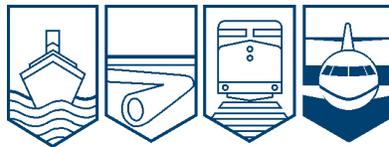


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A09C0120



PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

**PIPER PA-46-310P, C-GUZZ
KAMSACK (SASKATCHEWAN)
19 JUILLET 2009**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Perte de maîtrise et collision avec le relief

Piper PA-46-310P, C-GUZZ

Kamsack (Saskatchewan)

Le 19 juillet 2009

Numéro de rapport A09C0120

Sommaire

L'avion privé Piper PA-46-310P Malibu (portant l'immatriculation C-GUZZ et le numéro de série 46-8508108) s'envole de Kamsack vers Saskatoon, en Saskatchewan, en suivant les règles de vol aux instruments. Le pilote et trois passagers se trouvent à bord. Au décollage de la piste 34, l'aéronef part dans un mouvement de roulis à gauche. L'aéronef grimpe d'abord, puis redescend dans une forte inclinaison à gauche avant d'entrer en collision avec le relief, 200 pieds à gauche de la piste. Un incendie se déclare immédiatement après l'impact. Deux passagers survivent à la collision, subissant de graves blessures, et sont évacués de l'épave en flammes. Le pilote et le troisième passager sont mortellement blessés. Les forces de l'impact et l'incendie subséquent détruisent complètement l'aéronef. L'accident se produit au crépuscule civil à 21 h 24, heure normale du Centre.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le pilote et deux passagers à bord, l'aéronef a décollé de Saskatoon dans l'après-midi du jour de l'événement. Avant le départ, le pilote a reçu un exposé météorologique d'un terminal d'ordinateur, a effectué une inspection prévol de l'aéronef et a donné aux passagers les consignes de sécurité, en leur montrant par où et comment sortir. L'aéronef a décollé de Saskatoon vers 14 h.¹ Le vol s'est déroulé sans incident et l'aéronef s'est posé à Kamsack vers 15 h.

Les passagers ont été accueillis par des personnes au sol, après avoir poussé l'appareil dans une aire de stationnement gazonnée, le groupe a quitté l'aérodrome. Durant la soirée, le pilote a reçu un exposé météorologique par téléphone et a déposé un plan de vol suivant les règles de vol aux instruments (IFR) de Kamsack à Saskatoon. L'heure de départ proposée était de 21 h et l'autonomie de l'appareil était d'environ quatre heures.

Le groupe ainsi qu'un passager de plus sont arrivés à Kamsack vers 21 h. Après avoir effectué une inspection prévol de l'aéronef, le pilote a fait rouler l'appareil sur la piste direction sud. Le moteur en marche, les trois passagers sont montés dans l'aéronef par la porte située tout juste derrière l'aile gauche, et le pilote a fermé la porte. Le pilote a poursuivi son inspection prévol, y compris le chargement des points de cheminement dans le système de positionnement mondial (GPS) et la réalisation d'un test prévol du système de contrôle automatique de vol du King KFC150.

Les passagers occupant le siège de droite et le siège arrière gauche de la cabine portaient des casques d'écoute et pouvaient entendre le pilote par l'entremise de l'interphone de bord. Le pilote et les trois passagers ont utilisé le système de retenue à trois points intégrant harnais et ceinture abdominale.

Tandis qu'il faisait rouler l'aéronef vers le seuil de la piste 34, le pilote a émis un avis de trafic par radio. Durant la course au décollage sur la piste 34 à Kamsack, l'aéronef a fait un mouvement de lacet à gauche, demeurant sur la surface de la piste jusqu'au décollage. Pendant et après la course au décollage, le son du moteur n'a pas changé.

Au moment du décollage, l'aéronef a commencé à faire un roulis à gauche et le pilote a manœuvré la commande de gauchissement en conséquence.

L'aéronef est monté à une hauteur d'environ 50 pieds avant de descendre et d'entrer en collision avec le relief à gauche de la piste. On a estimé qu'au moment de l'impact, l'assiette de l'aéronef était entre 45° et 90° d'inclinaison à gauche et entre 15° et 30° de piqué. Alimenté par le carburant, un incendie a éclaté suite à l'impact, alors que l'aéronef se désintégrait et terminait sa course renversé; le feu s'est rapidement propagé.

Ses vêtements en feu, le passager occupant le siège droit de la cabine s'est dégagé de ses ceintures de retenue, a constaté que le pilote était inconscient et a tenté en vain de le dégager de ses ceintures de retenue avant de se diriger vers l'arrière. Il a trouvé ouverte la porte d'entrée

¹ Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné moins six heures).

du côté gauche de l'aéronef et il est sorti. Le passager arrière gauche a détaché lui-même ses ceintures de retenue, a constaté que le passager arrière droit était inconscient, a tenté sans succès de le dégager de ses ceintures de retenue, puis est sorti par la même porte.

Un membre du groupe au sol a immédiatement composé le 911 pour alerter les services d'intervention d'urgence. Un autre membre du groupe au sol a traversé la piste, dans son véhicule, jusqu'au lieu de l'écrasement pour porter secours aux victimes. Il est entré dans l'aéronef en feu en vue d'aider le pilote et le troisième passager. L'intensité du feu l'a empêché d'atteindre la cabine et il a été incapable de dégager le troisième passager de ses ceintures de retenue. L'incendie s'est encore intensifié et il est sorti par la porte.

Les deux passagers survivants ont été transportés à bonne distance du lieu de l'écrasement dans le véhicule d'un membre du groupe au sol. Les pompiers, les policiers et les ambulanciers sont intervenus quelques minutes après l'accident.

Renseignements sur le pilote

Le pilote détenait une licence de pilote privé avec qualifications de vol de nuit et de vol aux instruments pour avions multimoteurs, ainsi qu'une qualification de vol aux instruments du groupe 3, valide jusqu'en mai 2010. En 2004, il a acheté C-GUZZ et a reçu une formation initiale au sol et en vol pour le PA-46-310P, réussissant de façon satisfaisante une épreuve de compétence au maniement des instruments de bord et un vol de rafraîchissement. Par la suite, il a reçu une formation annuelle au sol et en vol pour le PA-46-310P. Selon les registres disponibles, au moment de l'événement, le pilote avait accumulé environ 1 000 heures de vol, dont 300 heures aux commandes de C-GUZZ.

Le pilote détenait également un certificat médical de catégorie n° 3, valide jusqu'en juillet 2010. On n'a trouvé aucune preuve de conditions préexistantes ou de substances qui auraient pu nuire au rendement du pilote.

Le pilote avait la réputation de ne rien laisser au hasard, d'être prudent et consciencieux, annulant des vols en cas de mauvaises conditions météorologiques ou de défauts de l'aéronef. Les gens qui ont volé avec lui ont décrit leur expérience comme étant confortable et calme. Le jour de l'événement, le pilote était alerte, en bonne santé et de bonne humeur.

Orientation spatiale du pilote

La vue est le principal sens permettant à un pilote de s'orienter dans l'espace.² La vision périphérique est la principale source d'orientation spatiale, les organes vestibulaires et les capteurs kinesthésiques y jouent également un rôle. En l'absence de repères visuels adéquats, des illusions vestibulaires et kinesthésiques peuvent se produire, ce qui peut parfois désorienter le pilote et lui faire perdre le contrôle de son aéronef.

L'illusion somatogravique est un type d'illusion qui survient souvent après le décollage, alors que le pilote croit erronément que l'assiette de l'aéronef est en cabré. Cette illusion est corrigée par la vue lorsque des repères visuels adéquats existent; cependant, lorsque les repères visuels

²Santé et Bien-être social Canada, Guide à l'intention des pilotes : facteurs médicaux et humains, ministre d'Approvisionnement et Services Canada, 1993, chapitre 7 – Orientation et désorientation.

ne sont pas adéquats, le pilote peut réagir à l'illusion en abaissant le nez de l'appareil de façon excessive.

Dans cet événement, l'aéronef décollait vers le nord-ouest et, même si le soleil s'était couché, le ciel était encore clair et l'horizon bien visible. L'aéronef a fait un mouvement de roulis plutôt qu'un piqué, ce qui aurait été le cas si le pilote avait abaissé le nez en réaction à une illusion somatogravique. Il est donc peu probable que le pilote ait été désorienté.

Conditions météorologiques

À 14 h, le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) concernant Saskatoon était le suivant : des vents de 320° vrai (T) à 15 nœuds, des rafales à 25 nœuds et une visibilité de 15 milles terrestres (sm).

L'emplacement le plus proche fournissant des messages météo-aéronautiques est Yorkton (Saskatchewan), à environ 28 milles marins (nm) au sud-ouest de Kamsack. À 21 h, le METAR concernant Yorkton était le suivant : des vents de 300° T à 12 nœuds, des rafales à 17 nœuds, une visibilité de 9 sm, un ciel clair, une température de 21 °C et un calage altimétrique de 29,72 po de mercure. Des conditions semblables prévalaient à Kamsack. Selon une photographie de la scène de l'accident, le vent à Kamsack était d'environ 300° T et d'une vitesse de 10 à 15 nœuds.

Le soleil s'est couché à 20 h 54 à Kamsack, la fin du crépuscule civil étant à 21 h 37. Selon une photographie prise à 21 h 20, il y avait des nuages supérieurs dispersés dans le ciel de Kamsack et une bonne visibilité. Le ciel était encore assez clair pour que l'on puisse distinguer l'horizon tout autour. Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme un facteur dans cet événement.

Renseignements sur l'aérodrome

Kamsack (CJN2) est un aérodrome enregistré exploité par la ville de Kamsack. La piste 16/34, dont la surface est asphaltée, est à 1 510 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), d'une longueur de 2 500 pieds et d'une largeur de 75 pieds. L'éclairage de l'aérodrome est contrôlé par un système de balisage lumineux d'aérodrome télécommandé (ARCAL) de type J et il n'avait pas été allumé avant le décollage.

Masse et centrage

Il a été impossible de déterminer si le pilote avait fait des calculs de masse et de centrage avant le vol en question. La masse au décollage maximale permise pour l'aéronef était de 4 100 livres. Les enquêteurs du Bureau de la sécurité des transports (BST) ont calculé que la masse au décollage à Kamsack était de 4 097 livres, le centre de gravité étant de 145,24 po derrière la ligne de référence. La masse et le centre de gravité susmentionnés étaient à l'intérieur des limites décrites dans le manuel d'utilisation (POH) du PA-46-310P.

Performance de l'aéronef

Compte tenu des conditions météorologiques qui prévalaient, les enquêteurs du BST ont déterminé qu'il faudrait prévoir une course au sol de 1 800 pieds lorsque l'aéronef, dont les volets sont rentrés, décolle d'une piste pavée, plane et sèche.

Durée de vol et taux de roulis

Les enquêteurs ont calculé que la durée de vol, du décollage à l'impact, a été d'environ 7 secondes. L'aéronef aurait fait un mouvement de roulis dans une moyenne d'environ 6° par seconde pour atteindre un angle d'inclinaison de 45°, et d'environ 13° par seconde pour atteindre un angle d'inclinaison de 90°.

Couple d'hélice

Les aéronefs à hélice subissent les effets du couple d'hélice, une force aérodynamique poussant dans la direction opposée à la rotation de l'hélice. L'effet du couple d'hélice est à son maximum lorsque l'aéronef est réglé à grande puissance et à basses vitesses. Le PA-46-310P ne produira pas assez de couple d'hélice pour provoquer le roulis de l'aéronef tandis qu'il est sur la piste. Toutefois, le couple d'hélice produit fera en sorte que la roue gauche exercera une plus grande pression sur la piste que la roue droite, ce qui créera une certaine traînée. Ce phénomène peut provoquer un mouvement de lacet à gauche lorsque l'aéronef roule au sol. L'hélice du PA-46-310P tourne dans le sens horaire quand on la regarde de la cabine et, une fois l'aéronef décollé, le couple d'hélice entraîne le mouvement de roulis de l'aéronef à gauche en l'absence de forces de contrôle dynamique contraires, produites par les ailerons en réponse aux manœuvres de contrôle du pilote. L'aéronef est conçu de façon à ce que les commandes d'aileron puissent facilement compenser le couple d'hélice aux vitesses de fonctionnement habituelles.

Souffle de l'hélice

Une hélice produit un souffle d'air accéléré de forme hélicoïdale. Si l'on regarde vers l'avant à partir de la queue de l'aéronef, le souffle de l'hélice du PA-46-310P tourne dans le sens horaire. Il frappe également le côté gauche de l'empennage, ce qui entraîne un mouvement de lacet de l'aéronef à gauche en l'absence de forces de contrôle dynamique contraires, qui sont produites par la gouverne de direction en réponse aux manœuvres de contrôle du pilote. Cet effet est à son maximum lorsque l'aéronef est réglé à grande puissance et à basses vitesses, comme durant le décollage; le pilote peut facilement le compenser en manœuvrant la gouverne de direction à l'opposé et en utilisant le compensateur de la direction.

Facteur P

Le facteur P résulte de la charge asymétrique sur l'hélice, où les pales descendantes ont un plus grand angle d'attaque et génèrent plus de poussée que les pales ascendantes, ce qui entraîne un mouvement de lacet de l'aéronef à gauche. Cet effet est à son maximum lorsque l'aéronef est réglé à grande puissance et à grands angles d'attaque. Aux vitesses de fonctionnement habituelles, le pilote peut facilement compenser cet effet en manœuvrant la gouverne de direction à l'opposé et en utilisant le compensateur de la direction. Les aéronefs équipés d'un train d'atterrissage tricycle, comme le PA-46-310P, subissent moins les effets du facteur P lors de la course au décollage que les aéronefs équipés d'une roue de queue. Cependant, lorsque le PA-46-310P est cabré au décollage, l'angle d'attaque et l'effet du facteur P augmentent.

Stabilité latérale

L'aéronef est conçu avec une voilure à dièdre de 4,5° pour assurer sa stabilité latérale, ce qui causera le roulis de l'appareil en réaction au mouvement de lacet. Alors qu'un grand angle de lacet serait nécessaire pour produire un taux de roulis comme celui qui est survenu dans cet accident, les ailerons devraient fournir suffisamment de contrôle pour compenser ce roulis en état normal de fonctionnement.

Renseignements sur l'aéronef

Le C-GUZZ a été fabriqué en 1985 par la Piper Aircraft Corporation. Il a été modifié le 20 mars 2001 lorsqu'un nouveau moteur Continental (modèle TSIO-550-C) a été installé, conformément au certificat de type supplémentaire (STC) SA00380AT. Il a aussi été modifié le 26 juillet 2001 lorsqu'une nouvelle hélice à quatre pales MT-Propeller (modèle MTV 14-D/195-30a) a été installée, conformément au STC SA01542AT. Lors de sa fabrication, l'aéronef a été muni d'un vérin de volet hydraulique. Il a été par la suite modifié lors de l'installation d'un vérin de volet électrique, qui a été utilisé dans le modèle suivant de l'aéronef PA-46-310P. Importé au Canada en août 2004, l'aéronef avait accumulé 3 767 heures d'utilisation depuis sa mise en service initiale (TTSN).

Selon l'examen des registres d'entretien de l'aéronef, on en faisait l'entretien conformément aux procédures approuvées pour un aéronef privé. Avant l'événement, aucune défektivité n'a été décelée. L'inspection annuelle ou aux 100 heures de l'aéronef a été effectuée le 30 août 2008, à 4 059 heures TTSN; l'inspection annuelle suivante devait avoir lieu le 30 août 2009. La dernière entrée au livret cellule datait du 9 janvier 2009, à 4 077 heures TTSN. La date de la dernière entrée au carnet de route d'aéronef a disparu dans l'incendie, 4 083 heures TTSN étant inscrites au carnet. Selon l'utilisation antérieure de l'aéronef par le pilote, le nombre d'heures TTSN de l'appareil totalisait environ 4 110 heures au moment de l'accident.

On a ravitaillé l'aéronef en carburant avec 76 litres d'essence aviation 100 LL avant de quitter Saskatoon. On n'a pas ravitaillé l'aéronef à Kamsack. Les enquêteurs du BST ont calculé qu'au décollage de Kamsack, l'aéronef disposait d'environ 223 litres d'essence utilisable. Ils n'ont pas été en mesure de déterminer la répartition de l'essence entre les réservoirs d'ailes.

Impliqué dans deux événements antérieurs, l'aéronef était immatriculé à l'origine aux États-Unis sous l'immatriculation N26033. Le premier événement s'est produit le 11 février 1987 lors d'un vol de l'Alaska à l'Europe (rapport du BST A87W4901). On avait installé un système de réservoirs de convoyage et, pendant le transfert de l'essence du réservoir de fuselage aux réservoirs d'ailes, l'aile gauche avait été endommagée. Le pilote a effectué un atterrissage de précaution à Mould Bay (Territoires du Nord-Ouest); l'aéronef y est demeuré jusqu'à sa réparation et sa remise en service. Le deuxième événement est survenu le 16 mars 1991 lors d'un vol entre la Floride et la Caroline du Nord.³ L'aéronef est descendu en perte de contrôle, d'environ FL183⁴ à environ 3 000 pieds asl et a subi des dommages aux rivets, au compensateur

³ Consulter le rapport NTSB/SIR-92/03 du National Transportation Safety Board, en date du 21 juillet 1992, à l'adresse suivante : <http://libraryonline.erau.edu/online-full-text/ntsb/special-investigation-reports/SIR92-03.pdf>. Adresse Web confirmée comme étant valide à la date de publication du rapport.

⁴ Niveau de vol 183 : 18 300 pieds asl sur un calage altimétrique de 29,92 po de mercure.

de profondeur et à la trappe droite de puits de roue. On a ensuite réparé l'aéronef et le remis en service.

Pour un décollage normal, on recommande dans le POH du PA-46-310P que les volets soient rentrés, que l'aéronef décolle après avoir accéléré à la vitesse indiquée exprimée en nœuds (KIAS) de 77 nœuds et que le train d'atterrissage soit rentré lorsqu'un atterrissage droit devant n'est plus possible. Pour un atterrissage court ou sur terrain mou, on recommande dans le POH que les volets soient réglés à 20°, que l'aéronef décolle après avoir accéléré à 70 KIAS, que le train d'atterrissage soit rentré après avoir accéléré à 74 KIAS et, si le franchissement d'obstacles n'est pas un facteur, que les volets soient rentrés à 110 KIAS.

Le PA-46-310P n'est pas équipé d'un dispositif de verrouillage des gouvernes. Dans le POH, on recommande que les commandes d'ailerons et de la gouverne de profondeur soient fixées en bouclant la ceinture de sécurité à travers le manche à volant et en tirant fermement. Même si, dans le cadre de l'enquête, on n'a pu déterminer si le pilote en question a utilisé la méthode susmentionnée pour fixer les commandes à Kamsack, on savait qu'il le faisait de façon régulière. Les commandes n'auraient pas pu être verrouillées, car le pilote et les passagers portaient tous leurs ceintures de sécurité au moment de l'accident.

Selon le POH, dans le cadre de l'inspection prévol, le pilote doit s'assurer de la réaction et du mouvement normaux des commandes de vol. L'enquête n'a pas permis de déterminer si le pilote avait effectué cette inspection.

Le fabricant de l'aéronef a publié plusieurs bulletins et lettres d'entretien relativement aux câbles de commande de vol et aux systèmes de commande des ailerons du PA-46-310P. La conformité aux bulletins et aux lettres n'est pas obligatoire, à moins qu'ils ne s'accompagnent d'une consigne de navigabilité.

- Le 31 janvier 1989, Piper a publié le bulletin d'entretien (BE) 863A visant à réduire le frottement des câbles d'ailerons sur les pattes de fixation des rails de volets par l'installation de guide-câbles phénoliques près des rails de volets. Selon les dossiers, l'aéronef en question de l'événement était conforme au bulletin d'entretien susmentionné en date du 19 février 1990.
- Le 30 novembre 1994, Piper a publié la lettre d'entretien (LE) 1012 dans lequel il recommandait de remplacer les câbles d'ailerons en acier inoxydable par des câbles en acier galvanisé afin de prolonger la durée de vie et le temps en service entre le remplacement des câbles. Des rapports de terrain font état d'un taux de remplacement élevé des câbles de compensation gauche et droit et des câbles de commande arrière gauche et droit, principalement situés dans la structure de l'aile. Les câbles de commande avant gauche et droit, situés à l'intérieur de la cabine, n'avaient pas un taux de remplacement élevé et n'étaient pas visés par la lettre d'entretien. Selon les dossiers, l'aéronef en question était conforme à la lettre d'entretien susmentionné en date du 27 décembre 1995, puis qu'on avait installé un câble de compensation galvanisé droite, un câble de compensation galvanisé gauche ainsi que des câbles de commande arrière galvanisés gauche et droite.
- Le 3 janvier 2001, Piper a publié le BE 1048 visant plusieurs types d'aéronefs Piper équipés de câbles de système de commandes en acier inoxydable. Même si le PA-46-310P ne faisait pas partie des aéronefs visés, le BE précisait que tous les aéronefs

Piper pouvaient être munis de câbles de système de commandes en acier inoxydable, peu importe leur année modèle. Selon le BE 1048, il fallait inspecter et lubrifier les câbles de commande en acier inoxydable sur les portions de câbles passant sur une poulie ou dans un guide-câble en vue d'en prolonger la durée de vie. Le bulletin indiquait que la lubrification des câbles en acier inoxydable et des câbles en acier galvanisé doit être effectuée selon le même horaire d'entretien. Toutefois, le manuel d'entretien de l'aéronef PA-46-310P ne prévoyait aucun horaire de lubrification pour les câbles, qu'ils soient en acier inoxydable ou galvanisé. Selon le BE 1048, le fabricant continuerait à offrir aux clients le choix des câbles de commande en acier inoxydable ou en acier galvanisé comme remplacements d'entretien, avec l'approbation d'un « choix de combinaisons » de câbles en acier inoxydable et en acier galvanisé dans le même aéronef. Le bulletin indiquait, en outre, que l'installation de câbles de commande en acier inoxydable, à titre d'équipement standard, ne serait plus effectuée. Selon les dossiers, l'aéronef en question était conforme au BE 1048 en date du 26 juillet 2001, alors qu'il avait accumulé 3 059,1 heures TTSN. Il n'y avait aucune entrée dans les dossiers indiquant que l'on assurait la conformité continue de l'aéronef au bulletin susmentionné après le 26 juillet 2001.

- Le 23 septembre 2008, Piper a publié le BE 1190 exigeant l'inspection et l'entretien des garde-câbles liés aux quadrants d'ailerons gauche et droit. La conformité au bulletin d'entretien susmentionné n'était pas requise avant la prochaine inspection annuelle ou aux 100 heures, qui devait avoir lieu en août 2009. Il n'y avait aucune entrée dans les dossiers d'entretien concernant ce bulletin, ce qui indique que le travail connexe n'avait pas encore été effectué.

Le 11 juillet 2001, la Federal Aviation Administration (FAA) a publié le bulletin spécial d'information de la navigabilité (SAIB) CE-01-30, informant les propriétaires de certains aéronefs Piper équipés de câbles de commande en acier inoxydable de la possibilité de corrosion, d'effilochage et/ou de défaillance. Dans le bulletin, on met également en garde contre la perte subséquente de l'efficacité des commandes pouvant survenir en raison de la durée de vie beaucoup plus courte des câbles en acier inoxydable comparativement aux câbles galvanisés. La liste des types d'aéronefs visés par le SAIB était identique à celle du BE 1048 de Piper et ne mentionnait pas non plus le PA-46-310P comme l'un des aéronefs touchés. La FAA recommandait d'assurer la conformité au BE 1048 de Piper lors de chaque inspection annuelle ou aux 100 heures. Ce SAIB a été publié à titre d'information seulement et la conformité à celui-ci n'est pas obligatoire.

Il n'y avait aucune entrée dans les dossiers de l'aéronef confirmant que le câble de commande d'aileron avant gauche avait été remplacé, ce qui signifie que le câble installé au moment de la fabrication était toujours là. Dans le programme d'entretien du fabricant, on ne précise aucune limite de temps concernant la durée de vie du câble. Celle-ci dépend de l'état dans lequel il se trouve.

Selon les dossiers, la dernière inspection des câbles de commande de vol, des tendeurs, des guides et des poulies a eu lieu le 25 août 2008, soit lors de l'inspection annuelle ou aux 100 heures de l'aéronef en question. On n'a décelé aucune anomalie. Rien n'indique que les câbles de commande de vol ont été retirés de l'aéronef à l'époque pour en faciliter l'inspection. Dans le cadre de l'inspection annuelle ou aux 100 heures, il faut s'assurer que le système de commande des ailerons est en bon état et qu'il fonctionne correctement.

La feuille d'inspection du manuel d'entretien de Piper fait référence à la circulaire d'information AC43-13-1A de la FAA. La circulaire contient des directives sur la lubrification des câbles. L'inspection consiste à vérifier le jeu entre le manche à volant et l'aileron, la résistance à la rotation du manche à volant, la synchronisation du manche à volant, l'alignement neutre avec les ailerons ainsi que le déplacement et le contact adéquats avec les butées de commande. Si l'un des critères décrits ci-dessus n'est pas respecté, le système de commande doit être réglé de nouveau et, par conséquent, la tension des câbles réajustée.

Selon les dossiers, la dernière fois que les câbles du système de commande des ailerons ont été mis sous tension remonte au 8 avril 2003, alors que l'aéronef avait accumulé 3 570,6 heures TTSN.

Système de contrôle automatique de vol

L'aéronef était muni d'un système de contrôle automatique de vol (AFCS) triaxial de série King KFC150, conformément au STC SA1778CE-D. L'information relative à l'opération de ce système est fournie dans le supplément du manuel de vol des aéronefs approuvé par la FAA, 4^e révision, daté du 14 août 1992. La composante du pilote automatique de l'AFCS fonctionne dans les axes de tangage et de roulis, tandis que la composante de l'amortisseur de lacet fonctionne dans l'axe de lacet. Le supplément précise des limites, qui exigent que le pilote automatique et l'amortisseur de lacet ne soient pas embrayés durant le décollage et l'atterrissage et qu'un test prévol du système soit réalisé avant chaque vol. La dernière partie de la procédure de test exige que le pilote automatique et l'amortisseur de lacet soient embrayés, que les commandes de vol puissent être déplacées manuellement dans tous les axes pour vérifier si le pilote automatique et l'amortisseur de lacet peuvent être maîtrisés et, enfin, que le commutateur de débrayage pilote automatique/interrupteur de compensation sur le manche à volant du pilote soit appuyé pour s'assurer que le pilote automatique et l'amortisseur de lacet débrayent.

L'angle d'inclinaison maximal commandé par le système KFC150 du PA-46-310P est de 20°. Le pilote automatique était certifié pour ne pas dépasser les forces maximales à court terme de 30 livres en roulis et de 50 livres en dégagement à l'horizontale à la vitesse indiquée maximale certifiée de l'aéronef. Les forces de commande de base de l'aéronef augmentent en fonction de la vitesse indiquée; ainsi, les forces requises pour débrayer le pilote automatique aux vitesses de décollage seraient inférieures.

Même si l'amortisseur de lacet doit être débrayé pendant le décollage, on devrait pouvoir quand même maîtriser l'aéronef lorsqu'il est embrayé. Quand l'amortisseur de lacet est embrayé, le pilote sentirait probablement plus de forces exercées par les pédales de direction. Si le pilote appuyait assez fort sur les pédales de direction, le servolacet se désembrayerait et l'aéronef pourrait faire un mouvement de lacet en réaction à la manœuvre de direction effectuée du pilote.

Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Le premier point d'impact se trouvait à environ 200 pieds à gauche de la piste, dans un champ ouvert et plat. La pointe de l'aile gauche a d'abord frappé le sol, suivie de l'hélice et du nez de l'aéronef. L'axe de la trace de choc était de 294° magnétique (M) et s'étendait sur une distance d'environ 110 pieds du premier point d'impact à la partie principale de l'épave. Le fuselage de l'aéronef s'est immobilisé, renversé, à un cap de 030° M, à environ 300 pieds à gauche de l'extrémité départ de la piste 34.

Les réservoirs de carburant de l'aile gauche ont été éventrés par l'impact au sol. Alimenté par le carburant, l'incendie qui a immédiatement suivi l'accident a détruit environ 60 % de l'aéronef, n'épargnant que l'empennage et l'aile extrême gauche.

Selon l'examen du moteur, il n'y avait aucun signe d'anomalies avant l'impact. Les dommages aux pales de l'hélice indiquent que celle-ci tournait à haute vitesse et que le moteur développait beaucoup de puissance au moment de l'impact.

L'aile gauche s'est détachée du fuselage aux fixations de longerons avant et arrière. La section extérieure de l'aile s'est détachée de la section intérieure, tout juste à l'extérieur du raccord à l'aile du longeron principal. L'examen du laboratoire du BST des fixations de longerons a permis de déterminer que les séparations de l'aile ont été causées par des contraintes excessives survenues au moment de l'impact.

On a retrouvé tous les volets hypersustentateurs sur le lieu de l'écrasement. En raison des dommages causés par l'impact et l'incendie aux volets, aux renvois d'angle et aux bielles de commande, on n'a pas pu déterminer la position des volets au moment de l'impact. La position du vérin des volets indiquait que les volets étaient rentrés.

Le train d'atterrissage était dans la position sorti et verrouillé.

Presque toutes les composantes de l'AFCS ont été détruites par le feu, et les enquêteurs n'ont pu déterminer si le pilote automatique ou l'amortisseur de lacet était embrayé au moment de l'accident.

Les dommages causés par l'impact et l'incendie aux systèmes de contrôle de vol étaient importants. Le feu a détruit les quadrants de contrôle de la cabine. Toutes les gouvernes sont restées attachées à l'aéronef; tous les dommages aux gouvernes ont été causés par des forces de l'impact et de l'incendie qui a suivi.

À la suite de l'incendie qui s'est déclaré après l'impact, les fixations avant du câble de direction se sont détachées du secteur quadrant de direction de la cabine. On a retrouvé la barre transversale de la gouverne qui se trouvait dans la cabine. On a aussi retrouvé dans l'épave les câbles de direction, lâches et avec les fixations de rotule d'embout intactes. Les câbles de direction étaient intacts depuis les rotules d'embout jusqu'à la fixation de commande du secteur de direction à la gouverne. L'aéronef renversé reposait sur l'assemblage de la gouverne, et il était impossible de déplacer la gouverne de direction. Les câbles du servolacet étaient attachés au tambour du servolacet et maintenaient la tension à l'assemblage du secteur de direction. On a retrouvé les assemblages de cordon du compensateur de direction et de lacet. Le compensateur de direction était réglé légèrement vers la droite par rapport au neutre.

Les câbles de profondeur et de direction, de même que les câbles de dégagement à l'horizontale et du servolacet, étaient tous intacts. Le vérin du compensateur de profondeur était intact, et le compensateur de profondeur était réglé à une position neutre, indiquant que la compensation électrique ne s'était pas emballée. Le servoroulis était très endommagé par les flammes. L'interconnecteur aileron-gouverne était aussi très endommagé par les flammes et les composantes d'interconnexion en acier qui avaient survécu restaient assemblées lâchement au-dessus de l'aileron avant gauche et des câbles de commande de direction avant gauche. On a trouvé des résidus d'aluminium resolidifié partout où il y avait auparavant des composantes en

aluminium. L'interconnecteur était vraisemblablement intact et fonctionnel durant le vol en question.

Toutes les composantes de câbles d'ailerons se retrouvaient dans l'épave. On a décelé des ruptures dans le système de câbles de commande d'aileron à trois endroits :

- le câble de commande d'aileron arrière gauche, en acier galvanisé, était sectionné au rail de volet extérieur gauche;
- le câble de compensation de l'aileron gauche, en acier galvanisé, était sectionné à un endroit qui se serait trouvé tout juste à l'intérieur du fuselage, à côté de l'implanture de l'aile gauche;
- le câble de commande d'aileron avant gauche, en acier inoxydable, était presque entièrement sectionné à un endroit situé à 40 pouces de la fixation de la rotule d'embout du câble à l'assemblage du quadrant d'aileron gauche (voir l'Annexe A – Schéma du système de câbles d'ailerons).

L'examen du laboratoire du BST des ruptures du câble de commande arrière gauche et du câble de compensation gauche a permis de déterminer qu'elles ont été causées par des contraintes excessives survenues au moment de l'impact.

Câble de commande d'aileron avant gauche

En plus de la rupture située à 40 pouces de la fixation, les enquêteurs ont constaté que le câble de commande d'aileron avant gauche comportait des fils sectionnés à 18, à 23 et à 27 pouces de ce même endroit. Ces endroits correspondent à l'emplacement des poulies se trouvant sous le tableau de bord. En raison des contraintes de flexion cyclique, les câbles tendent à s'altérer par fatigue au niveau des poulies.

La rupture à 40 pouces se trouvait sous le plancher de la cabine, dans une cavité située entre deux cloisons. Le câble passe dans des trous d'allègement aménagés dans les cloisons, qui sont équipées de passe-câbles à chenilles en nylon collé en place pour protéger les câbles. Les passe-câbles doivent être vérifiés périodiquement, car, à l'instar de la colle, ils peuvent se fragiliser avec le temps et se fissurer ou se décoller. À la tension appropriée, le passage des câbles est conçu pour fournir un dégagement suffisant qui les empêche d'entrer en contact avec les cloisons ou les passe-câbles. La tension des câbles, qui peut varier avec le temps et selon la température, doit aussi être vérifiée périodiquement. La cavité située entre les cloisons ne contient aucune autre composante connue. Le mouvement du manche à volant de gauche à droite des butées d'ailerons déplace le câble d'environ 2,5 pouces.

Certains brins et fils du câble à l'extrémité avant de la rupture à 40 pouces étaient chanfreinés et déplacés à l'écart de la rupture. L'extrémité arrière de la rupture était de forme plus ou moins conique (voir la Figure 1).

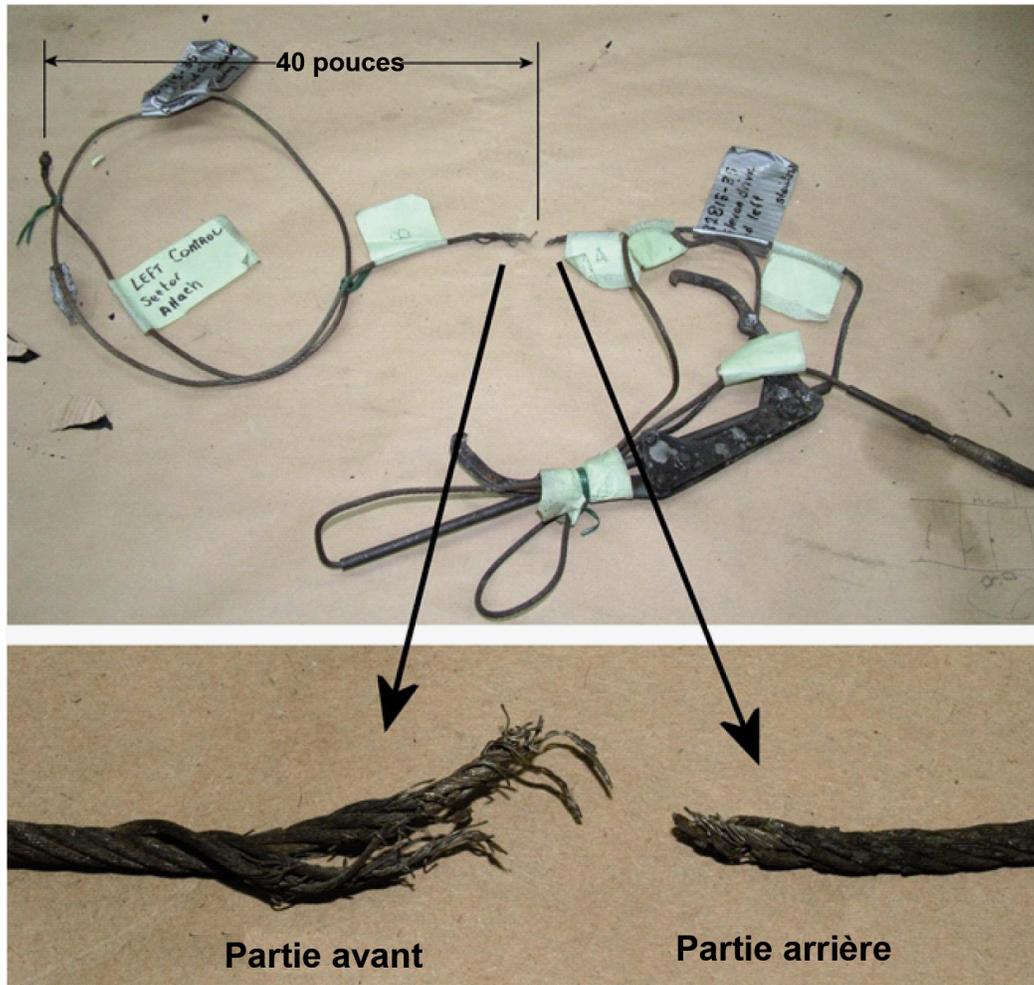


Figure 1. Assemblage du câble de commande d'aileron avant gauche sectionné, tel que reçu par le laboratoire du BST.

Des dépôts de matériaux fondus solidifiés se trouvaient sur des surfaces de rupture du câble. Les surfaces de rupture avant et arrière, qui étaient retenues ensemble par du métal resolidifié et quelques fils fragilisés, se sont séparées durant la manipulation initiale. Détruisant tous les matériaux non-ferreux près de la rupture du câble, l'incendie qui s'est déclaré après l'impact a entraîné la corrosion du câble et l'a recouvert de suie.

Le laboratoire du BST a examiné les extrémités sectionnées du câble à l'aide d'un microscope électronique à balayage. Quelques fils ont été enfoncés à certains endroits, comme s'ils avaient été écrasés ou pincés. Aucun fil n'avait été aplati en raison du frottement contre d'autres objets. L'examen du métal fondu solidifié révélait la présence d'aluminium et d'acier inoxydable, provenant vraisemblablement de la structure de l'aéronef en aluminium et du câble d'aileron lui-même. On pouvait voir sur les faces de rupture des fils des surfaces carrées aplaties, ce que dénote une rupture par clivage des fils fragilisés durant la manipulation suivant l'événement, des surfaces ayant des caractéristiques dendritiques, indiquant qu'elles avaient fondu, ainsi que certaines surfaces carrées aplaties ayant été très oxydées par l'incendie. Par contre, ces dernières n'avaient aucune caractéristique dendritique, indicatrices de la fusion.

Il est peu probable qu'un câble se rompe de manière fragile durant un incendie, car le métal chaud coulerait comme du plastique, causant un bout rétreint. Il est donc probable que les fils

très oxydés comportant les surfaces carrées aplaties étaient déjà sectionnés avant d'être exposés aux flammes.

Comme les fils avaient été fragilisés par l'incendie, toute flexion des fils durant la récupération de l'épave aurait probablement entraîné leur rupture de fragilité. Par conséquent, il est improbable que le chanfreinage se soit produit durant la récupération de l'épave. Bien que ce chanfreinage ait pu se produire durant la désintégration de l'aéronef, il est possible qu'il existe déjà avant l'événement, résultant de dommages progressifs. Le chanfreinage des parties de l'extrémité avant du câble indique une restriction de son mouvement. La présence de surfaces de rupture carrées aplaties recouvertes d'oxyde est considérée comme une preuve directe que certains fils s'étaient déjà rompus progressivement. Toutefois, les caractéristiques des surfaces de rupture du câble ont presque toutes disparu dans l'incendie suivant l'impact, et on n'a pas pu établir que la fatigue était en partie responsable de la rupture du câble.

Analyse

Le pilote était en bonne santé et compétent. Ayant accumulé 300 heures de vol à bord de C-GUZZ en 5 ans, il devait bien connaître son fonctionnement et sa performance. L'aéronef n'avait aucune défectuosité connue et volait conformément aux limites de masse et de centrage. La piste convenait à un décollage normal et les conditions météorologiques étaient tempérées. Le pilote avait la réputation d'être prudent et rigoureux; il est peu probable qu'il ait délibérément manœuvré l'aéronef en dehors des paramètres de conduite normale.

L'enquête n'a pas permis de déterminer pourquoi l'aéronef est entré dans un mouvement de roulis à gauche après avoir décollé. Plusieurs hypothèses ont donc été envisagées et sont exposées dans les sections qui suivent.

Effets de lacet

Le couple d'hélice, le souffle de l'hélice et le facteur P sont tous des raisons pour lesquelles un aéronef peut faire un mouvement de lacet à gauche durant la course au décollage. Ce genre de mouvement est une réaction normale de l'aéronef et peut être compensé par les commandes du pilote.

Dans les mouvements de lacet d'aéronef, la stabilité latérale entraînera le roulis de l'aéronef dans la direction du lacet. Les enquêteurs ont examiné divers facteurs ayant pu entraîner le lacet de l'aéronef, se demandant si la capacité du pilote de maîtriser les divers effets de lacet aurait pu être affaiblie et si le lacet aurait pu causer le roulis survenu.

L'aéronef a fait un mouvement de lacet à gauche pendant qu'il décollait de Kamsack. Dans une telle situation, le pilote doit percevoir le mouvement de lacet et manœuvrer la gouverne de direction en conséquence.

Si le pilote embraye l'amortisseur de lacet par inadvertance, de plus grandes forces pourraient s'exercer sur la pédale de direction. Le débrayage soudain et inattendu de l'amortisseur de lacet pourrait aussi entraîner un mouvement de lacet. Cependant, rien n'indiquait que l'amortisseur de lacet était embrayé durant le décollage de Kamsack.

Le couple d'hélice, le souffle de l'hélice et le facteur P surviennent tous durant les opérations normales d'un aéronef. Individuellement ou ensemble, ils pourraient provoquer un mouvement

de lacet à gauche de l'aéronef sur la piste. En conditions normales, ces facteurs sont faciles à maîtriser si l'on manœuvre le compensateur et la gouverne de direction. Si l'amortisseur de lacet n'était pas embrayé et le circuit gouverne de direction fonctionnait normalement, il est possible que le pilote ait réagi un peu trop tard au développement du mouvement de lacet.

Alors qu'on n'a décelé aucune anomalie dans les composantes du circuit gouverne de direction trouvées sur les lieux, les dommages causés par l'incendie ont eu une incidence sur la portée de l'examen du système amortisseur de lacet. On ne peut donc tirer aucune conclusion concernant le fonctionnement du circuit gouverne de direction. Le compensateur de direction a été retrouvé réglé légèrement vers la droite par rapport au neutre, ce qui compenserait le mouvement de lacet normal à gauche au décollage.

Après le décollage, le couple d'hélice agit selon l'axe de roulis et les autres facteurs susmentionnés continuent d'agir selon l'axe de lacet. Il est possible qu'un mouvement de lacet de l'aéronef d'une étendue inconnue ait eu lieu après le décollage. Dans cette situation, la stabilité latérale entraînera un moment de roulis, que l'on devrait être en mesure de maîtriser en manœuvrant les ailerons normalement, même en cas de grands angles de lacet.

La gouverne de direction devrait fournir une capacité suffisante pour compenser les effets de lacet susmentionnés. Dans des conditions normales, les ailerons devraient fournir une capacité suffisante pour compenser tout roulis causé par un mouvement de lacet. Il est peu probable qu'un mouvement de lacet important soit survenu au point d'entraîner le roulis qui a causé cet accident.

Asymétrie des volets

Les enquêteurs se sont demandé si l'asymétrie des volets, lorsque ces derniers étaient rentrés, aurait pu causer le roulis de l'aéronef à gauche. Si le pilote avait réglé les volets à 20° pour un décollage sur terrain court, la séquence normale des événements après le décollage aurait consisté à rentrer le train d'atterrissage d'abord, puis les volets. Cependant, on a trouvé le train d'atterrissage dans la position sortie et verrouillée, ce qui indique que le pilote n'avait pas déclenché la rétraction du train avant l'impact. Il est peu probable que les volets soient rentrés avant le train d'atterrissage. Lors d'un décollage, les volets sont habituellement rentrés; le vérin de volets a été trouvé dans une position correspondant à la configuration volets rentrés. Selon toute vraisemblance, le pilote a effectué un décollage normal, les volets rentrés, alors qu'aucune asymétrie des volets n'est survenue.

Défaillance structurale

L'aéronef avait été impliqué dans deux événements antérieurs, au cours desquels il avait été endommagé. Les enquêteurs se sont demandé si une défaillance structurale de l'aile gauche aurait pu causer le roulis de l'aéronef à gauche. Cependant, l'examen en laboratoire des défaillances des longerons de l'aile gauche a révélé que les défaillances découlaient toutes de contraintes excessives survenues lors de l'impact. Aucun signe de fatigue ou d'autres dommages préexistants n'a été décelé. On a donc conclu que les événements antérieurs de l'aéronef n'étaient pas un facteur dans cet accident.

Système de contrôle automatique de vol

L'AFCS n'avait pas de défauts connus. Un test prévol de ce système doit être effectué avant le décollage, ce que le pilote a fait. Lors du test, le pilote automatique et l'amortisseur de lacet doivent être embrayés. Par conséquent, les enquêteurs se sont demandé si le pilote automatique aurait pu entraîner le roulis incontrôlable de l'aéronef s'il avait été laissé embrayé par inadvertance avant le décollage. Ils étaient d'avis que l'embrayage de l'amortisseur de lacet n'aurait pas pu causer un roulis aussi important que celui survenu entre le décollage et l'impact.

Le pilote automatique est conçu de telle sorte qu'il peut être maîtrisé par le pilote. Une partie du test prévol consiste à manœuvrer les commandes de vol dans tous les axes pour s'assurer qu'on peut le maîtriser. L'aéronef est équipé d'un commutateur de débrayage du pilote automatique monté sur le manche à volant du pilote. Si le pilote automatique avait été embrayé au moment du décollage, le pilote devrait avoir été en mesure de le maîtriser et de le mettre hors tension rapidement en appuyant sur le commutateur. De plus, on estime que l'angle d'inclinaison à l'impact se situait entre 45° et 90°, dépassant de beaucoup l'angle d'inclinaison maximal de 20° que peut commander le pilote automatique.

Si le pilote automatique avait été embrayé par inadvertance lors du décollage, il n'aurait pas entraîné le roulis incontrôlable de l'aéronef. Il est peu probable que cet événement soit survenu en raison de l'embrayage du pilote automatique avant le décollage.

Câble de commande d'aileron avant gauche

Étant donné que le câble de commande d'aileron avant gauche en acier inoxydable n'était pas entièrement sectionné, une rupture du câble ne pourrait pas avoir causé l'accident. Lors de l'examen du câble par le laboratoire du BST, on a observé des signes de ruptures progressives préexistantes à quatre endroits sur sa longueur. Trois de ces ruptures se trouvaient près des poulies, où l'on sait que la fatigue se produit en raison des contraintes de flexion cyclique.

La quatrième rupture, au point situé à 40 pouces, était inhabituelle, car elle est survenue dans une partie en ligne droite du câble qui ne subissait pas de contraintes de flexion cyclique et ne montrait aucun signe de frottement. L'extrémité avant de la rupture comportait des fils chanfreinés et déplacés. Les fils chanfreinés indiquent que les fils du câble se sont groupés avant l'incendie qui a suivi l'impact; cependant, on n'a pas été en mesure de déterminer si le chanfreinage des fils s'est produit avant l'impact ou lors de l'écrasement.

Comme les fils chanfreinés se situaient au même endroit et s'accompagnaient de ruptures de fils progressives préexistantes, il est possible qu'à mesure que les ruptures de fils progressives survenaient, ils se soient délogés du câble. Pour qu'il y ait chanfreinage, les fils délogés

devraient entrer en contact avec un objet voisin ou une structure voisine. La rupture était située sous le plancher de la cabine, entre deux cloisons du fuselage percées de trous d'allègement, qui sont équipées de passe-câbles à chenilles en nylon collée en place pour protéger les câbles. Les passe-câbles peuvent se fragiliser avec le temps et se détacher; cependant, à cause de la destruction causée par l'incendie suivant l'impact, on n'a pas pu déterminer si le vieillissement et le décollage avaient eu lieu. La tension des câbles peut varier au fil du temps, leur permettant d'entrer en contact avec les passe-câbles ou, si ces derniers se détachent ou s'usent, avec les cloisons.

La dernière fois que les câbles du système de commande des ailerons ont été mis sous tension a eu lieu il y a environ 6 ans, ou 540 heures de vol, avant l'événement. La dernière inspection des câbles de commande de vol a été faite environ 11 mois, ou 51 heures de vol, avant l'événement. S'il y avait des ruptures progressives du câble de commande d'aileron avant gauche, un passe-câble détérioré ou un câble d'aileron lâche au moment de la dernière inspection, on les aurait probablement repérés.

Il n'y a aucun obstacle connu dans la cavité séparant les cloisons. Toutefois, en raison des dommages importants causés par l'incendie, on n'a pas été en mesure de déterminer si des obstacles non identifiés existaient.

L'aéronef est parti dans un mouvement de roulis à gauche au moment du décollage, et ce, jusqu'à la collision avec le relief. Le pilote peut habituellement compenser le mouvement de roulis en manœuvrant l'aileron droit. Par contre, on ignore pourquoi le pilote n'a pas arrêté ou inversé le mouvement de roulis. Ce mouvement a vraisemblablement été causé par le couple d'hélice, qui ne pouvait pas être compensé par des manœuvres de l'aileron opposé.

Le câble était chanfreiné à un point de rupture à 40 pouces. En présumant que le chanfreinage s'est produit avant l'impact, il est possible que le mouvement du câble ait été restreint de façon à ce que le pilote n'a pas pu prendre de mesures efficaces visant à compenser le mouvement de roulis.

Selon le POH et le supplément du manuel de vol KFC150, le fonctionnement des commandes doit faire l'objet de vérifications avant le décollage. L'enquête n'a pas pu déterminer si le pilote avait fait ces vérifications. Toutefois, comme il faisait habituellement preuve de minutie et de rigueur, il les a probablement faites. De plus, il avait l'habitude d'annuler des vols en raison de problèmes techniques possibles : il est donc vraisemblable qu'il n'aurait pas effectué le vol s'il avait vérifié les commandes avant le décollage et avait constaté que la commande des ailerons ne fonctionnait pas correctement.

Lettres et bulletins d'entretien

Le fabricant a publié la LE 1012 dans laquelle il recommandait de remplacer certains câbles d'ailerons en acier inoxydable par des câbles en acier galvanisé afin de prolonger la durée de vie et le temps en service entre les remplacements de câbles. Toutefois, les câbles de commande des ailerons avant gauche et droit en acier inoxydable n'avaient pas un taux de remplacement élevé, n'étaient pas visés par la lettre d'entretien et n'ont pas été remplacés. Selon les dossiers, on n'a jamais remplacé le câble de commande d'aileron avant gauche pendant les 24 ans de service et les 4 110 heures d'exploitation de l'aéronef. Les quatre ruptures préexistantes observées sur le câble indiquent que celui-ci avait atteint ou approchait la fin de sa durée de vie.

Le fabricant a publié le BE 1048 dans lequel il recommandait de lubrifier les câbles de commande en acier inoxydable là où ils passent sur une poulie ou dans un guide-câble. Ce processus empêcherait l'usure et prolongerait la durée de vie des câbles. En outre, la FAA a publié le SAIB CE-01-30 dans lequel il recommandait d'assurer la conformité au BE 1048 de Piper lors de chaque inspection annuelle ou aux 100 heures. La FAA a exprimé certaines préoccupations concernant la possibilité de corrosion, d'effilochage et/ou de défaillance, ainsi que la perte subséquente d'efficacité des commandes pouvant survenir en raison de la durée de vie beaucoup plus courte des câbles en acier inoxydable comparativement aux câbles galvanisés.

Néanmoins, le BE 1048 et le SAIB CE-01-30 n'étaient pas frappés d'une consigne de navigabilité et on a donc considéré qu'il n'était pas obligatoire de s'y conformer. De surcroît, alors que le contenu du bulletin les rend pertinents au PA-46-310P, ce modèle n'était pas expressément mentionné dans l'une ou l'autre liste des bulletins énumérant les modèles visés.

Par conséquent, l'inspection et la lubrification des câbles que l'on recommande dans le BE 1048 et le SAIB CE-01-30 ont été effectuées sur l'aéronef en question pour la dernière fois environ 8 ans, ou 1 050 heures de vol, avant l'accident. Comme le PA-46-310P n'est pas énuméré dans la liste des modèles visés et la conformité à ces deux bulletins n'est pas obligatoire, il est vraisemblable que la mesure d'entretien recommandée n'avait pas été prise lors de l'inspection annuelle ou aux 100 heures des autres aéronefs visés, tel que recommandé par le SAIB CE-01-30.

Possibilité de survie

L'emploi des systèmes de retenue à trois fixations a probablement empêché les deux survivants de perdre leurs moyens, leur permettant d'évacuer l'épave en flammes.

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

- LP 099/2009 - BlackBerry Download (Téléchargement BlackBerry)
- LP 103/2009 - Examination of Wing Failure (Examen de la défaillance de l'aile)
- LP 128/2009 - Examination of Aileron Cable (Examen du câble d'aileron)

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

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Pour des raisons inconnues, le pilote n'a pas été en mesure de maîtriser l'aéronef après le décollage, et l'aéronef est parti dans un mouvement de roulis à gauche avant d'entrer en collision avec le relief.

Fait établi quant au risque

1. Le fabricant a publié un bulletin d'entretien dans lequel il recommandait d'inspecter et de lubrifier périodiquement les câbles en acier inoxydable. Comme le bulletin ne constituait pas une consigne de navigabilité et n'était pas considéré comme étant obligatoire, la recommandation n'a pas été suivie de façon continue. Il est probable que la mesure d'entretien recommandée n'a pas été prise à l'égard d'autres aéronefs visés

lors de l'inspection annuelle ou aux 100 heures, conformément à la recommandation contenue dans le SAIB CE-01-30 de la FAA.

Autres faits établis

1. Comme la structure environnante a été complètement détruite, on n'a pas été en mesure de déterminer si le mouvement du câble d'aileron était restreint avant l'impact.
2. L'emploi des systèmes de retenue à trois fixations a probablement empêché les deux survivants de perdre leurs moyens, leur permettant d'évacuer l'épave en flammes.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 5 novembre 2010.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports (www.bst-tsb.gc.ca) pour obtenir de l'information sur le Bureau ainsi que sur ses produits et services. Vous y trouverez également des liens menant à d'autres organismes de sécurité et à des sites connexes.

Annexe A – Schéma du système de câbles d'ailerons

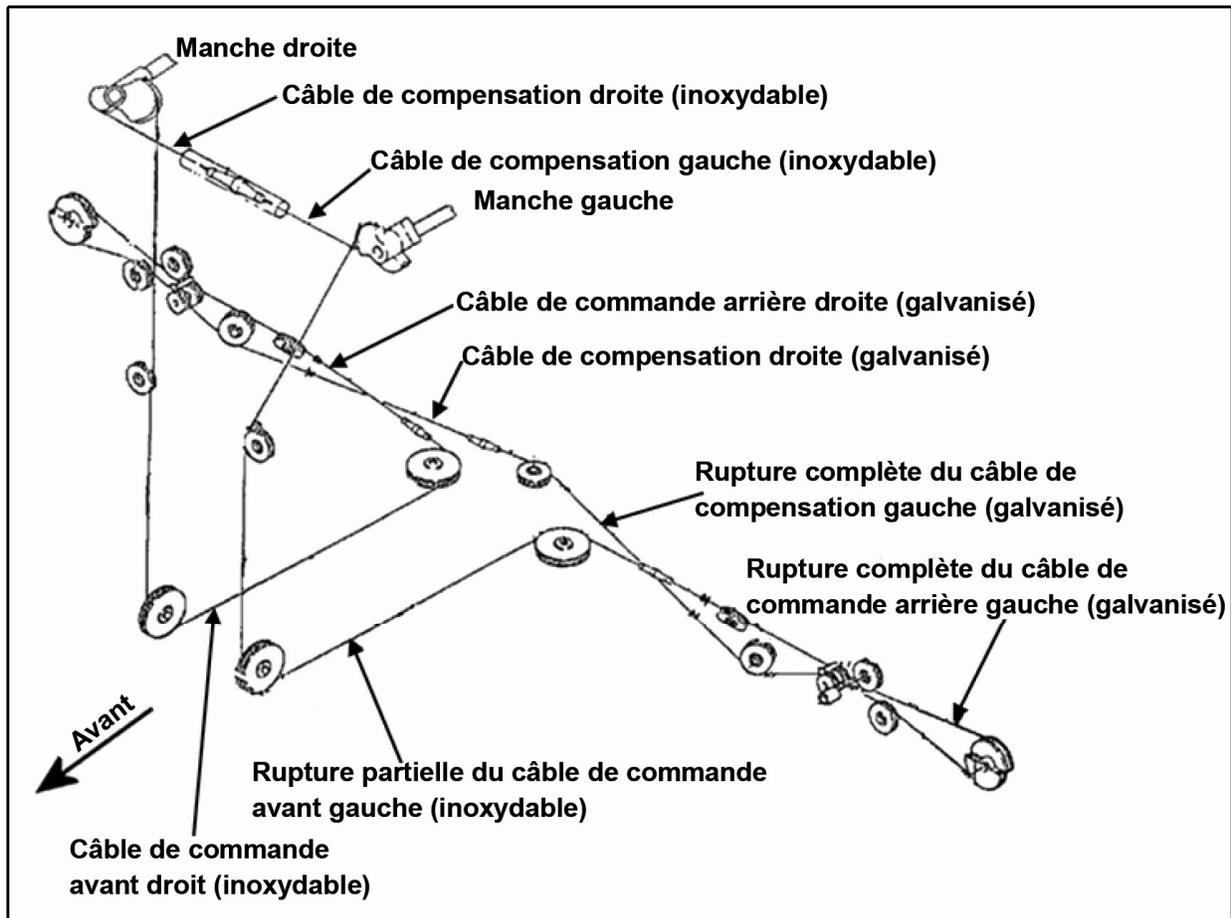


Schéma du système de câbles d'ailerons identifiant les câbles et montrant l'emplacement des trois ruptures de câble. Ce schéma a été modifié à des fins de clarté et n'est pas à l'échelle.