RÉDUIRE LE RISQUE DE FLUTTER

Ses causes et ses effets potentiellement catastrophiques.

La légende raconte que le célèbre pilote de course aérienne du Wisconsin *Steve Wittman* avait l'habitude de vérifier l'absence de flutter sur ses avions de course en effectuant des passages à grande vitesse juste au-dessus du lac Winnebago gelé. Son raisonnement était que, s'il était confronté à un flutter, il pourrait rapidement atterrir et glisser jusqu'à l'arrêt sur le lac.

Vous ne trouverez aucun manuel d'essais en vol recommandant cette procédure, mais dans les années 1930, alors que les avions de course repoussaient les limites des performances, les concepteurs savaient que le flutter était un phénomène dangereux, même s'ils ne le comprenaient peut-être pas complètement. Les essais en vol constituaient le principal moyen dont ils disposaient pour démontrer que leurs conceptions étaient exemptes de flutter.

Heureusement, de nombreuses recherches ont été menées depuis lors, permettant aux concepteurs et aux constructeurs de réduire le risque de flutter potentiellement catastrophique.

Examinons certaines des causes du flutter et la manière de réduire le risque qu'il se produise. Une nouvelle feuille de calcul destinée à aider à estimer la quantité d'équilibrage des gouvernes nécessaire est disponible en téléchargement sur le site web de l'EAA à l'adresse www.eaa.org. Il suffit de cliquer sur la couverture de l'EAA Sport Aviation puis de faire défiler la page jusqu'aux liens du mois de décembre.



QUELLES SONT LES CAUSES DU FLUTTER ?

La FAA définit le flutter comme suit : « L'oscillation instable et auto-entretenue d'un profil aérodynamique et de sa structure associée, provoquée par une combinaison d'effets aérodynamiques, inertiels et élastiques, de manière à extraire de l'énergie de l'écoulement d'air. L'amplitude de l'oscillation (à la vitesse critique de flutter), à la suite d'une perturbation initiale, sera maintenue. À une vitesse plus élevée, ces amplitudes augmenteront. »

Vous n'aurez probablement pas envie d'utiliser cette définition pour expliquer à votre conjoint pourquoi un drapeau flotte dans une forte brise ! Cependant, cette longue définition décrit les causes du flutter ; examinons-les afin de comprendre leur rôle et la manière de minimiser le risque. Les trois facteurs qui peuvent se combiner et provoquer le flutter sont :

1. Les propriétés élastiques de la structure
2. Les effets d'inertie
3. Les effets aérodynamiques

Propriétés élastiques : La plupart des objets sont flexibles et oscillent, ou vibrent, à leur fréquence propre lorsqu'une force agit sur eux. Cette fréquence propre est fonction de la géométrie de l'objet, de sa masse et des propriétés du matériau. Vous pouvez le démontrer par l'expérience suivante. Placez une règle de 36″ sur une table et laissez-en dépasser 6″ du bord. Tout en la maintenant appuyée, soulevez puis relâchez l'extrémité en porte-à-faux. Vous verrez et entendrez la règle osciller. Répétez l'expérience avec un porte-à-faux de 12″ ; vous verrez et entendrez qu'elle oscille à une fréquence plus basse.

Chaque type de mouvement qu'un objet peut subir est appelé un mode, et il faut généralement que deux modes ou davantage agissent simultanément pour qu'un flutter apparaisse. L'expérience de la règle est un exemple de mode de flexion. Nous aurions également pu tordre la règle puis la relâcher, et elle aurait oscillé à une certaine fréquence de torsion, un exemple de mode de torsion.

Le fuselage, les ailes et les empennages d'un avion peuvent tous osciller selon ces deux modes. La vitesse critique de flutter d'un avion est fonction de la fréquence propre de ses différentes parties et, toutes choses étant égales par ailleurs, une fréquence propre plus élevée conduit à une vitesse critique de flutter plus élevée. L'objectif du concepteur est de s'assurer que la vitesse critique de flutter pour chacun des modes de flottement possibles est supérieure à la vitesse maximale de piqué de l'avion.

Les fuselages conventionnels dont les empennages sont fixés directement au cône arrière du fuselage présentent généralement une bonne rigidité en flexion et en torsion. C'est un avantage, car une rigidité plus élevée conduit à une fréquence propre plus élevée. Un fuselage de type nacelle et poutre, en revanche, tend à être plus flexible parce que la poutre possède une section plus réduite. Les concepteurs qui utilisent une configuration à nacelle et poutre doivent garder cela à l'esprit et essayer d'employer une poutre aussi rigide que possible.

Les gouvernes mobiles et les volets compensateurs augmentent le nombre de modes, et la liste des combinaisons de modes susceptibles de provoquer un flutter s'allonge rapidement.

Heureusement, l'interaction entre ces différents modes est assez bien comprise, et le respect de bonnes pratiques de conception et de construction permet de minimiser le risque de flutter.

Le matériau structurel d'un avion contribue également à déterminer les propriétés élastiques de la cellule. Les chercheurs ont soumis à des efforts de traction, de flexion et de torsion les différents matériaux utilisés pour construire les avions afin d'en déterminer les limites. Deux de ces propriétés des matériaux sont le module d'élasticité et le module de cisaillement. Chacune mesure le caractère « élastique » d'un matériau ; la première indique dans quelle mesure le matériau se fléchira et la seconde dans quelle mesure il se tordra lorsqu'une charge lui est appliquée. Un module plus élevé signifie une rigidité plus importante, ce qui est souhaitable pour réduire le risque de flutter.

Certains matériaux présentent des valeurs de module bien plus élevées que d'autres. Par exemple, la fibre de verre est un matériau résistant, mais ses valeurs de module sont inférieures à 50% de celles de l'aluminium. Cela signifie qu'une aile en fibre de verre conçue pour offrir les mêmes niveaux de résistance qu'une aile en aluminium serait environ deux fois plus flexible.

L'une des raisons pour lesquelles les aéronefs en matériaux composites ont des plis de fibre de verre orientés à environ 45 degrés sur les revêtements et les âmes de longeron est d'améliorer leur rigidité en torsion.

La fibre de carbone possède des valeurs de module beaucoup plus élevées que la fibre de verre, ce qui explique en partie pourquoi elle est souvent utilisée pour les gouvernes et les revêtements d'aile des aéronefs composites à hautes performances.

La rigidité en torsion des gouvernes est importante pour réduire le risque de flutter ; il est donc souhaitable de les revêtir d'un matériau à la fois léger et rigide. Du point de vue du coût et de la masse, l'aluminium et le contreplaqué sont difficiles à surpasser. La prochaine fois que vous verrez un Cirrus SR-22, largement construit en matériaux composites, observez ses gouvernes : elles sont en aluminium !

Effets d'inertie : L'inertie est la résistance d'un objet à un changement de direction, et plus l'objet est lourd, plus son inertie est élevée. Les effets d'inertie dépendent de la masse et de la position des différents éléments de l'avion.

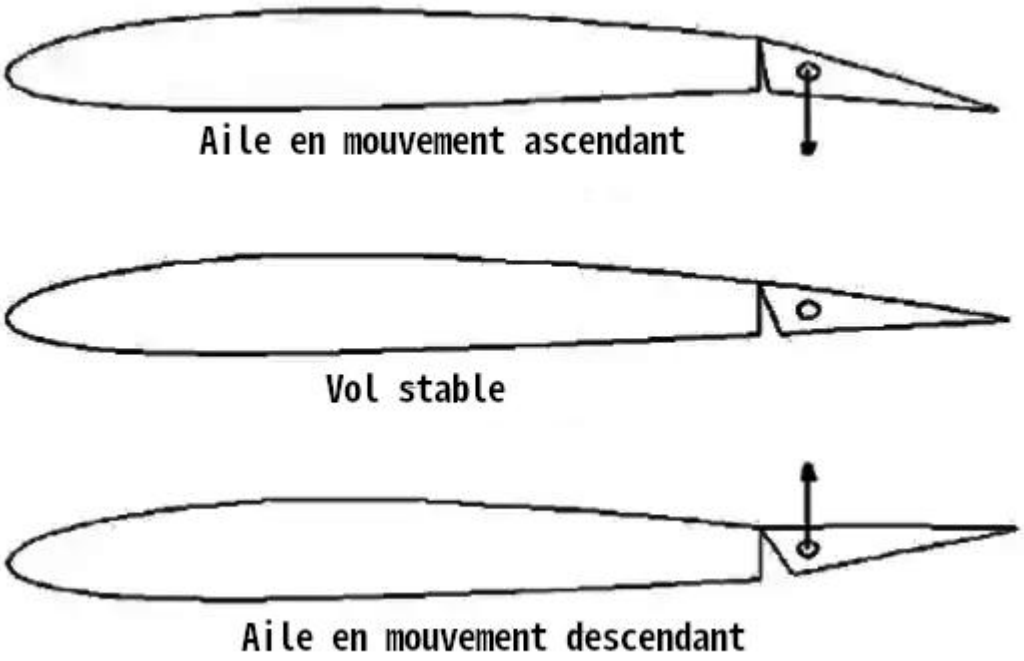


FIGURE 1

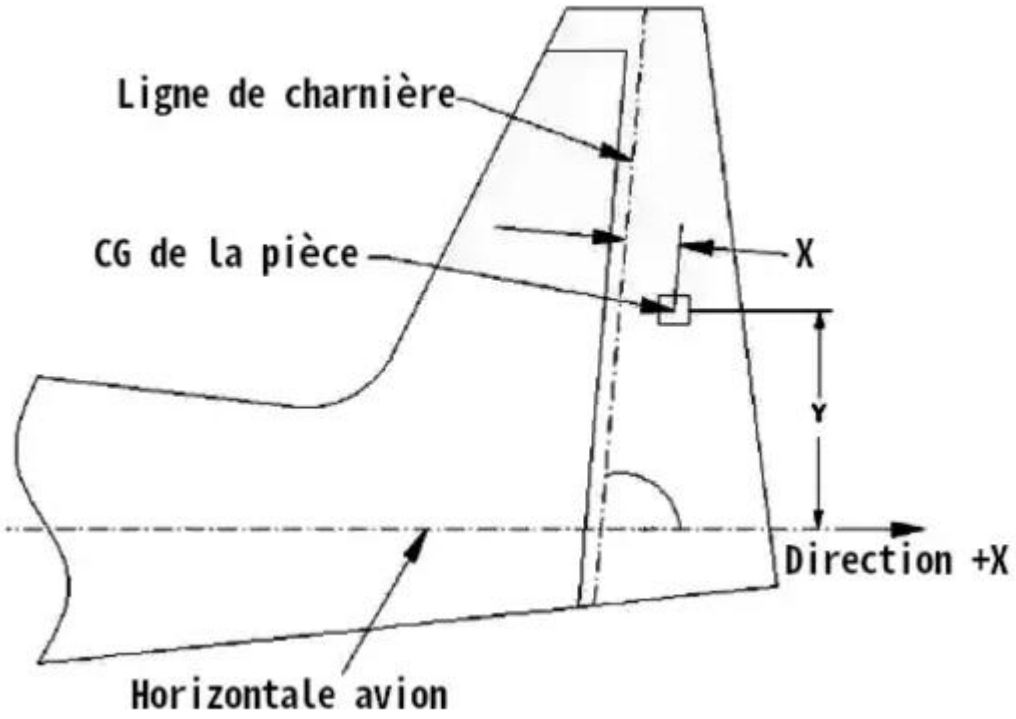


FIGURE 2

Ces effets sont en réalité étroitement liés aux caractéristiques élastiques de l'avion. Vous pouvez le constater en répétant l'expérience de la règle et en fixant une paire de pinces à ressort à l'extrémité en porte-à-faux. Avec cette masse supplémentaire, la règle vibrera désormais à une fréquence beaucoup plus basse qu'auparavant. Sans les pinces à ressort, lorsque la règle atteint sa déflexion maximale, elle tend immédiatement à revenir dans la direction opposée. Avec les pinces, la règle est moins disposée à changer de direction et il en résulte par conséquent une fréquence d'oscillation plus faible. Ce n'est pas souhaitable ; nous voulons que la fréquence propre soit plus élevée, et non plus basse.

Un exemple aéronautique serait l'installation de réservoirs de carburant extérieurs situés vers l'extrémité de

l’aile, qu’ils soient intégrés dans l’aile ou montés en bout d’aile. Comme les pinces, ces réservoirs modifieraient la fréquence propre de l’aile et pourraient réduire la vitesse critique de flutter.

Un empennage en T constitue un autre exemple comparable aux pinces à ressort. Les concepteurs utilisant cette configuration doivent s’assurer que la dérive et le cône arrière du fuselage (ou la poutre) sont aussi rigides que possible afin de réduire le risque de flutter du fuselage en torsion et de la dérive en flexion.

Les planeurs à empennage en T ont souvent le plan horizontal fixé sur la partie avant de la dérive afin de le placer en avant de l’axe élastique de celle-ci et ainsi réduire la tendance au flutter.

Jusqu’à présent, notre étude sur les effets d’inertie s’est limitée à la structure fixe de l’avion, mais il ne faut pas oublier la gouverne de direction, la gouverne de profondeur et les ailerons. Leurs effets d’inertie jouent un rôle essentiel dans l’apparition ou non de problèmes de flutter. Pour comprendre pourquoi, regardez la figure 1.

Le profil du milieu représente la partie extérieure d’une aile en vol stabilisé. Le cercle situé sur l’aileron représente son centre de gravité qui, sur les gouvernes non équilibrées, se trouve généralement derrière la ligne de charnière. Supposons que l’avion rencontre une forte ascendance qui dévie brusquement l’aile vers le haut. En se rappelant que l’inertie est la résistance d’un objet à un changement de direction et que les forces d’inertie agissent au centre de gravité d’un objet, l’aileron tendra à rester en arrière par rapport à l’aile qui se déplace vers le haut, comme le montre la partie supérieure de la figure 1.

Pour l’air incident, cet aileron retardé ressemble à un volet braqué, ce qui augmente sa portance ainsi que la tendance à vriller la partie extérieure de l’aile. À un certain moment, la rigidité de l’aile arrêtera cette déformation et le saumon d’aile repartira vers le bas. L’aileron reste de nouveau en retard par rapport à l’aile, comme le montre la partie inférieure de la figure, et l’aileron braqué vers le haut diminuera la portance tout en augmentant la tendance à vriller le bord d’attaque vers le haut. Cette déflexion vers le bas se poursuivra jusqu’à ce que la rigidité de l’aile reprenne le dessus et renvoie l’aile vers le haut.

Ce mouvement combiné de flexion et de torsion finira par s’amortir si l’avion vole en dessous de la vitesse critique de flutter correspondant à ce type d’interaction. Si l’avion vole au-dessus de cette vitesse, l’oscillation se nourrira de l’énergie de l’écoulement d’air et l’amplitude des déflexions augmentera rapidement jusqu’à ce que le pilote ralentisse l’avion, ou pire, jusqu’à ce qu’un élément se rompe. Heureusement, il existe des moyens de réduire le risque de ce type de flottement, que nous examinerons sous peu.

Effets aérodynamiques : Les effets aérodynamiques constituent le dernier ingrédient de la recette du flutter. L’air qui s’écoule autour d’un avion en vol fournit une importante source d’énergie qu’une aile ou une gouverne en oscillation peut exploiter. Cette source d’énergie est proportionnelle au carré de la vitesse de l’air ; un avion lent aura donc une moindre tendance au flutter. Remarquez que je n’ai pas dit une tendance nulle.

Les rafales de vent et les secousses dues à un écoulement décollé peuvent également fournir une force pulsatoire susceptible d’amorcer le flottement. Tant que ces perturbations surviennent en dessous de la vitesse critique de flutter, les forces aérodynamiques et la rigidité de la structure devraient amortir les oscillations qui en résultent. À haute altitude, l’air est moins dense et l’amortissement aérodynamique s’en trouve réduit. De plus, un avion volant à haute altitude et à grande vitesse peut commencer à subir des effets de compressibilité sur certaines parties de l’aile ou de l’empennage en raison d’un nombre de Mach local élevé. Cela peut provoquer des secousses aérodynamiques capables de faire vibrer les gouvernes situées en aval.

RÉDUCTION DU RISQUE DE FLUTTER

Que vous construisiez votre propre conception ou celle de quelqu’un d’autre, vous devez faire tout ce qui est en votre pouvoir pour vous assurer que votre avion ne connaîtra jamais ce phénomène destructeur. Des années de recherche et l’expérience accumulée en vol nous ont fourni de bonnes recommandations pour réduire le risque de flottement.



Aérodynamique : La forme aérodynamique de la gouverne peut influencer la tendance d’un avion au flutter. Les gouvernes présentant des faces plates ou concaves sont plus résistantes au flutter que celles dont les contours sont convexes, c’est-à-dire légèrement bombés. Une autre astuce utilisée par certains concepteurs pour réduire le risque de flutter des gouvernes consiste à biseauter légèrement le bord de fuite.

Rigidité du système de commande : Le jeu dans le système de commande doit être réduit au minimum. Les charnières et les liaisons de commande ne doivent pas présenter de jeu excessif, et les câbles de commande doivent être réglés à leur tension correcte. Du point de vue du risque de flutter, un système de commande utilisant des tubes de poussée-traction de grand diamètre présente un avantage par rapport à un système à câbles.

Il est recommandé que, lorsqu’un aileron est immobilisé par serrage contre l’aile, le jeu total mesuré au bord de fuite de l’autre aileron ne dépasse pas une distance égale à 2,5% de la corde moyenne de l’aileron, mesurée derrière la ligne de charnière. Un jeu excessif dans le système de commande des ailerons peut aggraver la situation illustrée à la figure 1.

De même, le jeu total des volets compensateurs ne doit pas dépasser 2,5% de la corde moyenne du volet compensateur. Les volets compensateurs doivent également être irréversibles, ce qui signifie qu’ils ne doivent pouvoir se déplacer qu’au moyen de la molette ou de l’interrupteur de compensation, et non sous l’effet d’une charge appliquée directement sur le volet lui-même.

Enfin, la liaison entre les gouvernes de profondeur doit être aussi rigide que possible en torsion. L’utilisation d’un tube de liaison de gouvernes de profondeur de grand diamètre est un moyen d’y parvenir.

Équilibrage des gouvernes : Le moyen le plus efficace de réduire le risque de flutter des gouvernes consiste à utiliser une quantité appropriée d’équilibrage des gouvernes. Les volets ne sont normalement pas équilibrés en raison de leur position près de l’emplanture, mais les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction comportent souvent une certaine quantité de masses d’équilibrage situées en avant de la ligne de charnière.

Il est vrai que certains avions ne possèdent aucune masse d'équilibrage en bord d'attaque sur leurs gouvernes et ne présentent pourtant aucun problème de flottement. Il s'agit souvent d'avions plus lents dont les gouvernes entoilées ont un centre de gravité naturellement proche de la ligne de charnière. Toutefois, ce n'est pas parce que certains avions « lents » n'ont pas rencontré de problèmes de flutter que d'autres n'en rencontreront pas ; les concepteurs d'avions lents ne peuvent donc pas simplement supposer que leurs conceptions seront exemptes de flutter.

Lorsqu'il s'agit de prévenir le flutter des gouvernes, il existe deux types d'équilibrage à prendre en considération : l'équilibrage statique et l'équilibrage dynamique.

L'équilibrage statique concerne la manière dont une gouverne s'équilibre autour de sa ligne de charnière. Une gouverne est complètement équilibrée lorsqu'elle est en équilibre autour de sa ligne de charnière. Elle est sous-équilibrée lorsque son bord de fuite est plus lourd et suréquilibrée lorsque son bord d'attaque est plus lourd. C'est le type d'équilibrage que la plupart des constructeurs ou restaurateurs connaissent, et les plans ou le manuel de leur avion devraient fournir les informations nécessaires concernant l'équilibrage des gouvernes. N'oubliez pas que la remise en peinture de votre avion peut modifier l'équilibrage de ses gouvernes en raison de la masse supplémentaire apportée par la peinture ; assurez-vous donc qu'elles sont correctement équilibrées avant de voler.

Comme la structure d'une gouverne se situe principalement derrière sa ligne de charnière, les avions nécessitant des gouvernes équilibrées statiquement placent souvent la masse d'équilibrage requise dans le bord d'attaque de la gouverne ou sur un bras prolongé. Les concepteurs, cependant, apprécient l'ajout de masse à leurs avions à peu près autant que les pilotes apprécient le paiement des redevances d'utilisation ; ils essaient donc souvent de rendre les gouvernes aussi légères que possible. C'est l'une des raisons pour lesquelles tant de chasseurs de la Seconde Guerre mondiale, comme le F4U Corsair, possédaient des gouvernes entoilées.

Une gouverne est équilibrée dynamiquement autour d'un axe, tel que l'axe longitudinal passant par le centre d'un avion, lorsqu'une accélération angulaire autour de cet axe n'a pas tendance à faire tourner la gouverne autour de sa ligne de charnière. Par exemple, si une aile oscille de haut en bas en flexion, la partie extérieure de l'aile subit une accélération angulaire plus importante que la partie intérieure. Si l'aileron n'est pas équilibré dynamiquement, ce battement de l'aile peut amener l'aileron à commencer à pivoter autour de sa ligne de charnière. On se retrouve alors avec deux modes de vibration, et vous vous souvenez peut-être qu'il faut généralement l'interaction de deux modes pour déclencher un flutter.

Une autre manière de réduire la quantité de masse d'équilibrage consiste à concevoir la gouverne de façon qu'elle soit statiquement sous-équilibrée tout en veillant à ce qu'elle possède une quantité appropriée d'équilibrage dynamique. Cela est acceptable tant que la vitesse maximale de piqué est inférieure à 300 mph. Au-dessus de cette vitesse, il est recommandé que toutes les gouvernes soient à la fois équilibrées statiquement et dynamiquement.

L'équilibrage dynamique dépend de la masse de chaque élément de la gouverne ainsi que de la position de leur centre de gravité par rapport à la ligne de charnière et à l'axe de rotation. La quantité d'équilibrage dynamique peut être déterminée expérimentalement ou calculée si l'on connaît la masse et la position du centre de gravité de chacun des éléments. La figure 2 présente les dimensions nécessaires pour estimer l'équilibrage dynamique d'une gouverne, qui peut ensuite être calculé à l'aide de l'équation suivante :

Coefficient d'équilibrage dynamique =

$$\frac{\Sigma \text{ Masse élément x X x Y}}{\Sigma \text{ Masse élément x X x X}}$$

La partie supérieure de l'équation est appelée produit d'inertie et la partie inférieure moment d'inertie de masse. Le symbole **Σ** représente la somme totale pour chacun des éléments de la gouverne. Les valeurs de X sont positives pour les distances situées derrière la ligne de charnière, et les valeurs de Y sont positives lorsqu'elles se trouvent au-dessus de l'axe de référence ou à l'extérieur de celui-ci. Une gouverne est équilibrée dynamiquement lorsque la somme figurant dans la partie supérieure de l'équation est égale à zéro. Un coefficient négatif signifie que la gouverne est suréquilibrée, tandis qu'un coefficient positif indique qu'elle est sous-équilibrée.

Selon cette équation, lorsqu'une masse d'équilibrage est placée à l'extrémité de la gouverne, la valeur de X multipliée par Y est très négative et constitue par conséquent un moyen très efficace de rendre nulle la partie supérieure de l'équation. Lorsque les masses d'équilibrage sont placées vers l'extérieur, il peut en résulter une gouverne équilibrée dynamiquement tout en restant sous-équilibrée statiquement.

Cependant, il existe une limite à la quantité de sous-équilibrage statique qu'une gouverne peut présenter, même avec un équilibrage dynamique correct, et il est recommandé que le centre de gravité ne soit jamais situé au-delà de 15% de la corde de la gouverne.

Grâce à l'expérience en vol et aux essais réalisés entre les années 1930 et les années 1950, les chercheurs ont déterminé les niveaux acceptables d'équilibrage dynamique pour les différentes gouvernes. Il convient de noter que ces critères sont fondés sur des avions utilisant les méthodes de construction courantes à cette époque et dotés d'empennages et de fuselages « conventionnels ».

Les personnes intéressées par la conception d'un avion entièrement en matériaux composites, doté d'un fuselage de type nacelle et poutre ou d'un empennage en T, devraient, à des fins de conception préliminaire, s'assurer que les gouvernes sont à la fois équilibrées statiquement et dynamiquement. Il resterait néanmoins conseillé de faire appel à un spécialiste expérimenté du flutter afin qu'il réalise un essai de vibration au sol sur la conception. Les logiciels modernes d'analyse structurelle peuvent également être utiles pour effectuer des estimations préliminaires du flutter sur des conceptions non conventionnelles.

Nous avons vu que le placement de la masse d'équilibrage à l'extrémité de la gouverne permet généralement de minimiser la masse nécessaire ; toutefois, une telle installation exige que la gouverne présente une très grande rigidité en torsion. Certains concepteurs préfèrent au contraire placer la masse d'équilibrage dans la partie extérieure du bord d'attaque.

Quel que soit l'emplacement choisi, il est extrêmement important de s'assurer que la structure de fixation de la masse d'équilibrage est à la fois solide et rigide. Une masse d'équilibrage fixée sur un bras peu rigide peut finir par causer davantage de problèmes qu'elle n'en résout.

La FAA exige que la structure de fixation des masses d'équilibrage soit capable de supporter cette masse multipliée par les facteurs de charge LIMITES suivants :

- 24 g perpendiculairement au plan de la gouverne
- 12 g dans le sens longitudinal, vers l'avant et vers l'arrière
- 12 g parallèlement à la ligne de charnière

Ces limites devraient également constituer le minimum pour les avions de construction amateur.

Enfin, si vous construisez une conception éprouvée et pouvez vérifier que le concepteur ou le constructeur a démontré que l'avion est exempt de flutter jusqu'à une vitesse au moins supérieure de 11% à la vitesse limite VNE, ne modifiez ni la masse des contrepoids d'équilibrage des gouvernes ni leur emplacement. Dans le cas contraire, vous pourriez involontairement accroître le risque de flutter sur une conception par ailleurs sûre. Ne remettez pas en question les choix du concepteur à moins de savoir exactement ce que vous faites !

ESSAIS DE FLUTTER

Deux types d'essais sont utilisés pour vérifier si un avion risque de présenter des problèmes de flutter.

Le premier est l'essai de vibration au sol, au cours duquel un équipement spécialisé fait vibrer différentes

parties de l’avion à diverses fréquences. Les résultats peuvent être utilisés pour identifier les modes et fréquences de flottement possibles ainsi que pour corréler les modèles dynamiques informatiques.

Le second consiste à mettre l’avion en piqué jusqu’à une vitesse supérieure de 11% à la vitesse limite, tout en effectuant, conformément au FAR 23.629, des « tentatives appropriées et suffisantes » pour provoquer le flottement.

Le flutter est une affaire sérieuse, mais les risques d’y être confronté peuvent être réduits grâce à de bonnes pratiques de conception ou en respectant les exigences d’équilibrage définies par le concepteur ou le constructeur pour votre avion, et enfin en volant à la vitesse limite ou en dessous. Concevez, construisez et volez en toute sécurité !