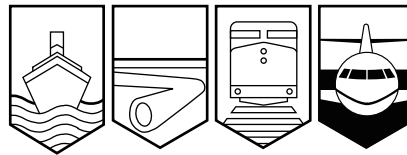


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A04P0158



PERTE DE MAÎTRISE

DU CESSNA 305A C-GYHF
À L'ÎLE DE THETIS (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 8 MAI 2004

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

du Cessna 305A C-GYHF
à l'île de Thetis (Colombie-Britannique)
le 8 mai 2004

Rapport numéro A04P0158

Sommaire

Vers 8 h 40, heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné [UTC] moins sept heures), le pilote aux commandes d'un Cessna 305A privé monté sur flotteurs (immatriculé C-GYHF et portant le numéro de série 23260) décolle de Ganges Harbour, sur l'île de Saltspring (Colombie-Britannique), et se rend jusqu'à l'île de Thetis pour prendre un passager. Il redécolle ensuite avec ce passager à bord pour effectuer un vol local, le but étant de photographier des bateaux et des activités nautiques qui se déroulent dans le cadre de la régata annuelle de l'île de Thetis. Le passager prend place sur le siège arrière. Les deux fenêtres arrière de l'appareil sont ouvertes vers l'intérieur et bloquées dans cette position afin que le passager puisse prendre des photos. Juste avant l'accident, pendant une manoeuvre à basse altitude près de la flotte de bateaux, l'appareil vole en direction est, au sud de la flotte (voir l'annexe A).

L'appareil est en vol lent à puissance moteur élevée; les volets sont sortis de 15 à 20 degrés et l'appareil est cabré de 10 à 15 degrés. Pendant la première phase du survol, on estime que l'appareil vole à une altitude de 30 à 50 pieds au-dessus de la surface de l'eau. À mesure que l'appareil s'approche de l'île de Thetis, le son du moteur s'intensifie et l'appareil commence à monter en cabré prononcé jusqu'à ce qu'il atteigne 70 à 100 pieds au-dessus de la surface de l'eau. L'appareil s'incline ensuite brusquement à gauche et le nez bascule subitement dans un piqué prononcé. Il n'y a aucun rétablissement consécutif à cette descente et l'appareil heurte la surface de l'eau en piqué, l'aile gauche basse. Le pilote subit des blessures mortelles à l'impact; quant au passager, il évacue l'appareil par la fenêtre arrière gauche avant d'être sauvé des eaux par des plaisanciers qui se trouvent à proximité. L'accident survient à 10 h 19.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Qualifications et expérience du pilote

Au moment de l'accident, le pilote était titulaire d'une licence de pilote privé et d'un certificat médical valide de catégorie 3. Lors de sa dernière visite médicale, il totalisait environ 800 heures de vol, et il volait au rythme de 100 à 150 heures par année. Il était propriétaire et exploitant de l'appareil depuis le mois de juillet 1998 et il en connaissait bien les performances. Il avait, à de nombreuses reprises, effectué des vols ayant un profil de vol similaire avec le même photographe.

Aéronef

L'aéronef avait été construit en 1952 par Cessna Aircraft Corporation et il avait d'abord été exploité à des fins militaires. L'exploitation civile de ce type d'aéronef est approuvée au Canada en vertu du certificat de type 5A5. Cessna Aircraft Corporation a vendu les droits de ce certificat de type à Regal Air Inc., de Fort Collins (Colorado), aux États-Unis.

L'aéronef totalisait environ 6100 heures de vol depuis sa construction, dont environ 70 heures au cours de la dernière année civile. La plus récente inspection annuelle avait été effectuée le 4 août 2003.

Le moteur avait été remplacé en février 2004. Le pilote avait noté que plusieurs des instruments moteur ne fonctionnaient pas bien après l'installation, mais ces problèmes avaient été réglés bien avant le vol dont il est question ici. Les livrets techniques de l'aéronef ne font mention d'aucun problème mécanique relié au nouveau moteur.

La plus récente masse à vide de l'aéronef qui avait été notée était de 1721,8 livres; la masse maximale admissible dans la configuration hydravion est de 2400 livres. Compte tenu du poids du pilote qui avait été consignée lors de sa dernière visite médicale et de l'estimation du poids du passager, la masse et le centrage de l'aéronef devaient se trouver à l'intérieur de la plage certifiée de masse et centrage, quelle que soit la quantité de carburant à bord.

Habituellement, un Cessna 305A comporte une porte d'accès du côté droit du fuselage. Cet appareil en particulier avait été modifié et il comportait une deuxième porte d'accès du côté gauche, laquelle ne pouvait être ouverte de l'extérieur de l'appareil.

L'anémomètre de l'appareil comportait des marques indiquant différentes vitesses, mais les marques suivantes ne se trouvaient pas aux bons endroits :

- La marque de vitesse maximale volets sortis avait été placée à 100 noeuds au lieu de 87 noeuds, comme l'exige le certificat de type.
- La marque de vitesse limite avait été placée à 170 noeuds au lieu de 137 noeuds, comme l'exige le certificat de type.

- La marque de vitesse normale de décrochage (bas de l'arc vert) se trouvait à 100 noeuds; elle aurait dû se trouver à 48 noeuds d'après le manuel de vol de l'avion.
- La marque de vitesse de décrochage volets sortis (bas de l'arc blanc) se trouvait à 65 noeuds; elle aurait dû se trouver à 44 noeuds d'après le manuel de vol de l'avion.

Avertisseur de décrochage de l'aéronef

Une fois démilitarisé, l'aéronef a été muni d'un avertisseur de décrochage permettant le « vol en toute sécurité », comme l'exigeait son certificat de type. Cet avertisseur comporte un actionneur à ailettes monté dans le bord d'attaque de l'aile gauche ainsi qu'un dispositif combiné d'avertissement sonore et lumineux conçu pour être monté dans un orifice standard du tableau de bord de l'aéronef. Sur l'aéronef en question dans cet accident, le dispositif d'avertissement sonore et lumineux était monté sous le tableau de bord, à droite du genou droit du pilote. Cet emplacement rendait inefficace l'avertisseur lumineux, car ce dernier se trouvait hors du champ de vision normal du pilote.

L'avertisseur de décrochage produit également une tonalité destinée à donner un avertissement sonore de l'imminence d'un décrochage. Après l'accident, on a procédé à des essais au banc de l'avertisseur, et il a été établi que ce dernier produisait une tonalité de 93 à 96 décibels à une distance de 2,5 à 3 pieds. L'efficacité de cet avertisseur sonore varie selon les divers niveaux sonores ambiants dans le poste de pilotage. Au cours d'essais sur un aéronef similaire évoluant à une puissance moteur élevée, fenêtres arrière ouvertes, on a mesuré dans le poste de pilotage des niveaux sonores ambiants absolus atteignant de 120 à 130 décibels. Dans de telles conditions de vol, l'audibilité de l'avertissement sonore était fortement réduite.

Examen de l'épave

Un examen technique et une analyse de l'épave effectués à la suite de l'accident ont permis de tirer les conclusions suivantes :

- Le moteur fournissait de la puissance à l'impact. Cette conclusion est corroborée par le fléchissement de l'extrémité des pales de l'hélice ainsi que par les dommages à l'impact subis par les flotteurs et causés par la rotation de l'hélice.
- Il est peu probable qu'il y ait eu mauvais fonctionnement des commandes. La continuité des commandes a été confirmée pour les systèmes des ailerons, de la gouverne de profondeur, de la gouverne de direction et de la commande de compensation. Il a été établi que les volets étaient sortis entre 15 et 20 degrés.
- Rien n'indique qu'il y ait eu défaillance de la structure. Toutes les gouvernes étaient présentes, et les déformations et ruptures des éléments structuraux étaient compatibles avec les forces d'impact. Les dommages par surcharge qu'ont subis les longerons principaux des ailes étaient compatibles avec un impact en piqué, aile gauche basse. Les dommages au système de retenue et aux structures des sièges corroborent cette conclusion.

- Même si l'appareil comportait une porte d'entrée de chaque côté, seule celle de droite pouvait être ouverte de l'extérieur; l'impossibilité d'entrer par la gauche aurait rendu vaine toute tentative de sauvetage par le côté gauche de l'appareil. Les deux fenêtres arrière étaient ouvertes.

Décrochage aérodynamique

Le *Manuel de pilotage* de Transports Canada stipule qu'un décrochage aérodynamique survient lorsque les ailes d'un aéronef ne sont plus en mesure de fournir la portance nécessaire pour compenser la masse de cet aéronef. Un aéronef peut décrocher pratiquement dans n'importe quelle assiette et à n'importe quelle vitesse. Lorsqu'un aéronef décroche au moteur à faible vitesse, la vitesse de décrochage est légèrement inférieure à celle d'un décrochage sans moteur; il y a donc réduction de l'efficacité des ailerons. D'autres facteurs, comme le couple moteur, rendent difficile de maîtriser un décrochage au moteur. En général, un décrochage au moteur est plus violent qu'un décrochage sans moteur et il engendre une plus grande réduction de la pilotabilité.

Gilets de sauvetage

Au moment de l'accident, aucun des occupants ne portait de gilet de sauvetage, et le survivant a évacué l'appareil sans en emporter un. À plusieurs reprises, le BST a fait part de ses préoccupations concernant la disponibilité des gilets de sauvetage pour ceux qui évacuent un hydravion après un accident. Les données recueillies montrent qu'à la suite d'un accident, les occupants ne pensent qu'à évacuer l'appareil, et il arrive donc souvent qu'ils ne prennent pas le temps d'emporter les gilets de sauvetage fournis pour leur sécurité. Une fois hors de l'appareil, nombre de ces occupants se noient parce qu'ils n'ont pas de dispositif de flottaison approprié. Il n'existe actuellement aucune réglementation obligeant les membres d'équipage ou les passagers à porter un dispositif de flottaison lorsqu'ils se trouvent à bord d'un hydravion.

Analyse

Différentes descriptions du vol correspondent à un décrochage aérodynamique au moteur. Ce type de décrochage entraîne habituellement une perte de maîtrise plus complète qu'un décrochage sans moteur, et il faut une altitude plus grande pour en sortir. Le vol à basse altitude et à faible vitesse augmente les risques de décrochage intempestif et réduit le temps de rétablissement disponible.

L'emplacement de l'avertisseur de décrochage sous le tableau de bord a rendu inefficace l'avertisseur lumineux, car ce dernier se trouvait hors du champ de vision normal du pilote. Le vol effectué à puissance moteur élevée, fenêtres arrière ouvertes, a contribué à augmenter les niveaux sonores ambiants dans le poste de pilotage et à réduire l'efficacité de l'avertisseur sonore de décrochage.

Les marques de vitesse placées aux mauvais endroits n'ont été d'aucune aide en matière de reconnaissance visuelle des vitesses normales d'utilisation de l'appareil, et elles n'auraient pu servir à éviter un décrochage aérodynamique ou une survitesse de l'appareil.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'appareil a décroché à une altitude trop peu élevée pour que le pilote ait assez de temps et d'altitude pour faire un rétablissement.
2. Des niveaux sonores ambiants élevés ont réduit l'efficacité de l'avertisseur sonore de décrochage.
3. Le fait d'avoir monté l'avertisseur de décrochage sous le tableau de bord, hors du champ de vision normal du pilote, a rendu inefficace l'avertisseur lumineux de décrochage.
4. Placées aux mauvais endroits, les marques de vitesse ne pouvaient être utilisées efficacement comme indicateurs visuels des plages normales de vol en toute sécurité.

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 janvier 2005.

Annexe A - Trajectoire de vol de l'appareil

