

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A06W0111



PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AU SOL

**DU PIPER PA-34-200T (SENECA II) C-GOLY
À EDSON (ALBERTA)
LE 11 JUILLET 2006**

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 collision au sol

du Piper PA-34-200T (Seneca II) C-GOLY
à Edson (Alberta)
le 11 juillet 2006

Rapport numéro A06W0111

Sommaire

L'avion privé Piper PA-34-200T Seneca II (immatriculation C-GOLY, numéro de série 34-8170070) quitte l'aéroport du centre-ville d'Edmonton, en Alberta, à 11 h 31, heure avancée des Rocheuses, pour un vol à destination de Prince George (Colombie-Britannique). Alors que l'avion vole en croisière dans le voisinage de Hinton (Alberta), le moteur droit (Teledyne Continental LTSIO-360-EB, numéro de série 266232-R) perd de la puissance. Le pilote déclare une situation d'urgence et tente une approche et un atterrissage sur un seul moteur à l'aéroport d'Edson. En courte finale pour la piste 25, il perd la maîtrise de l'avion, et ce dernier heurte la clôture de l'aéroport pour venir s'immobiliser tout juste avant le seuil de piste. Le pilote est grièvement blessé, et les trois passagers subissent des blessures légères.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le pilote prévoyait une route directe pour le vol, selon les règles de vol à vue, à 8500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). L'avion a quitté l'aéroport du centre-ville d'Edmonton à 11 h 31, heure avancée des Rocheuses¹, et il a atteint 8500 pieds asl neuf minutes plus tard. Le dernier écho radar de l'avion s'est produit à 12 h 22, alors que l'avion se trouvait à 8500 pieds asl sur un cap magnétique (M) de 260°. Un système de positionnement mondial (GPS) de bord était utilisé, et l'information sur la trajectoire a montré que, après le départ, l'avion avait volé sur une trajectoire moyenne de 260°M pendant environ 50 minutes. L'avion se trouvait au-dessus de nuages épars, se couvrant en devenant de plus en plus compacts, et le pilote a monté pour obtenir une meilleure vue des conditions météo devant. À 12 h 34, l'avion a atteint 12 700 pieds asl, puis a immédiatement commencé à descendre à 10 000 pieds asl. Il s'est mis en palier à 10 000 pieds asl à 12 h 38.

Une fois l'avion en palier à 10 000 pieds, le moteur droit est tombé en panne. Le pilote a pris les mesures en cas de panne moteur en vol et a mis l'hélice du moteur droit en drapeau. On a consulté le GPS pour connaître l'aéroport de dégagement le plus approprié. Le pilote a décidé de se rendre à Edson, et vers 12 h 43, l'avion avait commencé à faire demi-tour et à descendre vers l'aéroport d'Edson.

À 13 h 17, l'avion se trouvait à environ cinq milles marins (nm) à l'ouest de l'aéroport d'Edson (altitude de 3041 pieds asl) à 2000 pieds agl, sur un cap de 95°M vers l'étape vent arrière de gauche pour la piste 25. L'avion descendait à 800 pieds par minute (pi/min) à une vitesse-sol d'environ 120 nœuds (le vent de surface soufflait du 313°M à 7 nœuds). Au cours de la minute qui a suivi, le pilote a commandé la sortie du train et a sorti les volets à 10°.

¹ Les heures sont exprimées en heure avancée des Rocheuses (temps universel coordonné moins six heures).

À 13 h 9, l'avion se trouvait par le travers du seuil décalé de la piste 25, à environ 750 pieds agl et à une vitesse-sol de 104 nœuds. Pour éviter que l'avion survole les zones résidentielles et commerciales qui se trouvaient dans le voisinage immédiat de l'extrémité approche de la piste 25, le pilote a viré vers le seuil et a réduit la puissance du moteur gauche à 15 pouces de pression au collecteur (voir la Figure 1). Peu après, il est devenu difficile de maîtriser l'avion en tangage et en roulis, et le taux de descente s'est mis à augmenter rapidement. La trajectoire de vol de l'avion était assez erratique, l'avion s'inclinant de part et d'autre alors qu'il effectuait un virage serré en descente. Le pilote a mis les ailes à l'horizontale et a augmenté la puissance du moteur gauche à environ 40 pouces de pression au collecteur, soit presque la pression maximale au collecteur (puissance) disponible. Le manuel de vol de l'avion précise un réglage de puissance pour une remise des gaz sur un seul moteur de 40 pouces de pression au collecteur pour éviter que le moteur opérant ne subisse des efforts excessifs.

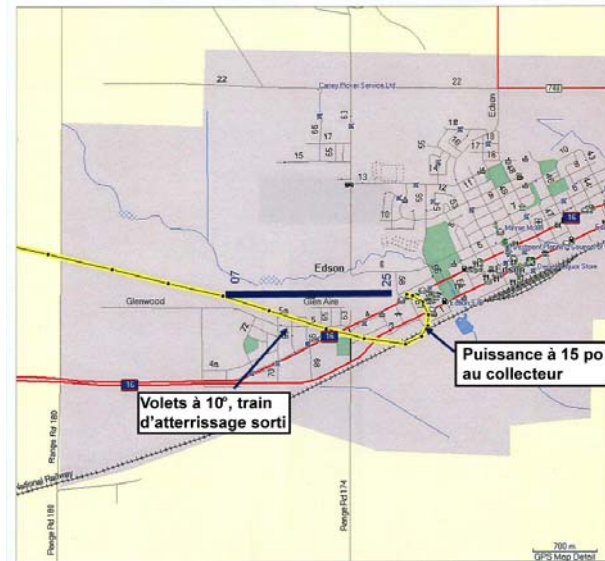


Figure 1. Trajectoire de vol de l'avion

Les données de trajectoire GPS indiquaient un taux de descente moyen de 1330 pi/min et un taux de variation de cap moyen de 6° par seconde alors que l'avion était en virage. Le dernier point de données de trajectoire enregistré, à 13 h 9 min 37, indiquait que l'avion se trouvait à 80 pieds au-dessus du sol, à une vitesse-sol de 63 nœuds et sur un cap de 261°M.

Les procédures d'urgence du manuel de vol de l'avion indiquent ce qui suit relativement aux atterrissages sur un moteur :

[Traduction]

Le train d'atterrissage et les volets ne doivent pas être sortis à moins qu'on soit sûr de se rendre au terrain. Maintenir une altitude et une vitesse légèrement supérieures au cours de l'approche et ayant à l'esprit qu'il faudra réussir l'atterrissage du premier coup et qu'une remise des gaz est à éviter dans toute la mesure du possible. Une vitesse d'approche finale de 91 KIAS (vitesse indiquée) et un braquage à 25° plutôt qu'un braquage complet des volets placeront l'avion dans la meilleure configuration pour une remise des gaz si celle-ci était nécessaire. SOUS CERTAINES CONDITIONS DE CHARGE ET D'ALTITUDE-DENSITÉ, UNE REMISE DES GAZ PEUT SE RÉVÉLER IMPOSSIBLE ET, DANS TOUS LES CAS, UNE BRUSQUE APPLICATION DE PUISSANCE PENDANT UN VOL SUR UN SEUL MOTEUR PEUT RENDRE PLUS DIFFICILE LA MAÎTRISE DE L'AVION.

Le *Guide de l'instructeur pour la qualification sur multimoteurs* (TP 11575) de Transports Canada décrit une approche sur un seul moteur de la façon suivante :

L'approche finale avec un moteur en panne devrait correspondre d'aussi près que possible à une approche normale. Éviter d'exécuter une approche haute vitesse/faible puissance (plongée). Une telle approche pourrait occasionner un posé trop long ou le marsouinage. Éviter d'exécuter une approche faible vitesse/forte traînée/puissance élevée : une telle approche peut amener l'avion au-delà du seuil critique de manœuvrabilité dont le pilote pourrait ne pas pouvoir en reprendre la maîtrise.

Les premières marques d'impact au sol de l'avion se trouvaient à 10 pieds à l'extérieur de la clôture à mailles métalliques entourant l'aéroport, sur un cap de 267°M. L'avion s'est pris dans la clôture et a pivoté vers la gauche, s'immobilisant à 75 pieds des marques d'impact initiales, sur un cap de 050°M. Cette position se trouvait à environ 20 pieds à l'est de la chaussée de la piste 25. L'hélice droite était toujours fixée, et les pales étaient presque en drapeau. L'hélice gauche s'était détachée dès le début du tracé laissé par l'épave. Les deux réservoirs de carburant principaux contenaient du carburant de couleur bleu brillant dont l'odeur correspondait à l'essence aviation (AVGAS). Le réservoir de carburant de droite s'était rompu, mais le réservoir de gauche était intact. Il n'y a pas eu d'incendie après impact, et rien n'indique qu'il y a eu défaillance de la cellule ou défectuosité des commandes de vol avant ou durant le vol.

Le passager avant droit est sorti par la sortie avant droite et, à l'aide de gens qui se trouvaient là, il a aidé le passager assis au milieu et celui assis à l'arrière à sortir par la porte arrière gauche. Le pilote a été en mesure de sortir de la porte avant droite en rampant, mais il était incapable de marcher à cause de ses blessures, et des gens qui se trouvaient là l'ont aidé à se dégager de l'avion. Les volumes de survie de l'avion n'ont pas été compromis. Le pilote et le passager avant ont subi des lacérations au visage à la suite du contact avec le manche pilote. Tout le monde portait sa ceinture de sécurité et son harnais, et tous les sièges faisaient face à l'avant. Le siège avant droit était détaché, mais tous les autres sièges sont demeurés en place. Les bagages rangés dans le compartiment à bagages arrière de la cabine sont demeurés en place.

La masse de l'avion au moment de l'incident était d'environ 4370 livres (la masse maximale au décollage est de 4570 livres), et son centrage se situait dans les limites. L'altitude-densité à l'altitude du terrain (3041 pieds asl) a été calculée à 4441 pieds. La vitesse de montée optimale sur un moteur à l'altitude approximative où un rétablissement a été tenté et où la puissance moteur a été appliquée aurait été de 250 pi/min. Ce taux de montée n'aurait été possible que si l'avion avait été configuré de la façon suivante : vitesse de 89 KIAS, inclinaison de 5° du côté du moteur opérant, volets rentrés, train d'atterrissage rentré, moteur opérant à puissance maximale continue, mélange plein riche, volet de capot du moteur opérant ouvert, volet de capot du moteur inopérant fermé, et hélice du moteur défectueux en drapeau.

Le pilote totalisait 400 heures de vol, dont 220 sur Seneca II. De ces 220 heures, environ 180 heures avaient été effectuées en compagnie d'un instructeur. Le pilote possédait et exploitait aussi un jet d'entraînement monomoteur Aero L39-Albatros, à hautes performances, de type militaire. Au cours des 30 derniers jours avant l'incident, il avait piloté le L39 en compagnie d'un instructeur pendant 10 heures, et le Seneca II, comme pilote commandant de bord pendant 2,5 heures. Les exercices à bord du L39 consistaient principalement en de

l'entraînement aux circuits d'aérodrome et à des pannes moteur en circuit. Les exercices de circuit d'aérodrome avec un moteur inopérant à bord du L39 mettaient l'accent sur la nécessité de serrer assez le circuit pour réussir un atterrissage sur un seul moteur.

Antécédents de maintenance

Le démontage du moteur droit a permis de découvrir que le vilebrequin du moteur Teledyne Continental Motors (TCM) (modèle LTSIO-360-EB, numéro de série 266232) était brisé. Le vilebrequin avait été fabriqué par procédé à arc de refusion sous vide. Ce type de vilebrequin présentait quelques lacunes de composition et de traitement. TCM avait alors publié le *Critical Service Bulletin CSB96-8*, qui listait par numéro de série les vilebrequins touchés. Par la suite, la consigne de navigabilité 97-26-17 sur le même sujet avait été publiée. Le numéro de série du vilebrequin rompu n'était pas mentionné dans le bulletin ni la consigne.

Un examen par le Laboratoire technique du BST a révélé que le vilebrequin s'était rompu par la prolongation en surcharge d'une crique de fatigue qui avait pris naissance à partir d'un point situé sous la surface jusqu'au congé de raccordement unissant le palier lisse du maneton n° 1 et la joue du maneton n° 2 (voir la Photo 1). La crique de fatigue a pris naissance et s'est propagée pour atteindre des dimensions critiques sous des charges normales en service.



Photo 1. Rupture du vilebrequin du moteur LTSIO-360

En septembre 2005, le moteur droit avait subi une révision quasiment à neuf à un atelier de révision de moteurs à Edmonton qui était titulaire d'une qualification d'organisme de maintenance agréé pour les essais non destructifs (END) de composants de moteur. Au cours de la révision, le vilebrequin avait subi un contrôle magnétoscopique à l'interne et un contrôle aux ultrasons par affermage comme l'exigeait TCM. Le contrôle magnétoscopique a été effectué sous la supervision d'une personne de l'entreprise responsable de la maintenance et qui était certifiée au niveau 2 des normes END, comme l'exige l'Office des normes générales du Canada (ONGC) en vertu du paragraphe 571.02 (3) du *Règlement de l'aviation canadien (RAC)*. Le contrôle magnétoscopique n'a révélé aucun défaut du vilebrequin.

L'avion a été remis en service après la révision du moteur le 6 octobre 2005 et il avait totalisé environ six heures de vol avant d'effectuer un atterrissage dur qui avait endommagé l'hélice droite. Le moteur a été déposé en vue d'une inspection après impact d'hélice, conformément au *Service Bulletin SB9611* de TCM, puis renvoyé à l'atelier de révision d'origine pour inspection. Le 25 novembre 2005, un contrôle magnétoscopique à l'interne a été effectué sur le vilebrequin du moteur droit, et aucun défaut n'a été relevé. Ce contrôle magnétoscopique avait été exécuté par le même employé qui avait exécuté le contrôle magnétoscopique précédent. Cette personne

était maintenant la nouvelle personne responsable de la maintenance pour l'entreprise, et elle avait été nommée le 1^{er} novembre 2005. Elle n'était pas titulaire de la certification END de niveau 2; par contre, elle avait reçu la formation et acquis l'expérience requises par la norme et avait l'intention d'obtenir sa certification dans un proche avenir. La personne précédente qui était responsable de la maintenance, qui était titulaire de la certification END de niveau 2, se trouvait sur les lieux, mais elle n'a pas supervisé l'inspection.

L'avion a été remis en service le 28 décembre 2005 et a volé environ 26 heures avant la panne de moteur du vol en question. Le rapport du Laboratoire technique du BST a précisé que rien n'indiquait que l'amorce de crique ou la rupture finale avaient été influencées par l'impact d'hélice antérieur. Le rapport a aussi précisé que la nature polycyclique de la crique de fatigue, alliée à ses dimensions, dénotait que la crique de fatigue était fort probablement présente au moment du contrôle magnétoscopique effectué lors de la révision du moteur et de celui après l'impact d'hélice. Bien que la crique ait pris naissance sous la surface, elle aurait fini par déboucher à la surface du congé de raccordement assez tôt dans la phase de propagation, et elle aurait dû être détectée par n'importe quel contrôle magnétoscopique.

Au moment des deux inspections, le matériel de contrôle magnétoscopique utilisé à l'atelier de révision était étalonné et entretenu conformément aux normes de l'ONGC.

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

- LP 063/2006 – *GPS Examination* (examen du GPS);
- LP 071/2006 – *Crankshaft Examination* (examen d'un vilebrequin).

Ces rapports sont disponibles sur demande auprès du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Une crique superficielle sur le vilebrequin, qui aurait dû être décelée par contrôle magnétoscopique, est passée inaperçue lors de deux inspections distinctes.
2. Le vilebrequin s'est rompu à la suite de la prolongation en surcharge d'une crique ayant pris naissance en un point sous la surface et allant au congé de raccordement entre le palier lisse du maneton n° 1 et la joue du maneton n° 2, ce qui a causé une perte de puissance complète du moteur droit.
3. Le pilote a tenté d'exécuter une approche sur un seul moteur d'une manière semblable à celle à laquelle il s'était récemment exercé alors qu'il pilotait un jet d'entraînement monomoteur hautes performances de type militaire. L'écart par rapport aux procédures du manuel de vol et aux exercices courants d'approche sur un seul moteur a causé la perte de maîtrise et la collision avec le sol.

Fait établi quant au risque

1. La personne responsable de la maintenance, qui n'était pas titulaire d'une certification d'essais non destructifs (END) de niveau 2, a effectué sans surveillance le contrôle magnétoscopique à la suite de l'impact d'hélice.

Mesure de sécurité prise

L'atelier de révision a effectué une revue interne de l'assurance qualité de ses procédures, de ses techniques et de son matériel d'essais non destructifs (END) pour assurer qu'il était conforme aux normes en vigueur.

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 25 avril 2007.

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.