

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE

A05P0080



INCENDIE EN VOL

**DU PIPER PA-31-350 C-GVCP
EXPLOITÉ PAR NAVAIR CHARTER, INC.
À LA 19^e ESCADRE COMOX (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 22 AVRIL 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

Incendie en vol

du Piper PA-31-350 C-GVCP
exploité par Navair Charter, Inc.
à la 19^e Escadre Comox (Colombie-Britannique)
le 22 avril 2005

Rapport numéro A05P0080

Sommaire

Le Piper PA-31-350 (immatriculation C-GVCP, numéro de série 317652080) effectue un vol de transport de fret régulier entre Nanaimo (Colombie-Britannique) et l'aérogare civile située du côté sud de la base aérienne de Comox (Colombie-Britannique). Les membres de l'équipage établissent la communication avec la tour de Comox au moment où ils se trouvent à une altitude de quelque 2000 pieds à la verticale de l'île Hornby, à 12 milles marins au sud-est de Comox, et ils demandent l'autorisation d'effectuer un exercice d'approche alignement arrière à l'aide du radiophare d'alignement de piste vers la piste 30, suivi d'un virage pour atterrir sur la piste 18. L'autorisation est accordée et le vol en rapprochement se poursuit.

Au moment où l'avion se trouve à environ deux milles du seuil de la piste 30, l'équipage déclare une situation d'urgence liée à l'incendie du moteur droit de l'avion. La tour met en alerte les équipes d'intervention d'urgence de l'aéroport et demande à l'équipage de lui fournir les renseignements standard à l'égard du nombre de personnes à bord et de la quantité de carburant restante. Moins de 30 secondes après le signalement initial de la situation d'urgence par l'équipage, l'avion est enveloppé par les flammes. Peu après, à 7 h 41, heure avancée du Pacifique, l'avion passe sur le dos et s'écrase au sol dans une assiette de piqué prononcé, avec l'aile gauche basse. L'appareil se désintègre et brûle. Les deux membres d'équipage sont mortellement blessés.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Les conditions météorologiques signalées au moment de l'accident étaient les suivantes : vent du 310 degrés vrais à 4 noeuds; visibilité de 20 milles terrestres; quelques nuages à 25 000 pieds. L'accident s'est produit à 7 h 41, heure avancée du Pacifique (HAP)¹.

On a trouvé des gouttelettes solidifiées d'aluminium fondu ainsi que plusieurs petits composants structuraux sur la trajectoire de rapprochement de la piste 30, jusqu'à 1000 pieds avant le point d'impact initial. Le premier point de contact de l'avion avec le sol se trouvait à quelque 300 pieds avant le seuil de la piste 30, légèrement à droite du prolongement de l'axe de piste. L'appareil s'est désintégré après l'impact initial; la section poste de pilotage a été détruite et les deux moteurs se sont détachés des ailes. L'épave principale a été encore plus endommagée par l'incendie qui a suivi l'écrasement. Le moteur droit, de même que son capot et sa cloison pare-feu, s'est immobilisé en position verticale à quelques pieds à l'arrière de sa position normale sur l'aile. Puisqu'il était détaché de l'aile, le moteur droit est demeuré à l'écart de la zone qui a été la plus touchée par l'incendie après impact.

Après l'examen préliminaire sur place, l'épave a été transportée au laboratoire d'analyse régional du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) pour procéder à des examens plus approfondis.

On a examiné les traces laissées par l'incendie sur le capotage du moteur et les surfaces d'aile. Normalement, la cloison pare-feu du moteur, de concert avec l'écran de protection contre la chaleur d'échappement, qui sont situés à l'arrière du moteur sous l'aile, permettent de protéger les systèmes critiques de l'avion contre la chaleur. Dans le cas présent, l'examen des traces d'incendie a révélé les renseignements suivants :

- Le capot de volets, du côté intérieur du moteur droit, montrait des traces de brûlure vraisemblablement produites en vol.
- Le bord d'attaque de l'aile droite, du côté intérieur de la nacelle du moteur droit, a été carbonisé en vol.
- Le réservoir de carburant principal, situé immédiatement à l'arrière du bord d'attaque, a été perforé par le feu.

L'examen visuel a révélé que la partie avant du moteur droit avait été moyennement endommagée par l'impact. La plupart des composants et des tuyaux flexibles endommagés par le feu se trouvaient vers la partie arrière du moteur. Le feu a pris naissance près du centre du compartiment des accessoires, comme le laisse croire les traces de chaleur ou de brûlure présentes dans cette zone. Un examen plus approfondi de la zone présumée du début de l'incendie a révélé que le matériau du joint de plaque de convertisseur du filtre à huile présentait un renflement et était partiellement extrudé du dessous de la plaque de convertisseur.

¹ Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné moins sept heures).

On a déposé le filtre à huile pour avoir accès à la plaque de convertisseur. Pendant le démontage, on a noté que le joint du filtre à huile, qui avait été soumis approximativement à la même intensité de chaleur, n'était pratiquement pas endommagé. La force de rotation requise pour desserrer le boulon de fixation de la plaque de convertisseur a été inférieure à la normale. Une fois la plaque déposée, on a constaté que le joint de la plaque de convertisseur était extrêmement détérioré (voir la photo 1). Cette détérioration de la plaque peut expliquer la réduction du couple de serrage du boulon de fixation.



Photo 1. Joint de plaque de convertisseur du moteur droit

En raison des dommages non caractéristiques que présentait le joint de la plaque de convertisseur du moteur droit, on a déposé ce composant du moteur droit, ainsi que celui du moteur gauche, afin de les soumettre à une spectroscopie infrarouge Fourier Transform. Cet examen a révélé que le joint de la plaque de convertisseur du moteur gauche était composé d'un copolymère nitrile-butadiène appelé NBR ou caoutchouc nitrile. Ce joint répondait aux normes pertinentes du joint de plaque de convertisseur de Lycoming (référence 06B23072). Cependant, l'examen a également révélé que le joint détérioré déposé du moteur droit était pour sa part composé d'un élastomère à base d'éthylène-propylène appelé EDPM ou Dutral, matériau qui ne répond pas aux normes actuelles pour ce composant de Lycoming.

Les joints de plaque de convertisseur de Lycoming ont à l'origine été identifiés par la référence (réf.) LW-13388. En temps normal, ces joints devaient être remplacés lors de la révision du moteur ou « selon son état ». Toutefois, le ou après le 1^{er} avril 1999, un lot de joints défectueux est entré dans le système d'approvisionnement aéronautique. On a constaté que ces joints se détérioraient avec le temps et qu'ils laissaient alors fuir l'huile moteur. Le problème a été découvert et traité initialement au moyen du bulletin de service obligatoire 543A de Lycoming, publié le 24 juillet 2000. Au cours des trois années suivantes, la société Lycoming et la Federal Aviation Administration (FAA) ont continué de traiter le problème de ce joint défectueux en publiant des consignes de navigabilité (CN), des suppléments, des modifications et des lettres.

Un nouveau joint (réf. 06B23072) a subséquemment été fabriqué pour remplacer l'ancien joint (réf. LW-13388). Le nouveau joint répondait à toutes les spécifications de conception et d'essai de Textron Lycoming et a été installé sur les moteurs qui sont sortis d'usine après le 4 octobre 2000.

Le 3 juillet 2002, la Federal Aviation Administration (FAA) a publié la consigne de navigabilité (CN) 2002-12-07 qui exigeait notamment que, avant le 1^{er} octobre 2003, les propriétaires/exploitants de tous les moteurs touchés remplacent le joint de plaque de convertisseur du filtre à huile par la nouvelle pièce. La CN exigeait également que l'on inscrive par vibro-matage sur la plaque de convertisseur le chiffre « 543 » pour fournir une confirmation visuelle de l'exécution de la CN.

Le moteur en cause avait été révisé à l'usine de Lycoming en 1997, soit environ deux ans avant que les joints défectueux ne soient introduits dans le système d'approvisionnement. L'inspection annuelle la plus récente avait été faite aux États-Unis, le 5 mars 1999, après quoi le

moteur avait été utilisé pendant environ 19 heures avant d'être retiré du service et placé en entreposage le 28 juin 1999. Aucun document n'indique que le moteur aurait fait l'objet d'un travail de maintenance après l'inspection annuelle du 5 mars 1999, jusqu'à ce que la compagnie Navair Charter en fasse l'achat et le retire de l'entreposage. Dans le cadre de cette dernière activité, le personnel de maintenance a démonté et inspecté le moteur, puis il l'a remonté et vérifié avant de le remettre en service, le 14 décembre 2004 (date d'inscription au carnet technique).

L'examen après accident de l'avion a révélé que, en plus de la présence d'un joint inapproprié, la marque par vibro-matage exigée par la CN 2002-12-07 n'avait pas été faite sur la plaque de convertisseur du moteur en cause. Ce renseignement confirme que les mesures exigées par la CN n'ont pas été exécutées sur ce moteur. Selon le registre de maintenance du moteur, le joint défectueux aurait pu être installé dans le moteur avant qu'on le retire de l'entreposage, pendant qu'il était entreposé, ou à un moment donné entre sa sortie de l'entrepôt et sa remise en service par Navair Charter.

Les enquêteurs ont mené un sondage téléphonique informel des entreprises d'approvisionnement et de révision, ils ont inspecté huit moteurs touchés et ils ont fait les constatations suivantes :

- Toutes les entreprises d'approvisionnement aéronautique étudiées ne conservaient en stock que le joint portant le nouveau numéro de pièce; on a établi un renvoi entre le numéro de l'ancienne pièce et le nouveau composant.
- Tous les joints en stock dans le système d'approvisionnement de Nav Air Charter étaient des nouveaux composants.
- Certains ateliers de révision ont déclaré qu'ils trouvaient et remplaçaient encore des joints de plaque de convertisseur de l'ancien modèle lorsqu'ils procédaient à des réparations ou des révisions des moteurs.
- Les instructions publiées dans la CN 2002-12-07 n'étaient pas toujours suivies à la lettre. Certains des joints inspectés par le BST n'avaient pas été collés, et de nombreuses plaques de convertisseur ne portaient pas la marque inscrite par vibro-matage.
- Une inspection de suivi de deux autres moteurs a révélé que, même si les deux joints étaient faits du bon matériau, l'un des deux n'avait pas été estampillé du numéro de pièce correspondant au nouveau composant. Même s'il a été impossible de le confirmer, il se peut que le joint non marqué ait été l'un des joints d'origine (réf. LW-13388) qui avait été installé avant l'introduction du lot défectueux en 1999. Dans ce cas, la CN 2002-12-07 n'aurait pas été exécutée sur le moteur inspecté.

Les pompes d'appoint de l'avion sont conçues de manière à demeurer en marche en tout temps lorsque l'appareil fonctionne. En outre, l'équipage doit mettre en marche les pompes d'appoint de secours pendant le décollage et l'atterrissage, de manière à garantir que du carburant sous pression atteigne la pompe entraînée par moteur pendant les phases critiques du vol.

Un robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu est monté dans le circuit carburant de chaque moteur et l'équipage peut commander la fermeture de ce robinet dans une situation d'urgence causée par un incendie moteur. La fermeture de ce robinet interrompt l'alimentation en carburant du moteur touché. Lorsque le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu est fermé, les pompes d'appoint continuent de fonctionner, mais le carburant ne se rend pas aux pompes entraînées par moteur.

L'avion en cause n'est pas équipé d'un système d'alarme incendie moteur, et il n'est pas tenu de l'être en vertu de la réglementation en vigueur. En l'absence de système d'alarme, le pilote doit s'en remettre à d'autres indications pour déterminer si un incendie s'est déclaré. Ces indications peuvent notamment comprendre les suivantes :

- l'identification visuelle de fumée ou de flammes. Dans le cas présent, personne n'a rapporté avoir aperçu de traînée de fumée avant que l'avion ne soit soudainement enveloppé par les flammes;
- les fluctuations des indications de pression de carburant ou d'huile, ou le mauvais fonctionnement des commandes de pas d'hélice;
- la baisse de rendement du moteur ou une tendance au lacet dans la direction du moteur défaillant.

L'avion n'est pas équipé (et il n'est pas tenu de l'être) d'un système d'extinction d'incendie moteur. Lorsque les membres de l'équipage constatent la présence d'un incendie, ils sont entraînés à prendre les mesures stipulées dans la liste de vérifications d'intervention critique intitulée « POWER PLANT FIRE IN FLIGHT » [incendie en vol de groupe propulseur]. Les premières mesures de cette liste de vérifications consistent à fermer le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu; à couper les gaz; à mettre l'hélice en drapeau; et à régler la commande de mélange sur la position étouffoir. Cette série de mesures a pour but de couper l'alimentation en huile et en carburant sous pression vers le compartiment moteur, de manière à arrêter le moteur touché et à le mettre en condition de sécurité.

Les inspecteurs du BST ont constaté que le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu de chacun des deux moteurs était en position ouverte. La position effective des robinets ainsi que la position de la timonerie mécanique des leviers de commande du poste de pilotage laissent croire que l'équipage n'a pas tenté de fermer le dispositif d'arrêt de cloison pare-feu à la suite de l'incendie en vol.

On a subséquemment procédé à une inspection en cours de démontage de l'hélice droite et on a constaté que les pales étaient réglées en position FINE PITCH [petit pas] plutôt qu'en position FEATHER [mise en drapeau].

Analyse

Les traces laissées par l'incendie dans le compartiment des accessoires du moteur droit ainsi que l'inspection et les essais des composants touchés laissent croire qu'un joint de plaque de convertisseur du filtre à huile moteur s'est rompu, ce qui a permis à l'huile moteur sous pression de fuir et d'asperger le compartiment moteur. L'huile moteur s'est ensuite enflammée, sans doute au contact des composants chauds du turbocompresseur et du circuit d'échappement.

Le joint rompu provenait d'un lot de joints défectueux qui était entré dans le système d'approvisionnement aéronautique en 1999. La mesure corrective visant à éliminer ces joints devait être exécutée avant le 1^{er} octobre 2003, conformément aux exigences de la CN 2002-12-07. Toutefois, malgré l'intention de la CN et l'existence d'autres mesures de protection de nature réglementaire, le joint inapproprié est demeuré dans le moteur de l'avion en cause. Il a été impossible de déterminer la provenance du joint et la date de son installation.

Comme il n'y a pas de système d'alarme d'incendie moteur sur cet avion, l'équipage devait s'en remettre aux indications d'autres systèmes pour déterminer si un feu s'était déclaré. Le fait de devoir se fier à des indications secondaires de l'incendie a pour effet de retarder le moment où l'équipage peut identifier un incendie et prendre les mesures appropriées. Dans le cas présent, on peut supposer que les membres d'équipage ignoraient qu'un moteur était en feu au moment où ils ont demandé l'autorisation de faire un exercice d'approche, et qu'ils ne l'ont constaté que juste avant de déclarer la situation d'urgence.

Puisque les compartiments moteur ne sont pas munis d'un système d'extinction incendie, il importe que les membres d'équipage appliquent immédiatement la liste de vérifications d'intervention critique afin d'empêcher les liquides inflammables d'atteindre la zone du moteur; de plus l'aéronef doit atterrir le plus tôt possible. L'examen de l'épave a révélé que les membres d'équipage n'ont pas fermé le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu et qu'ils n'ont pas mis en drapeau l'hélice droite. Il est possible que l'équipage ait omis de prendre ces mesures en raison du manque de temps et de la lourde charge de travail reliée au fait de devoir configurer l'avion en vue d'un atterrissage immédiat tout en s'occupant simultanément de l'incendie du moteur pendant l'approche en courte finale avant l'atterrissage.

Le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu est demeuré ouvert et les pompes d'appoint ont continué à alimenter en carburant sous pression la pompe entraînée par moteur. Les dommages causés par l'incendie dans le compartiment moteur révèlent que la pompe carburant entraînée par moteur a été soumise à une chaleur intense provoquée par l'incendie initial alimenté par l'huile, ce qui, à un moment donné, a fait fondre le corps de la pompe. L'incendie alimenté par le carburant sous pression qui a suivi la rupture de la pompe a engendré une chaleur extrême qui a fait fondre les composants en aluminium situés à proximité de l'incendie. Les traces de brûlure relevées sur l'épave de l'avion laissent croire que les flammes sont sorties du compartiment moteur par le côté gauche du capotage et qu'elles sont passées au travers du bord d'attaque de l'aile droite, du côté intérieur du moteur. Les flammes ont ensuite perforé le réservoir de carburant principal, du côté intérieur du moteur, et tout l'avion a été enveloppé par les flammes.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. À un certain moment après le 1^{er} avril 1999, un joint défectueux (réf. LW-13388) a été monté sur le moteur en cause.
2. La mesure de la consigne de navigabilité 2002-12-07 qui exigeait de s'assurer du remplacement des anciens joints de plaque de convertisseur par de nouvelles pièces n'a pas été exécutée sur le moteur en cause.
3. Le joint inapproprié de la plaque de convertisseur du filtre à huile situé dans le compartiment du moteur droit s'est rompu, l'huile sous pression a donc aspergé le compartiment moteur et elle s'est ensuite enflammée au contact des composants chauds du turbocompresseur et du circuit d'échappement.
4. Le robinet d'arrêt carburant de cloison pare-feu est demeuré en position ouverte, ce qui a permis aux pompes d'appoint de continuer à alimenter en carburant sous pression la pompe entraînée par moteur.
5. La pompe carburant entraînée par moteur a été soumise à une chaleur intense provoquée par l'incendie initial alimenté par l'huile, ce qui a fait fondre le corps de la pompe et a permis au carburant sous pression d'alimenter l'incendie qui s'est intensifié.
6. Les flammes ont pénétré à l'intérieur du réservoir de carburant principal, du côté intérieur du moteur, et l'avion a subséquemment été entièrement enveloppé par les flammes.

Faits établis quant aux risques

1. On sait que des joints inappropriés de plaque de convertisseur, identifiés par le numéro de pièce LW-13388, sont demeurés dans le système aéronautique après la date finale d'exécution des mesures correctives stipulée dans la consigne de navigabilité (CN) 2002-12-07.
2. Les exigences de la CN 2002-12-07 ne sont pas toujours entièrement respectées, notamment en regard du vibro-matage de la plaque et des procédures de collage du joint.

Mesures de sécurité

Pendant le déroulement de l'enquête, Transports Canada a confirmé, après avoir consulté la Federal Aviation Administration des États-Unis, que l'intention de la consigne de navigabilité (CN) 2002-12-07 était bien d'inclure TOUS les moteurs remis à neuf ou révisés. En effet, l'intention était d'étendre l'applicabilité de la CN pour faire en sorte que tous les joints touchés (de l'ancien modèle) identifiés par la référence LW-13388 soient retirés du service, expurgés du

système et remplacés par les nouveaux joints identifiés par la référence 06B23072, conformément à la partie II ou à la partie III du supplément 1 de Textron Lycoming au bulletin de service obligatoire (MSB) 543A.

Transports Canada a fait parvenir une Alerte de difficultés en service (AL-2005-08), en date du 17 octobre 2005, à tous les propriétaires, exploitants et ateliers de révision afin de porter à leur attention les dangers identifiés dans le présent rapport. Cette alerte avait pour objectif de s'assurer que tous les propriétaires/exploitants et ateliers de révision des moteurs concernés par la CN 2002-12-07 aient pris les mesures suivantes :

- a. s'assurer de la conformité avec toutes les exigences stipulées dans la CN;
- b. intégrer la révision la plus récente du MSB 543 de Lycoming;
- c. s'assurer que tous les joints de plaque de convertisseur, réf. LW-13388, soient éliminés des inventaires de pièces de rechange.

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 13 décembre 2005.

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.