit une grande vitesse en vol sur le dos. Il tenta alors de reprendre la position normale mais s'y prit assez mal et tira ensuite violemment sur le manche à balai à peu près en vol sur la tranche. Avant qu'il ait eu le temps de ressentir les accélérations dues à son geste violent, il se produisit comme une explosion de tout le planeur dont les débris furent projetés dans toutes les directions. Je crus tout d'abord avoir affaire à un cas de vibration d'aile mais je dus bientôt constater que la cause était tout autre et devait être recherchée dans une rupture primaire du fuselage. Ce dernier une fois rompu droit derrière l'aile, tout l'avant du planeur devint naturellement instable et bascula sur le nez. La grande incidence négative des ailes lors de ce mouvement les fit se briser vers le bas à peu près aux deux tiers de la demi-envergure. Ces ruptures des deux ailes étaient rigoureusement identiques. Une des parties restantes de l'aile se brisa ensuite encore à la racine; également vers le bas. Lors de ce mouvement de bascule sur le nez, le pilote fut violemment projeté contre le capot de la cabine qu'il brisa. L'arrière du fuselage resta attaché à l'avant par les câbles de commande et le vent s'engouffrant dans le fuselage éventré le fit éclater en plusieurs morceaux qui furent retrouvés assez

loin du lieu d'impact. Tout ceci se passa en un temps si court que les témoins de l'accident ne perçurent qu'une seule grande explosion. Le pilote put quitter la cabine et sauter en parachute. Son témoignage facilita beaucoup l'enquête. Comme le planeur était dans la plus haute catégorie de résistance, donc autorisé pour l'écolage du vol de virtuosité, il était logique de se demander si ces manoeuvres brusques et contrées, pouvant facilement se produire lorsque l'élève manque une figure et prend trop de vitesse, ne devaient pas faire partie des cas de charges normaux, n'occasionnant donc pas de contraintes excessives. Il restait alors à déterminer l'ordre de grandeur des efforts lors des manoeuvres de ce genre. Il est clair que de très grandes forces aérodynamiques ne peuvent se produire que lorsque les angles d'incidence du stabilisateur et du gouvernail sont de même signe, ce qui n'est jamais le cas lors des manoeuvres normales où l'effort perturbateur du gouvernail est réduit par l'effort stabilisateur de l'organe portant ce nom. Ce n'est que lors de manoeuvres extrêmement brusques et contrées, où un mouvement du pilote dans un sens est donc suivi immédiatement d'un mouvement violent dans l'autre sens, que des angles d'incidence de même signe peuvent se produire, spécialement aux hautes vitesses où l'avion suit rapidement les mouvements du manche. Le problème consiste donc à déterminer la rapidité de réaction de l'avion aux mouvements du manche et ce résultat nous permet d'évaluer l'ordre de grandeur extrême des incidences respectives du gouvernail et du stabilisateur et de calculer les efforts maxima agissant sur l'empennage et le fuselage. On arrive à résoudre l'équation différentielle de ce problème en introduisant certaines simplifications ne faussant que peu le résultat. Nous partirons d'une position d'équilibre dans laquelle l'incidence du gouvernail et du stabilisateur sont nulles. La force aérodynamique résultante de l'aile (A) agit donc au centre de gravité de l'avion.

S EST ADMIS INVARIABLE ET ÉGAL POUR GOUVERNAIL ET STABILISATEUR



Nous admettons maintenant que le pilote actionne le manche à balai avec une vitesse angulaire constante que nous appellerons β . Comme nous calculerons avec de hautes valeurs de β , nous aurons alors une circulation non stationnaire et les efforts aérodynamiques en seront augmentés. Il est impossible de tenir compte exactement de cette influence, mais nous avons trouvé que nous pouvions agrandir les efforts d'un montant du même ordre de grandeur en prenant dans les formules normales la valeur 1 pour le rendement μ du gouvernail (voir ci-dessous). Pour les efforts sur le stabilisateur, le problème est différent car les changements d'incidence α y sont beaucoup plus lents. Par contre, il est indiqué de tenir compte de l'influence de sa vitesse de translation assez élevée sur la grandeur effective de l'incidence α . L'influence des vents rabattants dus à l'aile doit également être prise en considération. D'autres influences peuvent être négligées.

FORCE RESULTANTE P SUR L'EMPENNAGE HORIZONTAL.

$$P = \underbrace{\beta \cdot \frac{dca}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{d\beta}}_{\text{gouvernail}} \cdot q \cdot F \cdot \mu - \underbrace{\alpha \cdot \frac{dca}{d\alpha}}_{\text{stabilisateur}} \cdot q \cdot F \cdot \xi - \underbrace{\frac{\dot{\alpha} \cdot S}{V} \cdot \frac{dca}{d\alpha}}_{\text{translation du stabilisateur}} \cdot q \cdot F$$

où: β = angle de braquage du gouvernail = $\dot{\beta} \cdot t$

α = angle d'incidence du planeur

ca = coefficient de portance de tout l'empennage horizontal

q = pression dynamique = $\rho \cdot v^2 / 2$

F = surface de tout l'empennage horizontal

ξ = correction d'inclinaison des filets d'air (due aux vents rabattants de l'aile)

$\dot{\alpha}$ = vitesse de rotation du planeur autour de l'axe transversal

S = distance de la force sur l'empennage au centre de gravité du planeur

V = vitesse de vol du planeur

μ = rendement du gouvernail (=1)

D'après Newton la 2e dérivée de l'angle de rotation du planeur autour de son centre de gravité est égale au moment des efforts aérodynamiques autour de l'axe transversal y , divisé par le moment d'inertie massique de tout le planeur autour du même axe

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_y}{\theta_y} = \frac{P \cdot S}{\theta_y}$$

En introduisant la formule pour P et en condensant les termes constants, on obtient finalement:

$$\ddot{\alpha} + C1 \cdot \dot{\alpha} + C2 \cdot \alpha = C3 \cdot t$$

Nous avons donc une équation différentielle linéaire du 2e ordre mais inhomogène à cause du terme $C3 \cdot t$. On obtient sa solution générale en superposant la solution de la partie homogène avec une solution particulière de l'équation inhomogène. Cette dernière fut trouvée comme suit:

$$\alpha_o = \frac{C3}{C2} \cdot t + \frac{C1 \cdot C3}{C2^2}$$

La solution de l'équation homogène a la forme d'une fonction exponentielle

$$\alpha = e^{r \cdot t}$$

dont il faut trouver la valeur r .

Pour ne pas entrer dans les détails, nous dirons simplement que r a deux racines conjuguées complexes et qu'en combinant ces deux racines pour éliminer les termes imaginaires et en superposant la solution de l'équation différentielle inhomogène, on obtient finalement:

$$\alpha = e^{\varphi \cdot t} \left[A \cdot \cos(\lambda \cdot t) + B \cdot \sin(\lambda \cdot t) \right] + \frac{C3 \cdot t}{C2} - \frac{C1 \cdot C3}{C2^2}$$

$$\text{où } A = \frac{C1 \cdot C3}{C2^2} ; \quad B = \frac{-C3}{C2 \cdot \lambda} \cdot \left(\frac{C1}{C2} \cdot \varphi + 1 \right)$$

$$\varphi = \frac{-C1}{2} ; \quad \lambda = \sqrt{C2 - \left(\frac{C1}{2} \right)^2}$$

$$C1 = \frac{S \cdot q \cdot F}{\Theta_y \cdot V} \cdot \frac{dca}{d\alpha} ; \quad C2 = \frac{S \cdot q \cdot F}{\Theta_y} \cdot \xi \cdot \frac{dca}{d\alpha}$$

$$C3 = \frac{S \cdot q \cdot F}{\Theta_y} \cdot \frac{dca}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{d\beta} \cdot \dot{\beta}$$

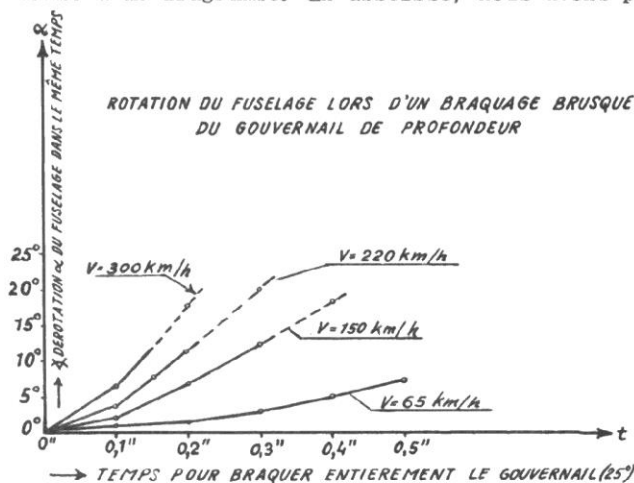
Les valeurs A , B , φ , λ , $C1$, $C2$, $C3$ ne sont donc que des combinaisons des constantes de l'appareil. Pour le planeur en question, ces constantes techniques sont les suivantes:

$$\frac{dca}{d\alpha} = 4,0 \quad \frac{dca}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{d\beta} = 3,3 \quad F = 1,8 \text{ m}^2$$

$$S = 4,27 \text{ m.} \quad \Theta_y = 64 \text{ m.kg.sec}^2$$

L'angle maximum de braquage est égal à 25° en tenant compte de la déformation élastique de la timonerie.

Nous pouvons maintenant introduire différentes valeurs pour la vitesse de braquage $\dot{\beta}$ et pour la vitesse de vol V et déterminer α . Nous nous bornons à donner les résultats sous forme d'un diagramme. En abscisse, nous avons porté le temps pour un braquage complet du gouvernail, soit 25° , et en ordonnée,



l'angle atteint par le fuselage dans le temps correspondant. Nous avons calculé plusieurs courbes pour différentes vitesses de vol V .

Nous voyons tout de suite que le fuselage et donc tout le planeur suit beaucoup mieux les mouvements du manche à balai quand la vitesse est élevée. Il n'est donc guère possible d'avoir des angles d'incidence de même signe du stabilisateur et du gouvernail aux hautes vitesses. Nous avons encore effectué différents calculs dans le genre de celui que nous venons de décrire, mais pour des conditions initiales différentes (mouvements contrés) et nous avons essayé de déterminer par des essais les temps minima de braquage entrant en considération. Pour éviter aux constructeurs

des calculs longs et délicats, nous avons introduit finalement un cas de charge simplifié mais qui nous semble fournir des sollicitations de l'ordre de grandeur de celles qui peuvent se produire pendant l'écoulement du vol de virtuosité. Nous avons introduit naturellement des cas de charge semblables pour les autres commandes. La prescription est formulée comme suit.

BRAQUAGE BRUSQUE DES GOUVERNAILS A HAUTE VITESSE.

Position de départ: vol en piqué à vitesse max. admissible

(correspondant au cas 1 des prescriptions suisses pour le vol à voile).

Les braquages suivants sont admis pour une position de vol inchangée du planeur (temps de braquage nul):

ailerons : $\beta = \pm 40\%$ de l'angle max. de braquage

gouvernail de profondeur: $\beta = \pm 40\%$ de l'angle max. de braquage

gouvernail de direction : $\beta = \pm 60\%$ de l'angle max. de braquage

Chaque cas doit être traité séparément (pas de cas combinés) et l'équilibre doit être réalisé par des forces massiques.

Nous voyons que nous avons affaire à un cas de charge fictif puisque le temps de braquage admis est égal à zéro. C'est uniquement pour des raisons de simplicité. En fait, nous avons ramené le cas d'une manoeuvre brusque contrée à une manoeuvre simple qui fournit à peu près les mêmes sollicitations. Ces nouveaux cas de charge sont déterminants pour le "dimensionnement" des empennages, de la partie arrière du fuselage ainsi que des ailerons des planeurs à haute vitesse max. admissible. On ne peut cependant dire qu'ils entraînent beaucoup de poids supplémentaire. A part l'accident que nous avons relaté, nous avons eu deux autres cas graves presque identiques qui ont eu certainement la même cause. Cependant, dans ces trois cas, la rupture s'est produite à des endroits que l'on peut qualifier de points faibles et même de défauts. Pour l'un de ces cas, les planeurs restants du même type ont été modifiés et fortement renforcés sans qu'il en résulte une augmentation de poids appréciable.

Lorsque nous avons introduit ces cas de charge, on parlait encore relativement peu des manoeuvres contrées. Nous avons trouvé cependant des allusions à ce problème dans quelques prescriptions étrangères pour les avions à moteur. Maintenant, on trouve des cas de charge précis de ce genre dans la plupart des prescriptions. En général, pour une vitesse pas trop élevée, appelée vitesse de manoeuvre, on exige que des braquages brusques complets puissent être encaissés. Nous voyons que, comme nous l'avons déjà fait, la manoeuvre brusque contrée est ramenée à une manoeuvre brusque simple. Cette vitesse de manoeuvre est définie par la vitesse nécessaire pour atteindre à la portance maximum (ca max.) les accélérations positives max. autorisées. Cette vitesse donne des efforts trop faibles pour les planeurs rapides pour lesquels la marge entre la vitesse max. autorisée et cette vitesse de manoeuvre est beaucoup plus grande que pour les avions à moteur à charge alaire plus élevée. C'est pour quoi il est préférable de prescrire pour les planeurs des braquages se rapportant à la vitesse max. autorisée.

Ces prescriptions nouvelles répondront-elles à ce que l'on attend d'elles? Ceci seul l'avenir pourra nous le dire. Au fur et à mesure du développement technique, les problèmes changent peu à peu d'aspect et il est parfois nécessaire de procéder à des réadaptations des prescriptions. Pour le moment, bornons-nous à espérer, comme pour les cas traités au début, que ces prescriptions éviteront la répétition d'accidents techniques du même genre sans entraver par leur sévérité le développement du vol à voile.