

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A05O0258



PERTE DE MAÎTRISE ET IMPACT AVEC LE RELIEF
DU RYAN AERONAUTICAL NAVION B C-FTRM
À BRANTFORD (ONTARIO)
LE 20 NOVEMBRE 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 maîtrise et impact avec le relief

du Ryan Aeronautical Navion B C-FTRM
à Brantford (Ontario)
le 20 novembre 2005

Rapport numéro A05O0258

Sommaire

Le pilote de l'avion privé Ryan Aeronautical Navion B immatriculé C-FTRM de numéro de série NAV-4-2340B décolle de Burlington (Ontario) dans des conditions météorologiques de vol à vue pour se rendre à un rassemblement d'aéronefs et un déjeuner à Brantford (Ontario) avec une escale à Guelph (Ontario) pour prendre un passager. Vers 12 h 30, heure normale de l'Est, le pilote et le passager montent à bord de l'avion pour effectuer le vol de retour à partir de Brantford. L'avion roule au sol puis décolle de la piste 23 à l'intersection de la voie de circulation Bravo et effectue la montée initiale sur le cap de la piste. Pendant la montée, le moteur tombe en panne, l'avion décroche et se met en vrille. Un seul appel Mayday est entendu sur la fréquence Unicom de Brantford. L'aile droite de l'avion touche le sol, l'avion fait la roue et finit sa course à 94 pieds du point d'impact initial. Les occupants subissent des blessures mortelles. Aucun incendie ne se déclare après l'impact.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Il n'y a pas de rapports météorologiques de routine pour l'aviation (METAR) pour Brantford (Ontario). La station d'observation la plus proche est située à Hamilton (Ontario), à 18 milles marins à l'est de Brantford. Les conditions météorologiques à 12 h, heure normale de l'Est¹, à Hamilton étaient les suivantes : vent du 240°V à 11 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres, ciel dégagé, température de 9 °C. Des conditions semblables prévalaient à Brantford. La météo n'a joué aucun rôle dans l'accident.

Construit en 1951, le Navion immatriculé C-FTRM était un avion quadriplace à voilure basse avec train rentrant et une verrière transparente en forme de bulle. Il était équipé d'une hélice bipale, à manœuvre hydraulique et à pas variable (Hartzell HC-12V20-8C) reliée au moteur par l'intermédiaire d'un réducteur. Le carnet de bord indique que l'avion n'a pas volé entre le 5 octobre 1984 et le 3 juin 2002 parce qu'il a été remis à neuf. Le C-FTRM a été acheté le 20 décembre 2003 par le pilote de l'avion accidenté.

L'avion était équipé d'une radiobalise de repérage d'urgence (ELT) certifiée, mais elle ne s'est pas déclenchée au moment de l'accident. Le sélecteur à trois positions (ON, OFF et ARM) de l'ELT a été retrouvé sur OFF sur les lieux de l'accident. Lorsque le sélecteur a été mis sur ON, l'ELT a fonctionné normalement. En raison du lieu de l'accident, l'absence de signal d'ELT n'a pas gêné les opérations de recherche et sauvetage.

En juin 2004, l'hélice de l'avion avait touché le sol, et les pales de l'hélice avaient été lourdement endommagées. L'hélice avait été déposée et expédiée à un atelier de révision pour réparation. Cet incident n'est pas consigné comme condition anormale dans le carnet de bord de l'avion ni dans les livrets techniques. De plus, il n'y a aucune entrée indiquant que l'hélice a été déposée et qui l'a déposée. Il n'y a aucune entrée indiquant que le réducteur a été déposé pour inspection de l'excentricité du vilebrequin ou que l'avion a fait l'objet d'une inspection visant à déterminer sa navigabilité. Cela n'est pas conforme à l'article 605.88 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) qui stipule :

605.88 (1) Il est interdit d'effectuer le décollage d'un aéronef qui a subi une condition d'utilisation anormale, à moins que l'aéronef n'ait été soumis à une inspection relative à tout dommage conformément à l'appendice G des *Normes relatives à l'équipement et à la maintenance des aéronefs*².

L'hélice a fait l'objet d'une révision le 29 septembre 2004. Des entrées dans le carnet de bord de l'appareil indiquent que l'hélice a été installée sur le C-FTRM le 29 novembre 2004. Le carnet de bord indique aussi que l'avion a effectué cinq vols avant le 29 novembre 2004 alors qu'une certification après maintenance n'avait pas été délivrée pour l'avion. L'installation de l'hélice a

¹ Les heures sont exprimées en heure normale de l'Est (temps universel coordonné moins cinq heures).

² Voir l'Annexe A.

été faite par une autre personne que celle qui a signé l'entrée dans le carnet de bord. L'enquête n'a pas révélé qui a installé l'hélice. Voler à bord d'un aéronef qui ne possède pas de certification après maintenance est contraire à l'article 605.85 du RAC qui stipule :

605.85 (1) Sous réserve des paragraphes (2) et (3), il est interdit à toute personne d'effectuer le décollage d'un aéronef dont elle a la garde et la responsabilité légales ou de permettre à toute personne d'effectuer un tel décollage lorsque l'aéronef a été soumis à un travail de maintenance, à moins que ce travail n'ait été certifié au moyen d'une certification après maintenance signée conformément à l'article 571.10.

Depuis 1978, on a enregistré 35 événements liés au robinet sélecteur de carburant sur divers modèles de Navion. Le robinet présente des antécédents de fuite interne, ce qui cause l'ingestion d'air. Le 23 août 2005, Navion a publié le bulletin de service 101A concernant le remplacement du robinet sélecteur de carburant existant.

Lors de l'enquête du BST sur le présent accident, le robinet sélecteur de carburant du C-FTRM a été retiré de l'épave et envoyé au fabricant pour des essais. L'inspection initiale a révélé que le robinet avait été réparé auparavant; toutefois, il n'existe aucune procédure de réparation approuvée connue. Le robinet comprenait trois orifices d'entrée : un pour le réservoir principal et un pour chaque réservoir d'extrémité d'aile. Le robinet a été testé, et on a découvert une fuite interne provenant de l'orifice du réservoir d'extrémité d'aile de droite allant à l'orifice du réservoir principal. Le robinet sélecteur de carburant est devenu défectueux pendant le test, mais on a déterminé que cette déféctuosité n'avait pas contribué à la panne moteur.

Transports Canada fournit des indications aux exploitants et aux propriétaires d'aéronef sur la conformité aux bulletins de service facultatifs dans l'Avis de navigabilité B055, édition 1-4. Cet avis a pour objet de clarifier la nécessité de se conformer aux bulletins de service du fabricant. L'avis stipule notamment :

Sauf prescription contraire dans la norme 625 Appendice C, la conformité avec les publications de cette catégorie est facultative. Toutefois, les propriétaires d'aéronefs doivent se faire le devoir de connaître le contenu de ces publications et d'évaluer la nécessité de s'y conformer selon leurs circonstances. Les exploitants commerciaux devraient disposer d'un processus officiel d'évaluation dans le cadre du programme d'évaluation prescrit par le RAC 706.

Rien n'indique que le bulletin de service 101A de Navion ait été exécuté sur le C-FTRM. Il n'y a aucun moyen raisonnable permettant d'interpréter ce bulletin comme étant obligatoire en vertu du RAC.

Le moteur Lycoming GO-435-C2 avait été fabriqué en 1950 et installé sur le C-FTRM en 1955. Le moteur totalisait quelque 2690 heures de fonctionnement depuis son installation et avait fait l'objet de trois révisions subséquentes, la dernière en 1997. Le moteur totalisait environ 101 heures de fonctionnement depuis la dernière révision.

Lorsque l'avion a percuté le sol, le moteur a subi d'importants dommages qui ont été attribués aux forces d'impact. L'arbre d'hélice s'est cisailé devant le réducteur. La casserole d'hélice a été gravement écrasée et a pris l'empreinte du moyeu d'hélice, ce qui indique un angle d'impact très prononcé. Les dommages aux pales d'hélice révèlent que le moteur produisait peu ou pas de puissance à l'impact. Le moteur a été désolidarisé de ses fixations et n'était retenu à la cellule que par des câbles et des tuyaux souples.

Le moteur a été démonté dans l'atelier régional d'examen d'épave du BST. Le démontage a révélé que le vilebrequin s'était brisé, ce qui avait causé d'importants dommages par rotation à l'intérieur du carter moteur. L'examen du faciès de rupture du vilebrequin a révélé des signes de défaillance par fatigue. Les révisions effectuées avant l'accident ne faisaient état d'aucune anomalie ou lacune relative au vilebrequin.

Des parties du vilebrequin, ainsi que les composants démontés du réducteur unissant le moteur à l'hélice, ont été envoyées au Laboratoire technique du BST pour établir la cause de la défaillance. Comme l'hélice de l'avion avait touché le sol en juin 2004 (70 heures avant l'accident du 20 novembre 2005), tous les composants du réducteur ont été démontés, nettoyés aux ultrasons et examinés au microscope binoculaire. On n'a découvert aucun signe d'arrêt brusque, comme des dents de pignon criquées ou brisées ou des marques inhabituelles à la surface des dents de pignons.

La photo 1 montre le vilebrequin brisé et des morceaux du réducteur unissant le moteur à l'hélice. La défaillance, montrée par la petite flèche de la photo 1, se trouve au congé de raccordement avant du coussinet de la bielle numéro six (la photo 2 montre une vue rapprochée du vilebrequin brisé).

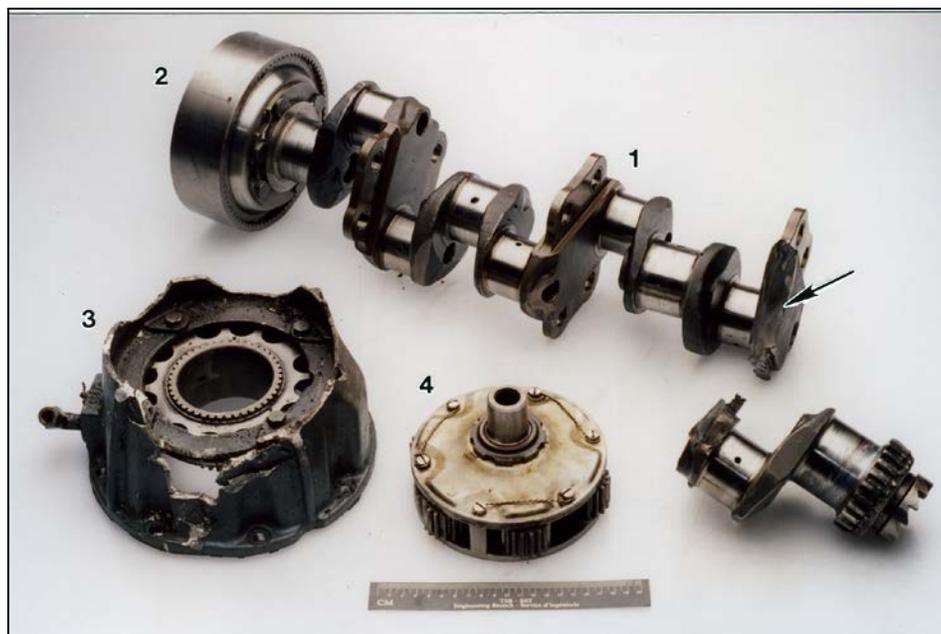


Photo 1. Vilebrequin brisé (1) et réducteur (2, 3 et 4)

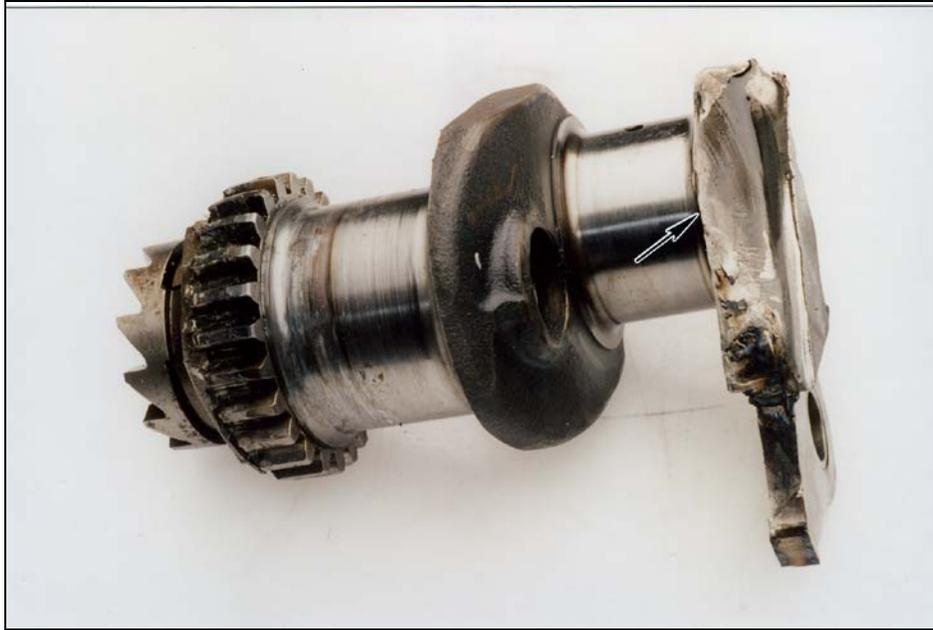


Photo 2. Vue rapprochée du vilebrequin brisé

Une crique sur le vilebrequin a pris naissance à la surface du congé de raccordement avant reliant le coussinet de la bielle numéro six. L'examen du vilebrequin a révélé des signes de propagation de la crique qui ont confirmé que la rupture avait été causée par une défaillance par fatigue progressive. La crique de fatigue s'est propagée sur 95 % de la section transversale du vilebrequin avant la rupture du vilebrequin. La rupture finale s'est produite au moment où le vilebrequin affaibli n'a plus été en mesure de supporter les charges qui s'exerçaient sur lui. La crique de fatigue semble s'être propagée de façon continue jusqu'à ce que le vilebrequin se rompe, signe que la rupture s'est produite dans des conditions d'utilisation normales du moteur.

Une partie du faciès de rupture comprenant le point d'origine de la crique et une partie du congé de raccordement a été prélevée pour examen au microscope électronique à balayage. Cet examen n'a révélé aucune surcharge, comme un contact de l'hélice avec un objet, que ce soit avant ou après l'amorce de la crique. Une inspection minutieuse du point d'origine de la crique de fatigue au microscope électronique à balayage a montré des zones de piqûres de corrosion qui pourrait être l'endroit où la crique a pris naissance.

Le matériau du vilebrequin était un acier faiblement allié contenant des alliages de manganèse, de chrome et de nickel. La structure générale du vilebrequin présentait une dureté correspondant au procédé de traitement thermique requis (trempe et revenu), exécuté pendant la fabrication du vilebrequin. Par contre, le congé de raccordement avant du coussinet de la bielle numéro six et la surface du coussinet témoignaient d'une absence de cémentation au point d'origine de la crique de fatigue. L'emplacement correspondant sur le congé de raccordement arrière et le congé de raccordement avant diamétralement opposé à l'origine de la crique de fatigue présentaient des couches acceptables de cémentation. Le livret moteur ne faisait état d'aucune retouche au vilebrequin. Il est possible que l'absence de cémentation au point

d'origine de la crique de fatigue remonte à la date de fabrication et d'installation sur le moteur. Cela pourrait avoir contribué à une propagation plus rapide qu'en temps normal pour un vilebrequin fabriqué correctement.

L'avion était équipé d'un système de positionnement mondial (GPS) Garmin 295. Même si le GPS a été gravement endommagé pendant l'accident, sa mémoire a pu être téléchargée au Laboratoire technique du BST. Des renseignements sur le décollage ayant mené à l'accident (voir l'Annexe B - Superposition de la trajectoire GPS sur l'aéroport de Brantford) ont été récupérés du GPS. Les données indiquent que la montée a été effectuée à une vitesse de 850 pieds par minute (pi/min) jusqu'à une hauteur de 450 pieds au-dessus du sol (agl). La vitesse sol a diminué de 72 à 48 mi/h, et la trajectoire de l'avion était passée de 222 °V à 273 °V avant toute perte d'altitude. La vitesse de descente a d'abord été de 1300 pi/min, puis elle a augmenté à 3000 pi/min avant l'impact.

Selon le manuel d'utilisation du Navion, la vitesse de décrochage de l'appareil train et volets rentrés correspond à une vitesse indiquée de 71 mi/h pour la masse approximative du C-FTRM au décollage. Les caractéristiques de décrochage du Navion sont qualifiées de progressives; l'avion va s'incliner droit devant sans tendance à partir en roulis ou en lacet. Dans le cas d'un décrochage sans moteur train et volets rentrés, on remarque un léger tremblement de la queue avant le décrochage. Le C-FTRM n'était pas équipé d'un avertisseur de décrochage. Le Navion n'est pas équipé d'un avertisseur de décrochage au moment de sa construction. Les procédures d'urgence en cas de panne moteur au décollage, lesquelles sont pertinentes dans le cas qui nous occupe, sont mentionnées dans le manuel d'utilisation du Navion :

[Traduction]

1. Abaisser le nez de l'avion pour que la vitesse ne diminue pas sous la vitesse d'atterrissage. Garder la vitesse indiquée bien au-dessus de la vitesse de décrochage.
2. Se poser droit devant, et ne changer de direction que ce qu'il faut pour éviter les obstacles.

Le pilote avait obtenu sa licence de pilote privé en janvier 1974. Il totalisait environ 880 heures de vol, dont 105 heures sur Navion. Il volait régulièrement, et ses compétences sur le Navion étaient à jour. Pour satisfaire aux exigences de maintien des compétences, le pilote avait assisté à des ateliers sur la sécurité offerts par Transports Canada en février 2003 et en octobre 2004. Les ateliers portaient sur la prise de décision du pilote et sur les documents relatifs aux pilotes et aux aéronefs. L'article 401.05 du RAC stipule que si un pilote a agi en qualité de pilote commandant de bord au moins une fois au cours des cinq dernières années et qu'il a terminé avec succès un programme de formation périodique acceptable au cours des 24 derniers mois, (comme les ateliers sur la sécurité offerts par Transports Canada) les exigences de mise à jour des connaissances ont été satisfaites. Rien n'indique que le pilote ait suivi d'autre formation ou ait fait l'objet d'une autre vérification en vol après sa formation initiale et l'obtention de sa licence de pilote privé, et aucune n'était exigée. Il possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.

Aux États-Unis, pour agir comme pilote commandant de bord, le pilote doit avoir fait l'objet d'une épreuve en vol dans les 24 derniers mois. L'épreuve en vol doit comprendre au moins une heure d'instruction en vol et une heure d'instruction au sol et comprendre une revue des manœuvres et des procédures nécessaires pour que le pilote puisse exercer en toute sécurité les privilèges de son brevet de pilote.

Les compétences se dégradent avec le temps après l'apprentissage, si elles ne font pas l'objet d'un perfectionnement. Cette dégradation est fonction du niveau de compétence atteint à la fin de l'apprentissage, du temps écoulé depuis l'apprentissage de ces habiletés et de la fréquence à laquelle les compétences sont exercées après l'apprentissage³. Essentiellement, on peut s'attendre à ce que les compétences soient maintenues de façon efficace si elles ont été bien maîtrisées lors de la formation, si elles sont rafraîchies régulièrement et si elles sont exercées régulièrement entre les séances de formation.

Ce cycle de rafraîchissement des compétences est particulièrement indispensable pour les tâches de procédure qui comprennent plusieurs étapes distinctes (par ex. réagir à une urgence en vol comme une panne moteur), puisqu'on a constaté que ce sont ces tâches qui se dégradent le plus avec le temps. Par ailleurs, les tâches continues, qui sont plus automatiques et pour lesquelles des repères sont fournis par l'environnement (par ex. une approche à vue en pilotage manuel), sont celles qui se dégradent le moins avec le temps.

Analyse

Comme il est mentionné précédemment dans les renseignements de base du présent rapport, le robinet sélecteur de carburant défectueux n'a pas contribué à la panne moteur. Le réducteur ne présentait aucun signe d'arrêt brusque; en conséquence, le contact antérieur de l'hélice avec le sol n'a joué aucun rôle dans la rupture du vilebrequin. L'analyse va porter sur les facteurs qui ont un lien direct avec le présent accident : la rupture en fatigue du vilebrequin ainsi que le décrochage et la vrille qui ont suivi la perte de puissance.

Le vilebrequin s'est rompu à la suite d'une crique de fatigue au congé de raccordement avant du coussinet de la bielle numéro six. La crique a fort probablement pris naissance dans une zone où étaient présentes des piqûres de corrosion. La crique de fatigue s'est propagée à un moment indéterminé pendant le cycle de vie du moteur et sa présence n'a pas été décelée lors des trois révisions consignées dans les carnets de bord de l'avion. La crique semble s'être propagée en conditions d'utilisation normales jusqu'à ce que le vilebrequin ne puisse plus supporter les charges d'utilisation normales. L'absence d'une couche de cémentation sur le congé de raccordement situé au point d'origine de la crique de fatigue a aussi contribué à la défaillance. On croit que la lacune dans les conditions de traitement thermique du matériau a été causée par une erreur de fabrication. La rupture en fatigue du vilebrequin du moteur a donné lieu à une perte complète de puissance.

Le maintien de compétences de pilotage suffisantes peut représenter un défi, surtout pour les pilotes de l'aviation générale qui volent relativement peu souvent. Du fait que le pilote possédait des compétences à jour et une expérience suffisante, on pouvait s'attendre à ce qu'il

³ J. Patrick, *Training: Research and Practice*, London: Academic Press, 1992, p. 96-104.

n'ait aucun problème à piloter l'avion dans des conditions normales. Toutefois, selon la formation, l'expérience et les qualités personnelles du pilote, il peut arriver qu'un pilote ne puisse pas exécuter les procédures nécessaires en cas d'urgence. Plus un pilote est entraîné aux procédures d'urgence, meilleure sera sa réaction. Une situation aussi grave qu'une panne moteur peut amener le pilote à se concentrer sur l'urgence immédiate, plutôt qu'à piloter l'avion.

Rien n'indique que les compétences de vol du pilote aient été évaluées par une personne qualifiée depuis la délivrance de sa licence en 1974. Dans le cas qui nous occupe, l'activité aéronautique du pilote était supérieure aux exigences minimales du paragraphe 401.05(1) du RAC, mais il est peu probable que le pilote ait fait des exercices pour maintenir à jour ses compétences de vol jugées essentielles et se soit entraîné aux procédures d'urgence depuis la délivrance de sa licence. Les exigences de mise à jour des connaissances des pilotes au Canada permettent aux pilotes de passer de longues périodes sans rafraîchir leurs compétences de vol jugées essentielles; de ce fait, les pilotes risquent de ne pas être suffisamment préparés pour intervenir dans certaines situations critiques ou inhabituelles en vol.

L'enquête n'a pas permis d'établir avec certitude si le pilote avait tenté de revenir à l'aéroport pour se poser ou s'il avait été si déconcentré par la panne moteur qu'il avait perdu la maîtrise de l'appareil. Quoi qu'il en soit, le pilote n'a pas suivi les procédures d'urgence en cas de panne moteur après le décollage, et la vitesse de l'avion a diminué au-dessous de la vitesse de sécurité. L'avion a décroché et s'est mis en vrille à une hauteur qui ne permettait pas une sortie de vrille.

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

LP 139/2005 – *Crankshaft Failure Analysis* (Analyse de la rupture du vilebrequin);
LP 131/2005 – *GPS Analysis* (Analyse du GPS).

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

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Une crique de fatigue s'est propagée dans le vilebrequin du moteur en raison de la présence de piqûres de corrosion et de l'absence d'une couche de cémentation sur le congé de raccordement du coussinet de la bielle numéro six. La rupture en fatigue de cette partie du vilebrequin a donné lieu à une perte complète de puissance.
2. Il y a eu perte de maîtrise pendant la perte de puissance, et la vitesse de l'avion a diminué au-dessous de la vitesse de sécurité. L'avion a décroché et s'est mis en vrille à une hauteur qui ne permettait pas une sortie de vrille.

Faits établis quant aux risques

1. Le contact de l'hélice avec le sol n'est pas consigné dans le carnet de bord de l'avion ni dans les livrets techniques, et rien n'indique que l'avion ait fait l'objet d'une inspection pour déterminer sa navigabilité.
2. Après l'installation de l'hélice révisée sur l'avion, cinq vols ont été effectués alors qu'une certification après maintenance n'avait pas été délivrée pour l'avion. Avant la délivrance d'une certification après maintenance, le risque est accru que l'avion ne soit pas apte au vol.
3. Les exigences actuelles de mise à jour des connaissances des pilotes établies par Transports Canada permettent aux pilotes de passer de longues périodes sans rafraîchir leurs compétences de vol jugées essentielles. La dégradation des compétences de vol réduit la capacité de réaction du pilote à faire face à une situation d'urgence.
4. Le robinet sélecteur de carburant présentait une fuite interne qui a été décelée lors d'un essai après l'accident. Bien que cela n'ait pas contribué à l'accident, l'utilisation continue d'un composant dont le fabricant a recommandé le remplacement compromet la sécurité de l'aéronef.

Préoccupations liées à la sécurité

À l'heure actuelle, les exigences réglementaires de mise à jour des connaissances des pilotes au Canada permettent aux pilotes exécutant des vols récréatifs de continuer à exercer les privilèges de leur licence sans avoir à démontrer régulièrement leurs compétences à une personne qualifiée. Comme tel, un pilote peut continuer à voler pendant des années sans faire les exercices nécessaires pour améliorer les compétences qu'il avait dû démontrer initialement pour obtenir sa licence (par exemple, comment réagir à une panne moteur, atterrir par vent de travers).

Dans le cas qui nous occupe, l'activité aéronautique du pilote et sa présence aux ateliers sur la sécurité offerts par Transports Canada dépassaient les exigences minimales des articles 401.05 et 421.05 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Toutefois, il est peu probable que le pilote ait fait des exercices pour maintenir à jour ses compétences de vol jugées essentielles et se soit entraîné aux procédures d'urgence depuis la délivrance de sa licence de pilote en 1974. À noter que l'absence de mise à jour des connaissances du pilote d'un autre avion accidenté figure dans un autre rapport du BST (rapport A05O0147).

Le Bureau s'inquiète du fait qu'il n'y a aucune exigence obligeant un pilote privé à participer à une formation périodique de maintien des compétences, comme une épreuve en vol aux deux ans. De ce fait, les pilotes risquent de ne pas être suffisamment préparés pour intervenir dans certaines situations critiques ou inhabituelles en vol.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 27 septembre 2006.

Visitez le site Web du BST (www.bst.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 – Règlement de l'aviation canadien

Norme 625 Appendice G

(13) Heurts d'hélices et de rotor

Les moteurs et les boîtes de transmission qui ont été soumis à une charge d'impact à la suite du heurt de l'hélice ou du rotor avec le sol ou de quelque autre objet alors que le moteur tournait doivent être inspectés conformément aux paragraphes suivants :

a) Exécuter une inspection préliminaire de la pale elle-même et, si c'est possible, de l'objet qui a été heurté, pour faciliter l'évaluation de l'importance du choc transmis. L'évaluation en résultant ne sera sans doute pas précise, mais elle devrait permettre à la personne effectuant l'inspection de se faire une idée générale de la gravité de l'impact. En cas de doute, il faut supposer qu'un choc important a été transmis.

b) Le recours à un examen plus approfondi est fonction des résultats de l'examen préliminaire, et de l'avis du TEA [technicien d'entretien d'aéronef] sur la présence d'autres dommages, compte tenu de la nature de l'incident. Si un examen approfondi s'impose, il faut vérifier l'excentricité de l'arbre d'hélice ou du flasque (vérification d'ovalisation). Les limites sont celles qui sont précisées par le constructeur. Si l'arbre ou le flasque d'hélice se situe hors tolérances, une inspection interne est nécessaire. Dans le cas des moteurs à piston démultipliés, cette inspection entraîne la dépose du réducteur pour vérification de l'ovalisation du vilebrequin.

Annexe B – Superposition de la trajectoire GPS sur l'aéroport de Brantford

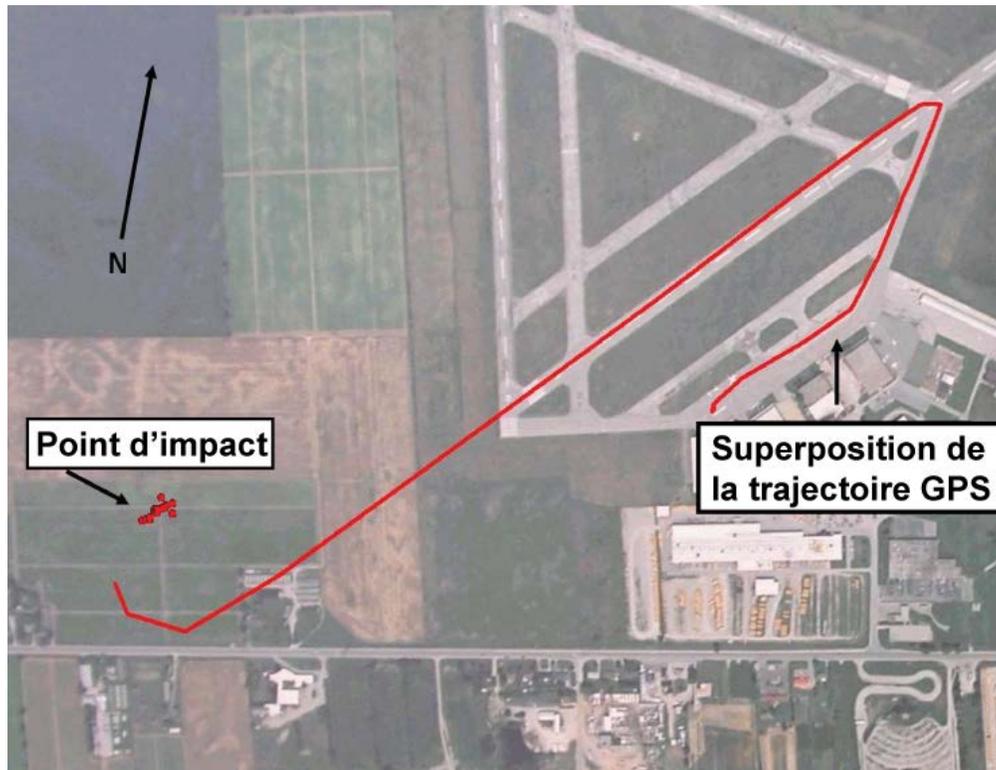


Photo 3. Vue en survol de l'aéroport montrant la trajectoire GPS et le lieu de l'écrasement

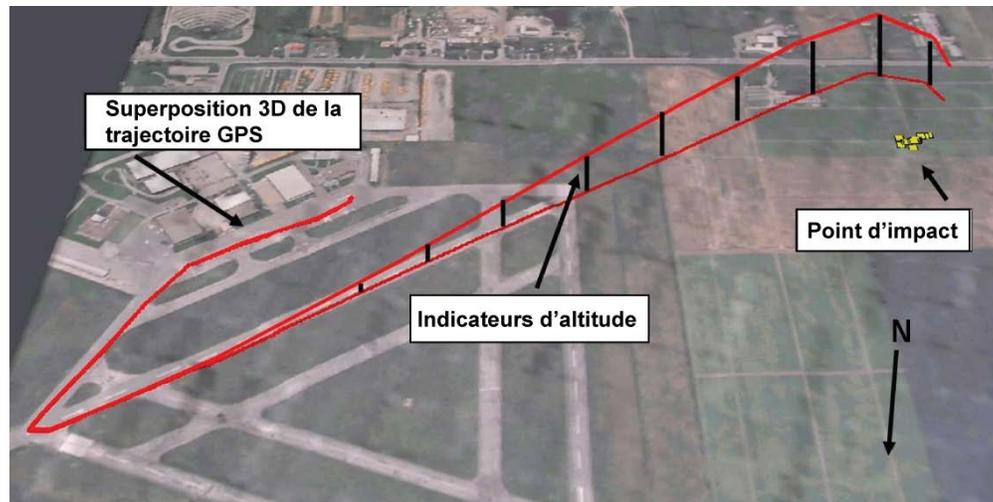


Photo 4. Vue en survol de l'aéroport montrant le lieu de l'écrasement et la superposition 3D de la trajectoire GPS