



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A12Q0182



INCENDIE MOTEUR EN VOL MENANT À UN ATERRISSAGE
FORCÉ

PIPER PA-34-200, C-GNAS
NADEAU AIR SERVICE INC.
VICTORIAVILLE (QUÉBEC), 2 NM E
LE 15 OCTOBRE 2012

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 A12Q0182

Incendie moteur en vol menant à un atterrissage forcé

Piper PA-34-200, C-GNAS
Nadeau Air Service Inc.
Victoriaville (Québec), 2 nm E
le 15 octobre 2012

Résumé

Le Piper PA-34-200 (immatriculation C-GNAS, numéro de série 34-7350133) décolle de l'aéroport de Trois-Rivières (Québec) avec 2 pilotes à son bord pour effectuer un vol d'entraînement aux instruments. À 2100 pieds d'altitude, lors du segment d'approche interrompue à l'aéroport de Victoriaville (Québec), le moteur droit subit un bris catastrophique et prend feu. À 14 h 2 min, heure avancée de l'Est, l'élève-pilote déclare une situation d'urgence liée à l'incendie moteur et signale son intention d'atterrir. Pendant ce temps, une fumée dense se propage dans le poste de pilotage. L'aéronef fait demi-tour et descend rapidement pour tenter d'atterrir dans un champ situé à 2 milles marins à l'est de l'aéroport de Victoriaville. L'appareil heurte le sol brutalement et s'immobilise sur le dos. Les 2 pilotes subissent de graves blessures. Un témoin prête secours aux occupants dans les minutes qui suivent l'accident. Le service d'incendie de Victoriaville arrive sur les lieux quelque 10 minutes plus tard. La radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz s'est activée au moment de l'impact.

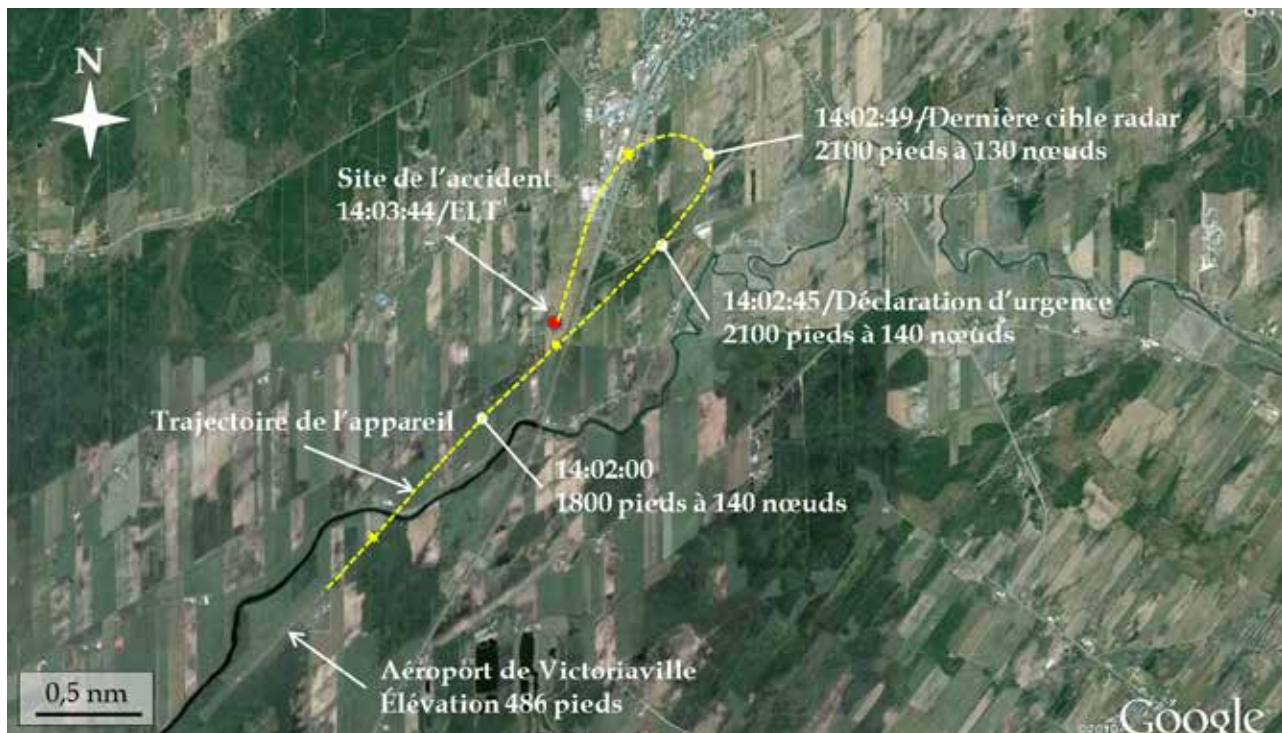
This report is also available in English.

Renseignements de base

Déroulement du vol

Le Piper PA-34-200 (immatriculation C-GNAS, numéro de série 34-7350133) décolle de l'aéroport de Trois-Rivières (Québec) avec 2 pilotes à son bord pour effectuer un vol d'entraînement aux instruments. L'élève-pilote (le pilote), assis dans le siège gauche, est aux commandes. Le pilote effectue la procédure d'approche aux instruments RNAV (GNSS)¹ RWY 06 à l'aéroport de Victoriaville (Québec). L'élève-pilote exécute une remontée après une approche interrompue, en vue de faire un circuit d'attente au point de cheminement LESOS. À 14 h 1 min 44 s², à 1600 pieds en montée pour 4000 pieds, l'instructeur se rapporte au centre de contrôle (ACC). Environ 1 minute plus tard, à une altitude approximative de 2100 pieds, le moteur droit subit un bris catastrophique et des flammes engouffrent le fuseau-moteur. Une épaisse fumée envahit rapidement le poste de pilotage. L'instructeur prend les commandes sur-le-champ et exécute de mémoire les items de la liste de vérifications d'urgence incendie moteur. À 14 h 2 min 45 s, le pilote déclare une urgence et signale son intention d'atterrir. L'ACC alerte le Centre conjoint de coordination de sauvetage (JRCC) et appelle le répartiteur au 911, qui alerte le Service de sécurité incendie de Victoriaville et la Sûreté du Québec. L'ACC tente ensuite, en vain, de communiquer avec les occupants de l'appareil.

Figure 1. Trajectoire de l'appareil en cause après l'approche interrompue (source : Google, avec annotations du BST)



¹ RNAV s'entend de la navigation de surface; GNSS s'entend du système de géolocalisation et de navigation par satellite.

² Les heures sont exprimées en heure avancée de l'Est (temps universel coordonné moins 4 heures).

Le PA-34-200 fait demi-tour vers l'aéroport (figure 1). La fumée se dissipe lorsque le pilote ouvre sa fenêtre et que l'instructeur entrouvre sa porte. Au même moment, des flammes provenant du côté droit de l'aéronef apparaissent aux pieds de l'instructeur et embrasent son pantalon. L'instructeur redonne aussitôt les commandes au pilote, l'intimant d'atterrir d'urgence alors qu'il tente d'éteindre ses vêtements avec ses mains. De la fumée envahit de nouveau la cabine, rendant la respiration des pilotes difficile et obstruant leur vue. Le pilote décide d'atterrir droit devant, dans un champ. L'instructeur s'évanouit pendant la descente. Le feu s'éteint de lui-même, faute de combustible. À la hauteur des arbres, le pilote effectue l'arrondi pour atterrir. Le bimoteur percute le sol puis rebondit avant de s'immobiliser sur le dos à quelque 435 pieds du point d'impact initial.

Renseignements météorologiques

Il n'y a aucune station météorologique à Victoriaville. Les conditions météorologiques étaient propices au vol à vue au moment de l'accident. Le système automatisé d'observation météorologique de Sherbrooke (Québec) situé à 42 milles marins (nm) du site de l'accident, rapportait des vents soufflant du sud-ouest à 11 nœuds avec des rafales à 19 nœuds, une visibilité de 9 milles terrestre (sm) et un plafond de 3700 pieds au-dessus du niveau la mer (asl). Les renseignements obtenus indiquent que les mêmes conditions régnaient à Victoriaville. Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme un facteur dans l'événement.

Renseignements sur le personnel

L'instructeur, qui était le commandant de bord, possédait une licence de pilote professionnel avion monomoteur et multimoteur valide, avec une qualification d'instructeur de classe 1 et une qualification de vol aux instruments. L'instructeur totalisait plus de 2000 heures de vol, dont environ 105 heures sur le PA-34-200 et 1300 heures à titre d'instructeur. L'élève-pilote possédait une licence de pilote privé avion valide, et était en voie d'obtenir une licence de pilote professionnel avion ainsi qu'une qualification multimoteur et une qualification de vol aux instruments. L'élève-pilote totalisait près de 195 heures de vol, dont 15 heures sur le PA-34-200.

Renseignements sur la compagnie

Au moment de l'événement, Nadeau Air Service Inc. exploite un service de taxi aérien commercial (aux termes de la sous-partie 703 du *Règlement de l'aviation canadien* [RAC]) et une école de pilotage à partir d'un parc aérien constitué de 10 aéronefs, soit cinq Cessna 172, trois Cessna 150, un Piper PA-34-200 et un PA-31-350

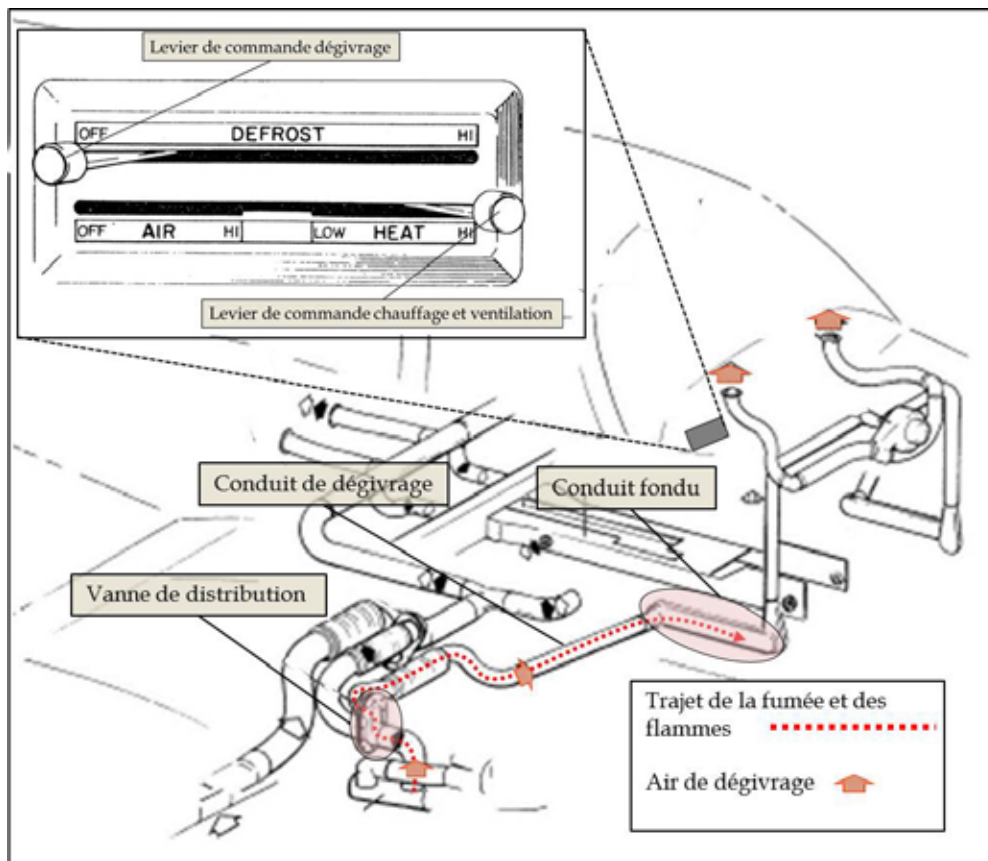
Renseignements sur l'aéronef

Construit en 1973, l'aéronef C-GNAS est un avion bimoteur (les moteurs sont des Lycoming IO-360-C1E6) qui totalise environ 10 255 heures de vol au moment de l'accident. Il était principalement utilisé par l'école de pilotage Nadeau Air Service Inc. pour offrir une formation de vol aux instruments (IFR) et une formation de vol sur bimoteur.

Circuit de chauffage, ventilation et dégivrage

L'air extérieur est acheminé dans un échangeur de chaleur monté sur le collecteur d'échappement de chacun des moteurs. Cet air est prélevé pour fournir une source d'air chaud servant au fonctionnement du circuit de chauffage et de dégivrage. L'air s'écoule ensuite vers une vanne de distribution située devant la cloison pare-feu des moteurs. La vanne de distribution est contrôlée par le sélecteur de réglage de chaleur et de dégivrage placé à droite du tableau de bord (figure 2). L'air provenant de la vanne de distribution, destiné au dégivrage, circule dans un réseau autonome de gaines et de conduits et pénètre dans le poste de pilotage par l'intermédiaire d'évents situés de part et d'autre du pare-brise. Le levier de commande dégivrage règle l'écoulement d'air en actionnant un clapet dans la vanne de distribution par l'entremise d'un câble³.

Figure 2. Circuit de chauffage, ventilation et dégivrage du PA-34-200



Le circuit de ventilation est conçu de façon à ce que la vanne de distribution empêche l'infiltration de la fumée dans le poste de pilotage et la cabine. Des anomalies telles que des fuites d'huile peuvent parfois laisser s'infiltrer des contaminants, comme l'huile moteur, dans le circuit de prélèvement d'air. La pyrolyse de ces contaminants peut engendrer de la fumée et des odeurs dans le circuit d'approvisionnement d'air de chauffage et de dégivrage.

³ Il s'agit d'un câble souple, glissant dans une gaine souple. Les 2 extrémités du câble relient le levier de commande au clapet.

Procédure en cas de feu moteur en vol

Le PA-34-200 n'est ni équipé d'un système d'alarme incendie moteur ni d'un circuit d'extinction d'incendie moteur, et la réglementation en vigueur n'exige pas qu'il le soit.

Les membres de l'équipage sont entraînés à prendre les mesures stipulées dans la liste de vérifications Incendie moteur en vol (figure 3) lorsqu'ils constatent la présence d'un incendie moteur.

La procédure, que les pilotes doivent exécuter de mémoire, nécessite que certaines mesures soient prises immédiatement. Les premières mesures de cette liste de vérifications consistent à : fermer le robinet d'arrêt carburant, couper les gaz, mettre l'hélice en drapeau, régler la commande de mélange sur la position étouffoir, et fermer l'entrée d'air pour le chauffage et le dégivrage. Ces mesures visent à couper l'alimentation en huile et en carburant sous pression vers le compartiment moteur, de manière à couper le moteur touché et à le sécuriser. Elles permettent également d'éviter la propagation du feu et de la fumée dans la cabine par les conduits d'air de chauffage et de dégivrage.

Figure 3. Procédure incendie moteur / liste de vérifications en cas d'urgence de la compagnie

Engine fire in flight.	
★ 1. Fuel selector	_____ off
★ 2. Throttle	_____ closed
★ 3. Propeller	_____ feathered
★ 4. Mixture	_____ idle cut-off
★ 5. Heater, defroster	_____ off
★ 6.	Land as soon as possible.
★ 7. If fire persist	_____ increase blow-out _____ emergency descent page 14
★ 8.	Land as soon as possible.
★ 9. If fire out	_____ engine securing _____ procedures completed page 6

Hélices

L'hélice du moteur défectueux doit être mise en drapeau manuellement en tirant sur la manette de commande des hélices de ce moteur. Les hélices sont munies d'un verrou qui empêche la mise en drapeau lorsque le régime moteur est inférieur à 800 tours/minute (T/M). En conséquence, si la mise en drapeau d'une hélice est requise, le pilote doit tirer sur la manette de commande de l'hélice jusqu'au cran d'arrêt arrière avant que le régime moteur passe en deçà de 800 T/M.

Inspection et dossiers de maintenance de l'aéronef

Au moment de l'accident, Nadeau Air Service Inc. avait confié la maintenance de ses aéronefs à Nadeau Mécanique Aviation Inc., un organisme de maintenance agréé (OMA). Nadeau Air Service Inc. était le principal client de cet OMA.

Les moteurs étaient entretenus conformément à l'Avis de navigabilité, édition 3, daté du 18 décembre 1997. L'avis de navigabilité aurait dû être remplacé par l'édition 4, datée du 31 mars 2005, aux termes du programme d'assurance de la qualité de la compagnie, afin que le calendrier d'entretien et les critères d'inspection du moteur demeurent à jour.

La dernière inspection de l'appareil remontait au 27 septembre 2012⁴. L'inspection périodique de phase I⁵ avait été effectuée conformément au calendrier d'entretien approuvé par Transports Canada (TC). Aucune anomalie du moteur droit n'a été consignée au carnet de route de l'aéronef. Des renseignements obtenus dans le cadre de l'enquête indiquent qu'un dépôt non métallique avait été observé dans le filtre à huile du moteur. Le responsable de la maintenance avait alors décidé d'examiner le filtre après 10 heures de vol.

On a également constaté que selon les feuilles d'inspection, l'examen du circuit de chauffage, ventilation et dégivrage effectué par le technicien n'a révélé aucune anomalie. Cependant, l'enquête a établi que les procédures recommandées par Piper pour la vérification du circuit n'ont pas été respectées. Lors de l'inspection, la position des leviers de commande et celle des clapets situés sur les vannes de distribution n'ont pas été corroborées.

Consignation des anomalies

Les dossiers de maintenance relatifs à C-GNAS indiquent que l'aéronef n'était pas entretenu conformément au RAC. L'examen des carnets de route de l'aéronef et des bons de travail a révélé que les anomalies n'y étaient pas systématiquement consignées. Les anomalies étaient signalées verbalement au personnel de maintenance. Le directeur de la maintenance notait les anomalies dans le carnet de route de l'aéronef une fois les correctifs apportés. Notamment, la mise hors service du pilote automatique, le fonctionnement erratique du système de positionnement mondial (GPS) et une fuite d'huile observée sur le capot du moteur droit lors du vol précédant l'accident n'ont pas été consignés dans le carnet de route de l'aéronef comme le stipule le RAC⁶. La dernière anomalie rapportée dans le carnet de route de l'appareil par le personnel navigant remontait au 14 décembre 2006.

Historique de maintenance du moteur droit

Le 10 octobre 2009, les moteurs et les hélices de l'appareil ont été endommagés après l'affaissement du train avant lors d'un atterrissage. À la suite de l'accident, les 2 moteurs ont été révisés par Aéro Performance Moteur Inc.^{7, 8} Plusieurs composants des moteurs ont été remplacés, et les carters ont été acheminés chez Divco Inc.⁹ pour des essais non destructifs.

Divco Inc. a réparé par soudage 3 fissures situées sur le carter en périphérie du cylindre n° 2 du moteur droit. Lycoming ne recommande pas la réparation par des tiers de zones critiques en raison de la difficulté à obtenir une soudure saine. Les réparations du carter étaient partiellement documentées; entre autres, les documents concernant la taille des défauts, leur emplacement et la quantité de matériau enlevée ont été détruits après 2 ans. De plus, en

⁴ L'aéronef cumulait 10 246,7 heures de vol au moment de l'inspection, et 8, 5 heures de vol additionnelles avant l'accident.

⁵ Une inspection de phase I est effectuée après chaque période de 50 heures de vol.

⁶ *Règlement de l'aviation canadien (RAC) 605, Annexe I – Carnet de route, articles 6, 9 et 10.*

⁷ La révision des moteurs a été terminée 435 heures de vol avant l'accident.

⁸ Aéro Performance Moteur Inc. appartient au propriétaire de Nadeau Air Service Inc., et est géré par le directeur de maintenance de Nadeau Air Service Inc.

⁹ Divco Inc., situé à Tulsa (Oklahoma), aux États-Unis, est un atelier de réparation agréé par la Federal Aviation Administration (FAA), et détient le certificat n° DB2R762K (Certified Repair Station) en vertu de cet agrément.

raison de droit de propriété, les informations ayant trait aux méthodes et aux matériaux de réparations n'ont pas été fournies au Bureau de la sécurité des transports (BST). En conséquence, on n'a pu établir si les réparations ont été effectuées en conformité avec la circulaire d'information de la Federal Aviation Administration (FAA) AC 33-6 : *Weld Repair of Aluminium Crankcases*¹⁰.

Les goujons et les boulons traversants des cylindres ont été déposés puis remis en place par Divco. La description des travaux¹¹ ne fait pas état de leur condition. Le bulletin de service obligatoire de Lycoming, *Mandatory Parts Replacement at Overhaul and During Repair or Maintenance* (No. 240W), ne spécifie aucune action de maintenance concernant les goujons et les boulons traversants.

Le 10 novembre 2010¹², le cylindre n° 2 du moteur droit a été remplacé suite à une baisse importante de régime moteur lors de la vérification magnéto.

Le 11 septembre 2012¹³, suite à une inspection Phase I de l'appareil, on a dû remplacer un goujon fracturé du cylindre n° 1.

Le 12 octobre 2012, lors du vol qui a précédé le vol ayant mené à l'accident, le pilote du C-GNAS a observé une traînée d'huile sur le capot latéral intérieur du moteur droit. L'équipage a réduit la puissance et a atterri sans autre problème. Le pilote a communiqué verbalement l'incident au responsable de la maintenance de la compagnie. Les cache-soupapes ont été resserrés, les capots moteur ont été nettoyés et le niveau d'huile a été vérifié. Il n'y a eu ni point fixe, ni vol de maintenance à la suite de la vérification. Le responsable de la maintenance a alors décidé de vérifier le moteur après le prochain vol. Ni la fuite d'huile ni les mesures correctives n'ont été inscrites dans les carnets de route de l'aéronef.

Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Site de l'accident

Le C-GNAS a effectué un atterrissage forcé dans un champ situé à 1,8 nm du bout seuil de la piste 06 et 700 pieds à gauche de l'axe de prolongement de la piste. Le nez de l'appareil a heurté violemment le sol sur un cap approximatif de 213° magnétique (M) incliné sur la gauche. L'épave reposait à une distance de 435 pieds du premier point d'impact. Après avoir frappé le sol, l'appareil a rebondi et a repris l'air sur une distance d'environ 200 pieds. Il a percuté le sol à nouveau, s'est renversé et a glissé sur une distance de 235 pieds avant de s'immobiliser.

À la hauteur du premier point d'impact, l'hélice gauche a laissé 4 marques dans le sol sur une distance de 7 pieds. De nombreux débris étaient répartis de part et d'autre de la trajectoire de dislocation de l'aéronef.

¹⁰ Un atelier de réparation doit se conformer entre autres à la circulaire d'information AC 33-6 afin d'être agréé par la FAA.

¹¹ Le bon de travail de Divco Inc. n° 100905 émis le 21 octobre 2009.

¹² 85,8 heures de vol après la révision du moteur.

¹³ Le remplacement du goujon a été effectué 20 heures de vol avant l'accident.

Examen de l'épave

L'aéronef s'est immobilisé perpendiculairement à la trajectoire d'impact. L'aile gauche est en partie sectionnée du fuselage; des fils électriques et des câbles de contrôle de vol la relient à l'épave. Le nez de l'appareil s'est désintégré lors de la séquence d'impact. L'aile droite est attachée au fuselage. Le suivi des commandes de vol n'a montré aucune anomalie préexistante à l'écrasement. Le train d'atterrissage était sorti au moment de l'impact et s'est arraché. Les volets étaient rentrés.

Le moteur droit est séparé de l'aile. Le cylindre n° 2 est arraché et se trouve à 10 pieds de l'épave. Le piston n° 2 n'a pas été retrouvé. Les carénages du moteur sont éparpillés sur le site de l'accident.

Les manettes des commandes de propulsion étaient à la position avancée, sauf la manette de puissance du moteur gauche, qui était légèrement reculée. Ni l'une ni l'autre des 2 hélices n'avait été mise en drapeau. Les pales des 2 hélices tendaient vers la position petit pas. Le sélecteur de réservoirs du moteur gauche était à la position « ON » et le sélecteur de réservoirs du moteur droit était à la position « OFF ». (Il importe toutefois de préciser que les manettes ont pu se déplacer lors de la séquence d'écrasement.) Les disjoncteurs étaient tous enclenchés. L'extincteur situé entre les 2 sièges des pilotes était encore retenu à son support. Bien que la goupille de sécurité ne fût plus en place, l'extincteur n'a pas été utilisé. Les sièges, les ceintures de sécurité et les baudriers étaient intacts.

Après l'examen sur place, l'épave a été transportée au Laboratoire du BST à Ottawa aux fins d'examen plus approfondi.

Examen des moteurs

On a examiné les 2 moteurs afin de déterminer l'état de fonctionnement du moteur gauche et la cause de la panne du moteur droit.

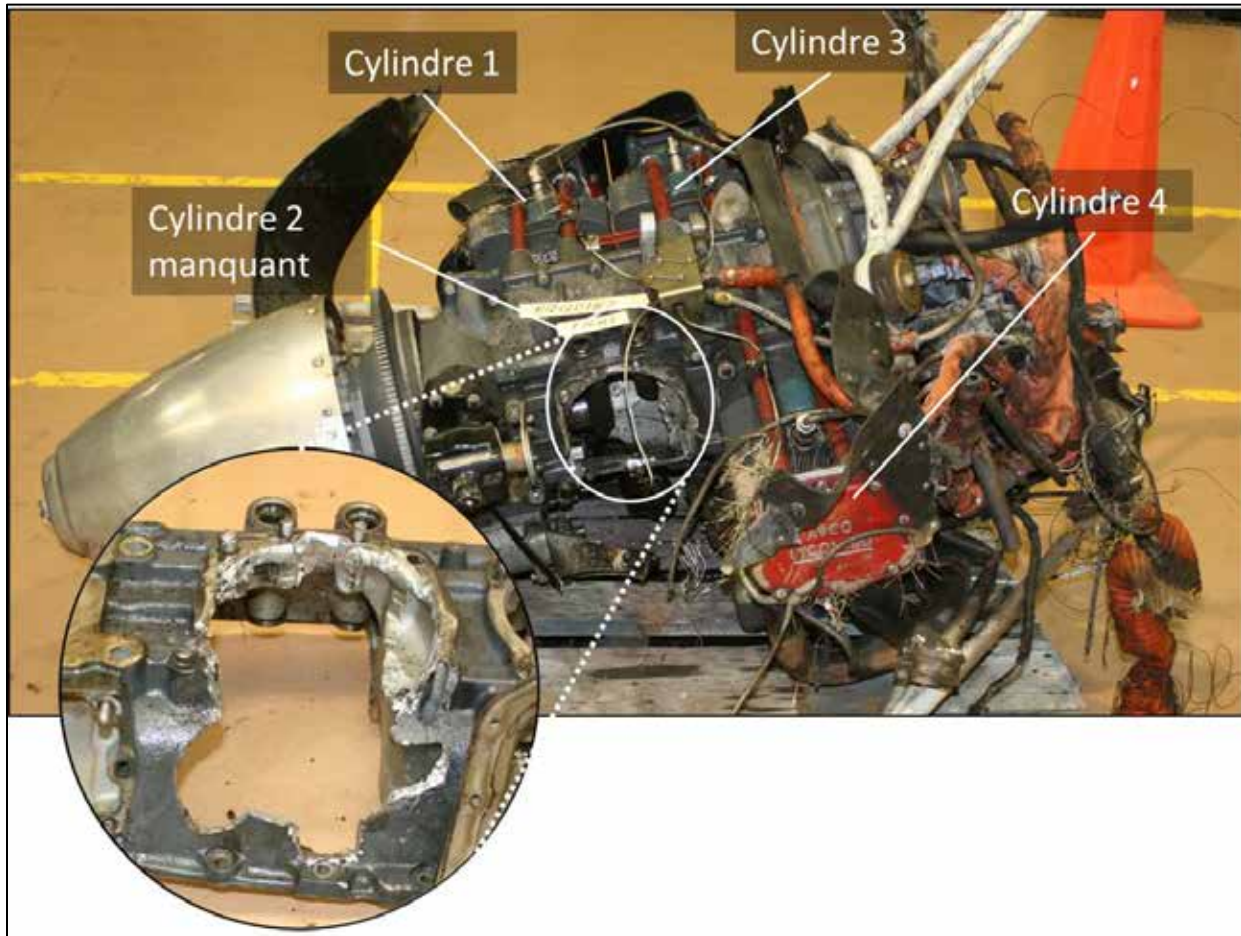
Moteur gauche

Les dommages relevés sur le moteur gauche sont typiques d'un moteur qui tourne au moment de l'impact. Son examen n'a révélé aucune anomalie préexistante à l'accident.

Moteur droit

Le cylindre n° 2 était séparé du moteur. Une partie du socle de montage du cylindre n° 2 ainsi que les goujons 3, 7, et 8 étaient manquants (figure 4). Les goujons restants du cylindre n° 2 étaient fracturés. La partie fracturée des goujons ainsi que leurs écrous étaient manquants.

Figure 4. Moteur droit



La précharge est la tension que crée le couple de serrage sur le boulon lors de l'installation. En l'espèce, les écrous utilisés pour installer les cylindres sur le carter étaient des écrous ordinaires. Avec les écrous de ce type, on se fie uniquement à la force de friction des filets et des surfaces en contact pour prévenir la perte de précharge résultant des vibrations causées par le fonctionnement¹⁴.

Entre autres, l'examen du moteur a révélé ce qui suit :

- Les couples de serrage des écrous des goujons des cylindres n° 1, 3 et 4 étaient normaux¹⁵.
- Tous les goujons du cylindre n° 2 qui ont été retrouvés¹⁶ ont cédé en raison de fissures de fatigue.
- Les goujons ne présentaient aucune anomalie de fabrication; le matériau des goujons était conforme aux spécifications de Lycoming.

¹⁴ Rapport de laboratoire LP227/2012 du BST.

¹⁵ Le couple de serrage de certains écrous était légèrement inférieur à la norme en raison des dommages secondaires subis lors de l'accident.

¹⁶ Les goujons no 3, 7 et 8 n'ont pas été retrouvés.

- On a observé de l'usure de contact sur les surfaces de liaison du carter et du cylindre n° 2.
- Le filtre du carburant cellule du moteur droit contenait une grande quantité de débris.

L'examen métallurgique des composants du moteur droit a permis de cerner des défauts reliés aux soudures de réparation du carter. Les anomalies suivantes ont été constatées :

- Une fissure de fatigue était présente dans le trou du boulon traversant n° 2 du cylindre n° 2. La fissure de fatigue a débuté dans une zone de soudure sur la surface du carter.
- Une porosité excédant la limite d'acceptation maximale établie par Lycoming se trouvait sur la surface de contact du carter droit, près du boulon traversant n° 2.
- La mesure de dureté du carter était soit à la limite inférieure de l'indice de dureté établie par Lycoming, soit légèrement sous cette limite. La mesure de dureté des zones réparées était moindre que celle des zones non réparées. Les zones de carter réparées étaient sujettes à la fatigue parce que leur dureté était moindre¹⁷.
- Aucun indice de détonation ou de blocage hydraulique n'a été observé dans la chambre de combustion du cylindre n° 2.

Alertes destinées au milieu de l'aviation générale concernant les carters réparés par soudure

La FAA et la Civil Aviation Safety Authority (CASA) de l'Australie ont émis des alertes concernant des problèmes reliés aux carters des moteurs à cylindres opposés à plat de Lycoming réparés par soudure autour du cylindre du carter ou près de ceux-ci. Les alertes ont pour but de sensibiliser les exploitants et le personnel de maintenance à propos des problèmes observés et elles formulent des recommandations pour favoriser la détection de bris moteur potentiellement catastrophiques.

En outre, en mai 1989, la FAA a émis une alerte¹⁸ faisant état des problèmes reliés aux carters réparés par soudure. Le document relate 2 événements lors desquels la séparation d'un cylindre du carter a provoqué un arrêt moteur suite à des fissures de fatigue près des trous des goujons ou à l'intérieur de ceux-ci. L'alerte recommande la vérification des goujons et boulons des cylindres.

Le 19 avril 2013, CASA a émis le bulletin de navigabilité n° AWB 85-015 (annexe A)¹⁹ après avoir reçu des rapports faisant état de bris et de fissures près des goujons et des boulons traversants de cylindres sur des carters réparés par soudure. Le bulletin énonce 6 recommandations qui ont trait aux méthodes de réparation, à la documentation des réparations, à la vérification post-réparation et aux indices susceptibles de signaler une anomalie.

¹⁷ ASM International, *Metals Handbook*, 10^e édition, volume 2 *Properties and Selection of Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, 1990, tableau 22, page 164.

¹⁸ Federal Aviation Administration (FAA), *General Aviation Alerts*, AC 43-16, alerte n° 130, mai 1989.

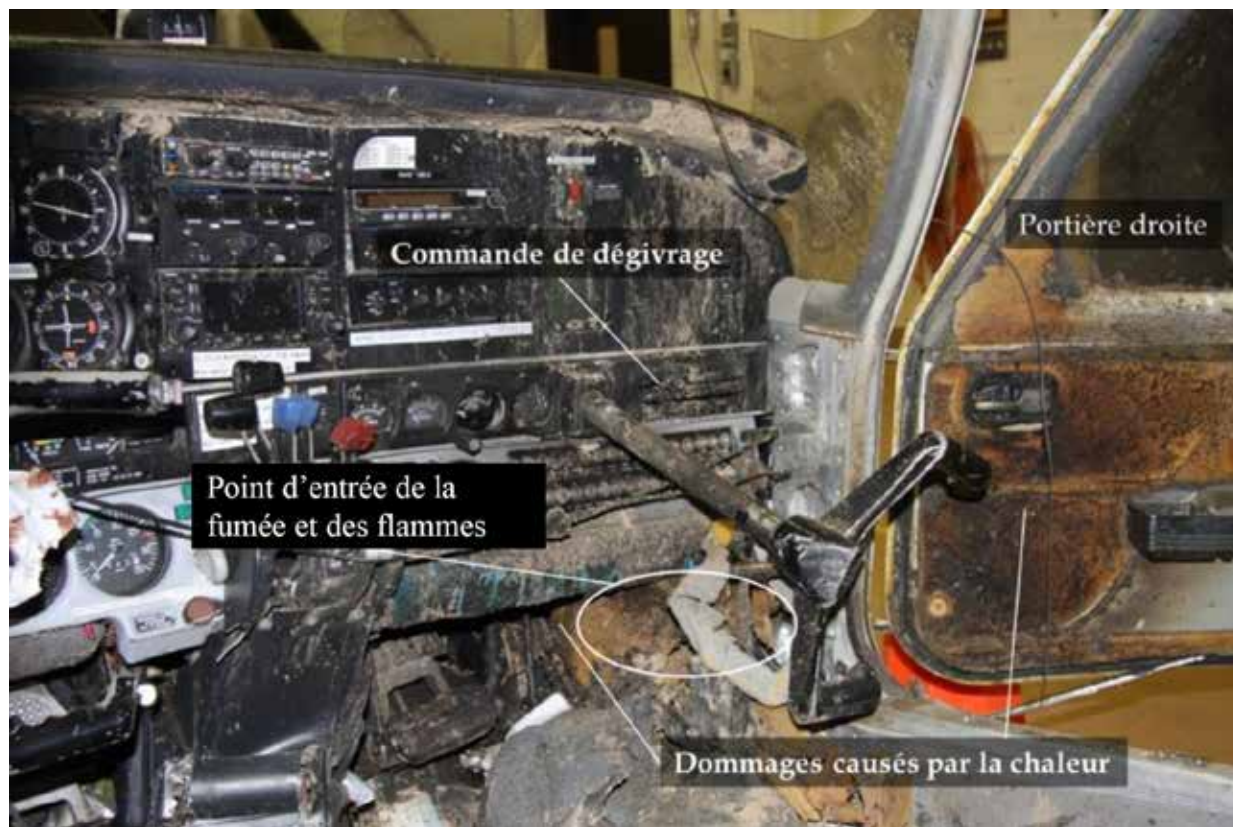
¹⁹ Les bulletins de navigabilité australiens sont de nature non réglementaire.

Dommmages causés par l'incendie moteur

On a examiné les dommages causés par l'incendie moteur dans le poste de pilotage, dans le circuit de dégivrage et de chauffage et dans le fuseau-moteur.

Les dommages dans le poste de pilotage indiquent que l'incendie s'est concentré dans l'espace situé aux pieds du pilote (du côté droit), à l'avant de la portière droite et derrière le tableau de bord (figure 5). L'incendie n'a pas traversé le revêtement du fuselage à quelque endroit que ce soit. On a relevé des dépôts de suie sur la surface intérieure de certains éléments dans la zone de l'incendie. L'incendie a été en partie alimenté par des documents de vol se trouvant dans une pochette située sur la paroi droite du fuselage, aux pieds du pilote. Le matelas isolant situé à la hauteur où le conduit d'air de dégivrage bifurque à angle droit vers le haut présentait les plus graves dommages causés par la chaleur; le conduit en thermoplastique était presque entièrement fondu. Une partie du matelas isolant placé directement contre le revêtement de la portière droite était calcinée.

Figure 5. Dommages causés par le feu dans le poste de pilotage



Examen du circuit de chauffage, ventilation et dégivrage

Afin de documenter et d'établir le trajet emprunté par la fumée et le feu, le circuit de chauffage, ventilation et dégivrage de l'appareil a été envoyé au Laboratoire du BST aux fins d'examen. On a constaté que les leviers de commande dégivrage et chauffage étaient placés légèrement à droite de la position « OFF » et qu'ils pouvaient être déplacés librement.

Les composants du circuit de chauffage ne présentaient aucune particularité : il n'y avait pas de dépôt de suie dans les conduits, les clapets étaient fermés, et les câbles de commande étaient reliés aux clapets.

Par ailleurs, le circuit de dégivrage présentait les anomalies suivantes :

- Les câbles de commande droit et gauche reliés au levier de commande n'étaient pas attachés à leur clapet.
- La gaine du câble de commande droit avait une courbe serrée à la jonction de l'aile et de la nacelle moteur et le câble coulissant avait une courbe serrée près du levier de commande qui entravait son mouvement et le déplacement du clapet.
- L'extrémité du câble coulissant du câble de commande droit était complètement enduite de suie.
- Les clapets étaient ouverts²⁰.
- La répartition géométrique de la suie sur le clapet droit indique qu'il était ouvert pendant l'incendie moteur.
- Les conduits de dégivrage droit présentaient un dépôt de suie important sur leur face interne.
- Le carénage en fibre de verre de la vanne de distribution était en grande partie consommé par le feu.
- L'évent de dégivrage droit dans le poste de pilotage était partiellement bloqué par du ruban adhésif.

Rapports du Laboratoire du BST

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

- LP214/2012 - iPhone Analysis Project Summary [Examen du iPhone]²¹
- LP227/2012 - Engine and Propeller Examination [Examen des moteurs et des hélices]
- LP228/2012 - Fire Examination [Examen de l'incendie]

Ces rapports peuvent être obtenus du BST sur demande.

²⁰ Normalement, les clapets sont fermés quand le levier de commande est à la position « OFF ».

²¹ Aucune information pertinente au vol n'a été enregistrée sur l'iPhone.

Analyse

Suite à une procédure d'approche aux instruments à l'aéroport de Victoriaville (Québec), l'équipage a été confronté à une panne du moteur droit et à un incendie qui s'est déclaré dans le fuseau-moteur lors d'une approche interrompue. Le cylindre n° 2 du moteur droit a subi un bris catastrophique qui a permis à l'huile moteur sous pression d'asperger le compartiment moteur. L'huile moteur s'est ensuite enflammée, sans doute au contact de la tubulure d'échappement. Par la suite, la fumée et les flammes se sont propagées au poste de pilotage, obstruant la vision des pilotes et infligeant des brûlures graves au commandant de bord.

Panne du moteur droit

La panne du moteur a été causée par la séparation du cylindre n° 2 à la suite de la rupture par fatigue de ses goujons de serrage. Tous les autres dommages observés sur les composants du moteur droit sont survenus après la séparation du cylindre.

Il a été établi qu'une précharge inadéquate est la principale cause de rupture par fatigue des pièces de fixation techniques. Une diminution de la précharge donne lieu à une augmentation des variations de charge auxquelles sont assujetties les fixations. Si la diminution de la précharge est assez marquée, la charge cyclique à laquelle est assujettie la fixation peut excéder sa limite de tolérance, entraînant une rupture par fatigue.

Une précharge inadéquate peut résulter de l'application d'un couple de serrage insuffisant au moment de l'installation, d'un auto-desserrage durant le fonctionnement ou d'une combinaison de ces facteurs. L'auto-desserrage des fixations résulte habituellement de vibrations, mais d'autres facteurs, tels que la flexion d'éléments joints, les glissements transversaux et les cycles thermiques, peuvent aussi entraîner le desserrage des joints.

La rupture par fatigue des goujons du cylindre n° 2 est probablement survenue à la suite d'une précharge insuffisante d'un des goujons. Il n'a toutefois pas été possible d'établir si l'insuffisance résultait de l'application d'un couple de serrage inadéquat au moment de l'assemblage ou d'un desserrage survenu lors du fonctionnement.

Le carter comportait une fissure de fatigue dans le trou du goujon n° 2. Cette fissure de fatigue s'est propagée à partir d'une zone de soudure à la surface du carter. L'examen métallurgique a démontré que la dureté des parties réparées était moindre que celle spécifiée par le fabricant et qu'elles contenaient des défauts de soudage, ce qui les aurait rendues plus sujettes à la fatigue. La fissure de fatigue du trou de goujon n° 2 ainsi qu'une porosité sur la surface de contact pourraient avoir contribué au relâchement du couple de serrage du boulon traversant n° 2. En l'espèce, le relâchement du couple de serrage, qui a réduit la précharge dans ce goujon, a finalement causé une fissure de fatigue du goujon et le bris de celui-ci.

Divco Inc. n'a pas été en mesure de fournir tous les renseignements exigés par la circulaire d'information AC 33-6 de la Federal Aviation Administration (FAA), qui auraient permis de retracer l'historique des réparations exécutées. En conséquence, l'ensemble des activités visant à s'assurer que le contrôle de la qualité a bien été effectué ne peut être évalué. Le processus de

contrôle de la qualité de Divco Inc. n'a pas permis de déceler des anomalies existantes au terme des travaux effectués sur le carter du moteur droit²².

La zone réparée comportait des défauts qui excédaient les spécifications du motoriste²³ et qui ont mené à la formation d'une fissure de fatigue sur le carter. Il se peut que la réparation du carter et les procédures de contrôle de la qualité inefficaces aient augmenté le risque d'un bris moteur.

Bien que les risques associés aux soudures de réparation des carters soient connus de la Australian Civil Aviation Safety Authority (CASA), la FAA et Lycoming, des ateliers approuvés par la FAA peuvent tout de même effectuer de telles réparations. De plus, le risque d'un bris moteur augmente puisqu'il n'est pas requis de vérifier le couple de serrage lors des inspections périodiques. En conséquence, les aéronefs équipés d'un moteur dont les carters ont été réparés par soudure présentent un risque accru de subir une panne moteur.

Lors du vol précédant l'accident, les pilotes ont observé une traînée d'huile sur le capot interne du moteur droit. Cependant, ni l'anomalie ni les travaux de maintenance corrective qu'elle a suscités n'ont été notés dans le carnet de bord de l'appareil. On ne sait si la fuite d'huile provenait d'une fissure du carter, ou du socle de montage du cylindre n° 2. Il est possible que la fuite d'huile ait précédé la séparation du cylindre n° 2, compte tenu de sa proximité avec l'événement et de son emplacement²⁴. Après avoir nettoyé le moteur, le directeur de maintenance a décidé de vérifier le moteur après le prochain vol. Toutefois, il aurait été prudent de cerner l'origine de la fuite d'huile avant la remise de l'aéronef en service.

Gestion de l'urgence

Étant donné que les compartiments moteur du PA-34-200 ne sont pas munis d'un circuit d'extinction incendie, les flammes alimentées par l'huile moteur n'ont pu être circonscrites. Elles se sont éteintes lorsque le combustible s'est épuisé²⁵. Par ailleurs, l'exécution des items de la liste de vérification d'urgence a interrompu l'approvisionnement en carburant du moteur, limitant ainsi l'intensité de l'incendie et isolant la cabine des produits de combustion et des flammes. Les flammes et la fumée se sont propagées au poste de pilotage bien que l'instructeur ait déplacé les leviers de commande de dégivrage et de chauffage à la position « OFF ».

Progression de la fumée et du feu vers le poste de pilotage à partir du côté droit

Les dépôts de suie observés dans le circuit de ventilation indiquent que la fumée et les flammes ont pénétré dans la cabine en progressant dans les gaines et conduits du circuit de dégivrage du côté droit. La fumée s'est d'abord propagée dans la cabine par les événements, puis par l'orifice créé par les flammes dans la paroi droite de la cabine, aux pieds de l'instructeur.

²² Une porosité excédant les spécifications du motoriste était visible à l'œil nu.

²³ Lycoming Process Specification LPS-568.

²⁴ La traînée d'huile se trouvait du même côté que le cylindre n° 2.

²⁵ L'incendie s'est éteint lors de la descente d'urgence.

On a noté des anomalies importantes sur le circuit de dégivrage. L'examen du circuit a permis d'établir que les 2 câbles de commande n'étaient pas reliés aux clapets situés sur les vannes de distribution droite et gauche et que les clapets étaient ouverts. De plus, la courbe serrée dans le câble de commande droit empêchait le câble souple de glisser dans la gaine et de déplacer le clapet. Le fait que le clapet gauche était ouvert alors que le levier de commande de dégivrage était à la position « OFF » peut laisser penser que le câble était détaché avant que l'incendie moteur se produise. Il n'est toutefois pas possible de le confirmer. Il se peut que le câble se soit détaché du clapet à cause des déformations structurales subies par l'appareil lors de l'impact.

On a écarté la possibilité que le câble de commande droit se soit détaché du clapet lors de la séquence d'impact en raison du dépôt de suie qui enduisait complètement le câble souple dans le compartiment moteur. Si le câble s'était détaché à la suite de l'impact, on n'aurait pas observé de suie à l'endroit où il était relié au clapet. De plus, la répartition géométrique de la suie sur le clapet droit indique qu'il était ouvert pendant l'incendie. C'est pourquoi, bien que le pilote ait placé le levier de commande de dégivrage à la position « OFF » dès les premiers instants de la panne moteur, la fumée et les flammes générées par la combustion de l'huile ont pu progresser dans les gaines et conduits du circuit de dégivrage et atteindre le poste de pilotage.

Entretien et vérification du circuit de chauffage, ventilation et dégivrage

Il n'a pas été possible de déterminer de manière concluante à quel moment les anomalies observées sur le câble de commande droit se sont produites. Toutefois, la vérification du circuit de chauffage, ventilation et dégivrage lors de la dernière inspection avant le vol (soit 9 heures de vol avant l'accident) n'a pas été accomplie selon les procédures recommandées par l'avionneur. L'inspection telle que pratiquée ne permettait pas d'établir si le circuit fonctionnait correctement, puisque la position du levier de commande et la position du clapet n'ont pas été corroborées.

À de rares exceptions près, un incendie moteur, bien qu'étant une grave situation d'urgence, peut être maîtrisé par l'exécution de la procédure d'urgence recommandée. Au cours d'une situation de détresse, le bon fonctionnement des systèmes requis dans l'exécution des procédures d'urgence est crucial au déroulement subséquent du vol. Le personnel de maintenance doit effectuer les travaux d'entretien en conformité avec les procédures recommandées par l'avionneur.

Le mauvais fonctionnement du circuit de dégivrage a aggravé l'état des choses et provoqué une situation d'urgence extrême nécessitant un atterrissage immédiat dans un champ. Les conditions dans le poste de pilotage se sont détériorées très rapidement. Les flammes et la fumée ont immédiatement affecté les 2 pilotes. Outre la dégradation des conditions de visibilité dans le poste de pilotage, le monoxyde de carbone présent dans la fumée était en voie de provoquer une grave hypoxie chez les membres d'équipage et de les rendre incapables d'exercer leurs fonctions. D'ailleurs, l'instructeur a dû renoncer au pilotage de l'appareil afin d'éteindre son pantalon puis a perdu connaissance dans les instants subséquents. Pendant ce temps, le pilote, qui était aux commandes, avait de la difficulté à respirer et à discerner l'aire d'atterrissage. L'appareil a heurté le sol brutalement parce que la fumée a gêné la faculté de perception sensorielle du pilote, qui ne pouvait pas distinguer les objets avec la clarté nécessaire au succès d'un atterrissage.

Bien que l'instructeur ait exécuté la procédure d'urgence en cas d'incendie et tiré sur la manette de commande de l'hélice jusqu'à la position de mise en drapeau, l'hélice droite n'était pas en drapeau au moment de l'impact²⁶. Le bris catastrophique du cylindre n° 2 a provoqué une diminution rapide du régime moteur en deçà de la limite de mise en drapeau, annulant l'efficacité de la procédure d'urgence²⁷.

Consignation des anomalies

Les dossiers de maintenance relatifs à C-GNAS suggèrent que l'aéronef était entretenu conformément à la réglementation en vigueur. Toutefois, les anomalies n'étaient pas systématiquement consignées dans le carnet de route de l'aéronef. Par exemple, la maintenance de l'aéronef à la suite d'une fuite d'huile observée sur le moteur droit lors du vol précédant l'accident n'a pas été consignée dans le carnet de route de l'aéronef, contrairement aux exigences réglementaires. Un manque de rigueur dans l'inscription des anomalies et des travaux de maintenance entraîne l'impossibilité de déterminer les conditions exactes de navigabilité de l'aéronef avant le vol.

Si les anomalies ne sont pas consignées systématiquement dans le carnet de route de l'aéronef, il y a un risque que les équipages ne disposent pas de renseignements essentiels à la sécurité du vol.

²⁶ L'hélice est mise en drapeau en tirant la manette de commande de l'hélice jusqu'au cran d'arrêt arrière.

²⁷ La mise en drapeau ne peut être effectuée en deçà d'un régime moteur de 800 T/M.

Faits établis

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. La zone réparée du moteur droit comportait des défauts qui excédaient les spécifications du motoriste et qui ont mené à la formation d'une fissure de fatigue sur le carter.
2. Une fissure de fatigue apparue dans la zone réparée par soudure du carter du moteur droit s'est propagée jusque dans le trou du goujon n° 2 du cylindre n° 2.
3. Le relâchement d'un goujon du cylindre n° 2 a probablement entraîné des charges cycliques anormales provoquant la rupture des autres goujons et la séparation du cylindre n° 2 causant la panne moteur.
4. Le bris catastrophique du cylindre n° 2 a libéré de l'huile moteur sous pression qui a aspergé le compartiment moteur et s'est ensuite enflammée au contact de la tubulure d'échappement.
5. Le clapet de la vanne de distribution droite était ouvert, et le câble du levier de commande de dégivrage n'était plus relié au clapet. En conséquence, il n'était pas possible d'empêcher l'air prélevé dans le compartiment moteur de circuler dans le circuit de dégivrage jusqu'au poste de pilotage.
6. La fumée et les flammes ont envahi la cabine en progressant dans les gaines et conduits du circuit de dégivrage droit, nécessitant un atterrissage forcé dans un champ.
7. En raison des flammes et de la fumée dans le poste de pilotage, l'instructeur a perdu connaissance et le pilote avait de la difficulté à distinguer les objets à l'extérieur.
8. L'examen du circuit de chauffage, ventilation et dégivrage lors de la dernière inspection de l'appareil n'a pas été effectué selon les procédures recommandées par l'avionneur. En conséquence, l'inspection n'aura pas pu permettre d'établir avec certitude si le circuit fonctionnait correctement.

Faits établis quant aux risques

1. Bien que les risques associés aux réparations des carters par soudure soient reconnus, des ateliers approuvés par la Federal Aviation Administration peuvent tout de même effectuer de telles réparations. En conséquence, les aéronefs équipés d'un moteur dont les carters ont été réparés par soudure présentent un risque accru de subir une panne moteur.
2. Si les anomalies ne sont pas consignées dans le carnet de route de l'aéronef, il y a un risque que les équipages ne disposent pas de renseignements essentiels à la sécurité du vol.
3. Lorsque les compagnies de réparations et révisions de carters ne sont pas en mesure de fournir les renseignements exigés par la circulaire d'information AC 33-6 de la

Federal Aviation Administration permettant de retracer l'historique des réparations exécutées, il y a risque de ne pas être en mesure d'évaluer les actions visant à s'assurer que le contrôle de la qualité a été bien effectué.

Autres faits établis

1. L'origine de la fuite d'huile rapportée lors du vol ayant précédé la panne moteur n'a pas été établie avant la remise de l'aéronef en service.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet incident. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 31 juillet 2014. Il est paru officiellement le 1^{er} octobre 2014.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports (www.bst-tsb.gc.ca) pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également la Liste de surveillance qui énumère les problèmes de sécurité dans les transports qui posent les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a constaté que les mesures prises à ce jour sont inadéquates, et que le secteur et les organismes de réglementation doivent adopter d'autres mesures concrètes pour éliminer ces risques.

Annexes

Annexe A — Bulletin de navigabilité n° AWB 85-015 de la Civil Aviation Safety Authority de l'Australie

[en anglais seulement]

 **AIRWORTHINESS BULLETIN**
TCM Continental & Lycoming Engines: **AWB 85-015 Issue : 1**
Failure of Weld Repaired Crankcases **Date : 19 April 2013**

1. Applicability

Any TCM Continental or Lycoming horizontally-opposed engine crankcase which has been weld-repaired in the region of the cylinder retention studs.

2. Purpose

To alert operators, repairers and maintainers to problems with weld repaired crankcases and provide recommendations to detect potential catastrophic engine failures.

3. Background

Reports of failures and cracking of weld-repaired crankcases in the region of the cylinder retention studs continue to be received by CASA and are attributed to inadequate welding repairs. Limited welding repairs to certain crankcases may be permitted by the engine manufacturer under FAA or CASA approved schemes used by appropriately NAA approved specialist repair organisations.



Figure 1 - Failure of a weld-repaired crankcase. Note crack from the cylinder base stud.

Factors such as inadequate pre-weld crack detection and cleaning, poor welding technique including the use of incorrect filler rod material and improper heat treatment prior to and following welding will result in an overall degradation of the parent crankcase material itself, including repaired areas that are weaker or softer than specification.



AIRWORTHINESS BULLETIN

TCM Continental & Lycoming Engines:
Failure of Weld Repaired Crankcases

AWB 85-015 **Issue** : 1
Date : 19 April 2013

Basic failure mechanism

Weaker or softer crankcase material in the region of the cylinder retention studs can result loss of stud torque due to the stud partially pulling out of the case and/or via crankcase cracking in the stud retention hole (See Figure 1).

This partial release of a cylinder tie-down stud or through-bolt results in insufficient installation tension and the stud or bolt which then becomes sensitive to combustion pulses which alternatively stretch and release the stud or bolt each time the cylinder fires. Under such conditions, fatigue cracking is soon initiated and failure can shortly follow. Fatigue cracking and failure of one stud or through-bolt can also lead to fatigue cracking and failure of the remaining cylinder hold down fasteners for that cylinder and, has been demonstrated, can eventually result in separation of the cylinder from the case.

Accident and incident investigation results

An analysis of crankcase failures and cylinder separation shows that weaknesses in weld repairs in the cylinder hold down stud region usually become apparent during the first 500 hours of engine operation. CASA AD/LYC/88 and AD/CON/59 - both now cancelled - mandated a torque check on cylinder hold-down nuts for all weld-repaired cases after the initial engine assembly test run and for all engines with less than 500 hours flight time. Loose nuts were to be identified in the log book and re-checked at 50 to 75 flight hours later and any weld-repaired case with nuts which continued to move during the second check-torque required immediate removal from service.

The attached facsimile of FAA AC 43-16, Alert No 130 relating to Lycoming engines recommended continual torque checks every 25 to 50 hours flight time (depending on the type of engine operation) until the engine reached 500 hours flight time. FAA AC 43-16, Alert No 130 also mentions two accidents; each involving an in-flight loss of power due to separation of one of the cylinders from the crankcase. One of the two accidents resulted in a fatality and the other in a serious injury.

"In each case, metallurgical examination revealed extensive fatigue cracking of several studs which were fitted to the released cylinder. Also, in each case fatigue cracking initiated at or near one of the stud holes on the crankcase cylinder mounting deck. Metallographic sections through the holes associated with these crack initiation sites revealed that extensive weld repair had been performed. Records show that both cases were weld-repaired approximately 300 hours previous to the accidents. In one of the cases, the welded area was much softer than the base area".



AIRWORTHINESS BULLETIN

TCM Continental & Lycoming Engines:
Failure of Weld Repaired Crankcases

AWB 85-015 **Issue** : 1
Date : 19 April 2013

4. References

1. U.S. FAA publication: General Aviation Alerts, AC 43-16, Alert No 130 of May 1989 - Separation of Cylinder from the Crankcase. (Attached as a facsimile of the original document).
2. Teledyne Continental Motors Service Bulletin M90-17.
3. ECI Service Instruction (SI) No. 02-1
4. CASA SDR database.

5. Recommendations

1. All welding repairs on crankcases should be carried out strictly in accordance with NAA approved procedures and documented in the Approved Release Certificate which should identify the repairs and include reference to the approved process used.
2. After assembling an engine crankcase with weld repairs in the cylinder hold down area, consider implementing a torque check on cylinder hold-down nuts following the test run and again at 50 to 75 flight hours later. Consider removing from service any weld-repaired case with nuts which continue to move during the second check-torque.
3. Identify weld-repaired engines using technical documentation, visual inspection and/or engine case stampings. For those engines which have had an approved weld repair in the cylinder hold down area with less than 500 hours flight time, consider carrying out a torque check on all cylinder hold-down nuts within the next 100 hours of operation. Identify loose cylinder hold-down nuts in the aircraft engine log book and re-check at 50 to 75 flight hours later. Consider removing from service any weld-repaired case with nuts which continue to move during the second check-torque.
4. If one of the nuts fitted to a main through-stud or bolt is found to be loose, immediately consider that a main bearing may have moved and check the crankshaft main bearing clearance. (For example in accordance with Lycoming Service Bulletin (SB) No 272) in conjunction with the nut/stud replacement. (Reference: Lycoming Service Instruction (SI), No 1112).
5. Note that engine vibration and crankcase oil leaks and oil weeping from the crankcase, particularly in the cylinder base-to-case area, may be a symptom of cylinder studs releasing and crankcase cracking.
6. Use current manufacturer's data for crankcase inspection criteria, such as torque values and nut tightening procedures.



AIRWORTHINESS BULLETIN

TCM Continental & Lycoming Engines:
Failure of Weld Repaired Crankcases

AWB 85-015 **Issue** : 1
Date : 19 April 2013

6. Enquiries

Enquiries with regard to the content of this Airworthiness Bulletin should be made via the direct link e-mail address:

AirworthinessBulletin@casa.gov.au

or in writing, to:

Airworthiness & Engineering Branch
Civil Aviation Safety Authority
GPO Box 2005, Canberra, ACT, 2601

Attachment:
FAA AC 43 16
Alert No. 130

Reproduced below is the text of an article titled "Separation of Cylinder from the Crankcase" taken from the U.S. FAA publication: General Aviation Alerts, AC 43-16, Alert No 130 of May 1989.

Separation of the Cylinder from the Crankcase

"This applies to Textron Lycoming horizontally-opposed engines that have been weld repaired around or near the crankcase cylinder mounting decks. Note: If it is not known if these areas have been weld repaired, it is recommended that the following inspection and checks be performed.

Two accidents, each involving an in-flight loss of power on Lycoming I0-540-K1 powered Ted Smith Aerostar 600 (Piper PA-60) aircraft were experienced due to separation of one of the cylinders from the crankcase. One of the two accidents resulted in a fatality and the other in a serious injury.

In each case, metallurgical examination revealed extensive fatigue cracking of several studs which were fitted to the released cylinder. Also, in each case fatigue cracking initiated at or near one of the stud holes on the crankcase cylinder mounting deck. Metallographic sections through the holes associated with these crack initiation sites revealed that extensive weld repair had been performed. Records show that both cases were weld-repaired approximately 300 hours previous to the accidents. In one of the cases, the welded area was much softer than the base area.

There may currently be Lycoming crankcases in service that have been weld repaired in the cylinder mounting deck areas in which the weld areas have not been properly rehardened. The presence of this softer material may cause partial release of the torque on the adjacent stud and the insufficient torque can initiate fatigue cracking of the stud. Fatigue cracking of one stud can lead to cracking of additional studs and can eventually result in separation of the cylinder from the case.

It is therefore recommended that the following be performed on the applicable engines cited above: Using a torque wrench, check the torque on the hold-down nuts that are fitted to all the cylinder studs (i.e. the short studs and the long, thru studs), every 25 to 50 hours depending on type of usage (i.e. frequency and extent of high power operations including possible overspeed / over boost), until 500 hours have been accumulated since the weld repair work was done. This may require removal of cylinder baffles for accessibility. Also, inspect for cracks and signs of oil leakage.

If a loose nut is detected, continue checking the torque on the remaining nuts fitted to that cylinder; and if one of the nuts fitted to a thru stud was found to be loose, check the crankshaft main bearing clearance in accordance with Lycoming Service Bulletin (SB) No 272, latest revision, in conjunction with the nut/stud replacement. (Reference: Lycoming Service Instruction (SI), No 1112, latest revision.)

Lycoming SI No. 1029, latest revision, and the Direct Drive Reduction Gear Drive Overhaul Manuals provide tightening procedures and the torque values for the various size hold-down nuts and studs.

Attachment:
FAA AC 43 16
Alert No. 130

Other conditions which may indicate a problem with cylinder stud cracking are engine vibration and oil leakage. Appropriate action, which may include the above recommendations, is advised.

Note: For the purposes of this alert, the above service documents may be pertinent to other engine models in addition to those specified.