



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A07C0119



PERTE DE PUISSANCE D'UN MOTEUR
ET ATERRISSAGE FORCÉ

DU PIPER PA-31-350 CHIEFTAIN C-GRNK
EXPLOITÉ PAR WAMAIR SERVICE & OUTFITTING INC.
À L'ÎLE MATHESON (MANITOBA)
LE 10 JUILLET 2007

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 puissance d'un moteur et atterrissage forcé

du Piper PA-31-350 Chieftain C-GRNK
exploité par Wamair Service & Outfitting Inc.
à l'île Matheson (Manitoba)
le 10 juillet 2007

Rapport numéro A07C0119

Sommaire

Le Piper PA-31-350 Chieftain (immatriculation C-GRNK, numéro de série 31-7652112) exploité par Wamair Service & Outfitting Inc. décolle de l'île Matheson (Manitoba) pour effectuer un vol à vue à destination de Poplar River (Manitoba); à bord se trouvent un pilote et sept passagers. Peu après le décollage, le pilote remarque des indications de perte de puissance du moteur droit. Il coupe le moteur et fait demi-tour pour retourner à l'aérodrome de l'île Matheson. L'avion ne prend pas d'altitude et le pilote effectue un atterrissage forcé dans un marais à deux milles marins environ au sud-ouest de l'aérodrome. Le pilote et les passagers sortent de l'avion et sont amenés par bateau à la route la plus proche et, de là, par ambulance à des installations médicales. L'avion subit des dommages importants. Il n'y a pas d'incendie après impact. L'accident se produit pendant les heures de clarté à 18 h, heure avancée du Centre.

This report is also available in English

Autres renseignements de base

Les conditions météorologiques observées à 18 h, heure avancée du Centre¹, à Winnipeg (Manitoba), située à 110 milles marins (nm) au sud de l'île Matheson, étaient les suivantes : vent de 12 nœuds du 320° vrai (T) avec rafales à 18 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres, quelques cumulus bourgeonnants à 5 100 pieds. À 17 h, la température était de 18 °C et le point de rosée, de 13 °C. Les conditions météorologiques observées à 18 h à Berens River, située à 38 nm au nord de l'île Matheson, étaient les suivantes : température de 18 °C, vent du nord-nord-est à 4 nœuds. Selon les estimations, le vent à l'île Matheson soufflait du nord-ouest à 10 nœuds avec rafales à 18 nœuds.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel annotée pour le pilotage d'avions et d'hydravions monomoteurs et multimoteurs. Il détenait un certificat médical valide jusqu'en décembre 2007. La dernière vérification compétence du pilote avait été effectuée le 1^{er} juin 2007 et était valide jusqu'en juillet 2009.

Les dossiers d'entretien indiquaient que l'avion était équipé et entretenu conformément aux dispositions en vigueur du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). L'avion avait été modifié en 1995 par l'incorporation d'un kit d'augmentation de la masse brute d'un Super Chieftain I de Boundary Layer Research, Inc. La modification consistait à ajouter des extensions de bord d'attaque de fuselage-moteur et 88 volets générateurs de tourbillons fixés aux ailes et à l'empennage vertical. L'approbation de la modification par la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis exigeait qu'un minimum de 84 volets générateurs de tourbillons soient présents sur l'avion. La modification augmentait la masse maximale approuvée au décollage de l'avion de 7 000 à 7 368 livres. Elle faisait passer les limites de centrage de 126 à 135 pouces à l'arrière de la ligne de référence, à une masse brute de 7 000 livres. Avec la modification, la vitesse minimale de contrôle sur un seul moteur est de 72 nœuds et la vitesse ascensionnelle optimale sur un seul moteur est de 107 nœuds.

La charge de l'avion au décollage comprenait les poids du pilote, des sept passagers, des bagages et du carburant. Les enquêteurs du BST ont recalculé cette charge en utilisant le poids réel des passagers. Le nouveau calcul indiquait que la masse brute de l'avion au décollage était de 6 978 livres et que le centre de gravité se situait entre 133 et 134,2 pouces à l'arrière de la ligne de référence.

Le pilote a donné des consignes aux passagers avant le départ. Il leur a mentionné que les ceintures de sécurité devaient être portées pendant le vol. Deux des passagers avaient besoin de rallonges pour pouvoir utiliser les ceintures de sécurité, mais il n'y avait qu'une seule rallonge de ceinture de sécurité à bord. L'un des passagers n'a pas utilisé sa ceinture de sécurité pendant le vol. Le RAC exige que les aéronefs soient équipés d'une ceinture de sécurité pour chaque personne à bord, que les passagers se conforment aux instructions de l'équipage de boucler les ceintures de sécurité, et que tous les passagers soient assis et retenus à leur siège².

¹ Les heures sont exprimées en HAC (temps universel coordonné moins cinq heures).

² Articles 605.22, 605.26 et 703.38, respectivement, du *Règlement de l'aviation canadien*.

L'île Matheson est un aérodrome enregistré situé à une altitude de 725 pieds et comprenant une piste à revêtement de gravier de 3500 pieds de longueur orientée au 028° et 208° magnétiques (M) (pistes 03 et 21). Le décollage de l'île Matheson en direction de Poplar River nécessite de survoler un plan d'eau dont une partie de l'étendue est probablement plus grande que la distance de plané jusqu'à la terre ferme. On n'a trouvé aucun équipement pour le survol de l'eau dans l'avion pendant l'examen effectué après l'accident. L'exploitant a récemment augmenté le prolongement dégagé à l'extrémité nord de la piste d'environ 1 200 pieds. Au départ, le pilote a roulé jusqu'à l'extrémité sud de la piste et a effectué le décollage sur la lancée (pour éviter d'endommager les hélices) sur la piste 03 avec volets sortis à 15°. Le pilote a réglé les moteurs à la puissance maximale (2575 tr/min) et à une pression d'admission de 42 pouces, conformément à la formation reçue, et il a cabré l'avion près de l'extrémité départ de la piste 03 à une vitesse d'environ 72 nœuds; il a rentré le train d'atterrissage et les volets peu après.

Presqu'immédiatement après le décollage, le moteur droit a commencé à perdre de la puissance et à laisser s'échapper une traînée de fumée noire. Le pilote a d'abord pensé que le changement des forces ressenties sur les commandes qui était causé par la perte de puissance, était attribuable à un cisaillement du vent dû à un vent de travers au-dessus des arbres du côté vent debout de la piste. Une fois l'avion au-dessus des arbres, le pilote s'est rendu compte qu'il s'agissait d'une perte de puissance, et il a coupé le moteur droit et mis l'hélice en drapeau. L'avion a atteint une vitesse de 90 à 100 nœuds, il n'a pas accéléré et il n'est pas monté au-dessus de son altitude initiale d'environ 200 pieds au-dessus du sol (agl) pendant le reste du vol. Le pilote a lancé un bref message radio concernant la situation, et il a ensuite effectué un virage vers la gauche afin d'amorcer un circuit « en hippodrome » pour revenir à la piste 03. Il a choisi cette procédure afin d'atterrir face au vent et éviter un virage à 180° vers la piste 21.

Pendant la procédure de rétablissement en cas de perte de puissance, le pilote a d'abord augmenté la pression d'admission du moteur gauche jusqu'au maximum permis de 49 pouces, mais il a ensuite diminué la puissance afin de conserver la maîtrise en direction. La performance d'un avion est réduite dans un virage. Pendant le virage du parcours vent arrière vers le parcours de base, l'avion a perdu de l'altitude. Le pilote s'est préparé à effectuer un atterrissage forcé et a demandé aux passagers de prendre la position de sécurité en prévision d'un impact. L'avion s'est posé dans une zone marécageuse dans de l'eau peu profonde, parmi de grands roseaux. Le pilote a atterri train d'atterrissage et volets rentrés. L'atterrissage train rentré diminue le risque de capotage lorsqu'il faut atterrir sur une surface molle et, l'absence de volets maximalise les performances de l'avion pendant l'approche et tend à produire une assiette de cabré un peu plus prononcée à l'atterrissage, ce qui diminue également le risque d'un capotage provoqué par l'enfoncement de l'avant dans la surface molle.

Une fois l'avion immobilisé, le pilote a commencé l'évacuation des passagers sur les ailes, alors que de l'eau commençait à pénétrer dans le compartiment passagers. Certains passagers ont subi des blessures ne mettant pas leur vie en danger causées par les secousses subies pendant l'atterrissage forcé. La plupart des passagers, dont celui qui ne portait pas de ceinture de sécurité, pouvaient se déplacer et ont pu quitter l'avion sans aide.

Plusieurs membres du personnel de Wamair Service & Outfitting Inc. sont intervenus à l'aide de véhicules et de bateaux pour transporter les occupants jusqu'à la route la plus proche située à 0,3 nm environ de l'emplacement de l'avion dans le marais. Les passagers ont été transportés

en ambulance pour recevoir des soins médicaux. Un passager avait subi des blessures graves. Le pilote et trois passagers avaient subi des blessures légères. Trois passagers n'ont subi aucune blessure.

La section sur les procédures du manuel de vol approuvé de l'avion indique que la procédure de décollage est, en partie, la suivante : « throttles – full forward »(manettes des gaz – poussées à fond), et ensuite « manifold pressure (43" normal-static sea level, standard temperature 15°C) – checked » (pression d'admission (43 po niveau de la mer normal-statique, température standard 15 °C) – vérifié). La section sur les limites du manuel de vol indique que chaque moteur a une puissance nominale de 350 HP à 2575 tr/min. La pression d'admission maximale permise au-dessous de 15 000 pieds est de 49 pouces. Dans le manuel de vol, le tableau des performances de montée sur un seul moteur est basé sur une situation où le moteur en panne est mis en drapeau et le moteur en marche tourne à 2575 tr/min avec la manette poussée à fond. La section sur les conseils d'exploitation annexée au manuel de vol indique « Normal take-off manifold pressure is approximately 43 to 44 inches (sea level std. temperatures) » (La pression d'admission normale au décollage est d'environ 43 à 44 pouces (température standard au niveau de la mer)).

La procédure d'urgence du manuel de vol en cas de panne moteur pendant le décollage sur une piste courte à une vitesse inférieure à 106 nœuds stipule qu'il faut arrêter le moteur, couper le carburant et l'allumage, et atterrir en évitant les obstacles. Le manuel de vol donne les renseignements suivants pour les vitesses supérieures à 106 nœuds :

- conserver la maîtrise en direction;
- régler le moteur en marche au régime maximal continu;
- mettre en drapeau l'hélice du moteur en panne;
- incliner l'avion de 5° du côté du moteur en marche;
- conserver une vitesse de 106 nœuds jusqu'à ce que les obstacles soient franchis et maintenir ensuite une vitesse de 109 nœuds.

Le manuel n'indique pas de procédure d'urgence dans le cas spécifique d'un mauvais fonctionnement du turbocompresseur.

Le constructeur du moteur (Lycoming LT10-540-J2BD) a publié un tableau des régimes moteur pour aider les techniciens d'entretien à régler les moteurs pour qu'ils fonctionnent correctement. Le tableau (Lycoming Service Instruction 1187J) indique un réglage normal de 42,2 à 46,7 pouces, selon la température de sortie compresseur. Les procédures indiquées sur le tableau ont été élaborées afin de permettre aux moteurs de fournir automatiquement une puissance minimale de 350 HP avec manettes poussées à fond, à différentes combinaisons de température et de pression. L'avionneur a indiqué qu'une pression d'admission de 43 pouces et qu'un régime de 2575 tr/min produiraient 350 HP au niveau de la mer et à 15 °C, et qu'une pression d'admission plus grande serait nécessaire, et serait automatiquement produite, à des températures et à des altitudes plus élevées.

Wamair Service & Outfitting Inc. utilisait un manuel de référence rapide (QRH) rédigé par un autre exploitant aérien et qu'il avait obtenu de cet exploitant lorsqu'il a acheté l'avion. Le manuel de référence rapide énumérait différentes procédures et limites, y compris un régime au

décollage de 2575 tr/min et une pression d'admission de 37 à 42 pouces. Le manuel de référence rapide n'était pas approuvé par Transports Canada pour l'exploitation de l'avion par Wamair Service & Outfitting Inc., et il ne prévaut pas sur le manuel de vol.

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol ni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage, ce qui n'était pas exigé par la réglementation. Les critères d'homologation de l'avion n'exigent pas que ce dernier puisse présenter une vitesse ascensionnelle nette en cas de panne de moteur. Rien n'exige que l'avion satisfasse aux spécifications de performance accélération-arrêt ou accélération-décollage avec un moteur en panne.

Les tableaux des performances de l'avion indiquent que sa distance au décollage, à la puissance nominale maximale, et à la masse et aux conditions atmosphériques applicables, devrait être de 1500 pieds environ, et que l'appareil devrait pouvoir voler à une vitesse ascensionnelle nette sur un seul moteur de 190 pieds par minute environ à la vitesse ascensionnelle optimale. Les performances au décollage sont fondées sur une surface en dur sèche et de niveau, et sur la pleine puissance réglée avant le début de la course au décollage. On n'a trouvé aucun tableau des performances concernant les décollages sur la lancée ni des performances au décollage sur des pistes en gravier, bien que l'on sache que ces conditions augmentent les distances au décollage des avions.

L'avion a été récupéré du marais et a été examiné par les enquêteurs du BST. Ces derniers n'ont constaté aucune anomalie dans les structures ni dans les commandes. Le moteur droit a été déposé pour examen. Il avait été révisé en février 2003 après avoir accumulé un total de 1997 heures de vol. Il avait été réparé en novembre 2005 et en décembre 2006 après avoir accumulé 624 et 820 heures de vol, respectivement. Le moteur n'a pu être mis en marche à cause de la corrosion interne subséquente à sa submersion au moment de l'accident.

Le carburant et le circuit d'alimentation en carburant de l'avion ont été examinés dans la mesure du possible. Plusieurs pièces du circuit avaient été endommagées pendant l'atterrissage forcé. Toutefois, les réservoirs de carburant de l'avion contenaient suffisamment de carburant pour le vol, et aucune anomalie n'a été décelée. Les bougies d'allumage du moteur étaient noires et calaminées.

Le système turbocompresseur du moteur droit a été examiné. Le régulateur de pression différentielle a été déposé et démonté. Le réglage du régulateur a été vérifié par un essai de rotation de la soupape champignon. La soupape est retenue en place par un arbre fileté et est normalement assujettie à l'aide d'un produit d'étanchéité fibreux. La soupape tournait si facilement sur son arbre que la sécurité de son réglage n'était pas assurée. De l'huile a été trouvée sur le côté air de la soupape, et celle-ci était réglée à la limite supérieure de la plage permise. Le régulateur comporte une membrane à soufflet en caoutchouc qui a également fait l'objet d'un essai. Elle présentait une fuite d'air par un trou et était desserrée à sa base. Par conséquent, elle laissait passer de l'air et a échoué l'essai. La combinaison du mauvais état de la soupape champignon avec le desserrement et la défectuosité de la membrane aurait signalé à la soupape de décharge du turbocompresseur de s'ouvrir et de mettre ce dernier hors circuit. Les dossiers indiquaient que le régulateur de pression différentielle avait été révisé avec le moteur en février 2003 et qu'il avait été réparé en septembre 2004 après avoir accumulé 350 heures de vol.

Le turbocompresseur est conçu de façon à fournir une pression d'air positive au collecteur d'admission du moteur jusqu'à la limite prescrite maximale. La pression d'air est fournie automatiquement en réaction à l'alimentation en carburant commandée par la manette des gaz. Le pilote contrôle le réglage de la manette des gaz, et lorsque ce réglage est augmenté, le turbocompresseur est mis en circuit en mode augmentation pour fournir suffisamment d'air afin de maintenir un mélange efficace de carburant et d'air dans le collecteur d'admission et, de là, dans les cylindres. Si le turbocompresseur tombe hors circuit, le volume de carburant arrivant au collecteur d'admission du moteur ne changera pas à un régime donné. Toutefois, le volume d'air sera réduit de façon très importante à des régimes plus élevés parce que le moteur ne recevra plus d'air sous pression, et il devra le tirer par le système d'admission en dehors du turbocompresseur qui ne fonctionne pas. Par conséquent, la pression d'admission diminue et le mélange carburant-air dans le moteur devient beaucoup plus riche et peut devenir trop riche pour que le moteur puisse le brûler, ce qui se traduit par une perte de puissance du moteur.

Analyse

La procédure stipulée dans le manuel de vol pour le réglage des moteurs à la pleine puissance (manettes des gaz poussées à fond, vérification de la pression d'admission à 43 pouces) aurait permis d'obtenir une plus grande puissance des moteurs au décollage que celle de l'exploitant qui recommandait un réglage à la puissance de décollage. L'altitude de l'aéroport et les températures ambiantes plus élevées que la température standard auraient augmenté les températures d'admission et, de ce fait, réduit la densité de l'air d'admission. Cela aurait nécessité une pression d'admission plus grande pendant le décollage, laquelle aurait pu être produite automatiquement par les régulateurs des turbocompresseurs si les manettes des gaz avaient été poussées à fond. Les moteurs pouvaient probablement produire une pression d'admission supérieure à 42 pouces; le moteur gauche a produit une pression d'admission atteignant 49 pouces pendant le retour à l'île Matheson. L'utilisation par l'exploitant des procédures du manuel de référence rapide a eu pour effet de réduire la pression d'admission et la puissance des moteurs pendant le décollage.

L'avion était dans les limites de masse et de centrage, même s'il était près de sa masse maximale permise. La procédure de réglage de la puissance de l'exploitant, le décollage sur une piste en gravier, et le décollage sur la lancée ont tous contribué à allonger la course au décollage. Les renseignements sur les performances permettant de calculer l'augmentation nécessaire de la distance ne sont pas disponibles. La distance d'accélération et de montée de l'avion a été limitée par le moment de l'arraché, près de l'extrémité départ de la piste, avant que l'appareil ne franchisse les arbres situés au nord de l'extrémité de la piste. Les turbulences dues au vent de travers auraient également réduit les performances de l'avion pendant la montée initiale. Par conséquent, l'avion n'a pas atteint la vitesse ascensionnelle optimale après le décollage, et il n'avait pas assez d'altitude pour pouvoir descendre afin d'accélérer après la perte de puissance d'un moteur. La traînée accrue due à la faible vitesse de l'avion a réduit les performances de ce dernier, partant de la valeur indiquée dans le manuel de vol jusqu'au point où il pouvait de justesse conserver la vitesse en palier, et il a perdu de l'altitude dans les virages qu'il devait effectuer pour retourner à l'île Matheson. La décision du pilote d'effectuer un atterrissage forcé dans le marais lui a permis de conserver la maîtrise de l'avion et de le diriger vers une aire d'atterrissage où sa vitesse pouvait être graduellement dissipée et où il ne serait pas submergé. Ces mesures ont réduit les risques de blessures chez les passagers pendant l'atterrissage forcé.

Le régulateur de pression différentielle du turbocompresseur du moteur droit était défectueux, et la limite de sa plage de réglage était presque atteinte. Ces anomalies ont grandement réduit la puissance disponible du moteur à un moment critique de la séquence de décollage. La fumée noire produite par le moteur et l'état des bougies d'allumage indiquent que le mélange carburant-air était trop riche pour produire de la puissance efficacement.

Lorsque la perte de puissance du moteur a été constatée, un peu de cette puissance aurait pu être rétablie en réduisant les gaz à la manette droite, ce qui aurait eu pour effet d'appauvrir le mélange carburant-air. Toutefois, le pilote n'avait pas suffisamment de temps pour diagnostiquer l'anomalie du système et il ne disposait d'aucune procédure pour reconnaître ou maîtriser un mauvais fonctionnement du turbocompresseur. Après avoir constaté la perte de puissance du moteur, le pilote a eu un choix difficile à faire : la vitesse de l'avion était inférieure à la vitesse ascensionnelle optimale sur un seul moteur, mais d'après la procédure indiquée dans le manuel de vol concernant une panne de moteur à une vitesse inférieure à 106 nœuds, il lui aurait fallu atterrir dans les arbres au nord de la piste, ce qui se serait probablement traduit par des blessures importantes. Le pilote a décidé de tenter de s'éloigner, quoique à vitesse et à performances réduites. Le pilote a maintenu la vitesse à une valeur supérieure à la vitesse de contrôle minimale sur un seul moteur et a dirigé l'avion vers une aire d'atterrissage plus sécuritaire. Par conséquent, on peut conclure qu'en arrêtant le moteur et l'hélice et en continuant le vol, le pilote a pris la mesure appropriée dans les circonstances.

Les ceintures de sécurité et les rallonges de ceinture de l'avion n'étaient pas en nombre suffisant pour attacher tous les passagers, ce qui augmentait le risque de blessures pendant un atterrissage forcé. L'avion était basé sur une île. Son équipement n'était pas adéquat pour un amerrissage forcé, ce qui augmentait le risque pour les occupants au cours de la partie du vol où l'avion devait survoler un plan d'eau.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'exploitant utilisait une procédure de réglage de la puissance non approuvée pour son Piper PA-31-350. Cette procédure avait pour effet de réduire la puissance des moteurs pendant le décollage et, combinée à la piste en gravier et au décollage sur la lancée, elle s'est traduite par une augmentation de la distance de décollage.
2. Le régulateur de la pression différentielle du turbocompresseur du moteur droit a mal fonctionné à un moment critique de la séquence de décollage, ce qui s'est traduit par une perte de puissance du moteur.
3. La longueur de la course au décollage et le moment où s'est produite la perte de puissance du moteur n'a pas permis à l'avion d'accélérer pour atteindre sa vitesse ascensionnelle optimale sur un seul moteur. Par conséquent, l'avion n'est pas monté après la perte de puissance du moteur.
4. L'altitude et la vitesse n'étaient pas suffisantes pour permettre à l'avion d'aller atterrir sur l'aérodrome de l'île Matheson après la perte de puissance d'un moteur.

Faits établis quant aux risques

1. L'avion n'était pas équipé de rallonges de ceinture de sécurité pour attacher tous les passagers qui en avaient besoin. Par conséquent, un passager n'était pas attaché pendant le vol, ce qui augmentait le risque de blessures.
2. L'avion n'était pas équipé adéquatement pour survoler un plan d'eau, ce qui augmentait le risque pour les occupants pendant ce genre de vol.

Autre fait établi

1. La décision du pilote d'effectuer l'atterrissage forcé dans un marais a réduit les risques de blessures ou de blessures mortelles lors de l'accident en question.

Mesures de sécurité prises

Le 27 septembre 2007, le BST a transmis un Avis sur la sécurité aérienne A07C0119-D1-A1 (*Use of Incorrect Power-Setting References*) (Utilisation de mauvaises références pour les réglages de puissance) à Transports Canada (TC). L'Avis proposait que TC prenne des mesures pour s'assurer que les exploitants soient conscients de la nécessité d'utiliser des documents de référence approuvés en ce qui concerne les opérations aériennes, et que les équipages utilisent les bonnes références en ce qui concerne ces opérations.

Le 1^{er} novembre 2007, TC a répondu à l'Avis ci-dessus. Il a indiqué qu'il avait étudié l'Avis et qu'il avait décidé de le publier dans un numéro à venir de sa publication *Sécurité aérienne – Nouvelles* pour s'assurer que les exploitants soient conscients de la nécessité d'utiliser des documents de référence approuvés en ce qui concerne les opérations aériennes.

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 30 janvier 2008.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses produits et ses services. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.