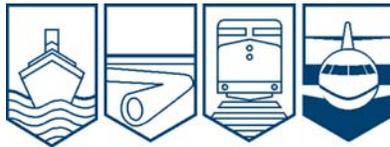


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE**  
**A05P0227**



**PERTE DE PUISSANCE MENANT À UNE PERTE DE CONTRÔLE**  
**DE L'HÉLICOPTÈRE ENSTROM 280C C-FKEO**  
**À DUNCAN (COLOMBIE-BRITANNIQUE)**  
**LE 17 SEPTEMBRE 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 dans les transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

## Rapport d'enquête aéronautique

Perte de puissance menant à une perte de contrôle

de l'hélicoptère Enstrom 280C C-FKEO

à Duncan (Colombie-Britannique)

le 17 septembre 2005

Rapport numéro A05P0227

### *Sommaire*

L'hélicoptère privé Enstrom 280C (portant l'immatriculation C-FKEO et le numéro de série 1046) quitte l'aéroport de Duncan (Colombie-Britannique) vers 19 h 25, heure avancée du Pacifique, avec le pilote et un passager à bord pour un vol local selon les règles de vol à vue. Environ 10 minutes plus tard, en conditions météorologiques de vol à vue de jour, l'hélicoptère s'écrase dans un champ situé à 0,8 mille marin au sud de l'aéroport alors qu'il se trouve en approche de ce dernier. Les deux occupants sont mortellement blessés, et l'hélicoptère est détruit. Un incendie fait rage après l'impact.

*This report is also available in English.*

## Autres renseignements de base

Le pilote a ajouté 62 litres d'essence aviation 100LL avant de quitter l'aéroport de Duncan pour le vol en question. Environ 10 minutes après le départ, l'hélicoptère volait bas au-dessus d'une zone forestière pendant l'approche de l'aéroport par le sud, lorsque des bruits d'éclatement et de détonation se sont fait entendre. L'hélicoptère a alors commencé à voler de façon erratique. Quelques instants plus tard, l'hélicoptère s'est mis à tanguer, et pour les 10 dernières secondes environ, une traînée de fumée grise et noire sans cesse croissante s'est dégagée de l'hélicoptère.

Sur les 300 derniers pieds de la trajectoire de vol, le rotor de queue s'est séparé de l'hélicoptère. L'hélicoptère a alors monté selon un angle prononcé, puis a descendu rapidement vers le sol. Une explosion et une boule de feu se sont produites lors de l'impact au sol, et l'hélicoptère s'est immobilisé sur son côté gauche. Les deux occupants ont été mortellement blessés à l'impact; la cabine et le pylône ont été détruits par les forces d'impact et l'incendie. La répartition de l'épave et les dimensions du tracé des débris sont caractéristiques d'une dislocation en vol (voir la Figure 1).

Le vol s'était déroulé dans des conditions météorologiques convenant à un vol selon les règles de vol à vue, et aucun phénomène météorologique défavorable n'a été identifié.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote privé (avion) et d'une licence de pilote privé (hélicoptère) canadiennes. Il totalisait plus de 1500 heures de vol sur avion et environ 90 heures sur hélicoptère, dont 62 sur hélicoptères Robinson et 28 sur l'hélicoptère en question. Un examen des dossiers médicaux pertinents n'a révélé aucun facteur qui aurait contribué aux circonstances de l'accident.

Aucun dommage aux arbres ou aux lignes de transport d'électricité se trouvant sur la trajectoire du vol n'a été découvert, ni aucune trace de dommages d'impact avec des arbres ou des fils sur l'épave de l'hélicoptère. Les seules marques au sol dignes de mention ont été l'impression laissée directement sous l'hélicoptère et des brûlures de l'herbe entourant la cabine.

La structure de l'hélicoptère a été déformée par l'impact avec le sol d'une façon correspondant à une descente verticale en piqué sous un angle de 45°. Les dommages aux trois pales du rotor principal étaient caractéristiques d'une faible vitesse de rotation au moment de l'impact au sol.

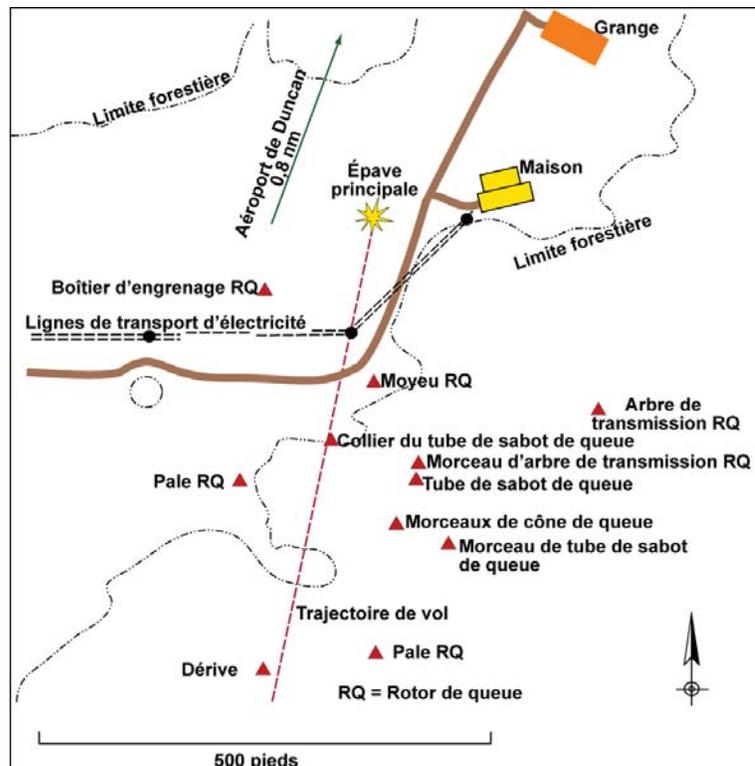


Figure 1. Croquis du site de l'épave

Les parties des commandes de vol du rotor principal situées directement sous la boîte de transmission ont été endommagées par l'incendie au point où l'on n'a pu confirmer la continuité de ces commandes.

La partie arrière du cône de queue présentait des dommages causés par un impact du rotor principal. Des pièces de la queue de l'hélicoptère retrouvées le long de la trajectoire de vol, jusqu'à 500 pieds de l'épave principale, présentaient aussi des dommages causés par un impact du rotor principal. L'orientation des marques d'impact sur les composants de queue indique que les pales du rotor principal ont heurté le cône de queue. Des impacts subséquents sur des composants situés derrière le cône de queue (comme les pales du rotor de queue) se sont produits lorsque ces composants se sont retrouvés sur la trajectoire du rotor principal.

Les réservoirs de carburant et la cabine ont été presque entièrement consumés dans l'incendie qui a suivi l'impact. Le relais d'accessoires du moteur a été considérablement endommagé par le feu, et certains accessoires, dont les magnétos et la servocommande de carburant, ont été complètement détruits. La pompe à carburant entraînée par le moteur a été considérablement endommagée par l'incendie.

L'hélicoptère accidenté avait été construit en 1976 et il était propulsé par un moteur Lycoming HIO-360-E1AD à turbocompresseur de suralimentation. En 1979, alors qu'il était immatriculé N562H aux États-Unis, l'hélicoptère avait subi de graves dommages dans un atterrissage dur suivant une perte de puissance moteur. En avril 1997, à 1060 heures depuis la mise en service initiale, l'hélicoptère, alors immatriculé C-FKEO au Canada, avait de nouveau subi de graves dommages lorsqu'un patin d'atterrissage avait heurté le sol lors d'exercices de vol en stationnaire; l'hélicoptère avait alors basculé sur le côté. L'hélicoptère est demeuré hors service pendant sept ans, puis a volé de nouveau le 13 mai 2004.

Le pilote en question a acheté l'hélicoptère le 4 août 2005 alors que ce dernier totalisait 1125 heures depuis sa mise en service initiale. La dernière inscription dans le carnet de bord, datée du 13 septembre 2005 (quatre jours avant l'accident), indique que l'hélicoptère avait totalisé 1129,2 heures depuis sa mise en service initiale. Le vol en question a duré environ 10 minutes, portant la durée dans les airs depuis sa mise en service initiale à 1129,4 heures.

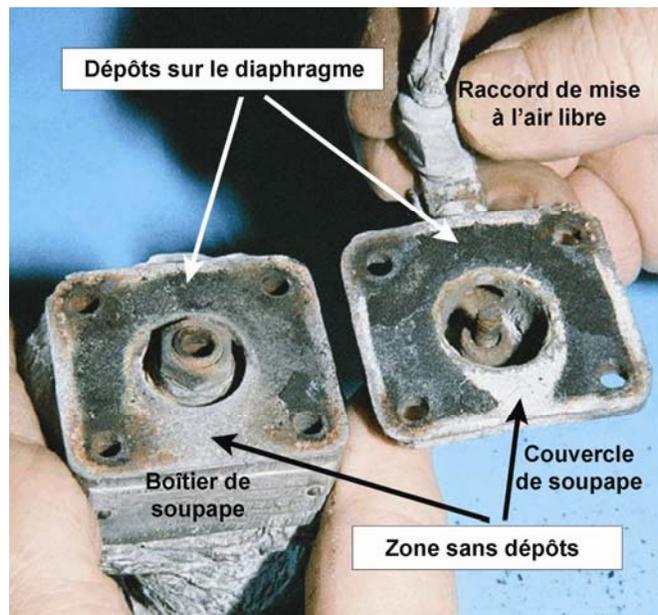
Le *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) exige que tout accident subi par un aéronef soit inscrit dans les livrets techniques de ce dernier. Les livrets techniques canadiens de C-FKEO, ouverts à compter de 1992, ne renferment l'inscription d'aucun accident.

À l'exclusion des accessoires moteur, un examen détaillé du moteur n'a permis d'identifier aucune anomalie avant impact qui aurait empêché le moteur de fonctionner normalement. Néanmoins, des analyses des composants tournants écrasés pendant l'impact, comme le ventilateur de refroidissement du moteur et le pignon d'entraînement de l'arbre à cames, indiquent que le moteur ne fonctionnait pas au moment de l'impact. Aucune anomalie n'a été découverte dans la chaîne dynamique se trouvant entre le moteur et la boîte de transmission.

L'analyse de la garniture d'étanchéité de la plaque adaptatrice du filtre à huile, une cause connue d'incendie en vol dans des aéronefs équipés de moteurs similaires, et qui a fait l'objet aux États-Unis de la consigne de navigabilité 2002-12-07 de la Federal Aviation Administration (FAA), a indiqué que la garniture était constituée du matériau approprié et que, par conséquent, il était peu probable qu'elle eût été la source de la fuite d'huile et de l'incendie qui s'en est suivi.

Le moteur était équipé d'une pompe à carburant rotative Crane (division Lear Romec), référence RG17980K, numéro de série B 8714. L'examen de la pompe a révélé que le diaphragme (réf. RA-7434), situé entre le boîtier de la soupape de décharge et le couvercle de la soupape, avait été réduit en cendres par l'incendie. Une zone située entre les deux vis de fixation de la soupape de décharge, à l'opposé du raccord de mise à l'air libre (voir la Photo 1) était exempte de dépôts de cendre. Cette zone exempte de dépôts de cendre serait voisine des magnétos lorsque la pompe est montée sur le moteur. La garniture située entre le boîtier de la soupape de décharge et le boîtier de la pompe avait aussi été réduite en cendres. Toutefois, la forme des cendres correspondait à celle de la garniture complète. Les dommages dus à l'incendie n'ont pas permis de déterminer le couple de serrage des quatre vis de fixation de la soupape de décharge au boîtier de la pompe. Aucune autre anomalie n'a été relevée sur la pompe à carburant.

De nombreux bulletins de service (BS) ont été publiés relativement à la pompe à carburant, modèle RG17980K. Crane, le fabricant de la pompe à carburant, a publié le BS 101SB020, daté du 3 septembre 1999 (pour remplacer le BS 101SB018), lequel renfermait les mesures à prendre pour traiter le problème des fuites de carburant au-delà de la garniture de la soupape de décharge en assurant que les vis du couvercle de la soupape sont serrées au bon couple. Le BS mentionne aussi une autre mesure visant à inspecter les zones de contact entre le boîtier de la pompe, le boîtier de la soupape de décharge et le couvercle de la soupape pour y déceler toute fuite de carburant ou toute extrusion visible de la garniture près des orifices d'entrée et de sortie de la pompe. Le BS précisait que cette situation pouvait causer un risque d'incendie, des fluctuations du débit carburant ou l'arrêt du moteur.



**Photo 1.** Boîtier et couvercle de la soupape de décharge montrant une zone sans dépôts sur le diaphragme

Le BS RG17980-73-001 de Crane a été publié le 29 novembre 1999 comme autre moyen de conformité au BS 101SB020 de Crane. Le BS RG17980-73-001 faisait état d'améliorations à la conception de la pompe à carburant qui offraient une meilleure étanchéité au boîtier de la soupape de décharge et une meilleure résistance aux fuites de carburant.

Le BS 3402 de Crane publié le 30 juillet 1993 visait les nouvelles pompes assemblées entre octobre 1986 et décembre 1989, ainsi que les pompes qui avaient été révisées depuis octobre 1986. Ce BS mentionnait que les diaphragmes utilisés dans les soupapes de régulation de ces pompes pouvaient ne pas être complètement conformes aux spécifications du fabricant. Une fuite de carburant au-delà d'un diaphragme défectueux va sortir de la pompe par la mise à l'air libre du couvercle de la soupape. Si cette mise à l'air libre n'est pas raccordée à un drain de décharge à l'extérieur ou à un réservoir de stockage, du carburant risque de s'accumuler à un endroit où se trouve une source d'inflammation (c.-à-d. le turbocompresseur, des composants de l'échappement).

Dans le cas d'une pompe à carburant entraînée par moteur, la défektivité d'un diaphragme risque de causer un mauvais fonctionnement de la soupape de régulation et de se traduire par une perte de pression du carburant. Dans le cas des moteurs à turbocompresseur de suralimentation, une fuite de carburant dans la conduite de mise à l'air libre risquerait d'enrichir le mélange de carburant. Selon les renseignements à l'appui figurant dans les BS, une fuite de carburant au-delà d'un diaphragme défectueux ou au-delà de la garniture d'étanchéité attribuable à un serrage insuffisant des vis de fixation risque de causer un incendie, une fluctuation du débit carburant ou l'arrêt du moteur.

Textron Lycoming a publié le BS 494 le 1<sup>er</sup> novembre 1990, et le BS 497, le 15 novembre 1990, lesquels exigeaient le montage de raccords de mises à l'air libre de pompe à carburant munis d'un élément de restriction et portant la lettre « R » emboutie. Ce montage visait à prévenir l'infiltration de tout carburant excédentaire dans le circuit d'admission du moteur à la suite d'une défektivité du diaphragme d'une pompe à carburant entraînée par moteur, surtout lorsque la pompe à carburant basse pression électrique est sous tension. La pompe à carburant basse pression électrique fonctionne continuellement pendant que vole l'hélicoptère Enstrom.

De plus, Textron Lycoming a publié les BS 529 et 539, qui sont des réimpressions des BS 101SB020 et RG17980-73-001 de Crane.

L'incorporation des BS dans le programme de maintenance de l'aéronef n'est pas obligatoire au Canada à moins que les BS ne modifient une limite de navigabilité aérienne ou que l'exploitant ait indiqué dans le programme de maintenance que les BS pertinents seront exécutés (voir l'Avis de navigabilité B55 de Transports Canada).

Outre ces BS, trois consignes de navigabilité (CN) ont été publiées au sujet de cette pompe à carburant. La CN 91-08-07, entrée en vigueur le 6 mai 1991 (appuyée par les BS 494 et 497 de Textron Lycoming), exige que si cette pompe à carburant est installée dans un moteur à turbocompresseur de suralimentation, comme sur celui de l'hélicoptère Enstrom 280C, le raccord de mise à l'air libre de la pompe à carburant doit être pourvu d'un élément de restriction. La CN précise que le raccord de mise à l'air libre doit être embouti de la lettre « R » pour indiquer qu'il comprend l'élément de restriction. L'examen du raccord de l'hélicoptère accidenté a montré qu'il ne contenait aucun élément de restriction et que la lettre « R » n'y était pas emboutie.

La CN 2003-14-03, qui remplace la CN 98-18-12, exige une inspection du couple de serrage des quatre vis de fixation (réf. AN500A10-22) de la soupape de décharge de la pompe à carburant pour confirmer que le couple prescrit se situe entre 23 et 25 livres-pouces. Cette inspection doit être exécutée à toutes les 50 heures de service ou à tous les six mois civils, selon la première éventualité. Ces vis fixent ensemble le couvercle de soupape, le diaphragme, le boîtier de soupape et la garniture d'étanchéité à la pompe à carburant. On a déterminé qu'un serrage insuffisant de ces vis

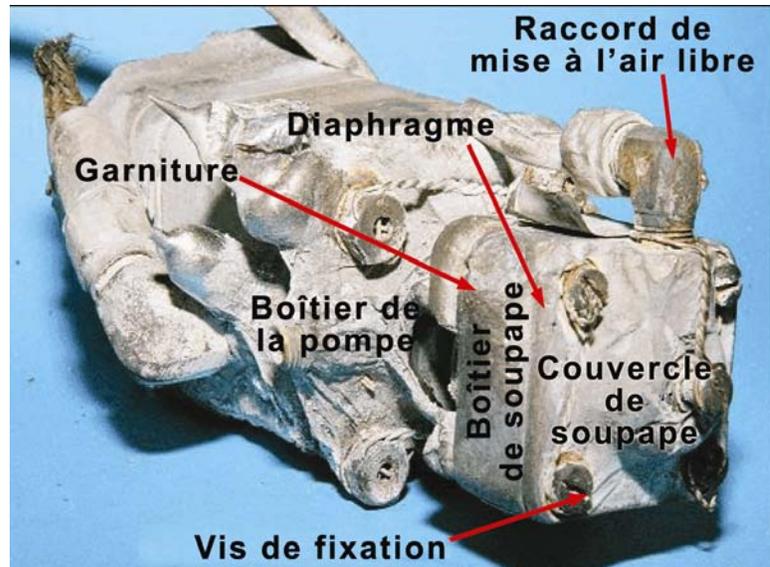


Photo 2. Pompe à carburant entraînée par moteur

permet l'extrusion de la garniture (réf. RA-15981) entre le boîtier de la soupape et le boîtier de la pompe, ainsi que l'extrusion du diaphragme entre le boîtier de la soupape et le couvercle de la soupape (voir la Photo 2). Selon les renseignements contenus dans les CN, l'extrusion de la garniture d'étanchéité et du diaphragme, ou des deux, a causé de graves fuites de carburant qui, à leur tour, peuvent causer une défaillance du moteur, un incendie de moteur et des dommages à divers aéronefs ou leur perte. La source d'inflammation la plus probable pour une fuite extérieure de la pompe à carburant est le circuit du turbocompresseur et de l'échappement.

La CN 2003-14-03 permet aussi à une mesure finale (remplacement de la pompe par une pompe ayant un nouveau boîtier de soupape) d'être exécutée une fois plutôt que d'exécuter une mesure de maintenance répétitive. La pompe montée dans C-FKEO ne comprenait pas le nouveau boîtier de soupape, et les dossiers n'indiquaient pas que la pompe avait été modifiée. De ce fait, aucune des conditions de la mesure finale n'avait été remplie, et la mesure de maintenance répétitive de l'une ou l'autre CN continuait de s'appliquer à la pompe en place.

Les CN sont jugées obligatoires par le RAC et elles doivent être exécutées sur les produits aéronautiques auxquels elles s'appliquent et être inscrites dans les livrets techniques appropriés.

Transports Canada fournit à l'industrie de l'aviation une liste électronique des CN applicables. Une recherche dans cette liste des CN applicables à C-FKEO (hélicoptère Enstrom 280C et moteur Lycoming HIO-360-E1AD) n'a pas permis de retrouver la CN 91-08-07. La partie Applicabilité de la CN publiée par la FAA identifie le moteur en question comme étant assujéti à la CN. La liste de Transports Canada n'est pas la seule source de renseignements pour les propriétaires et les préposés à la maintenance des aéronefs relativement aux CN applicables. Les autres sources sont les motoristes et les cellulistes.

Les mesures de maintenance consignées dans les livrets techniques de l'hélicoptère indiquaient que toute la maintenance relative à cet hélicoptère depuis novembre 1993, y compris la remise à neuf de mars 2004, avait été exécutée par le même organisme de maintenance d'aéronefs (OMA) agréé.

L'enquête sur le présent accident a permis d'examiner de nombreux aspects des antécédents en service de l'hélicoptère et de découvrir de nombreuses anomalies liées à la maintenance. Les éléments suivants sont les plus pertinents :

- défauts connus non inscrits dans les livrets techniques;
- accidents antérieurs connus non inscrits dans les livrets techniques;
- maintenance exécutée non inscrite dans les livrets techniques;
- remise en service après maintenance alors que des défauts demeurent non corrigés;
- inspections indépendantes requises non exécutées;
- maintenance exécutée de façon incorrecte;
- maintenance exécutée par une ou des personnes non titulaires d'une licence;
- CN non exécutées comme elles auraient dû l'être.

Environ 4,5 heures avant l'accident, le pilote a envoyé par courriel une longue liste de défauts de l'aéronef à l'installation de maintenance en lui demandant de les corriger. On ne sait si l'un ou l'autre des défauts listés, comme la difficulté de mettre l'hélicoptère en marche, était lié à la cause de l'accident. Aucun des défauts communiqués par courriel ne figurait dans les livrets techniques de l'aéronef. Le RAC exige que les défauts et leur correction soient consignés dans les livrets techniques de l'aéronef.

Un examen des livrets techniques canadiens de C-FKEO a indiqué que, sauf pour la CN 2003-14-03, aucun BS ni aucune CN relatifs à la pompe à carburant entraînée par moteur n'avaient été inscrits comme ayant été exécutés, conformément à l'article 605.96 du RAC. La CN 2004-14-03 avait été exécutée une seule fois à 1059,8 heures cellule à un moment donné entre le 3 mars et le 13 mai 2004, c'est-à-dire à au moins 16 mois civils et 70 heures en service avant l'accident. Sur la foi de cette inscription dans le livret technique, la mesure répétitive de la CN se trouvait en retard d'au moins 20 heures de service et de 10 mois civils.

Les inscriptions du livret technique détaillant la maintenance exécutée entre le 3 mars et le 13 mai 2004 précisent que les vis AN500A10-22 avaient été serrées à « 60''lbs » (60 livres-pouces), indiquant que la CN 2004-14-03 avait été exécutée par cette mesure. Le couple consigné est près de trois fois supérieur au couple de 23 à 25 livres-pouces prescrit dans la CN. Des calculs scientifiques montrent que les vis AN500A10-22 s'étirent et se rompent lorsque le couple auquel elles sont soumises dépasse environ 40 livres-pouces. Les vis de la pompe en question ont été spécifiquement examinées lors du démontage de celle-ci; aucune ne présentait des signes d'étirement ou de fracture. Par conséquent, les vis n'avaient pas été serrées à la valeur inscrite dans les livrets techniques.

Transports Canada est tenu d'inspecter périodiquement les OMA pour s'assurer que la maintenance exécutée par ces organismes se fait conformément à la réglementation canadienne. Dans la mesure où le permettent les ressources de Transports Canada, la fréquence des inspections doit être conforme au *Document de politique sur la fréquence des inspections* (DPFI), mais elle peut varier par rapport à cette politique en fonction des indicateurs de risque.

L'entreprise assurant la maintenance de l'hélicoptère accidenté était une entreprise de groupe 3 des OMA. Selon le DPFI, 33 pour cent des entreprises de groupe 3 des OMA devraient être inspectées chaque année. Il s'ensuit que chaque entreprise du groupe 3 des OMA devrait être inspectée aux trois ans. L'entreprise assurant la maintenance de l'hélicoptère accidenté n'avait pas été inspectée entre le 22 décembre 1999 et le 16 novembre 2005. Aussi, aucune inspection n'avait été effectuée immédiatement après l'accident du 15 mars 2001 de l'hélicoptère (rapport A01P0047 du BST), lequel avait été attribué à une maintenance inadéquate exécutée par la même entreprise.

## *Analyse*

Des renseignements techniques confirment que le diaphragme de la pompe à carburant entraînée par moteur est un maillon faible connu. Comme les dossiers de maintenance de l'hélicoptère indiquent que la vérification du couple de serrage des vis de fixation de la soupape de décharge n'avait pas été répétée comme le stipulait la CN et parce qu'une partie des résidus du diaphragme était manquante, une fuite de carburant s'est fort probablement amorcée à la zone de contact entre le boîtier de la soupape de décharge et le couvercle de cette soupape. Cette situation a permis au carburant de fuir à la fois à l'extérieur de la pompe dans le capotage moteur où des sources d'inflammation abondaient et, à cause de l'absence d'un raccord de mise à l'air libre avec élément de restriction de la pompe à carburant, à l'intérieur dans le collecteur d'admission pour enrichir excessivement le mélange de carburant. Le mélange excessivement riche ou la perte de pression de carburant, ou une combinaison des deux, auraient amené le moteur à bafouiller et à perdre de la puissance. Comme les magnétos comptaient parmi les accessoires moteur les plus endommagés, l'incendie a pu aussi toucher le circuit d'allumage en vol et contribuer encore plus à la perte de puissance.

Face à une perte de puissance moteur, le pilote aurait eu de la difficulté à maintenir le régime rotor, et la poursuite du vol en palier aurait été impossible. La seule option permettant de maintenir le régime rotor aurait été d'amorcer une autorotation, de descendre et d'atterrir immédiatement. Toutefois, ne disposant pas d'une aire d'atterrissage convenable sous la trajectoire de vol, le pilote a pu être réticent à exécuter une descente immédiate, et le régime du rotor principal aurait par conséquent considérablement diminué. Si ce régime rotor avait diminué considérablement sous sa limite normale d'utilisation, une instabilité du rotor aurait permis aux pales de celui-ci de heurter et de sectionner le cône de queue. Le rotor de queue s'est séparé de l'hélicoptère en vol. Le rotor de queue sectionné de l'hélicoptère, l'avant de ce dernier serait immédiatement devenu plus lourd. Ce déplacement de centrage aurait rendu l'hélicoptère très difficile à maîtriser. Compte tenu de la combinaison d'une défaillance moteur, d'une dégradation du régime rotor, des impacts de pales de rotor sur la queue, de la perte du rotor de queue, du centrage avant et de la hauteur au-dessus du sol, il est peu probable que le pilote aurait pu reprendre la maîtrise de son hélicoptère et le poser.

L'hélicoptère n'avait pas fait l'objet d'un entretien courant ni d'une maintenance conformes à la réglementation canadienne en vigueur. Des CN et des BS en vigueur et antérieurs indiquaient les mesures de maintenance nécessaires pour éviter des fuites de la pompe à carburant, lesquelles avaient été liées à un incendie moteur, à une perte de puissance et à l'arrêt du moteur. Aucune CN ni aucun BS n'avait été inscrit comme ayant été exécuté sur l'hélicoptère en question, et il est probable que le travail n'avait pas été effectué.

Comme, malgré une indication de risque accrue, Transports Canada n'a pas inspecté l'entreprise assurant la maintenance de l'hélicoptère accidenté au cours de la période de trois ans précisée dans son DPMI et qu'il n'a pas inspecté l'entreprise immédiatement après un accident antérieur lié à la maintenance, on a manqué une occasion de découvrir que la maintenance n'était pas exécutée conformément à la réglementation canadienne.

### *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs*

1. L'hélicoptère n'avait pas fait l'objet d'un entretien courant et d'une maintenance conformes à la réglementation en vigueur et, de ce fait, les mesures de maintenance visant à corriger de graves défauts dans la pompe à carburant entraînée par moteur n'ont pas été exécutées.
2. La défectuosité et l'extrusion du diaphragme de la pompe à carburant entraînée par moteur se sont traduites par une perte de puissance moteur et un incendie en vol.
3. Lors de la perte de puissance moteur, le régime du rotor principal a considérablement diminué sous sa limite d'utilisation normale, permettant ainsi aux pales de ce rotor de heurter le cône de queue et de sectionner le rotor de queue, ce qui a entraîné un important déséquilibre du centrage.
4. La dégradation du faible régime rotor et les oscillations en tangage, combinées à la faible hauteur au-dessus du sol, ont empêché le pilote de reprendre la maîtrise de son hélicoptère, et ce dernier est descendu, ingouvernable, pour s'écraser au sol.

### *Faits établis quant aux risques*

1. La liste électronique des consignes de navigabilité (CN) de Transports Canada applicables aux hélicoptères Enstrom 280C et aux moteurs Lycoming HIO-360-E1AD ne faisait pas mention de la CN 91-08-07.
2. Transports Canada n'a pas inspecté l'entreprise assurant la maintenance de l'hélicoptère accidenté selon le *Document de politique sur la fréquence des inspections* (DPMI), lequel prévoyait un intervalle de trois ans, ce qui s'est traduit par une occasion manquée de découvrir que la maintenance n'avait pas été exécutée conformément à la réglementation canadienne.

### *Autre fait établi*

1. Les dossiers de maintenance de l'hélicoptère accidenté étaient mal tenus et ils ne donnaient pas l'heure juste quant à l'état de l'hélicoptère et à la maintenance exécutée ou nécessaire.

## *Mesures de sécurité prises*

Transports Canada a inclus la consigne de navigabilité (CN) 91-08-07 dans sa liste électronique pour les hélicoptères Enstrom 280C et les moteurs Lycoming HIO-360-E1AD, HIO-360-E1BD et HIO-360-F1AD.

Une vérification de A&L Aircraft Maintenance a été effectuée en novembre 2005, et des modifications au manuel de procédures de maintenance et aux procédures de maintenance ont été apportées à ce moment.

*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 22 février 2007.*

*Visitez le site Web du BST ([www.bst.gc.ca](http://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.*