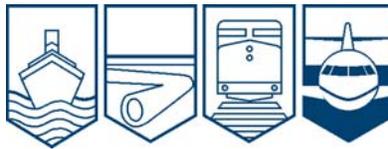


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A05O0125



PERTE DE PUISSANCE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

**DU PROGRESSIVE AERODYNE SEAREY C-GCWR
À L'AÉROPORT D'OSHAWA (ONTARIO)
LE 25 JUIN 2005**

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

Perte de puissance et collision avec le relief

du Progressive Aerodyne SeaRey C-GCWR
à l'aéroport d'Oshawa (Ontario)
le 25 juin 2005

Rapport numéro A05O0125

Sommaire

L'avion amphibie SeaRey de Progressive Aerodyne, Inc. (immatriculation C-GCWR, numéro de série DK173) participe à la Canadian Aviation Expo, à l'aéroport d'Oshawa. Le vol est prévu dans le cadre d'une démonstration à deux avions avec un autre appareil SeaRey, immatriculé C-GJIB. Le plan de vol consiste à décoller en formation, le C-GCWR étant en tête, de grimper à 1000 pieds au-dessus du niveau du sol, de virer à gauche et de joindre le circuit vent arrière gauche pour atterrir sur la piste 30. Rendu au sud de l'aéroport, les deux avions doivent se séparer afin d'effectuer une série de manœuvres coordonnées (qui ne sont pas des figures de voltige) qui ont fait l'objet d'un exposé pré-vol et d'exercices.

Avant le décollage, C-GCWR éprouve des problèmes de radio, alors C-GJIB prend la tête de la formation au décollage tandis que C-GCWR occupe la position de l'ailier droit de la formation échelonnée. On autorise les avions à décoller en formation sur la piste 30 à partir de l'intersection avec la piste 04-22. Après le décollage, l'avion de tête prend de l'altitude dans le prolongement de l'axe de piste. C-GCWR effectue un virage à gauche comme s'il veut quitter la formation vers le sud-ouest, et il vire ensuite vers la droite pour suivre de nouveau l'avion de tête. C-GCWR se met alors en cabré et semble décrocher avant de se mettre en vrille à gauche. L'hélice tourne pendant que l'avion perd de l'altitude. L'appareil poursuit sa descente en pivotant vers la gauche jusqu'à ce qu'il s'écrase au sol dans une zone de construction résidentielle. L'avion est détruit et le pilote est mortellement blessé. Il n'y a pas d'incendie après l'impact. L'accident se produit à 13 h 39, heure avancée de l'Est, par 43° 55' 25" N, 78° 54' 55" O.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Le plus récent rapport météorologique reçu de l'aéroport d'Oshawa à 13 h, heure avancée de l'Est¹, signalait des nuages épars à 5000 pieds au-dessus du niveau du sol (agl), une visibilité de 3 milles terrestres dans la brume sèche, un vent du 240 degrés vrais à 10 nœuds. Les conditions météorologiques n'ont pas été un facteur contributif à cet accident.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote de ligne valide, délivrée par Transports Canada, annotée pour les avions terrestres et les hydravions monomoteurs et multimoteurs, avec qualification de vol aux instruments du groupe 1. Le pilote était propriétaire de l'appareil C-GCWR et il l'exploitait depuis 2003. Il totalisait quelque 280 heures de vol à son bord, et il avait effectué quelque 300 atterrissages et 400 amerrissages. Le pilote était un pilote de ligne de carrière expérimenté. Il avait la réputation d'être discipliné, et il avait déjà géré efficacement une situation critique antérieure avec le même appareil. D'après le rapport d'autopsie et les dossiers médicaux, rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques auraient nui au comportement du pilote.

On a analysé les communications entre l'avion et le contrôle de la circulation aérienne. Les émissions en provenance de C-GCWR étaient brouillées et incompréhensibles lorsque C-GCWR a demandé l'autorisation de rouler avant le décollage. Par conséquent, on a transféré la position de tête de la formation à C-GJIB. Ce dernier a obtenu une autorisation de décollage valable pour les deux appareils et il a communiqué cette autorisation à C-GCWR à l'aide de signaux manuels, ce qui est une pratique normale pour le vol en formation. Quelques instants avant l'impact, on a entendu une émission radio brouillée de trois secondes qui était semblable à celles reçues de C-GCWR plus tôt. Lorsque le laboratoire du BST a analysé l'enregistrement, il n'a pu discerner aucune parole intelligible.

L'avion s'est écrasé sur un monticule de terre situé derrière les fondations d'une habitation résidentielle en construction. L'avion était orienté vers l'est et incliné de quelque 20 degrés à gauche (toutes les mesures sont approximatives). Le côté gauche de la coque en fibre de verre a heurté un coffre d'égout en béton qui dépassait du monticule. L'avion s'est immobilisé brusquement et a plongé dans l'espace vide entre deux monticules de terre. Le poste de pilotage s'est immobilisé en position presque verticale en piqué. L'arrière du fuselage s'est déformé au point de dépasser la verticale. Il y avait une distance de 15 pieds environ entre le début de la trace au sol et le nez de l'avion. Au-delà du deuxième monticule se trouvait une chaussée exempte d'obstacles sur 400 pieds de longueur, et plus loin, un champ d'exercice de 2000 pieds et un terrain de golf.

Le poste de pilotage était pratiquement intact. La ceinture-baudrier à trois points d'attache a été arrachée du cadre tubulaire en aluminium au niveau du point d'attache commun du siège et du baudrier. Il n'y avait aucun signe de dommage structural antérieur à l'impact. On a examiné les commandes de vol sur place et on a constaté qu'elles se déplaçaient librement et qu'il n'y avait pas de discontinuité. La compensation de la profondeur était réglée au cabrage maximal. Les volets étaient rentrés. L'une des pales de l'hélice tripale Kiev Prop avait labouré la terre sur une

¹ Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné moins quatre heures).

profondeur d'environ 18 pouces. La pale d'hélice était criquée latéralement, mais elle n'était pas brisée, et elle ne présentait que des rayures radiales, ce qui révèle qu'elle ne tournait pas lorsqu'elle s'est enfoncée dans la terre.

On a transporté l'épave au laboratoire d'analyse régional du BST pour procéder à des examens. Le laboratoire a déposé et a examiné les instruments et le système de positionnement mondial (GPS). Le variomètre présentait une empreinte d'aiguille causée très nette par l'impact à 830 pieds par minute (pi/min), et l'anémomètre présentait une légère empreinte de masselotte dans la plage de 20 à 40 mi/h. Le GPS a fourni des renseignements sur l'heure, la position et l'altitude qui ont révélé que l'avion avait grimpé à une vitesse indiquée comprise entre 60 et 65 mi/h et atteint une hauteur maximale de 322 pieds agl avant d'amorcer un piqué final. L'annexe A présente la trajectoire de vol, tandis que l'annexe B présente les données de vol tirées du GPS ainsi que les autres données connues.

On a envoyé le moteur Rotax 912UL-2, portant le numéro de série 4401361, à Rotech Research Canada Limited, qui est le représentant canadien du fabricant des moteurs Rotax, et le moteur a été examiné par le personnel de cette entreprise et du BST. Des raclures de rotation à l'intérieur du couvercle en plastique du dispositif d'allumage, causées par le contact avec le volant-moteur, laissent croire que le moteur tournait au moment de l'impact. Il a cependant été impossible de déterminer la quantité de puissance produite par le moteur. Les forces d'impact ont endommagé l'un des dispositifs d'allumage², le rendant inutilisable, et elles ont arraché un carburateur, ce qui a provoqué l'arrêt du moteur après l'impact. L'hélice avait une faible inertie, le moteur s'est arrêté de tourner avant que l'appareil se soit immobilisé, et l'hélice ne présentait pas de dommages en rotation.

On a constaté des anomalies dans le circuit carburant dont notamment des orifices d'amorçage qui n'étaient pas obturés, un filtre à carburant interne qui avait été installé à l'envers avec deux colliers de serrage du côté sortie du filtre et un collier du côté entrée, ainsi qu'une fixation du filtre-décanteur qui était desserrée. Ces anomalies ont pu permettre à de l'air de s'introduire dans le circuit carburant par le côté aspiration de la conduite d'alimentation primaire de la pompe à carburant et de perturber ainsi l'écoulement du carburant de manière à provoquer une perte de puissance moteur. Les filtres à air étaient sales et ils avaient été déformés par l'impact. Après que l'on eut réinstallé le générateur d'impulsions et les carburateurs, ainsi qu'un circuit carburant et d'alimentation en air en bon état, le moteur a fonctionné normalement en produisant sa pleine puissance.

² Le générateur d'impulsions a probablement changé de position sous la force de l'impact, ce qui explique pourquoi il a été heurté et endommagé par le volant-moteur.

Le SeaRey est un avion amphibie biplace à structure tubulaire, en toile et en matériaux composites qui est construit à partir d'une trousse fabriquée par Progressive Aerodyne Inc. Ce type d'avion peut être immatriculé dans la catégorie ultra-léger ou de construction amateur. Il y a 22 SeaRey immatriculés au Canada, 9 de construction amateur, 11 ultra-légers de type évolué et 2 ultra-légers de base. Les trusses de construction ne comprennent pas les accessoires du poste de pilotage, le tableau de bord ni les autres commandes. Chaque



Photo 1. SeaRey C-GCWR

constructeur fournit les matériaux et conçoit les installations en fonction de ses propres besoins. Dans le C-GCWR, la compensation électrique et les volets électriques étaient commandés par quatre poussoirs-interrupteurs disposés en losange sur la partie supérieure du manche. Les interrupteurs avant et arrière actionnaient respectivement la compensation de piqué et de cabré de l'avion, tandis que les interrupteurs gauche et droit actionnaient respectivement la sortie et la rentrée des volets. Les poussoirs-interrupteurs étaient facilement accessibles, et on sait que le pilote avait déjà accidentellement actionné les volets ou les compensateurs au cours de vols précédents.

Dans la configuration normale au décollage du SeaRey, les volets sont sortis de 20° et la compensation de cabrage est maximale. La pente optimale de montée est obtenue à 60 mi/h, volets 20°. La vitesse optimale de montée est de 65 mi/h, volets à 10°. Normalement, on ne rentre pas les volets à 10° avant d'avoir atteint une vitesse comprise entre 60 et 65 mi/h. Le jour de l'accident, l'avion de tête a grimpé à 60 mi/h, volets à 20°. Les circuits de l'aéroport sont normalement exécutés à 70 mi/h, volets à 10°, et l'approche finale à 70 mi/h, volets à 20°. La vitesse optimale de vol plané du SeaRey est de 70 mi/h, volets à 10°, ce qui procure un taux de descente moteur coupé de 650 pi/min. Les volets étant rentrés, le taux de descente est d'environ 700 pi/min à 72 mi/h et peut atteindre jusqu'à 1000 pi/min à des vitesses moindres. L'avion a la réputation d'être sujet à des taux de descente supérieurs lorsque l'on permet à la vitesse de chuter à moins de 1,3 V_s en approche finale³.

On règle normalement l'avion à la compensation de cabrage maximale au décollage afin de contrer le couple à piquer engendré par le moteur lorsqu'il produit beaucoup de puissance en raison de sa position surélevée. Les forces à exercer sur les commandes sont relativement légères et facilement surmontables lorsque les réglages de compensation sont incorrects. Lorsque les ailes sont horizontales, l'avion décroche généralement au point de décrochage classique à tous les réglages de volets. Il faut tirer complètement la commande de profondeur vers l'arrière pour atteindre le point de décrochage. Il n'y a pas de tremblement annonçant l'imminence du décrochage.

3

V_s = vitesse de décrochage

Pour sortir d'un décrochage, il faut rabattre le nez et augmenter la puissance. La sortie du décrochage entraîne habituellement une perte d'altitude de moins de 100 pieds. Dans les décrochages accélérés, la sortie est immédiate lorsqu'on relâche la pression vers l'arrière sur la commande de profondeur, et la perte d'altitude est minimale. La commande des ailerons est efficace au décrochage. L'avion n'a pas tendance à se mettre en vrille. Dans le cadre de l'enquête, on a vérifié les caractéristiques de vol de l'appareil en pilotant un autre SeaRey. Rien n'indique que la manœuvrabilité du C-GCWR était différente des caractéristiques des autres appareils de ce type.

Selon le « certificat de navigabilité spécial (construction amateur) » du C-GCWR, sa masse brute maximale était de 1500 livres. Le rapport de performances en montée soumis à Transports Canada pour répondre aux exigences de l'article 549.111 du *Règlement sur l'aviation canadien* (RAC) indiquait un taux de montée de 400 pi/min. On a estimé que la masse brute au moment de l'accident était comprise entre 1250 et 1300 livres et que le centre de gravité était à mi-distance de l'avion. On a estimé que pour la charge en question la vitesse de décrochage avec les ailes horizontales devait être d'environ 50 mi/h avec les volets rentrés, et de 42 mi/h avec les volets sortis à 20°.

Les essais effectués par le fabricant de la trousse de construction ont révélé que, en cas de panne moteur pendant la montée initiale, il faut disposer d'au moins 450 pieds d'altitude pour faire demi-tour et atterrir. Ces calculs sont valides pour une vitesse initiale comprise entre 65 et 70 mi/h, volets à 20°, ce qui est une vitesse et une configuration typiques pour une montée normale après le décollage. Pour obtenir ce résultat, on a rabattu le nez immédiatement après la perte de puissance, jusqu'à une assiette de piqué d'environ 20°, tout en plaçant simultanément l'avion dans un virage incliné à 45°. Dès que l'appareil a terminé le virage de 180 degrés, on l'a remis en palier pour faire l'arrondi. Ces essais ont été effectués par un pilote d'essai expérimenté de l'entreprise. Ces essais ont démontré que l'avion présentait une faible inertie et une traînée élevée et que, par conséquent il était facile de perdre de la vitesse, mais difficile d'en reprendre. Pour accélérer de 10 mi/h, il faut prendre une assiette de piqué très prononcé et il en résulte une perte de quelques centaines de pieds d'altitude.

Analyse

L'enquête a porté principalement sur le début de la descente en virage qui s'est terminée par la collision avec le relief. Même si certains rapports laissaient croire que l'avion aurait décroché pour se mettre en vrille, les vitesses tirées des données du GPS indiquent plutôt une marge de 18 mi/h de plus que la vitesse de décrochage, volets sortis à 20°, ou une marge de 10 mi/h de plus que la vitesse de décrochage volets rentrés. La vitesse est demeurée au-dessus de la vitesse de décrochage estimée, compte tenu de l'angle d'inclinaison calculé, pendant toute la durée de la descente en virage à gauche. Compte tenu des caractéristiques de décrochage prévisibles de ce type d'appareil et du fait qu'il n'a pas tendance à se mettre en vrille, on a conclu que l'avion n'avait pas décroché et qu'il ne s'était pas mis en vrille avant d'amorcer la descente.

Rien ne permet de croire qu'une incapacité du pilote ou une panne d'un circuit de commande de l'avion aurait pu contribuer à la perte de maîtrise de l'appareil. Au moment de l'impact, l'avion avait presque terminé son virage, et le taux de descente était presque nul, ce qui révèle que le pilote agissait activement sur les commandes, et qu'il tentait sans doute d'aligner l'appareil de manière à atterrir sur la zone dégagée située au-delà du point d'impact. Cela laisse

croire que le moteur accusait une perte de puissance, sinon le pilote aurait pu facilement redresser l'avion à tout moment pendant la descente. De plus, des témoins ont vu l'avion se cabrer au sommet de sa trajectoire, ce qui est conforme à une baisse de puissance moteur d'un avion dont la ligne de poussée se trouve au-dessus du centre de gravité.

Le moteur fonctionnait au moment de l'impact. Pendant la descente, l'avion a perdu beaucoup moins d'altitude que ce que le pilote d'essai du constructeur a constaté pendant les essais contrôlés où l'on simulait une panne moteur totale, ce qui laisse croire que la perte de puissance du moteur n'était sans doute pas totale. Le pilote était expérimenté, discipliné et compétent et il connaissait les caractéristiques de faible inertie et de traînée élevée du SeaRey. Ces facteurs laissent croire qu'il n'aurait pas tenté de faire demi-tour pour revenir à l'aéroport à partir d'une hauteur de seulement 322 pieds en cas de panne moteur totale.

En outre, peu après le décollage, l'avion a décrit un virage qui ne correspondait pas aux procédures normales de vol en formation ni au plan de vol. Avant le virage, le taux de montée était supérieur à 400 pi/min, ce qui correspond au taux de montée spécifié dans le rapport de performances en montée. Pendant le virage, le taux de montée a chuté à 150 pi/min, ce qui révèle une perte de puissance partielle du moteur. Le virage à gauche laisse croire que le pilote aurait constaté un problème et qu'il aurait amorcé une manœuvre de retour vers l'aéroport.

Le taux de montée a commencé à augmenter, revenant jusqu'à plus de 400 pi/min, ce qui indique que le moteur produisait de nouveau sa pleine puissance. C-GCWR a ensuite viré vers la droite en direction de l'avion de tête, ce qui correspondait au plan de vol prévu pour le spectacle aérien et laisse croire que le pilote pensait que le problème n'était que temporaire et qu'il était maintenant résolu. Compte tenu des anomalies constatées dans le circuit carburant, cette séquence d'événements pourrait correspondre au fait que de l'air se serait introduit dans le circuit carburant et aurait causé une dégradation temporaire des performances du moteur.

Lorsque le moteur a de nouveau perdu de la puissance, il est probable que le pilote a de nouveau décidé de retourner au terrain d'aviation. Une telle décision correspond au fait que le pilote prévoyait sans doute que la perte de puissance ne serait que partielle, et qu'il resterait suffisamment de puissance disponible pour retourner au terrain, ou que le problème ne serait que temporaire et que la puissance redeviendrait prochainement normale. Ces deux suppositions reposent sur la dégradation antérieure des performances du moteur qui avait été suivie d'un rétablissement de la puissance.

Les volets de l'avion étaient rentrés au moment de l'impact, ce qui n'est caractéristique ni de l'étape de montée, ni de l'étape d'approche du vol. La disposition des poussoirs-interrupteurs de commande des volets et de la compensation les rendait susceptibles d'un actionnement par inadvertance. On sait que le pilote avait déjà actionné accidentellement ces interrupteurs par le passé. Il est probable que le pilote a accidentellement rentré les volets pendant qu'il manœuvrait après la perte de puissance moteur partielle. L'augmentation de la vitesse de décrochage de l'avion qui a suivi la rentrée des volets aurait fait que la vitesse serait devenue inférieure à $1,3 V_s$, ce qui a exacerbé le déficit de performances de l'avion. Le pilote n'a probablement pas constaté la gravité de la perte nette de puissance du moteur avant d'être déjà établi dans le virage en descente et il n'avait alors plus d'autre solution possible que de tenter d'atteindre la zone dégagée derrière les maisons en construction.

Au moment de l'impact, l'hélice n'a pas heurté le support du moteur ni la poutre tubulaire, ce qui indique que les forces d'impact verticales étaient faibles au moment du contact initial avec le monticule de terre meuble. Cependant, la coque a été perforée lorsqu'elle a heurté le coffre d'égout en béton, ce qui a engendré une très forte décélération longitudinale. La force résultante a surchargé le siège et les fixations de la ceinture-baudrier, et le pilote a heurté le tableau de bord.

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

LP 119/2005 – *Fuel Filter Examination, Progressive Aerodyne Inc. SeaRey, C-GCWR, 25 June 2005 (Examen du filtre carburant, Progressive Aerodyne Inc. SeaRey, C-GCWR, 25 juin 2005).*

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

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Des anomalies présentes dans le circuit carburant ont fort probablement permis à de l'air de pénétrer dans la conduite de carburant, ce qui aurait provoqué une perte de puissance partielle du moteur.
2. Pendant que le pilote faisait demi-tour en direction de l'aéroport, les volets étaient rentrés, sans doute par inadvertance, ce qui a augmenté le taux de descente au point où le pilote n'a pas disposé d'une altitude suffisante pour manœuvrer l'appareil de manière à atterrir sur une zone dégagée.
3. L'avion a heurté un coffre d'égout en béton, ce qui a entraîné une forte décélération et une surcharge du point de fixation commun du siège et de la ceinture-baudrier, de sorte que le pilote a heurté le tableau de bord et a été mortellement blessé.

Mesures de sécurité prises

Le distributeur canadien des appareils SeaRey a pris les mesures de sécurité suivantes :

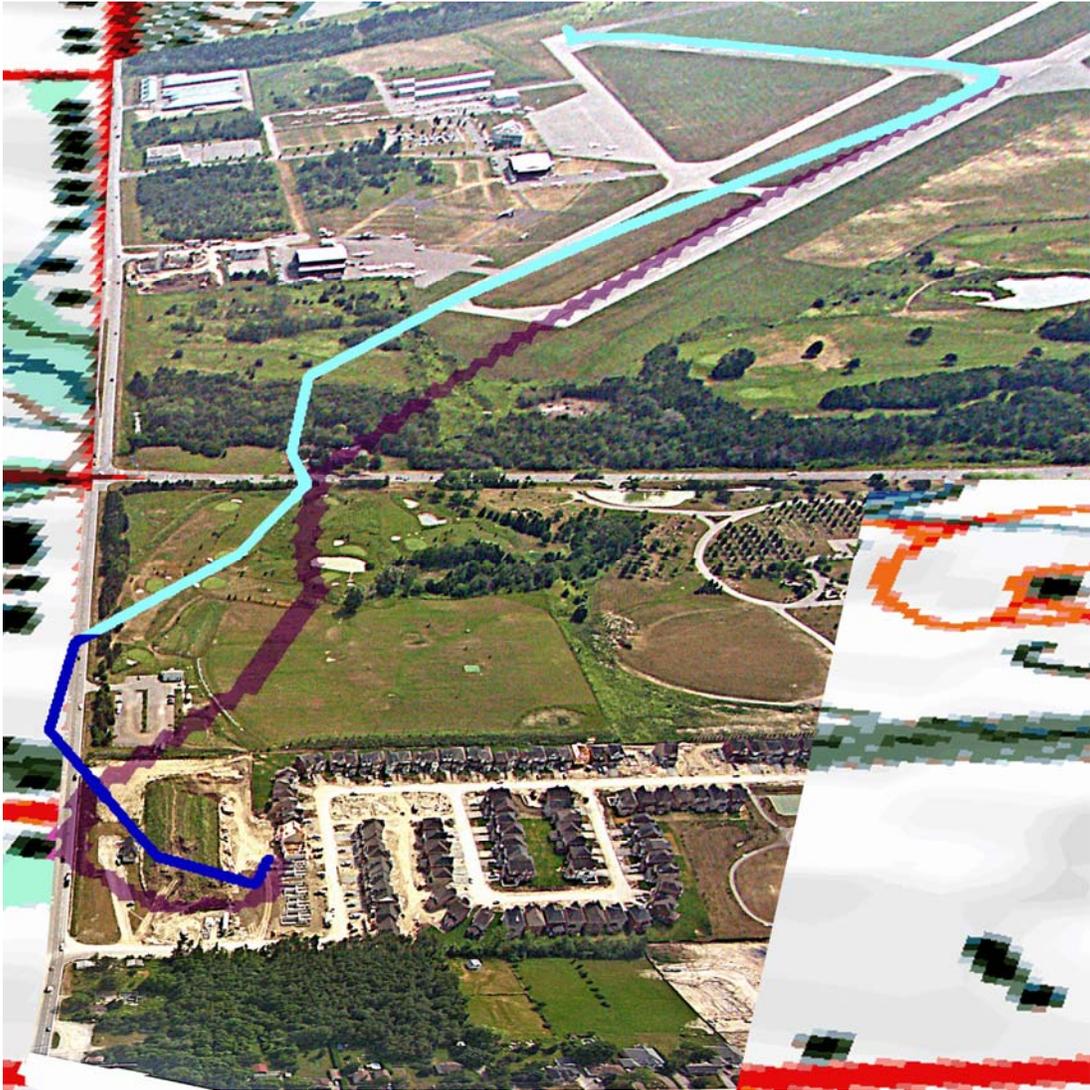
- Il a diffusé de l'information relative aux dangers reliés à l'utilisation de la poignée de manche G205 de Ray Allen Company pour actionner la compensation et les volets dans le site Web d'information technique de SeaRey (un site Web privé qui permet aux propriétaires et aux exploitants d'appareils SeaRey de l'Amérique du Nord, de l'Europe et de l'Australie d'obtenir une assistance technique pour la construction, l'exploitation et la maintenance de leurs appareils).
- Il a demandé au Réseau aéronefs amateur de mettre en garde ses membres contre l'utilisation des poignées de manche de la firme Ray Allen Company et de contacter cette firme pour trouver une solution au problème du risque d'actionnement accidentel, notamment en intégrant des caches-interrupteurs sur ces poignées.

- Une recommandation a été formulée dans le site Web d'information technique de SeaRey que des rampes de distribution carburant munies de conduites de retour au réservoir soient intégrées à toutes les installations Rotax.
- On a prié le distributeur canadien des moteurs Rotax de demander à la firme Bombardier-Rotax GmbH de configurer de nouveaux moteurs équipés d'une rampe de distribution carburant munie de conduites de retour au réservoir.
- Une recommandation a été formulée dans le site Web d'information technique de SeaRey pour que des pompes carburant auxiliaires soient intégrées dans toutes les installations de moteur Rotax 912 surélevé avec réservoir bas pour les raisons suivantes :
 - a. Fournir une pompe de secours pour alimenter les cuve à flotteur de carburateur en cas de panne de la pompe entraînée par moteur.
 - b. Prévenir toute basse pression (aspiration) en amont de la pompe entraînée par moteur, ce qui pourrait empêcher l'air de pénétrer dans la conduite carburant au niveau d'un raccord mal serré et peut-être également la formation d'un bouchon de vapeur.
 - c. Fournir un moyen de mettre sous pression les conduites carburant pendant une visite pré-vol pour vérifier l'étanchéité du circuit de carburant.

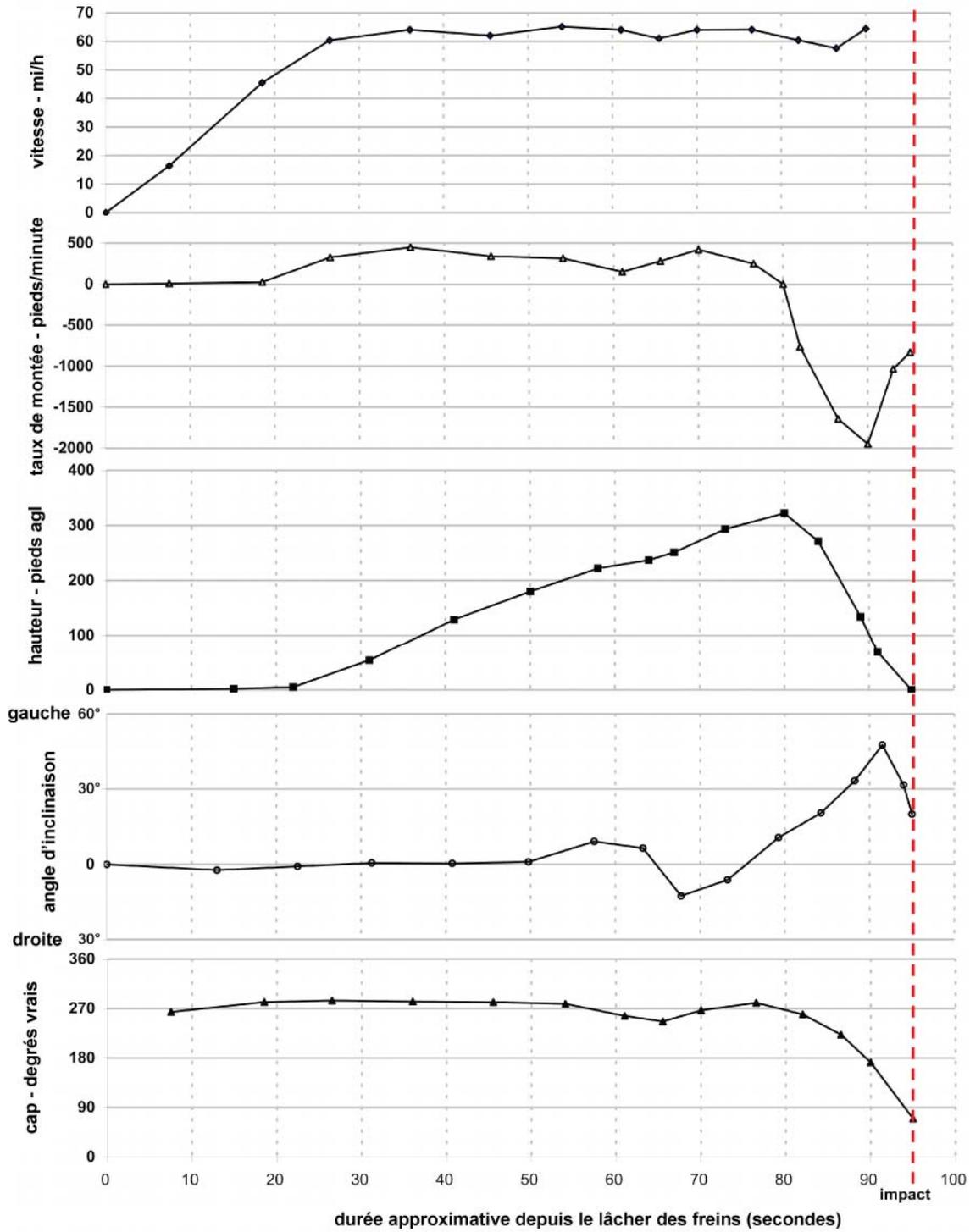
Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 19 juin 2006.

Visitez le site Web du BST (www.tsb.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

Annexe A – Trajectoire au sol et en vol de C-GCWR



Annexe B – Données de vol tirées du système de positionnement mondial (GPS)



Données de vol tirées du GPS du C-GCWR