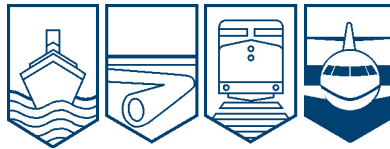


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

## RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A1000018



**SÉPARATION EN VOL ET IMPACT CONTRE LE RELIEF**

**DU VANS RV-7A C-GNDY  
À MADOC (ONTARIO)  
LE 23 JANUARY 2010**

**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 en vol et impact contre le relief

du Vans RV-7A C-GNDY  
à Madoc (Ontario)  
le 23 janvier 2010

Rapport numéro A10O0018

### *Synopsis*

Le Vans RV-7A de construction amateur (immatriculation C-GNDY, numéro de série 72932) fait partie d'une formation de 3 avions qui quitte Lindsay (Ontario) pour effectuer un vol selon les règles de vol à vue à destination de Smiths Falls (Ontario). En route, 1 des 3 avions se dérouta vers Bancroft (Ontario). Les 2 avions qui restent poursuivent leur route en tandem, le C-GNDY étant derrière. Le leader effectue une série de manœuvres de voltige aérienne que le C-GNDY doit filmer. Lorsqu'il effectue des manœuvres, le leader perd contact avec le C-GNDY. Il effectue alors une recherche visuelle, mais ne réussit pas à trouver le C-GNDY. Il avise le Centre conjoint de coordination des opérations de sauvetage, lequel entreprend des recherches. L'avion est retrouvé dans un secteur boisé. Il a été détruit au moment de l'impact et le pilote, seul à bord, a subi des blessures mortelles. L'accident se produit vers 13 h 45, heure normale de l'Est. La radiobalise de repérage d'urgence fonctionne, mais sa portée est grandement réduite en raison du bris de l'antenne au moment de l'impact.

*This report is also available in English.*

## Autres renseignements de base

### Déroulement du vol

Après avoir quitté Lindsay (Ontario), le C-GNDY et 2 autres avions (un RV-9A et un autre RV-7A, désigné ci-après le leader) se sont placés en formation et sont montés à 9500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). Une caméra vidéo était installée à l'intérieur du poste de pilotage du C-GNDY et filmait les 2 autres avions. Peu de temps après, le RV-9A a quitté la formation pour se diriger vers Bancroft (Ontario) tandis que le C-GNDY et le leader ont poursuivi leur route vers Smith Falls (Ontario).

Les 2 avions sont descendus à environ 3600 pieds asl. Le C-GNDY était en formation en échelon refusé à droite derrière le leader. Les pilotes se sont entendus pour que le C-GNDY filme le leader pendant qu'il effectuerait des manœuvres de voltige aérienne. Celles-ci ont débuté par un cabrage soudain et une forte inclinaison à droite, suivis d'une série de virages serrés, de tonneaux partiels, de montées et de descentes.

Alors qu'il effectuait des manœuvres, le leader a perdu contact avec le C-GNDY et a par la suite effectué des recherches pour le trouver. Le leader a communiqué par radio avec le RV-9A, et les 2 pilotes ont effectué des recherches sans trouver le C-GNDY. Les 2 avions se sont rendus à Smith Falls (Ontario) et le Centre conjoint de coordination des opérations de sauvetage (CCCOS) a été avisé. Le C-GNDY a été retrouvé par du personnel du CCCOS à 22 h 20<sup>1</sup> près de Wolfe Lake (Ontario) à environ 11 milles marins (nm) au nord de Madoc (Ontario).

### Renseignements sur le Vans RV-7A

L'avion était conçu pour supporter les limites d'effort en service pour les vols de voltige et les vols normaux. Puisque la masse et la répartition de celle-ci peuvent influencer grandement sur les performances, la manœuvrabilité, la pilotabilité et l'intégrité structurale, l'avion doit être exploité à l'intérieur des limites de masse et de centrage prescrites. L'avion doit avoir une masse égale ou inférieure à la masse prescrite et être exploité à l'intérieur des limites d'accélération verticale (g)<sup>2</sup> données au tableau 1.

Renseignements sur l'avion RV-7A			
Vol	Masse maximale	(g)	
Voltige	1600 livres	+ 6,0	- 3,0
Normal	1800 livres	+ 4,4	- 1,75

Tableau 1. Limites d'accélération verticale

La vitesse de manœuvre ( $V_a$ ) de 124 nœuds est la vitesse maximale permise à laquelle on peut effectuer un déplacement maximal et soudain du manche. Un tel déplacement à une vitesse supérieure à la  $V_a$  peut exercer des charges qui dépassent les limites de conception.

<sup>1</sup> Les heures sont exprimées en heure normale de l'Est (temps universel coordonné moins 5 heures).

<sup>2</sup> Unité de mesure de l'accélération verticale : (g). Un g correspond à l'attraction de la gravité sur un corps.

La vitesse à ne pas dépasser (Vne) de 200 nœuds est la vitesse maximale permise, quelles que soient les conditions. Toute vitesse supérieure à celle-ci pourrait causer des dommages structuraux. Un déplacement maximal du manche à Vne produirait une charge d'environ + 15,0 g.

L'avion avait été construit par le pilote à partir d'une trousse de construction rapide et immatriculé dans la catégorie des aéronefs de construction amateur. Avant son premier vol, qui a eu lieu le 10 octobre 2008, l'avion avait passé toutes les inspections requises et avait obtenu la certification pertinente en fonction de la réglementation existante. Il totalisait environ 232 heures de vol avant l'événement et avait les autorisations requises pour effectuer de la voltige aérienne. Aucun problème de commandes de vol n'avait jamais été signalé.

L'avion a été pesé le 21 juin 2008 avant d'être peint. Sa masse à vide était de 1159 livres. Une livrée complexe a été appliquée sur l'appareil en octobre 2008. Les commandes de vol ont été enlevées avant les travaux de peinture et envoyées au propriétaire afin qu'il les réinstalle. Il n'a pas été possible de déterminer qui a réinstallé les commandes de vol. L'application de la livrée et l'installation des commandes de vol n'ont été notées dans aucun des dossiers de l'avion disponibles, et il n'est indiqué nulle part que l'avion a été pesé de nouveau ou que les commandes de vol ont été rééquilibrées.

Selon le Manuel de construction de la firme Vans, la peinture d'une livrée normale ajoutera au moins 15 livres environ à la masse à vide de l'avion, tandis que la peinture d'une livrée élaborée peut ajouter jusqu'à 2 ou 3 fois ce poids. De plus, les livrées élaborées ont tendance à déplacer le centre de gravité vers l'arrière en raison du poids de la peinture sur l'empennage. L'équilibrage des gouvernes du RV-7A ne passait pas pour être difficile. Une couche de peinture normale sur les ailerons et la gouverne de profondeur n'aura pas un effet marqué sur leur équilibre. Par contre, l'application d'une livrée élaborée demande que ces gouvernes soient rééquilibrées et que des contrepoids supplémentaires soient ajoutés, au besoin.

### *Pilote*

Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires, conformément à la réglementation en vigueur. Il était titulaire d'une licence de pilote privé et, au moment de l'événement, il possédait environ 280 heures de vol, dont environ 132 sur le RV-7A. Le pilote avait effectué 3,3 heures de formation de voltige en tandem avec un instructeur de vol certifié en voltige aérienne. Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient pu avoir une incidence sur le comportement du pilote.

### *Conditions météorologiques*

Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme un facteur. Des conditions météorologiques de vol à vue prévalaient au moment de l'événement.

## Vidéo

Une caméra vidéo avait été installée derrière le siège de passager de droite du C-GNDY et légèrement au-dessus de celui-ci, de façon à filmer vers l'avant à travers le pare-brise. Tout le vol a été filmé. La bande vidéo montre qu'après le décollage, le C-GNDY s'est placé en formation derrière les 2 autres avions.

Peu après, le RV-9A a quitté la formation et le C-GNDY s'est rapproché du leader et s'est placé en formation en échelon refusé à droite. Près de Wolfe Lake, le leader a entrepris une série de manœuvres. Le C-GNDY a suivi le leader dans ses manœuvres. À certains moments, il est possible de voir le leader sur l'enregistrement vidéo (voir photo 1). Pendant ce type de manœuvres, l'avion qui suit doit effectuer ses virages plus rapidement afin de garder le leader dans le champ de vision de la caméra.

Pendant une ressource à la suite d'une descente rapide, il y a eu une vibration soudaine de la cellule (vibration autour de l'axe longitudinal) suivie d'un mouvement de lacet, d'un mouvement de roulis et de l'impact contre le sol.



**Photo 1.** Image fixe tirée de la vidéo montrant l'aéronef du leader effectuant des manœuvres

## *Système d'instruments électroniques de vol et manœuvres de l'avion*

L'avion était équipé d'un système d'instruments électroniques de vol (EFIS) qui remplit les fonctions de système d'instruments de vol et de système de surveillance moteur. L'EFIS conserve les données de ces systèmes dans une mémoire flash permanente. Avec la collaboration du fabricant, les données de l'EFIS ont été récupérées. Toutes les données du vol ont été enregistrées à des intervalles de 5 secondes, ce qui donne un total de 384 enregistrements pour un vol d'environ 33 minutes.

Avant d'entreprendre les manœuvres, l'avion volait en palier à environ 3650 pieds asl (2650 pieds au-dessus du sol [agl]). Sa vitesse était de 168 nœuds. Les manœuvres ont duré environ 51 secondes. Les données maximales enregistrées étaient les suivantes : accélération verticale 3,5 g, roulis 115°, cabrage 19° et piqué 45°. La vitesse de descente maximale était d'environ 12 000 pieds par minute (pi/min).

Après avoir effectué une descente rapide (10 560 pi/min, angle en piqué de 45°), l'avion est descendu progressivement jusqu'à environ 1690 pieds asl (800 pieds agl) pendant les manœuvres. Il a atteint une vitesse de 234 nœuds avant de revenir momentanément en palier à 1870 pieds asl. Le dernier enregistrement de l'EFIS avant l'impact donne un angle de piqué de 31°, une inclinaison à droite de 105° et une vitesse de 181 nœuds.

### *Examen de l'épave*

L'avion a heurté le relief à un angle de piqué d'environ 80°, a capoté et s'est immobilisé sur le dos. L'avion a été détruit sous les forces d'impact, et il n'y a eu aucun incendie après impact.

Les dommages constatés laissent croire que les forces d'impact étaient élevées. L'avion avait perdu sa dérive et la partie supérieure de la gouverne de direction, et ces pièces ne se trouvaient pas sur le lieu de l'écrasement. La partie inférieure de la gouverne de direction était reliée à l'avion uniquement au moyen des câbles de la gouverne. Les autres gouvernes ont toutes été trouvées. Les systèmes de commande de vol ont été examinés dans la mesure du possible, et rien n'indique qu'ils étaient défectueux.

Le tableau de bord a été détruit de même que la plupart des instruments. Par contre, il a été possible de récupérer de l'épave le système de positionnement global (GPS), l'EFIS et un magnétoscope.

### *Recherche de la dérive et de la gouverne de direction*

Après de longues recherches au sol, la dérive et la gouverne de direction ont été trouvées à environ 0,6 nm au sud-est du lieu de l'écrasement. La dérive était intacte. Une partie de la gouverne de direction était reliée à la dérive. De nombreuses pièces de la gouverne de direction, y compris le revêtement en aluminium du côté droit et la cale de bord de fuite, s'étaient séparées de la structure principale de la gouverne et ont été retrouvées dans un rayon de 100 mètres de la dérive. Le contrepoids de la gouverne de direction n'a pas été retrouvé.

### *Examen de la dérive*

La dérive s'était complètement séparée du fuselage. Les ruptures au niveau des longerons verticaux se sont produites juste au-dessus des points de fixation des longerons sur le fuselage. Les faciès de rupture étaient compatibles avec une rupture en surcharge. Il n'y avait aucun signe de rupture évolutive. L'épaisseur du matériau des longerons avant et arrière et du renfort de longeron arrière a été mesurée, et elle était conforme aux spécifications. Le type de matériau était conforme aux spécifications prescrites sur les dessins de l'avion.

La déformation au niveau du matériau laisse supposer que la dérive s'est séparée à l'arrière, faisant fléchir le longeron arrière à l'emplacement de la séparation. Il y avait des indications selon lesquelles la dérive aurait oscillé vers la droite et vers la gauche.

### *Examen de la gouverne de direction*

La gouverne de direction a subi d'importants dommages structuraux et s'est sectionnée presque en deux. La partie inférieure de la gouverne de direction était toujours reliée au fuselage arrière, mais uniquement par les câbles de la gouverne et les fils électriques. La gouverne de direction était très pliée dans le sens de la longueur et tordue dans le sens de la corde, et le joint riveté au niveau du bord de fuite était ouvert. La partie supérieure de la gouverne de direction était toujours bien fixée à la dérive par les charnières supérieure et centrale. Les faciès de rupture sur le revêtement étaient compatibles avec une rupture en surcharge. Il n'y avait aucun signe de rupture évolutive.

La gouverne de direction était toujours fixée à la dérive par les charnières supérieure et centrale et était sectionnée en deux tout juste au-dessous de la charnière centrale. Il n'y avait plus de contrepoids. La dérive n'était pas endommagée, mais la gouverne de direction était tordue et déformée.



**Photo 2.** Côté gauche de la gouverne de direction



**Photo 3.** Côté droit de la gouverne de direction

L'épaisseur des panneaux de revêtement, des raidisseurs et du longeron correspondait aux dessins d'assemblage. Le nombre de raidisseurs et l'espacement entre chacun respectaient aussi les spécifications. Le type de matériau du revêtement de la gouverne de direction, du longeron et des raidisseurs était conforme aux spécifications prescrites sur les dessins de l'avion.

Les dessins d'assemblage précisent d'utiliser un rivet AN426AD3 pour construire la gouverne de direction. Ce rivet a un diamètre de  $3/32^e$  de pouce. Un rivet type a été retiré du bord de fuite de la gouverne de direction en question, et celui-ci avait un diamètre de  $1/8^e$  de pouce. Des orifices de rivet types de la cale de bord de fuite de la gouverne de direction ont été mesurés au moyen de forets de  $3/32^e$  et de  $1/8^e$  de pouce. Ces orifices correspondaient à l'utilisation de rivets de  $1/8^e$  de pouce de diamètre.

Le diamètre de la tête d'un rivet usiné est généralement 1,5 fois plus grand que celui de la tige du rivet. Le diamètre de la tête d'un rivet usiné type provenant de la gouverne de direction en question a été mesuré et il correspondait à celui d'un rivet de 1/8<sup>e</sup> de pouce. L'espacement de tous les rivets de la gouverne de direction correspondait à ce qui était prescrit sur les dessins. La charnière inférieure de la gouverne de direction était brisée, et les dommages étaient représentatifs d'une rupture en surcharge. Le faciès de rupture ne présentait aucun signe de rupture évolutive. Les marques d'impact sur les butées de la gouverne de direction semblaient être concentrées à un seul endroit pour chaque butée. Il n'y avait pas de marques de coups à différents endroits pouvant indiquer que la gouverne de direction aurait été soumise à des vibrations allant d'une butée à l'autre. De plus, il n'y avait aucun signe pouvant indiquer que le contre poids se serait déplacé progressivement.

### *Battement et équilibrage de la gouverne de direction*

Un battement est une oscillation rapide et non contrôlée d'une gouverne causée par un déséquilibre au niveau de cette dernière. Le battement entraîne généralement une défaillance catastrophique de la structure. En raison de la fréquence élevée de l'oscillation, même si le battement est sur le point de devenir catastrophique, il peut être très difficile à déceler. Parmi les différents facteurs qui peuvent causer un battement, on retrouve une vitesse élevée, une diminution de la rigidité et un changement dans la répartition de la masse.

Le fabricant de la trousse avait effectué des essais en vol du prototype de RV-7A. Aucun battement n'avait été constaté à une vitesse de 217 nœuds. Une analyse théorique supplémentaire du battement a été effectuée, et la vitesse d'apparition du battement a été évaluée à 300 nœuds pour la conception de base. L'ajout de poids, par contre, peut faire diminuer cette vitesse de 50 nœuds ou plus. Tout déséquilibre causé par une augmentation du poids de la gouverne de direction à l'arrière de la ligne de charnières en raison de l'ajout de peinture et de matériau de remplissage peut avoir un effet indésirable sur la vitesse d'apparition du battement.

Aucun document n'indiquait si la gouverne de direction avait été équilibrée et, en raison des dommages importants qu'elle a subis, il n'a pas été possible de le déterminer. Puisque le haut de la gouverne de direction contenant le contre poids a été arraché et n'a pas été retrouvé, il a été impossible de déterminer s'il influait sur l'équilibre de la gouverne. L'épaisseur de la tôle utilisée pour fabriquer la gouverne de direction était suffisante et les raidisseurs avaient été bien installés. Ces éléments n'ont donc eu aucune répercussion négative sur l'équilibre de la gouverne.

Il n'y avait aucune tache sur la membrure inférieure indiquant que de l'eau de pluie ou de la glace s'était accumulée dans la gouverne de direction et avait modifié son équilibre. L'orifice d'évacuation a été vérifié, et il n'était pas obstrué par des débris.

Comme il a été mentionné précédemment, des rivets de 1/8<sup>e</sup> de pouce ont été utilisés sur la gouverne de direction plutôt que des rivets de 3/32<sup>e</sup> de pouce comme cela était prescrit dans les dessins. Cela peut causer un déséquilibre plus important vers l'arrière de la ligne de charnières. Puisque les rivets plus gros (diamètre de tige plus grand) obligent à percer des trous de plus grand diamètre, ce sont uniquement les têtes des rivets qui ajoutent du poids à l'ensemble. La gouverne de direction comportait environ 200 rivets, occasionnant un important bras de levier à



partir de la ligne de charnières, totalisant 0,05 livre, qui n'aurait que très peu d'effet sur l'équilibre de la gouverne de direction.

Des éclats de peinture et de matériau de remplissage ont été prélevés dans différentes parties de la gouverne de direction. Leur épaisseur variait de 0,009 à 0,066 pouce. L'éclat de peinture et de matériau de remplissage le plus épais pesait environ 0,00277 livre par pouce carré. Le plus mince pesait 0,00051 livre par pouce carré. Si la gouverne de direction avait été recouverte en entier de la couche la plus épaisse de peinture et de matériau de remplissage, le poids total aurait été augmenté d'environ 5 livres. Si elle avait été recouverte de la couche la plus mince, le poids total aurait été augmenté d'environ 1 livre. Le poids de la peinture et du matériau de remplissage aurait modifié l'équilibre de la gouverne de direction en plus d'avoir eu un effet négatif sur ses caractéristiques de battement.

### *Masse et centrage*

La masse brute maximale pour voltige aérienne du RV-7A est de 1600 livres. La masse brute maximale recommandée est de 1800 livres. Selon la documentation, l'avion pesait 1159 livres, mais cette mesure avait été prise avant qu'il soit peint. Vu qu'aucun dossier ne précise que l'avion a été pesé de nouveau après avoir reçu sa livrée, la véritable masse à vide de l'aéronef n'a pu être déterminée.

Comme il a été mentionné précédemment, des éclats de peinture et de matériau de remplissage provenant de la gouverne de direction ont été pesés après l'accident. Si on utilise la même méthode que celle utilisée pour calculer le poids ajouté à la gouverne de direction, on peut déterminer que 31 livres auraient été ajoutés à l'avion si ce dernier avait été fini en utilisant la peinture et le matériau correspondant à l'éclat le plus mince et 170 livres s'il avait été fini en utilisant la peinture et le matériau correspondant à l'éclat le plus épais. Si on utilise la dernière masse à vide consignée de l'avion pour effectuer les calculs, on peut déterminer que la masse brute de l'avion était d'environ 1605 livres au moment de l'événement, ce qui est légèrement supérieur à la masse brute maximale pour voltige aérienne. Par contre, la peinture et le matériau de remplissage ont fait augmenter la masse à vide de l'avion et, par le fait même, la masse brute au moment de l'événement. Cette dernière variait probablement entre 1636 livres et 1775 livres.

### *Règlementation*

Transports Canada définit une acrobatie aérienne comme une manœuvre au cours de laquelle un changement de l'assiette d'un avion donne lieu à un angle d'inclinaison latéral de plus de 60 degrés, à une assiette inhabituelle et à une accélération inhabituelle non compatibles avec le vol normal.

L'alinéa 602.27d) du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) précise, en partie, qu'il est interdit d'utiliser un aéronef pour effectuer une acrobatie aérienne :

à une altitude inférieure à 2000 pieds agl, sauf si l'aéronef est utilisé aux termes d'un certificat d'opérations aériennes spécialisées délivré en application des articles 603.02 ou 603.67.

Le chapitre 549 du *Manuel de navigabilité* (MN) – Normes de navigabilité – Aéronefs de construction amateur établit les normes de conception et de construction et les exigences portant sur les inspections, l'équipement, les instruments et les renseignements d'exploitation nécessaires pour obtenir un certificat spécial de navigabilité pour aéronefs de construction amateur.

L'article 549.01 du RAC précise ce qui suit :

« Toute personne qui a l'intention de construire un aéronef et d'obtenir, en vertu de l'alinéa 507.03b), un certificat spécial de navigabilité de la catégorie de construction amateur à l'égard de l'aéronef doit :

a) avant d'entreprendre la construction :

- (i) aviser le ministre de son intention de construire l'aéronef,
- (ii) démontrer que la conception de l'aéronef est conforme aux normes précisées au chapitre 549 du *Manuel de navigabilité*,
- (iii) démontrer que la majeure partie de l'aéronef sera construite à partir de matériaux bruts et assemblée sur une base non commerciale et autrement qu'en série à des fins éducatives ou récréatives;

b) durant la construction et de nouveau avant le premier vol, mettre l'aéronef à la disposition du ministre aux fins d'inspection. »

Le 30 juin 2006, Transports Canada a publié une exemption à l'article 549.01 du RAC et au chapitre 549 du MN qui exempté les postulants de satisfaire aux exigences de l'article du RAC et de la norme de navigabilité susmentionnés. Les postulants sont quand même tenus de respecter les exigences énoncées dans l'exemption, dont certaines sont données ci-dessous. (Pour la liste complète des exigences en matière de maintien de la navigabilité, voir l'annexe A.)

- Toutes les tâches de maintenance et tous les travaux élémentaires effectués sur un aéronef de construction amateur doivent être consignés dans le dossier technique de l'aéronef.
- Toutes les tâches de maintenance doivent faire l'objet d'une certification après maintenance.
- Les réparations et les modifications effectuées sur un aéronef de construction amateur doivent être conformes à des données techniques jugées acceptables par le ministre. Parmi les sources de données jugées acceptables, on compte notamment :
  - les plans et les méthodes recommandés par le fabricant de l'ensemble préfabriqué de l'aéronef, du composant ou de l'appareillage;
  - les documents consultatifs de Transports Canada;
  - les circulaires consultatives 43.13-1 et 43.13-2 de la FAA, les procédures d'inspection d'aéronefs civils (CAIP) de la CAA britannique, les circulaires consultatives de la JAA (ACJ) et les documents publiés par des autorités reconnues en la matière.

## *Normes reconnues*

La circulaire consultative (CC) 43.13-1A/2A de la Federal Aviation Administration (FAA) (désignée ci-après CC 43.13) est une publication reconnue au niveau international qui détermine les méthodes, les techniques et les pratiques acceptables d'inspection, de réparation et de modification des aéronefs. Selon la CC 43.13, afin de prévenir l'apparition de vibrations importantes ou de battement des gouvernes pendant le vol, des précautions doivent être prises afin de respecter les limites d'équilibrage nominales au moment de la maintenance ou des réparations. Puisque les gouvernes de certains modèles sont équilibrées de façon qu'il n'y ait aucun battement jusqu'à la vitesse maximale permise de l'aéronef, une attention particulière doit être accordée aux gouvernes en ce qui a trait aux effets que peuvent avoir les réparations structurales et les retouches sur leur équilibre.

Une attention particulière doit être portée à l'effet que peut avoir l'ajout intempestif de couches supplémentaires d'enduits ou de peinture sur l'équilibre des gouvernes. Afin d'assurer l'équilibre des gouvernes, il se peut qu'il soit nécessaire d'enlever les enduits et la peinture jusqu'à la couche d'assise avant d'appliquer les couches de finition. La CC 43.13 précise de consulter les instructions du constructeur de l'aéronef sur la finition et l'équilibrage des gouvernes.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

- LP009/2010 – *Examination of Empennage* (Examen de l'empennage)
- LP010/2010 – *Video Recovery* (Récupération de la bande vidéo)
- LP011/2010 – *GPS and EFIS Recovery* (Récupération du GPS et de l'EFIS)
- LP031/2010 – *Flight Animation* (Animation du vol)

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

## *Analyse*

Selon Transports Canada, les normes à respecter pour les aéronefs de construction amateur sont le Manuel de construction de la firme Vans et l'AC 43.13. Ces normes portent sur la construction et servent aussi à assurer le maintien de la navigabilité. Dans le cas présent, elles porteraient sur le rééquilibrage des gouvernes. Aucun document de certification après maintenance ni aucune autre donnée n'indique que la gouverne de direction a été rééquilibrée.

Indépendamment de l'exemption de l'article 549 du MN, le propriétaire ou le constructeur doit respecter les dispositions de l'Appendice A de l'exemption. Par contre, aucun document de certification après maintenance n'indique que l'avion a été repeint ou que la gouverne de direction a été enlevée et réinstallée.

L'avion n'a pas été pesé de nouveau après avoir été peint. Sa masse à vide n'a pas pu être déterminée, mais la masse réelle de l'avion était supérieure à la masse maximale pour voltige au moment de l'événement. Par conséquent, le facteur de charge maximal permis était passé de + 6.0 à + 4.4. Même si une charge maximale de + 3.5 g, qui se situe dans les limites pour un vol normal, a été enregistrée par l'EFIS, ce dernier ne prend un enregistrement que toutes les 5 secondes. Il est donc possible que la limite de + 4.4 g ait été dépassée, mais non enregistrée.

Au moment où la dérive et la gouverne de direction se sont séparées de l'avion, celui-ci volait à une vitesse d'environ 234 nœuds, donc à une vitesse supérieure à la Vne de 200 nœuds et à la vitesse à laquelle aucun battement n'avait été constaté au moment des essais. La vitesse d'apparition du battement déterminée de façon théorique était de 300 nœuds. L'ajout d'un poids supplémentaire (peinture et matériau de remplissage) peut réduire la vitesse à laquelle apparaît le battement de 50 nœuds ou plus. Il se peut que les manœuvres aient causé une surcharge sur la gouverne de direction et réduit sa rigidité et abaissé encore davantage la vitesse d'apparition du battement.

En raison de la très grande quantité d'énergie produite au moment du battement, il se peut qu'en situation de battement, la dérive et la gouverne de direction se soient séparées de l'avion. S'il y avait eu battement, la dérive aurait oscillé vers la gauche et la droite à une amplitude de plus en plus forte jusqu'à ce qu'elle se sépare. Des marques sur les 2 longerons de la dérive indiquent qu'ils ont été pliés dans les deux sens aux points de séparation. Il n'a pas été possible de déterminer si les marques dans les deux sens ont été causées par le battement ou par le flambage par compression au moment de la séparation.

Les différentes déchirures au niveau du revêtement de la dérive et de la gouverne de direction ont été examinées à la recherche de traces de flexion de la tôle. Aucune trace n'a été trouvée. Les marques d'impact sur les butées de la gouverne de direction étaient concentrées à un seul endroit. Il n'y avait aucun signe de contact évolutif à d'autres endroits qui aurait pu être produit au moment du bris et qui aurait pu indiquer qu'il y avait eu un battement. L'absence de marques, cependant, peut signifier qu'il y a eu séparation avant l'oscillation complète et n'indique pas nécessairement qu'il n'y a pas eu de battement. Même si des vibrations ont été observées sur la vidéo au moment de la séparation, il n'est pas possible de déterminer si elles ont été causées par le battement ou par une vibration de la cellule.

Au moment de la séparation, la vitesse était supérieure à la vitesse de manoeuvre qui est de 124 nœuds. Le déplacement maximal du manche n'est pas permis au-delà de cette vitesse, car l'avion peut être soumis à une surcharge. De plus, à de telles vitesses, un composant peut être soumis à une surcharge, même si le manche n'est pas déplacé au maximum, en fonction de la résistance du composant et du mouvement de l'avion. Par conséquent, il se peut que la dérive et la gouverne de direction se soient séparées en raison d'une surcharge.

Le fait que des rivets plus gros que ce qui était prescrit ont été utilisés au moment de la construction n'est pas considéré comme un facteur contributif. La séquence de manoeuvres était représentative d'un avion qui en suit un autre. Le pilote suivait le leader tout en essayant de le garder dans le champ de vision de la caméra. Pour y parvenir, il devait augmenter l'inclinaison latérale et, par conséquent, le facteur de charge. Alors qu'il se concentrait sur le leader, le pilote ne s'est probablement pas rendu compte que l'avion était près du sol et que sa vitesse augmentait.

L'avion effectuait des manoeuvres de voltige aérienne en deçà de l'altitude minimale prescrite dans le RAC.

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

1. Après avoir été peint, l'avion n'a pas été pesé de nouveau et sa gouverne de direction n'a probablement pas été équilibrée. La gouverne de direction était donc sensible au battement à une vitesse inférieure à la vitesse prescrite, et la masse de l'avion était supérieure à la masse brute maximale pour voltige au moment des manoeuvres.
2. Pendant les manoeuvres, la vitesse de l'avion a atteint 234 nœuds. Cette vitesse est supérieure à la vitesse de manoeuvre, qui est de 124 nœuds, et à la vitesse à ne pas dépasser (Vne), qui est de 200 nœuds.
3. La dérive et des parties de la gouverne de direction se sont séparées de l'empennage pendant le vol en raison d'un battement ou d'une surcharge sur certains composants de la gouverne de direction. L'avion est devenu ingouvernable et a percuté le relief.

## *Fait établi quant aux risques*

1. L'exécution de manoeuvres de voltige en deçà de l'altitude minimale prescrite par le *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) présente des risques inutiles.

*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 20 avril 2010.*

*Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web ([www.bst-tsb.gc.ca](http://www.bst-tsb.gc.ca)). Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.*

# *Annexe A – Exemption relative au Règlement de l’aviation canadien*

## EXEMPTION RELATIVE À L'ARTICLE 549.01 DU RÈGLEMENT DE L'AVIATION CANADIEN ET AU CHAPITRE 549 DU MANUEL DE NAVIGABILITÉ – AÉRONEFS DE CONSTRUCTION AMATEUR

### PARTIE VII – Maintien de la navigabilité (Appendice A de l’exemption)

(61) À moins d’indication contraire, les aéronefs de construction amateur sont assujettis aux mêmes règlements en matière d’exploitation et de maintenance que les aéronefs possédant un certificat de type. Certaines dispositions de ces règlements, applicables aux aéronefs de construction amateur, sont résumées dans les notes d’information suivantes.

#### **Notes d’information :**

- (i) Toutes les tâches de maintenance et tous les travaux élémentaires effectués sur un aéronef de construction amateur doivent être consignés dans le dossier technique de l’aéronef.
- (ii) Toutes les tâches de maintenance doivent faire l’objet d’une certification après maintenance.
- (iii) Le propriétaire d’un aéronef de construction amateur peut signer les certifications après maintenance relatives à son aéronef.
- (iv) Les travaux élémentaires ne requièrent pas de certification après maintenance, mais ils doivent être consignés dans le dossier technique de l’aéronef et accompagnés de la signature de la personne qui a effectué le travail.
- (v) Les exigences relatives à un calendrier de maintenance, qui sont détaillées dans l’Appendice B de la norme 625, sont approuvées par le ministre en vue de leur application aux aéronefs de construction amateur selon une périodicité qui ne doit pas être supérieure à 12 mois. La norme 625 précise que les dispositions pertinentes de l’Appendice C complètent l’Appendice B pour ce qui est des tâches hors calendrier et des exigences relatives à la maintenance de l’équipement.
- (vi) Les inscriptions à l’égard des dossiers techniques de la cellule, du moteur et de l’hélice d’un aéronef de construction amateur peuvent être effectuées dans le carnet de route, en autant qu’ils satisfassent aux exigences relatives aux dossiers techniques.
- (vii) Un devis de masse et de centrage est requis pour chaque configuration d’un aéronef.
- (viii) Les aéronefs de construction amateur n’ont pas à être conformes aux consignes de navigabilité, mais il est instamment recommandé aux exploitants d’examiner les consignes de navigabilité applicables afin de décider s’ils désirent s’y conformer de façon volontaire dans le but d’améliorer la sécurité de leur aéronef.

(ix) Les réparations et les modifications effectuées sur un aéronef de construction amateur doivent être conformes à des données techniques jugées acceptables par le ministre. Parmi les sources de données jugées acceptables, on compte notamment :

- a) les plans et les méthodes recommandés par le fabricant de l'ensemble préfabriqué de l'aéronef, du composant ou de l'appareillage;
- b) les documents consultatifs de Transports Canada;
- c) les circulaires consultatives 43.13-1 et 43.13-2 de la FAA, les procédures d'inspection d'aéronefs civils (CAIP) de la CAA britannique, les circulaires consultatives de la JAA (ACJ) et les documents publiés par des autorités reconnues en la matière.

(x) Les propriétaires peuvent élaborer leurs propres données, lesquelles n'ont pas à être approuvées mais doivent être soumises à un examen ou à une analyse d'un niveau approprié, ou bien démontrer leur conformité aux normes reconnues de l'industrie ou aux pratiques communément acceptées.

(xi) Toute modification pouvant avoir des répercussions sur la résistance structurale, les performances, le fonctionnement du groupe motopropulseur ou les caractéristiques de vol d'un aéronef de construction amateur doit être signalée au ministre avant tout nouveau vol de l'aéronef. De telles modifications peuvent nécessiter une réévaluation afin de confirmer que l'aéronef demeure conforme aux normes applicables.

(xii) C'est le ministre qui a le pouvoir final de décision quant à l'acceptabilité des données.