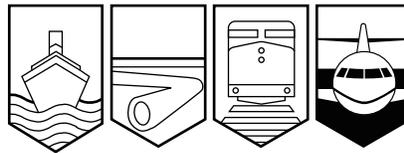


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE**  
**A02Q0098**



**SÉPARATION DE L'AILE DROITE EN VOL**  
**DU GILLES LÉGER SUPER CHIPMUNK C-GLSC**  
**À SAINT-STANISLAS DE KOSTKA (QUÉBEC)**  
**LE 14 JUILLET 2002**

**Canada**

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

## Rapport d'enquête aéronautique

### Séparation de l'aile droite en vol

du Gilles Léger Super Chipmunk C-GLSC  
à Saint-Stanislas de Kostka (Québec)  
le 14 juillet 2002

Rapport numéro A02Q0098

### *Sommaire*

L'appareil, un Gilles Léger Super Chipmunk de construction amateur immatriculé C-GLSC et portant le numéro de série 001, décolle de l'aéroport de Valleyfield (Québec) vers 17 h 45, heure avancée de l'Est, pour un vol local. À bord, il y a le pilote-proprétaire et un passager. Après avoir gagné de l'altitude, l'appareil effectue plusieurs manoeuvres aériennes suivies d'un piqué et d'un début de montée. Pendant la montée, l'aile droite se sépare et l'appareil s'écrase dans un champ cultivé. À la suite de l'impact, un incendie se déclare et consume une bonne partie de l'appareil. L'aile droite est retrouvée dans un boisé, suspendue à un arbre à une quarantaine de pieds du sol. Les deux occupants ont subi des blessures mortelles à l'impact.

*This report is also available in English.*

## *Autres renseignements de base*

Le pilote avait obtenu sa licence de pilote privé en mai 1997. Le rapport du dernier examen médical, en date du 20 juin 2002, indique que le pilote totalisait 1200 heures de vol et le carnet de route de l'aéronef montre qu'il avait accumulé plus de 200 heures sur le Super Chipmunk. Il a aussi été établi que le pilote avait reçu une formation en voltige et qu'il cumulait plus de 20 heures de pratique, dont au moins une heure dans les six derniers mois, tel que l'exige l'article 602.28 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Selon ses proches, il n'effectuait que les manoeuvres pour lesquelles il avait reçu de la formation, soit le virage renversé, la boucle et le tonneau. Ses pairs le considéraient comme un pilote consciencieux. Avant de partir, il avait effectué une inspection pré-vol exhaustive de l'appareil en compagnie du passager, également pilote et grand amateur de voltige aérienne. Au moment de l'accident, le temps était clair, la visibilité excellente, les vents faibles et il n'y avait pas de turbulence thermique.

D'après les renseignements recueillis, le pilote faisait un vol de démonstration. Trois séquences vidéo filmées par le passager pendant le vol, et dont le plan de visée inclut l'aile droite, démontrent que l'appareil a d'abord exécuté un renversement suivi d'une boucle deux minutes plus tard. Quatre minutes plus tard, une dernière séquence a été filmée. Contrairement aux deux autres séquences qui suivent le mouvement jusqu'à ce que l'avion revienne en palier, cette dernière séquence se termine lorsque l'avion est en montée verticale. Selon un témoin, l'appareil aurait également exécuté un tonneau, et ces manoeuvres auraient été exécutées à environ 1500 pieds du sol. Ensuite, l'appareil est monté jusqu'à environ 4000 pieds. Contrairement aux autres fois, l'appareil a alors effectué un mouvement décrit comme un Lomcevak, qui consiste à faire culbuter l'appareil sur lui-même. À la suite de cette manoeuvre, l'appareil est tombé en vrille. Après trois rotations, l'avion s'est retrouvé en piqué avant d'effectuer une faible remontée durant laquelle l'aile droite s'est détachée. L'appareil a effectué plusieurs tonneaux avant de s'écraser dans un champ cultivé. L'incendie qui a éclaté a consumé la majeure partie du fuselage. L'avion était muni de double commande et le pilote-constructeur avait l'habitude de laisser son passager piloter si celui-ci détenait un brevet de pilote. Le passager était pilote et également propriétaire d'un avion. Il s'était toujours montré intéressé à la voltige et avait déjà suivi un cours d'initiation à la voltige aérienne dans le passé. Il n'a pas été possible d'établir qui était au commandement de l'appareil au moment de l'impact.

Le Chipmunk a été le premier avion conçu et construit par la filiale canadienne de l'avionneur britannique de Havilland. Le prototype de ce modèle désigné DHC-1 a volé pour la première fois le 22 mai 1946. Il était mû par un moteur Gypsy Major à quatre cylindres en ligne inversés de 145 HP. Ce modèle avait été produit pour l'entraînement de base des pilotes militaires et possédait des caractéristiques de vol souhaitables pour la voltige. Au total, 1283 DHC-1 auraient été fabriqués sous différentes licences à travers le monde. Au cours des années, plusieurs exemplaires ont été modifiés, surtout pour accentuer leurs performances en voltige, et ont été renommés Super Chipmunk.

Dans le but de moderniser l'appareil, d'agrandir l'espace intérieur et d'améliorer les performances, le pilote-constructeur avait totalement modifié la structure du fuselage, tout en conservant les ailes et l'empennage d'origine fabriqués par de Havilland. Le moteur original doté d'une hélice à pas fixe avait été remplacé par un Teledyne Continental de modèle IO-360C développant 210 HP et était équipé d'une hélice à pas variable. Le changement de motorisation

avait été fait en se basant sur une approbation unique émise en 1980 par Transports Canada et répétée sur plusieurs DHC-1. Le document imposait des limites d'accélération de 4 g<sup>1</sup> à 1930 livres et de 3,5 g à 2000 livres. L'apport de puissance avait augmenté les performances de l'appareil, mais celui-ci ne pouvait, en palier, dépasser la vitesse maximale de 202 mi/h fixée par de Havilland.

Tout en conservant l'apparence originale de l'appareil, la cabine était de conception totalement nouvelle. Elle était plus spacieuse et était maintenant constituée d'une structure en acier à laquelle étaient reliés les longerons d'aile. Les ailes de type cantilever étaient munies de points d'attache typiques, positionnés sur les parties supérieure et inférieure du longeron principal et d'une troisième attache sur le longeron avant. Sur un Chipmunk original, l'attache au bas du longeron principal est reliée par deux biellettes qui, à l'installation, permettent l'ajout de lamelles de compensation pour combler tout espace latéral et ainsi annuler toute tension avec l'attache avant. Cette caractéristique n'a pas été retenue sur le Super Chipmunk, dont les attaches inférieures de chaque côté de la structure centrale du fuselage avaient été allongées pour s'accoupler directement à celles des ailes.

Le pilote-constructeur n'a pu se procurer les boulons d'attache originaux (référence originale 06256 puis 05179), ceux-ci étant spécifiquement fabriqués par de Havilland. Ces boulons avaient un diamètre de 0,731 po et étaient trempés à 150 ksi<sup>2</sup>. Les boulons utilisés par le constructeur (AN10-23) avaient un diamètre de 0,625 po. La norme de trempe de ces boulons est établie à 125 ksi et les boulons accidentés ont atteint 26 à 28 sur l'échelle Rockwell, ce qui correspond à 123 à 129 ksi. Les boulons étaient donc conformes à la norme AN. Par contre, une marque en forme de O sur la tête du boulon correspond, selon le catalogue « National Aircraft Parts », à une résistance comprise entre 145 et 165 ksi. Il a été déterminé qu'avec des boulons d'une résistance de 125 ksi, la résistance de l'attache était réduite à 61 % de la force originale et à 72 % avec une résistance de 150 ksi. Des bagues ont été usinées pour permettre d'adapter la dimension des trous aux dimensions des boulons. Sur la photo 1, on voit le boulon du longeron principal de droite qui a cédé. Le boulon du bas provient du longeron de gauche et sa déformation indique qu'il était sur le point de céder.



**Photo 1.** boulon du haut cassé; aile droite  
boulon du bas déformé; aile gauche

À la fin du projet, au moment de monter les ailes sur le fuselage, le constructeur s'est aperçu que les attaches de chacun des longerons avant étaient désaxées et se situaient environ 0,250 pouce trop bas et 1 pouce trop vers l'extérieur. Pour remédier à la situation, un nouveau trou a été percé dans chacun des longerons avant des ailes. À l'installation, comme les extrémités des

---

<sup>1</sup> Un g correspond à l'accélération due à la pesanteur.

<sup>2</sup> ksi (kilopounds per square inch) équivaut à 1000 livres au pouce carré.

longerons butaient au fond de l'attache (en forme de U), elles ont dû être coupées pour permettre une insertion suffisamment profonde et un alignement du nouveau trou avec les trous de l'attache. De plus, le déplacement des trous a nécessité qu'un renfort retenu par six rivets soit retiré sur chacun des longerons avant. Le renfort a été remplacé par trois renforts superposés, de format agrandi, qui ont été fixés par neuf rivets sur le longeron de l'aile droite, et par dix sur celui de l'aile gauche.

Le chapitre 549 du *Manuel de navigabilité* portant sur les normes de navigabilité des aéronefs de construction amateur exige qu'un journal reflétant les matériaux utilisés soit conservé. Comme le constructeur avait choisi de commercialiser ce modèle sous forme de « kit », il avait produit une série de dessins qui documentait les caractéristiques de la construction, incluant les matériaux utilisés, ce qui allait au-delà de l'exigence minimale de la norme. Cependant, les dessins disponibles ne font pas référence au diamètre des trous ou aux spécifications des boulons d'attache des longerons principaux, et aucun dessin ou plan n'a pu être retrouvé décrivant le remplacement des boulons ou la modification sur le longeron avant de l'aile. Les inspections réglementaires exigées en vertu de l'article 549.19 ont été effectuées par un inspecteur du Réseau aéronefs amateur (RAA) en vertu d'une délégation accordée par Transports Canada. Le rôle de l'inspecteur n'est pas de faire une évaluation de l'ingénierie ou de la conception du projet, mais de s'assurer que les matériaux et l'assemblage respectent les normes minimales de navigabilité. L'évaluation du RAA a d'abord confirmé que l'ensemble des modifications accomplies représentait un apport de 60 % au niveau de construction, ce qui dépassait l'exigence minimale de 51 % et permettait à l'avion d'être désigné comme aéronef de construction amateur. Le projet a été soumis aux deux inspections réglementaires et le rapport d'inspection finale a donné lieu à une liste d'observations dont les corrections, confirmées par écrit, ont permis la délivrance d'un certificat de navigabilité spécial. Le remplacement des boulons et la modification de l'attache avant des ailes n'ont pas été spécifiquement rapportés à l'inspecteur et, au moment de la deuxième inspection, comme l'assemblage ne contrevenait pas aux normes en vigueur, ces changements n'ont pas fait l'objet d'une attention spéciale. Cependant, à la première inspection, le point 1 de la rubrique 1.3 Mainplane (voilure) du rapport confirme que les attaches d'aile ont été inspectées et jugées conformes. Comme la modification avait été faite avant la dernière inspection et avant la délivrance du certificat de navigabilité spécial, il n'était pas nécessaire qu'un représentant de Transports Canada procède à l'inspection exigée à l'article 549.23 en cas de modification affectant l'intégrité structurale.

D'après l'article 549.103, dans le cas d'un aéronef de construction amateur, la masse maximale autorisée au décollage est définie par la charge alaire, laquelle ne doit pas, à l'exception des appareils à hautes performances, dépasser  $20,4 \text{ lb/pi}^2$  ou  $100 \text{ kg/m}^2$ , l'appareil étant équipé de volets hypersustentateurs et ayant, selon le paragraphe 523.49 (c), une vitesse de décrochage inférieure à 70 mi/h (61 noeuds). Compte tenu des critères qui précèdent, le représentant du RAA a accepté que la masse maximale de 2000 livres du Chipmunk original soit augmentée à 2400 livres dans le cas du Super Chipmunk.

Le constructeur disposait d'un extrait de manuel du Chipmunk indiquant qu'à la masse maximale de 1930 livres et à une vitesse indiquée de 136 mi/h, le modèle DHC-1B pouvait encaisser un facteur de charge de 9 g. Le document indiquait également qu'à 230 mi/h, le facteur de charge maximum était réduit à 6,75 g. Cependant, le document était accompagné d'un graphique indiquant que le niveau de charge le plus élevé pouvait être atteint à 136 mi/h

(120 noeuds) et que celui-ci était limité à 6 g. D'après le graphique, ce facteur descend à 4,9 g à la vitesse maximale indiquée, soit 202 mi/h (175 noeuds). Il n'a pas été possible de déterminer de quel manuel précis l'extrait avait été tiré (voir l'annexe A).

D'après l'article 523.303 de la réglementation, à moins d'indications contraires, un coefficient de sécurité de 1,5 doit être utilisé par rapport à la charge maximale. La valeur obtenue est appelée charge ultime<sup>3</sup>. Théoriquement, en se référant au graphique à l'annexe A, les ailes non modifiées du Chipmunk original montées sur le Super Chipmunk auraient pu, avant de subir une déformation permanente ou se rompre, résister à une charge ultime calculée comme suit : 1930 livres x 6 g x 1,5/2400 livres, soit 7,2 g. Par contre, le rapport entre l'augmentation de la masse maximale autorisée et le facteur de charge n'est pas nécessairement linéaire et, pour confirmer le facteur de résistance, il faut normalement procéder à des essais. Comme l'appareil n'était pas destiné à être homologué pour de la voltige sans limite, aucun calcul ni essai de résistance n'étaient exigés par la réglementation. De ce fait, le constructeur n'avait pas à produire un nouveau graphique des paramètres de vol. La documentation du modèle Super Chipmunk donnant les caractéristiques de l'appareil précise que ce dernier résiste à des facteurs de charge positif de 9 g et négatif de 6 g.

D'après l'article 5 (Procédure de démonstration exceptionnelle simplifiée de voltige aérienne) de la Circulaire consultative au manuel de navigabilité (AMA) 549.101A, pour les manoeuvres simples comme la boucle, le tonneau ou le virage renversé, seule une démonstration par un pilote compétent est nécessaire; lorsque ces manoeuvres sont bien exécutées, les charges imposées ne devraient pas atteindre 3 g. L'article se réfère à l'article 523.337 du RAC, lequel fixe la norme de résistance minimale pour un aéronef à voilure fixe. Celle-ci exige une résistance de 3,8 g en catégorie normale et de 4,4 g en catégorie utilitaire (qui inclut la voltige). Donc, pour obtenir une dérogation, le pilote effectuant des figures de voltige simples doit les documenter dans le livret de bord et en soumettre une copie à Transports Canada avant que puisse être délivré un certificat de navigabilité spécial révisé sur lequel seront inscrites les manoeuvres autorisées. De plus, l'article 549.117 exige qu'une plaquette soit apposée à la vue du pilote indiquant les manoeuvres autorisées. Au moment de l'accident, l'appareil ne répondait à aucune de ces exigences; une plaquette mentionnant que les figures de voltige n'étaient pas permises était toujours fixée au tableau de bord.

L'appareil a été mis en service le 2 septembre 1999 et, au moment de l'accident, il avait accumulé 205 heures de vol au cours desquelles des figures de voltige simples avait été régulièrement exécutées. Pour l'événement en question, la masse de l'appareil a été estimée à 2125 livres et le centrage à 34,25 pouces derrière le point de référence, ce qui est à l'intérieur des limites établies pour cet appareil.

Tous les éléments structuraux relatifs aux attaches d'aile ont été soumis à un examen approfondi au Laboratoire technique du BST. Le rapport conclut que le boulon inférieur du longeron principal droit a cédé en premier; le mouvement initial vers le haut de l'aile a déchiré l'attache avant et l'aile s'est alors pliée vers l'arrière en arrachant de l'aile l'emplanture de l'attache supérieure du longeron principal.

---

<sup>3</sup> Charge ultime : charge à laquelle une structure se brise ou subit une déformation permanente.

Les observations faites sur le boulon indiquent que celui-ci s'est rompu sous des forces combinées de cisaillement et de tension causées par l'étirement lorsque celui-ci a été déformé.

Une analyse théorique de la modification apportée à l'attache avant démontre que, si les rivets avaient fourni leur force nominale de rétention, la modification aurait conservée 85 % de la force originale de l'attache. Cependant, l'emploi de rivets de même diamètre pour retenir trois épaisseurs de renfort au lieu d'une seule favorisait l'apparition d'un effet de gauchissement, rendant les rivets plus vulnérables au cisaillement et ne leur permettant pas d'atteindre leur force de rétention nominale. Un essai en tension a été effectué dans le but de comparer une attache originale avec une attache modifiée du genre de celle montée sur l'avion. L'attache modifiée s'est brisée à 66,6 % de la résistance de l'attache originale. Cependant, durant l'essai, les rivets ne se sont pas cisailés comme pendant l'accident, mais ce sont les renforts qui se sont déchirés avec l'attache. Comme le mode de défaillance a été différent, la seule conclusion retenue tient au fait qu'en raison du coefficient de sécurité, l'attache était capable de résister à la charge maximale ( $66,6\% \times 1,5 = 100\%$ ). Cependant, les charges aérodynamiques imposées en vol sur ces attaches sont de très loin inférieures à ce que ces attaches peuvent encaisser et, de toute évidence, au moment de la conception par de Havilland, la résistance des attaches avant a été établie en fonction de la traînée induite au sol par le freinage des roues et non en fonction des charges en vol. Par conséquent, la diminution de la résistance des attaches ne nuisait en rien à leur capacité à résister à toutes les charges en vol.

Comme la force a été appliquée horizontalement, toutes les précriques de fatigue auraient normalement dû se développer à 90 degrés de l'axe de tension, autrement dit, en bas ou en haut du nouveau trou. Aucune précrique de fatigue n'a été relevée à ces endroits, et toutes les fractures observées sur les boulons ou sur l'attache avant ont été causées par une surcharge.

Un examen de la documentation sur la figure de voltige appelée Lomcevak décrit ce mouvement comme étant très désorientant pour les occupants et indique que l'appareil en ressort généralement en vrille. Il y est aussi mentionné que ce mouvement impose de très fortes contraintes à la structure d'un appareil, dont une grande force centrifuge sur les ailes, causant ainsi une traction sur les attaches d'aile.

Le chapitre 8 du *Guide à l'intention des pilotes : Facteurs médicaux et humains* publié par Santé et Bien-être social Canada sous le numéro de catalogue H34-54/1992F indique que, pour un pilote non protégé contre la force g, la vision devient grisâtre à partir de 2 g et s'estompe en périphérie pour devenir totalement noire autour de 4 g. Au-delà, l'augmentation des forces g cause une hypoxie du cerveau, et la perte de conscience survient vers les 6 g. Plusieurs facteurs affectent la tolérance à la force g, dont le régime alimentaire, la forme physique et la fréquence de l'exposition.

## *Analyse*

L'appareil était équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur. Le pilote possédait les compétences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol envisagé. Les proches du pilote l'avaient souvent vu exécuter des manoeuvres de voltige simples comme le virage renversé, la boucle ou le tonneau. Cependant, c'était la première fois que l'on voyait le pilote faire une manoeuvre qui a été décrite comme un Lomcevak. Bien que l'appareil ait été

soumis à des manoeuvres de voltige simples auparavant et qu'il aurait pu satisfaire aux critères de qualification pour exécuter ces manoeuvres, celles-ci n'avaient pas été documentées et aucune procédure pour obtenir un certificat de navigabilité autorisant ces manoeuvres n'avait été lancée.

La masse et le centrage de l'appareil se trouvaient à l'intérieur des limites prescrites. La limite de charge établie pour l'appareil original était d'au moins 6 g à une masse de 1930 livres. Toute augmentation de la masse maximale ou toute réduction de la résistance de la structure, comme celle découlant du remplacement des boulons d'attache d'aile par d'autres de diamètre et de résistance inférieurs, avait pour conséquence de réduire cette limite. En retenant l'hypothèse qu'à pleine charge (2400 livres), les ailes pouvaient supporter une charge ultime de 7,2 g et que cette valeur ait été réduite entre 61 et 72 % de sa valeur à cause du changement des boulons, la charge ultime se trouvait donc entre 4,4 et 5,2 g à pleine charge (2400 livres) ou entre 4,9 et 5,8 g au moment de l'accident, compte tenu du fait que la masse de l'appareil a été estimée à 2125 livres. Par contre, lorsque le coefficient de sécurité de 1,5 est pris en considération, la charge maximale se trouve réduite entre 2,9 et 4,3 g, ce qui est inférieur à la norme de 4,4 g indiquée à l'article 523.337 du RAC en matière de voltige.

L'avion avait souvent été soumis à des manoeuvres de voltige simples. Les incursions fréquentes dans la zone entre les charges maximale et ultime sont enclines à induire de la fatigue. Comme aucune fatigue n'a été relevée, il semble que, pour l'ensemble des manoeuvres ayant été effectuées au cours des quelque 205 heures ayant précédé l'accident, celles-ci avaient été faites à des facteurs de charge ne dépassant pas les 3 g. Seules des indications de bris instantanés ont été relevées, ce qui indique qu'au moment du bris de l'aile, l'appareil a été soumis à des charges exceptionnellement plus élevées que celles encaissées auparavant.

À la suite de la descente en piqué, le redressement a pu produire des charges élevées. Si l'on se rapporte à la charge ultime calculée, des charges dépassant un facteur compris entre 4,9 et 5,8 g étaient nécessaires pour briser l'aile. Ces charges pouvaient entraîner le voile noir ainsi qu'un début d'hypoxie du cerveau. Une perte de perception de la situation a pu amener le pilote aux commandes à continuer de solliciter la commande de profondeur au point de dépasser la résistance maximale des ailes, alors que l'appareil était encore à une altitude qui aurait permis de recourir à une courbe de rétablissement moins prononcée et donc génératrice de charges moins élevées.

Théoriquement, les deux ailes devaient avoir la même résistance et auraient donc dû se séparer simultanément. Cependant, les contraintes aérodynamiques de part et d'autre de l'appareil peuvent être différentes si le vol n'est pas parfaitement rectiligne. Compte tenu de la déformation majeure retrouvée sur le boulon du longeron inférieur gauche, celui-ci était sur le point de se briser, ce qui aurait également entraîné la séparation de l'aile gauche. Cependant, la séparation de l'aile droite a instantanément délesté les charges sur l'aile gauche.

D'après le libellé du chapitre 549, le constructeur amateur qui doit par définition concevoir et réaliser au moins 51 % du projet, peut également modifier les pièces qu'il se procure et qui sont déjà fabriquées. Comme toutes les modifications ont été faites avant la dernière inspection et la délivrance du certificat de navigabilité spécial, il n'y avait pas d'autres exigences réglementaires à cet égard. Alors que la réduction de résistance au niveau de l'attache avant s'est révélée sans conséquence, parce que sa force demeurait supérieure aux charges maximales pouvant être

imposées en vol, le remplacement des boulons d'attache des longerons principaux a réduit la capacité des ailes à réagir à des forces aussi grandes que celles estimées par le pilote-constructeur.

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

LP 064/2002 – *In-Flight Wing Separation Engineering Analysis "Super Chipmunk"* (Analyse technique de la séparation en vol de l'aile d'un « Super Chipmunk »)

On peut obtenir ce rapport en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

### *Faits établis quant aux causes et facteurs contributifs*

1. L'avion a été soumis à des forces dépassant son enveloppe structurelle et le boulon du longeron inférieur droit s'est rompu en surcharge.
2. Les quatre boulons d'attache des longerons principaux au fuselage avaient été remplacés par des boulons de diamètre et de résistance inférieurs. La résistance des nouveaux boulons se situait environ entre 61 et 72 % de celle des originaux.

### *Fait établi quant aux risques*

1. Les mêmes facteurs de charge ont été conservés malgré une augmentation de la masse autorisée et une réduction du diamètre des boulons d'attache.

### *Autres faits établis*

1. L'appareil n'était pas autorisé à faire des figures de voltige.
2. Les dommages autour des fractures présentaient des traces de déformation plastique compatibles avec un bris causé par une tension excessive; il n'y avait aucun signe de fatigue.

*Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 7 février 2005.*

# Annexe A – Tableau des charges – Chipmunk

(Ce document n'existe pas en français.)

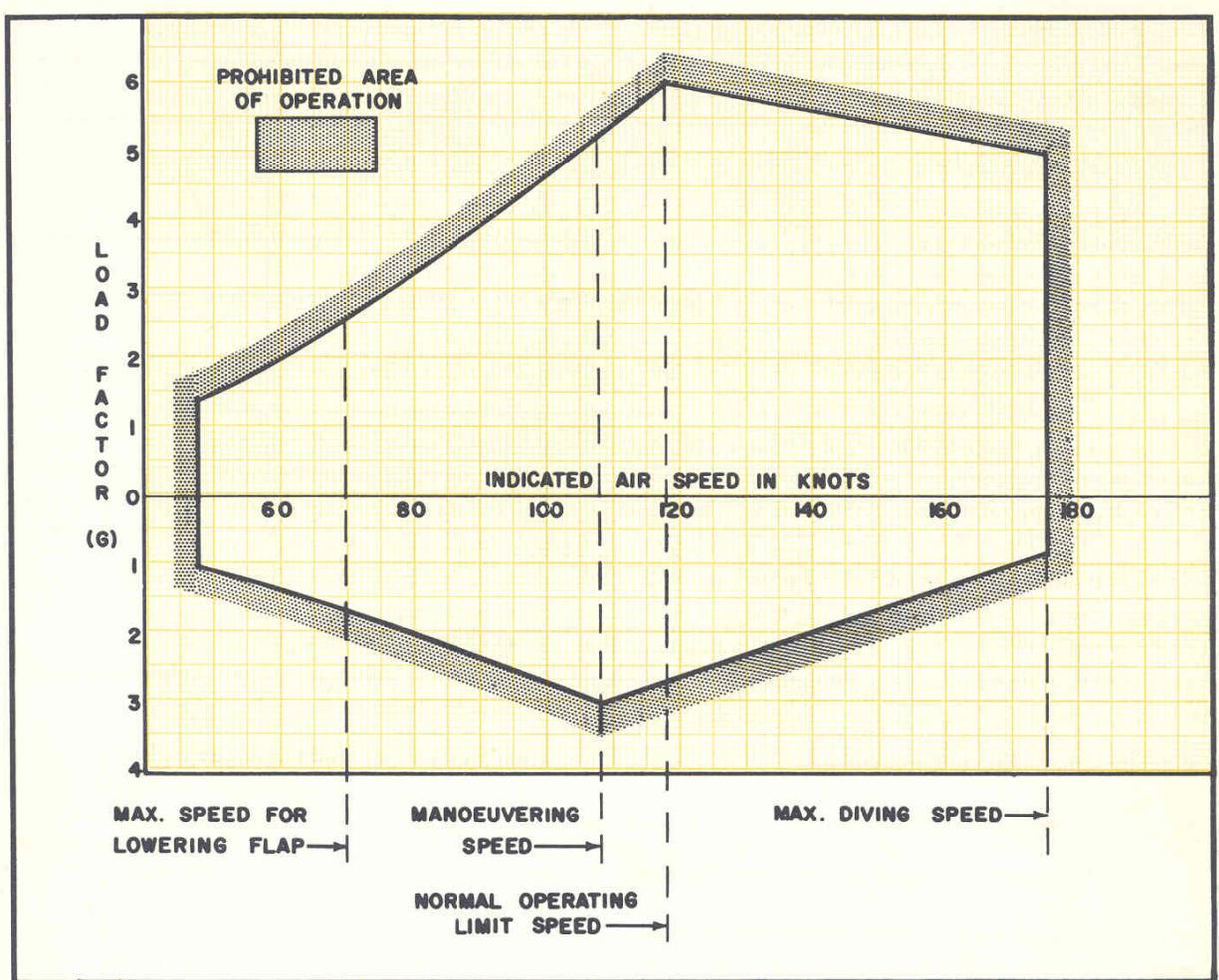


Figure 4-2 Operating Flight Strength Diagram