



Transports
Canada

Transport
Canada

TP14175F
(10/2003)

FACTEURS DE RENDEMENT HUMAIN POUR LES TRAVAUX ET LA MAINTENANCE ÉLÉMENTAIRES

Canada 

Table des matières

Introduction	1
Facteurs influençant le rendement humain	2
MANQUE DE COMMUNICATION	2
COMPLAISANCE	2
MANQUE DE CONNAISSANCES	2
DISTRACTION	3
MANQUE DE TRAVAIL D'ÉQUIPE	3
FATIGUE	3
MANQUE DE RESSOURCES	3
PRESSIONS	3
MANQUE D'AFFIRMATION DE SOI	4
STRESS	4
ERREUR DE JUGEMENT	4
NORMES	4
Études de cas	5
ÉTUDE DE CAS N° 1 – PERTE DE PUISSANCE ET ATERRISSAGE FORCÉ	5
Résumé	5
Dommage à l'aéronef	6
Renseignements sur l'épave et sur l'impact	6
Examen du boîtier d'engrenage	Error! Bookmark not defined.
Entretien nécessaire après l'allumage d'un voyant de détecteur de limaille	7
Pouvoir du pilote de vérifier les bouchons détecteurs de limaille	Error! Bookmark not defined.
Manuel de vol	8
Manuel de vol – urgences signalées par les voyants de détecteur de limaille	8
Conclusions	9
Causes	9
Mesures prises par l'exploitant	9
Mesures prises par le constructeur	9
Mesures réglementaires	10
Facteurs humains contributifs	10
ÉTUDE DE CAS N° 2 – RUPTURE EN VOL (CAPOT)	11
Résumé	11
Autres renseignements de base	11
Analyse	14
Conclusions	14
Causes et facteurs contributifs	15
Mesures de sécurité prises	15
Facteurs humains contributifs	15
ÉTUDE DE CAS N° 3 – PROBLÈME DE MAÎTRISE EN VOL	16
Résumé	17
Autres renseignements de base	17
Analyse	18
Causes et facteurs contributifs	19
Facteurs humains contributifs	19
ÉTUDE DE CAS N° 4 – INCENDIE EN VOL DANS LE LOGEMENT DU TRAIN D'ATERRISSAGE	20
Résumé	20
Autres renseignements de base	20
Circuit hydraulique de l'aéronef	21
Analyse des liquides hydrauliques	22

Facteurs de rendement humain pour les travaux et la maintenance élémentaires

<i>Indication de surchauffe de l'aile</i>	22
<i>Analyse</i>	23
<i>Causes et facteurs contributifs</i>	23
<i>Faits établis quant aux risques</i>	24
<i>Autres faits établis</i>	24
<i>Mélange de liquides hydrauliques</i>	25
<i>Facteurs humains contributifs</i>	26
ÉTUDE DE CAS N° 5 – RÉPARATION INADÉQUATE (RUBAN ADHÉSIF)	27
<i>Résumé</i>	27
<i>Autres renseignements de base</i>	27
<i>Analyse</i>	28
<i>Conclusions</i>	28
<i>Causes</i>	29
<i>Facteurs humains contributifs</i>	29

Introduction

Le présent document vise à mieux faire connaître les facteurs de rendement humain et les problèmes connexes pour les personnes accomplissant des « travaux élémentaires » conformément à l'appendice A 3) de la norme 625 du Règlement de l'aviation canadien (RAC).

L'appendice A 3) s'adresse particulièrement aux « exploitants » et stipule notamment que :

« Dans le cas des aéronefs exploités en vertu des dispositions de la sous-partie 406 du RAC, des dispositions de la sous-partie 604 du RAC et des dispositions de la partie VII du RAC, les tâches suivantes sont considérées comme des travaux élémentaires, à condition qu'elles soient énumérées individuellement dans le manuel de contrôle de la maintenance de l'exploitant ou, le cas échéant, dans son manuel d'exploitation et qu'elles soient accompagnées d'un renvoi à la formation devant être suivie par les personnes autorisées à procéder à de tels travaux... »

Ce document vise à répondre aux besoins de formation initiaux sur les facteurs humains pour le personnel chargé des travaux élémentaires et des tâches d'entretien courant, conjointement à d'autres programmes de formation comme sur la gestion des ressources des équipes. Il ne vise pas à remplacer, mais à compléter la formation décrite ci-dessus.

Les termes « travaux élémentaires » et « entretien courant » tendent à diminuer l'importance des tâches accomplies. Il est essentiel que tous ceux qui travaillent sur un aéronef comprennent que peu importe l'apparente simplicité d'une tâche, ne pas l'accomplir correctement peut avoir des conséquences graves.

Facteurs influençant le rendement humain

Pour l'atelier de Transport Canada sur le rendement humain et la maintenance des aéronefs, on a dressé une liste des facteurs courants qui influencent le rendement humain :

- 1) Manque de communication
- 2) Complaisance
- 3) Manque de connaissances
- 4) Distraction
- 5) Manque de travail d'équipe
- 6) Fatigue
- 7) Manque de ressources
- 8) Pression
- 9) Manque d'affirmation de soi
- 10) Stress
- 11) Erreur de jugement
- 12) Normes

Ces facteurs qui peuvent influencer le rendement d'une personne seront décrits de façon plus détaillée dans le document.

Manque de communication

Il faut savoir qu'en général, seulement 30 % des messages verbaux sont reçus et compris par les interlocuteurs. Normalement, les gens se rappellent de ce qui a été dit au début et à la fin d'un échange. Par conséquent, vous devez dire dès le départ la partie la plus importante de votre message et la répéter en terminant. Selon la complexité du message, il peut s'avérer plus efficace de fournir des instructions écrites comme une liste de vérifications.

Complaisance

Définition : auto-satisfaction accompagnée d'une perte de conscience du danger. Si une activité vous est devenue routinière et que vous avez tendance à vous asseoir sur vos lauriers, il se peut que des choses importantes vous échappent. Vous avez alors tendance à voir ce que vous vous attendez à voir.

Manque de connaissances

Les exploitants sont tenus, aux termes de la réglementation, de faire en sorte que leur personnel ait reçu la formation appropriée.

Distraction

La distraction est tout ce qui vous empêche de vous concentrer sur la tâche à accomplir. Les psychologues affirment que la distraction est la principale cause des oublis. Nous pensons toujours aux étapes à venir de notre travail. C'est pourquoi, quand nous sommes distraits avant de reprendre le travail, nous avons tendance à croire que nous sommes plus avancés que nous le sommes réellement.

Manque de travail d'équipe

Une équipe efficace doit :

- 1) définir clairement sa mission;
- 2) définir ses attentes;
- 3) informer *tous* ses membres;
- 4) préserver la confiance;
- 5) encourager la participation de tous ses membres.

Fatigue

Des études ont montré que les personnes fatiguées réagissent de façon semblable à celles qui ont consommé de l'alcool. Elles ont tendance à sous-estimer l'importance du problème et à surestimer leur capacité d'y faire face. Ces études ont prouvé qu'après 17 heures de veille, nous fonctionnons comme si nous avions l'équivalent d'un taux d'alcoolémie de 0,05 %. Après 24 heures, ce taux passe à 0,1 %; de quoi faire réfléchir. Plus vous êtes fatigué, plus votre QI s'affaiblit. Et plus il est facile de vous distraire.

Manque de ressources

Un manque de ressources peut interférer avec votre capacité d'accomplir une tâche, faute de matériel et de soutien. Des produits de qualité inférieure peuvent aussi influencer votre capacité de faire votre travail.

Pressions

Source des demandes urgentes qui influencent notre rendement :

- 1) entreprise;
- 2) clients;
- 3) pairs;
- 4) soi-même.

Fait intéressant, ce sont les personnes elles-mêmes qui s'imposent les plus fortes pressions. Cela se produit quand elles acceptent la responsabilité d'une situation qui ne dépend pas d'elle. S'affirmer et refuser le fardeau des autres permet d'éviter ce problème.

Manque d'affirmation de soi

L'affirmation de soi est la capacité d'exprimer ses sentiments, ses opinions, ses croyances et ses besoins de façon positive et productive. Il ne faut pas confondre l'affirmation de soi avec l'*agressivité*.

Voici des façons de remédier au manque d'affirmation de soi :

- 1) attirer l'attention de l'interlocuteur et décrire le problème;
Jean, je me demande si...
- 2) décrire les conséquences appréhendées;
Si nous continuons... mentionner le résultat craint...
- 3) proposer des solutions;
Nous pourrions... Tu aimerais peut-être essayer... J'aimerais...
- 4) demander l'opinion de l'interlocuteur.
Qu'en penses-tu?

N'oubliez pas de mentionner un seul problème à la fois, n'exagérez pas, tenez-vous en aux faits et restez calme.

Stress

Il existe deux types de stress : le stress aigu et le stress chronique. Le stress aigu est lié aux pressions subies par l'organisme à cause des problèmes courants; par exemple, les contraintes temporelles qu'entraîne la modification de la configuration d'un appareil de transport de passagers pour y transporter de la marchandise. Le stress chronique résulte des contraintes à long terme subies par l'organisme à la suite d'événements négatifs ou positifs, comme un divorce ou un gain à la loterie. Le stress chronique peut amplifier les effets du stress aigu. Pour atténuer le stress aigu, prenez une pause de cinq minutes et détendez-vous en prenant de grandes respirations. Il est plus difficile de lutter contre le stress chronique, car il faut généralement changer de mode de vie pour y arriver.

Erreur de jugement

C'est l'incapacité de saisir toutes les conséquences d'une action, ou un manque de prévoyance. Pour développer un meilleur jugement, posez-vous les questions suivantes : « Qu'arrivera-t-il si...? Ai-je fait le tour de la question? Qu'avons-nous oublié? ».

Normes

Les normes sont des comportements ou des règles non écrites, dictées et respectées par la majorité des membres d'un groupe. Les normes sont positives ou négatives. Une norme positive, par exemple, serait d'examiner l'intérieur de l'aéronef où vous avez travaillé avant de fermer. Une norme négative serait de pousser seul un aéronef dans son hangar.

Études de cas

Les études de cas qui suivent sont des versions résumées de rapports d'incidents et d'accidents du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST). Ces incidents et ces accidents se sont produits parce que quelqu'un n'avait pas accompli une tâche correctement. Le but est de démontrer l'importance des tâches élémentaires et de la maintenance de base et de donner des exemples de ce qui peut se produire si on les néglige. Dans ces situations, il faut noter que certaines des personnes concernées étaient des techniciens titulaires d'une licence. Toutefois, nous voulons souligner que la tâche accomplie était un « travail élémentaire », tel que décrite par l'appendice A3) de la norme 625 du Règlement de l'aviation canadien (RAC), et aurait pu être accomplie par une personne non spécialisée.

Étude de cas n° 1 – perte de puissance et atterrissage forcé

Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada
n° A94A0180

Bell Helicopter Textron 206L
Long Ranger
Porcupine Point (Labrador)
Le 15 septembre 1994

Résumé

Après une douzaine de minutes de vol, le voyant du détecteur de limaille moteur de l'hélicoptère s'est allumé. Après avoir effectué un atterrissage de précaution, le pilote a arrêté le moteur et a examiné le détecteur de limaille. N'ayant trouvé qu'un peu de pâte métallique (bourre) sur le détecteur de limaille orienté vers l'avant, le pilote l'a nettoyé et l'a remis en place avant de poursuivre le vol. Deux minutes après le décollage, le moteur s'est arrêté complètement. Le pilote a alors effectué une autorotation. Pendant l'atterrissage forcé dans un bas-fond côtier, la partie avant des patins s'est enfoncée dans la surface molle, et les pales du rotor principal ont cisailé la poutre de queue. Aucun des six occupants de l'appareil n'a été blessé.

Le Bureau a déterminé que le pilote s'est trompé en déclarant le moteur en état de navigabilité et qu'il a redécollé pour continuer le vol. Le moteur s'est arrêté deux minutes après le décollage parce que le roulement numéro un s'est rompu à cause de l'usure du séparateur, des rouleaux, ou des deux. La cause de cette rupture n'a pu être déterminée. Ont contribué à l'accident : l'absence de formation convenable pour les pilotes sur la manière de vérifier les détecteurs de limaille et l'absence de directives concernant l'inspection et l'évaluation des détecteurs de limaille dans le manuel de vol.

Dommmages à l'aéronef

Le rotor principal a cisailé la poutre de queue, ce qui a lourdement endommagé l'hélicoptère. En outre, quand l'hélicoptère a été récupéré, il était partiellement immergé dans l'eau salée de la marée montante.

Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'hélicoptère s'est posé avec une vitesse avant d'environ 5 à 10 noeuds. En touchant le sol, l'avant du train d'atterrissage s'est enfoncé dans la surface molle, et l'hélicoptère s'est immobilisé brusquement dans une légère assiette de piqué. Les pales du rotor principal se sont alors mises à basculer longitudinalement avec suffisamment d'amplitude pour heurter et cisailier complètement la poutre de queue.

L'examen du moteur sur les lieux de l'accident a révélé que l'ensemble d'arbres N1 était bloqué. Le moteur a été envoyé aux installations de l'exploitant à Goose Bay (Labrador) où il a été démonté en ses trois sous-ensembles principaux : le compresseur, le boîtier d'engrenages et la turbine. Le support avant du compresseur a ensuite été enlevé, et on s'est aperçu que le roulement du compresseur numéro 1 (réf. 23009609, numéro de série MP00948) s'était cassé.

Examen du boîtier d'engrenages

Le roulement numéro 1, le support avant du compresseur, et le boîtier d'engrenages du moteur ont été envoyés aux installations du fabricant du moteur pour y être examinés et testés. Tous les travaux ont été effectués en présence d'un enquêteur du BST. Le boîtier a été préparé en vue d'une vérification fonctionnelle du débit du circuit de récupération. Pour ce faire, on a appliqué une pression d'huile contrôlée à l'orifice d'entrée d'huile tout en observant le débit à la sortie d'huile pendant qu'on actionnait la pompe à huile à l'aide d'un vélocimètre de 400 tours par minute placé sur l'arbre d'entraînement de la pompe à huile. Après 35 ou 40 secondes de fonctionnement, la pompe à huile avait pris une bonne allure, et l'huile s'est mise à couler à débit constant par l'orifice de sortie d'huile. On a ensuite séparé le couvercle du boîtier d'engrenages du carter pour procéder à une inspection visuelle et faire tourner les trains d'engrenages N1 et N2. Toutes les dents et les cannelures des engrenages présentaient une usure normale, et les engrenages tournaient librement. La pompe à huile a également été retirée du boîtier d'engrenages et montée sur un banc d'essai de production. Le test a été effectué conformément à l'inspection d'ensembles numéro 073, et la pompe a dépassé tous les critères minimaux du test. Seuls l'examen visuel du roulement numéro 1 et du support avant du compresseur, ainsi qu'une documentation à l'aide de photographies, ont eu lieu aux installations du fabricant. Ces composants ont ensuite été envoyés au Laboratoire technique du BST pour y être examinés en détail.

Entretien nécessaire après l'allumage d'un voyant de détecteur de limaille

L'*Operations and Maintenance Manual* (manuel d'utilisation et de maintenance) de l'Allison 250-C20R (paragraphe 9.F, « Magnetic Plug Inspection » (inspection d'un bouchon magnétique), page 338) donne l'avertissement suivant :

« [traduction] Si le voyant d'avertissement d'un bouchon magnétique s'allume en vol, atterrir et inspecter les bouchons magnétiques le plus tôt possible. Ce voyant s'allume pour signaler des conditions qui pourraient entraîner une panne de moteur. » Le paragraphe 9.F.(2), aux pages 339 et 340 du manuel, donne les renseignements suivants sur les particules magnétiques :

1. S'il y a des particules, des débris, de la limaille, des écailles ou des éclats métalliques dans le moteur, il y a sans doute une rupture de roulement ou d'engrenage, une usure anormale, ou les deux;
2. Pendant une inspection, si on découvre de la limaille ou des écailles dépassant 1/32 de pouce de diamètre, ou plus de quatre éclats, il faut retirer le moteur et l'envoyer dans un atelier de réparation Allison approuvé;
3. Au cours d'une inspection donnée, la présence de limaille ou d'écailles de moins de 1/32 de pouce de diamètre ou de moins de quatre éclats est acceptable;

La bourre entre dans cette dernière catégorie et, comme l'explique le paragraphe 9.I du manuel, il faut effectuer l'entretien suivant après la remise en place du bouchon magnétique :

1. Effectuer un essai au sol de 30 minutes et observer le comportement du moteur et le voyant du détecteur de limaille avant d'autoriser l'appareil à voler. Si le voyant s'allume pendant cet essai au sol, retirer le moteur;
2. Si le voyant ne s'allume pas pendant l'essai au sol de 30 minutes, vérifier si d'autres particules, débris, limailles, écailles ou éclats se sont accumulés sur les bouchons magnétiques. Nettoyer les bouchons et les remettre en place;
3. Si un voyant d'avertissement s'allume dans les huit heures de fonctionnement qui suivent un essai au sol de 30 minutes et si on détermine que c'est à cause d'une accumulation de particules et de débris (limailles, écailles ou éclats), retirer le moteur.

Pouvoir du pilote de vérifier les bouchons détecteurs de limaille

L'annexe B du chapitre 575 du *Manuel de navigabilité* (Note : *Nous sommes en 1994, avant l'adoption du Règlement sur l'aviation canadien*) stipule que les pilotes d'aéronefs commerciaux peuvent être autorisés à effectuer certains travaux d'entretien élémentaires sans une certification après maintenance. Avant

d'être autorisés à exécuter ces travaux toutefois, les pilotes doivent les avoir effectués sous la surveillance directe d'un technicien d'entretien d'aéronef (TEA). L'une des tâches autorisées est « l'inspection et la vérification de la continuité des détecteurs de limaille à obturation automatique ». Le manuel de contrôle de la maintenance de l'exploitant stipule que les pilotes doivent recevoir une formation d'un TEA de la compagnie sur la manière d'exécuter ces tâches, en même temps que leur formation annuelle.

Les pilotes au service de la compagnie comprenaient bien ce qui était considéré une quantité acceptable de particules magnétiques sur les détecteurs de limaille. Cette connaissance semble toutefois avoir été acquise lors de conversations informelles avec le personnel du service de maintenance. Le pilote en cause n'avait pas reçu de consignes sur l'importance d'un voyant de détecteur de limaille qui se rallume, ni sur la nécessité d'effectuer un essai au sol de 30 minutes après l'inspection des détecteurs de limaille. Le manuel d'exploitation de la compagnie, remis à tous les employés visés et aux équipages de conduite, ne contient aucune consigne sur la vérification des détecteurs de limaille, ce qui n'est pas contraire à la réglementation. La base de données du BST contient quatre autres cas d'hélicoptères dont les voyants de détecteur de limaille se sont allumés plus d'une fois et ont provoqué une panne de moteur, même après qu'on eut jugé à tort que le moteur était en état de navigabilité.

Manuel de vol

Le manuel de vol du 206L accorde moins d'importance à l'allumage des voyants de détecteur de limaille que les manuels des autres aéronefs Bell 206. Il précise que le pilote devrait « se poser aussitôt que possible » quand un voyant de détecteur de limaille s'allume en vol. Par « se poser aussitôt que possible », il entend que le lieu d'atterrissage et la durée du vol sont laissés à la discrétion du pilote. Un vol prolongé au-delà de l'aire d'atterrissage approuvée la plus proche n'est pas recommandé. Les manuels des autres modèles de la série 206 accordent un niveau d'urgence plus élevé. Ils interprètent ainsi l'expression « se poser aussitôt que possible » : atterrir sans tarder sur l'aire d'atterrissage propice la plus proche (champ dégagé, par exemple) vers laquelle il est raisonnable d'effectuer sans danger une approche et un atterrissage.

Manuel de vol - urgences signalées par les voyants de détecteur de limaille

Le manuel de vol du 206L accorde moins d'importance à un voyant de détecteur de limaille allumé que les manuels de vol des autres hélicoptères Bell 206. Puisque le 206L est constitué de composants similaires à ceux des autres aéronefs Bell 206 et que les conséquences d'une panne en vol sont identiques, le caractère moins urgent de la consigne « se poser aussitôt que possible » semble ne pas convenir dans le cas d'un voyant de détecteur de limaille qui s'allume sur le 206L.

Conclusions

Faits établis

1. Le moteur s'est arrêté en vol parce que le roulement numéro 1 du compresseur s'est cassé.
2. Le roulement numéro 1 s'est cassé à cause de l'usure du séparateur, des rouleaux, ou des deux. Cependant, la cause de la rupture du métal n'a pu être déterminée parce que les dommages mécaniques étaient considérables.
3. Après que le voyant du détecteur de limaille moteur s'est allumé une deuxième fois en moins de huit heures de fonctionnement, le pilote a jugé à tort que le moteur était en état de navigabilité, et il a décollé pour continuer le vol.
4. Le pilote n'avait pas reçu de consignes sur l'importance à accorder à un voyant de détecteur de limaille qui se rallume ni sur la nécessité d'effectuer un essai au sol de 30 minutes après l'inspection d'un détecteur de limaille.
5. Le manuel de vol de la compagnie, remis aux équipages de conduite, ne contenait pas d'information sur l'inspection des détecteurs de limaille visant à aider les pilotes à évaluer convenablement l'état de navigabilité d'un moteur.
6. Le pilote n'avait pas reçu de formation officielle sur la manière d'inspecter les détecteurs de limaille comme l'exigeait le manuel de contrôle de la maintenance de la compagnie.
7. Le manuel de vol du 206L accorde moins d'importance à un voyant de détecteur de limaille allumé que les manuels de vol des autres Bell 206.

Causes

Le pilote a jugé à tort que le moteur était en état de navigabilité, et il a décollé pour continuer le vol. Le moteur s'est arrêté deux minutes après le décollage parce que le roulement numéro un s'est rompu à cause de l'usure du séparateur, des rouleaux, ou des deux. La cause de cette rupture n'a pu être déterminée. Ont contribué à l'accident : l'absence de formation convenable pour les pilotes sur la manière de vérifier les détecteurs de limaille et l'absence de directives concernant l'inspection et l'évaluation des détecteurs de limaille dans le manuel de vol.

Mesures prises par l'exploitant

À la suite de cet accident, l'exploitant a amélioré son programme de formation au sol de façon à y inclure des instructions plus détaillées sur la façon de vérifier les

détecteurs de limaille. L'exploitant a également indiqué que le manuel d'exploitation de la compagnie serait modifié de façon à donner des conseils et une référence pratique aux pilotes devant vérifier des détecteurs de limaille.

Mesures prises par le constructeur

Le constructeur révisé actuellement le manuel de vol du 206L; dans ce document, le libellé des procédures à suivre en cas d'urgence signalée par un détecteur de limaille passera de « [TRADUCTION] se poser aussitôt que possible » à « [TRADUCTION] se poser le plus vite possible ». Cette modification devrait avoir été faite et transmise aux exploitants d'aéronefs 206L au cours de l'été 95.

Mesures réglementaires

Dans sa réponse à un avis de sécurité du BST, Transports Canada a indiqué que les inspecteurs régionaux avaient été avisés qu'ils devaient évaluer les procédures de formation contenues dans les manuels de contrôle de la maintenance des exploitants et s'assurer, au cours des vérifications, que ces procédures étaient bien respectées. Transports Canada a également signalé que le chapitre 575 du *Manuel de navigabilité* serait modifié de façon que le personnel soit formé pour vérifier les détecteurs de limaille et, le cas échéant, juger de l'état de navigabilité de l'aéronef à la fin de l'opération.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau en a autorisé la publication le 4 avril 1996.

Facteurs humains contributifs

Les principaux facteurs humains en cause dans cet accident sont les suivants :

- manque de connaissances : à cause d'une formation inadéquate, le pilote s'est trompé en déclarant l'appareil capable de voler;
- manque de ressources : les pilotes n'étaient pas formés pour vérifier les détecteurs de limaille et il n'y avait aucune consigne sur l'inspection des détecteurs de limaille dans le manuel de vol;
- manque de communication : le pilote n'avait pas reçu de consignes sur l'importance à accorder à un voyant de détecteur de limaille qui se rallume ni sur la nécessité d'effectuer un essai au sol de 30 minutes après l'inspection d'un détecteur de limaille.

Étude de cas n° 2 – rupture en vol (capot)

Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada n° A95W0180

Beech King Air 100
Edmonton (Alberta) 50 NM N
Le 26 septembre 1995

Résumé

Le Beech King Air 100 effectuait un vol d'évacuation médicale (MEDEVAC) de nuit selon les règles de vol aux instruments (IFR) entre Fort McMurray et l'aéroport municipal d'Edmonton (Alberta). Alors qu'il franchissait la barre des 18 000 pieds en descente à une vitesse indiquée d'environ 200 nœuds, l'avion a commencé à tourner autour de son axe et à vibrer de façon excessive. L'équipage de conduite a remarqué que la section arrière supérieure du capot du moteur gauche s'était détachée et qu'elle s'était logée contre le bord d'attaque de l'aile gauche, du côté extérieur du moteur. L'équipage a déclaré une situation d'urgence, a poursuivi la descente à une vitesse indiquée de 150 nœuds et a atterri sans autre incident; personne n'a été blessé. Le capot détaché est tombé sur la piste pendant l'atterrissage. L'examen visuel de l'empennage, effectué par la suite, a permis de déterminer qu'une section de 22 pouces de l'extrémité de la gouverne de profondeur gauche s'était également détachée de l'avion avant l'atterrissage.

Autres renseignements de base

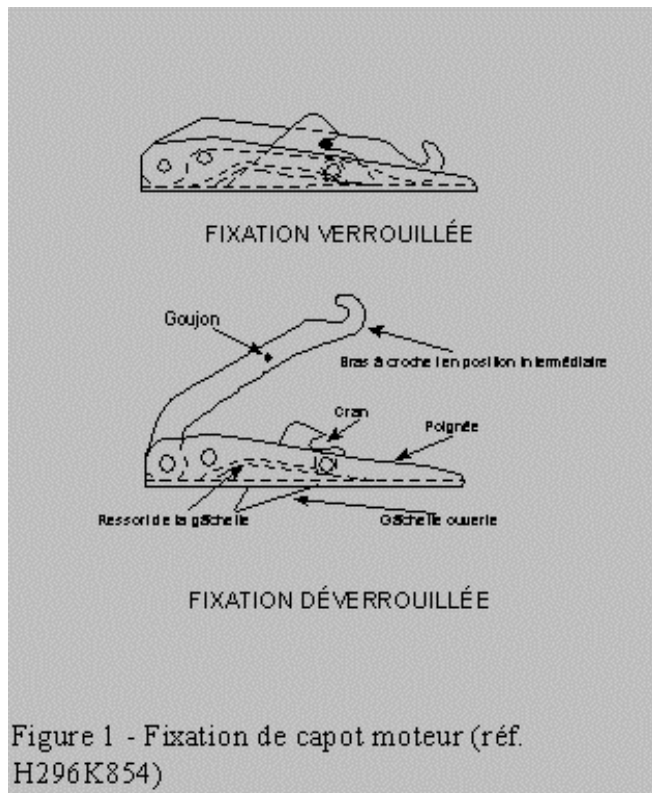
Au moment de l'accident, le ciel était clair, les conditions de vol étaient normales et les vents de surface étaient faibles. L'avion servait aux vols d'évacuation médicale; c'est pourquoi on le ravitaillait et le mettait dans un hangar pour pouvoir l'utiliser rapidement. Les deux membres de l'équipage de conduite possédaient les licences nécessaires au vol, conformément aux règlements. Le commandant de bord totalisait quelque 2 500 heures de vol sur un King Air, le copilote environ 80 heures de vol sur type.

On avait téléphoné au commandant de bord et au copilote chez eux vers 0230, heure avancée des Rocheuses (HAR), pour leur demander d'effectuer le vol. Ils sont arrivés à l'aéroport à 0300, ils ont remorqué l'avion hors du hangar et ont effectué l'inspection prévol dans une zone partiellement éclairée de l'aire de trafic. Le commandant de bord a ouvert le capot du moteur droit, il s'est assuré que le bouchon de remplissage d'huile était bien fermé, et il a refermé et verrouillé le capot. Le copilote a effectué la même inspection sur le moteur gauche. Le commandant de bord a participé à l'inspection du moteur gauche en utilisant sa lampe de poche lorsque l'éclairage de la lampe du copilote a commencé à diminuer. Le copilote a ensuite fermé le capot gauche, et il croyait l'avoir verrouillé de la façon normale. L'inspection prévol s'est terminée une demi-heure environ avant l'arrivée des passagers, et rien n'indique que l'inspection ait été effectuée à la hâte.

L'avion est parti de Fort McMurray à 0355 avec les deux pilotes et trois passagers. L'avion est monté au niveau de vol 200 (FL200), puis il a poursuivi sa route sans incident pendant 45 minutes environ. Au cours de la descente vers Edmonton, le capot s'est ouvert et s'est détaché du fuseau moteur.

Le capot arrière supérieur du King Air 100 est constitué d'un panneau courbé d'une longueur de 30 pouces environ. Il est fixé au moyen de deux charnières du côté gauche et de deux fixations du côté droit. Le capot bascule vers le haut et vers l'extérieur à partir du côté intérieur du fuseau gauche afin d'exposer la chambre de tranquillisation et les accessoires du moteur turbopropulseur PT6 de Pratt & Whitney.

L'avion était équipé de fixations de capot (référence H296K854) fabriquées par Hartwell Corporation et expédiées à Beech pour la production de 1967 à 1970. Ces fixations ont été remplacées en 1970 par des fixations portant la référence H296K1135, les fixations portant la référence H296K854 n'étant fournies sur demande que comme pièces de rechange. Les fixations portant la référence H296K1135 de la production actuelle ont des ressorts de gâchette et des crochets en acier plus forts qui améliorent la durée de vie en service. L'instruction de service (SI) n° 0597-242 de Beechcraft recommande d'inspecter les fixations de capot arrière du King Air 100 et des autres modèles à chaque inspection régulière afin de s'assurer que leur état ne risque pas de provoquer l'ouverture du capot en vol. La SI stipule que les fixations peuvent être soumises à une pression interne en vol, et elle recommande de remplacer les anciennes fixations par les fixations améliorées si on constate qu'elles sont usées de façon excessive, déformées ou détériorées de toute autre manière.



Comme les fixations étaient intactes, cela signifie qu'elles n'étaient pas verrouillées lorsque le capot s'est détaché de l'avion. La fixation avant était légèrement déformée; toutefois, elle fonctionnait bien. La fixation arrière fonctionnait difficilement parce qu'elle était mal alignée. Des traces d'usure indiquaient que la fixation était dans cet état depuis assez longtemps; toutefois, aucun mauvais fonctionnement de la fixation arrière n'avait été signalé avant l'incident.

Les fixations portant les références H296K854 et H296K1135 sont du type à bascule à arc-boutement. Le verrouillage primaire est assuré par un effort de traction et par l'effet de bascule entre la poignée et le bras à crochet. Les bords de la gâchette comportent un cran dans lequel s'engage un goujon situé sur le bras à crochet, ce qui sert de dispositif de verrouillage secondaire. Il faut appuyer sur la partie supérieure de la gâchette pour déverrouiller la fixation. La gâchette est retenue en position fermée par un ressort. Le point d'articulation de la gâchette est situé vers la partie supérieure de la gâchette. Une différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur du capot a tendance à provoquer l'ouverture de la fixation si la pression est assez forte pour vaincre la résistance et le frottement du ressort. Un léger effort de traction sur le crochet permet à la poignée de s'ouvrir si la gâchette se déclenche.

L'avionneur a déclaré que la zone de la chambre de tranquillisation du capot peut atteindre une pression différentielle de $1,1 \text{ lb/po}^2$ à une vitesse indiquée de 200 nœuds à cause de la combinaison de l'effet de l'air dynamique dans l'entrée et de l'écoulement d'air sur le fuseau moteur. Des essais effectués après l'accident ont permis de déterminer que la gâchette de la fixation avant se déclenchait à une pression d'air interne d'environ 1 lb/po^2 . Des calculs ont permis de déterminer que, si la gâchette est déclenchée, il faut une tension d'au moins 300 lb sur le crochet pour que le mécanisme à bascule garde la poignée fermée. On n'a pu déterminer de quelle façon était réglé le capot et quelle était la charge de traction sur les fixations avant l'accident.

La gâchette de la fixation avant du capot gauche faisait apparemment saillie dans l'écoulement d'air en vol, et la fixation s'était déjà déverrouillée au moins une fois au cours d'un autre vol. Le personnel de maintenance avait examiné visuellement la fixation avant et avait vérifié son fonctionnement après l'ouverture en vol, soit cinq semaines environ avant l'accident. La fixation se fermait correctement et sans danger, elle ne présentait aucun signe d'usure et aucune mesure d'entretien n'avait été prise.

L'examen a permis de déterminer que la gouverne de profondeur s'était rompue légèrement à l'intérieur de la charnière extérieure et que la section extérieure de 22 pouces s'était détachée avec la masselotte d'équilibrage. On a retrouvé cette dernière dans un champ à 20 milles environ au nord de l'aéroport municipal d'Edmonton. Quant au reste de la structure manquante de la gouverne de profondeur, il n'a pas été retrouvé. L'examen a révélé que la rupture avait été causée par de fortes vibrations en flexion vers le haut et vers le bas. La concentration des dommages indique qu'il y avait peut-être des dommages antérieurs à l'accident au voisinage du point de rupture; toutefois, aucun dommage semblable n'a été découvert sur les composants récupérés. L'équipage aurait pu perdre la maîtrise de l'avion si la gouverne de profondeur avait subi des dommages plus importants.

Un examen des carnets de l'avion a révélé que la gouverne de profondeur gauche avait été inspectée le 11 septembre 1994 conformément à la consigne de navigabilité (CN) 76-22-03, soit 368,8 heures de vol avant l'accident. On avait découvert une fissure dans une nervure d'extrémité, et une pièce de la trousse de réparation de Beechcraft portant la référence 100-4005-1S avait été utilisée pour renforcer la zone en question avant que l'avion ne soit remis en service. La rupture s'est produite du côté intérieur de la zone renforcée, au point le plus faible suivant.

Analyse

On n'a pu déterminer si les fixations du capot arrière supérieur gauche étaient verrouillées correctement avant le départ de l'avion. Cependant, selon toute vraisemblance, le capot se serait ouvert plus tôt si les fixations n'avaient pas été verrouillées avant le décollage, la différence de pression normalement présente ayant tendance à forcer l'ouverture du capot. La fixation arrière était mal alignée après l'accident, et des traces d'usure indiquaient que cette situation existait depuis assez longtemps. Cette anomalie aurait rendu le fonctionnement de la fixation arrière plus difficile et aurait accru les risques d'un mauvais verrouillage, une fois le capot fermé. Des essais ont démontré que la différence de pression d'air pouvait déclencher la gâchette de la fixation avant à cause de la faiblesse de son ressort. Si la fixation avant s'est déverrouillée en vol, comme cela s'était déjà produit au moins une autre fois, le devant du capot s'est peut-être soulevé lorsque la vitesse de l'air a augmenté pendant la descente. Il se peut que la fixation arrière se soit ensuite déverrouillée à cause de l'effet de l'écoulement de l'air dynamique dans le compartiment des accessoires ou parce qu'elle n'avait pas été verrouillée correctement.

Le capot détaché s'est logé sur le bord d'attaque de l'aile gauche, juste devant l'extrémité extérieure de la gouverne de profondeur gauche. Les turbulences produites par le capot déplacé ont été suffisantes pour provoquer des vibrations destructrices dans la gouverne de profondeur. Il y avait peut-être déjà des anomalies dans la zone où la rupture s'est produite; toutefois, rien de tel n'a été découvert sur les composants envoyés à l'examen.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :
LP 138/95 - *Performance Analyse* (Analyse des performances);
LP 173/95 - *Engine Cowl Latch Assembly* (Fixations de capot moteur).

Conclusions

Faits établis

1. Aucun indice matériel n'a permis de déterminer si les fixations avaient été verrouillées correctement avant le vol n'a été découvert.

2. L'avion était muni des anciennes fixations de capot portant la référence H296K854, dont les ressorts de gâchette sont plus faibles que ceux des fixations actuelles portant la référence H296K1135.
3. Compte tenu de leur conception, les fixations sont soumises à une pression différentielle qui génère une force orientée dans le même sens que leur ouverture.
4. La fixation avant s'était apparemment déjà déverrouillée en vol.
5. Des essais ont permis d'établir qu'une pression différentielle égale à celle présente de part et d'autre du capot en vol pouvait provoquer l'ouverture de la fixation avant.
6. Des traces d'usure indiquaient que la fixation arrière était peut-être mal alignée depuis un bon moment, ce qui l'aurait rendue plus difficile à actionner.
7. L'extrémité de la gouverne de profondeur gauche s'est rompue sous l'effet d'importantes vibrations en flexion vers le haut et vers le bas produites par les turbulences dues au capot déplacé.

Causes et facteurs contributifs

Il est probable que le capot gauche s'est ouvert en vol à cause de la combinaison de la faiblesse du ressort de la gâchette des fixations et des dommages que présentait déjà la fixation arrière. La gouverne de profondeur gauche s'est rompue à cause des turbulences produites par le déplacement du capot.

Mesures de sécurité prises

À la suite de cet incident, l'exploitant a apporté la modification suivante à ses procédures d'utilisation normalisées (SOP) : lorsque c'est possible, toutes les inspections extérieures des vols de nuit doivent être effectuées à l'intérieur du hangar, et tout l'éclairage nécessaire doit être utilisé. Cette mesure aidera l'équipage à préparer l'avion pour le vol tout en éliminant la nécessité d'utiliser une lampe de poche pour effectuer l'inspection extérieure.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet incident. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 4 avril 1996.

Facteurs humains contributifs

Les principaux facteurs humains en cause dans cet incident sont les suivants :

- complaisance : la fixation arrière était déjà endommagée, on ne l'avait pas réparée et on continuait de l'utiliser;

- normes : le remplacement de la fixation arrière usée et mal alignée a peut-être été retardé à cause de réflexions telles que « C'est comme ça depuis toujours » et « Ça n'a pas posé de problème la dernière fois, ça va aller cette fois-ci ».
- Erreur de jugement : l'équipage n'était peut-être pas conscient des conséquences d'une rupture en vol de la fixation du capot.

Étude de cas n° 3 – problème de maîtrise en vol

Bien qu'il ne s'agisse pas d'un exemple relatif à l'appendice A 3), ce rapport montre que les tâches les plus simples peuvent très subitement mal tourner.

Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada n° A00O0210

Cessna 150G
Kingston (Ontario)
Le 13 septembre 2000

Résumé

L'élève-pilote et l'instructeur ont décollé de l'aéroport de Kingston (Ontario) à bord d'un Cessna 150 pour faire des exercices de décrochage. L'instructeur a d'abord fait une démonstration, puis a passé les commandes à l'élève-pilote pour qu'il fasse la même manœuvre. Lors de la première tentative de sortie de décrochage, l'élève a tiré tardivement sur le manche pour cabrer l'avion. L'instructeur a repris les commandes de l'avion qui était alors en piqué. Lorsque l'instructeur a voulu tirer sur le manche, il a constaté que la commande de profondeur ne se déplaçait pas librement, et même en exerçant une force considérable, il n'a pu déplacer la commande au-delà de la position neutre.

L'avion a atteint une vitesse d'environ 190 milles à l'heure avant que l'instructeur parvienne à sortir doucement du piqué. Il a réussi à maintenir l'altitude et à rentrer à l'aéroport de Kingston pour un atterrissage d'urgence en tirant sur le manche tout en réglant la compensation à la position plein cabré et en maintenant le régime du moteur à 2 500 tours par minute. Pendant l'approche finale vers la piste, alors que l'instructeur sortait les volets pour ralentir l'avion, la commande de profondeur s'est libérée. L'instructeur a alors pu faire un atterrissage normal. L'avion a subi des dommages importants aux ailes, aux volets et aux ailerons en raison de la vitesse trop élevée.

Autres renseignements de base

L'instructeur avait obtenu son diplôme du Collège Seneca récemment. Il totalisait quelque 300 heures de vol, dont 60 à titre d'instructeur. Il était titulaire d'une qualification d'instructeur de classe 4. Le jour de l'accident, l'élève-pilote avait commencé sa formation depuis neuf jours. Il totalisait 7,1 heures de vol.

Pour faire un décrochage aérodynamique, le pilote doit diminuer la vitesse de l'avion et maintenir l'altitude en tirant de plus en plus sur le manche. L'angle d'attaque augmente, et l'avion se cabre de plus en plus jusqu'à ce que les ailes décrochent. Quand l'avion décroche, le pilote relâche le manche vers l'avant tout en augmentant la puissance du moteur pour faire une sortie de décrochage. Au moment où l'appareil n'est plus en décrochage et tandis qu'il reprend de la vitesse, le pilote tire de nouveau sur le manche pour réduire la perte d'altitude et reprendre le vol en palier.

Quand l'avion a décroché lors du vol ayant mené à l'incident, l'élève a poussé énergiquement sur le manche. L'avion s'est alors mis en piqué. L'instructeur a repris les commandes lorsqu'il a jugé que l'élève-pilote n'effectuait pas une bonne sortie de décrochage. En tirant sur le manche, l'instructeur a constaté une forte résistance, et il a été incapable de déplacer le manche au-delà de la position neutre. L'avion a pris de la vitesse et est lentement sorti du piqué, pendant que l'instructeur maintenait le manche le plus possible vers l'arrière.

L'instructeur a réussi à maintenir l'altitude de l'avion en tirant continuellement sur le manche tout en gardant une puissance moteur relativement élevée. Pendant qu'il se dirigeait vers l'aéroport de Kingston, l'instructeur a signalé à la station d'information de vol que la commande de profondeur était coincée et a indiqué qu'il fallait que les véhicules de secours soient prêts à intervenir à l'atterrissage. Pendant la longue approche finale, l'instructeur a sorti les volets pour réduire la vitesse de l'avion en vue de l'atterrissage. Il a ensuite poussé sur le manche pour compenser le changement d'assiette occasionné par la sortie des volets. C'est alors qu'il a remarqué qu'il maîtrisait alors parfaitement la commande de profondeur. L'atterrissage s'est déroulé normalement et l'avion s'est posé sans autre incident.

Une inspection des commandes de vol n'a révélé aucune défaillance qui aurait pu gêner le déplacement de la commande de profondeur ou coincer la commande. Pendant l'inspection, on a remarqué que la tirette de la commande d'aération de la cabine (commande auxiliaire), située du côté droit du tableau de bord, était complètement tirée. L'avion avait été modifié pour permettre aux membres d'équipage d'utiliser plus facilement les casques d'écoute et les microphones. Lors de la modification, un panneau radio avec des prises pour brancher les boutons de microphone avait été installé au milieu du tableau de bord. Chaque manche était équipé d'un bouton de microphone retenu par une bande Velcro. Un cordon électrique en spirale allait de chaque bouton de microphone à chaque prise du panneau radio. Le cordon en spirale du côté gauche était neuf et mesurait environ deux pieds. Le cordon droit était un cordon usagé de quatre pieds qui avait perdu presque toute son élasticité. L'instructeur assis à droite avait l'habitude d'enrouler le reste du cordon trop long autour du manche droit en faisant 8 à 10 tours.

Analyse

Lorsque l'avion s'est posé, la gouverne de profondeur fonctionnait normalement. On n'a découvert aucun pliage ni signe de pliages antérieurs ni de dommage aux pièces de la gouverne de profondeur. Le problème qui a gêné le déplacement de la commande de profondeur doit avoir été causé par un événement peu apparent et temporaire. L'enquête a révélé que si le cordon du bouton de microphone était enroulé lâchement autour du manche, une spire avait pu s'accrocher à la tirette de commande d'aération de la cabine et empêcher le manche de se déplacer vers l'arrière. C'est probablement ce qui est survenu pendant que l'élève-pilote

essayait de faire une sortie de décrochage. Le fait de pousser le manche vers l'avant a sans doute permis au cordon électrique qui pendait du manche droit de se balancer vers l'avant et de s'accrocher à la tirette de commande d'aération de la cabine. De même, le fait que l'avion était en piqué a sûrement contribué au balancement du cordon vers l'avant. Lorsque le manche a été tiré vers l'arrière, le cordon est probablement resté pris et s'est resserré autour de la tirette. L'avion était probablement dans cet état quand l'instructeur a pris les commandes. Au cours de l'approche, lorsque l'instructeur a poussé sur le manche pour compenser le changement d'assiette occasionné par la sortie des volets, la tension du cordon s'est sûrement relâchée, ce qui a permis au cordon de se décrocher de la tirette et au manche de pouvoir se déplacer librement.

Causes et facteurs contributifs

1. Le cordon du bouton de microphone du côté droit de l'avion était étiré et était deux fois plus long que la normale, et il était enroulé autour du manche, ce qui a permis au cordon de s'accrocher aux commandes auxiliaires de l'avion.
2. Selon toute vraisemblance, le cordon s'est accroché à la tirette de commande d'aération de la cabine et a gêné le déplacement de la commande de profondeur.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet incident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 26 avril 2001.

Facteurs humains contributifs

Les principaux facteurs humains en cause dans cet incident sont les suivants :

- complaisance : le cordon du bouton de microphone était usé et trop long. Pourtant, on ne l'a pas remplacé avant que survienne l'incident. On a peut-être pensé qu'il était trop coûteux de le faire.
- erreur de jugement : les occupants de l'aéronef ne s'étaient manifestement pas souciés du risque posé par le cordon étiré.
- normes : ce n'était peut-être pas le seul aéronef de l'aéroport dont le cordon était étiré. Si l'équipement de nombreux autres appareils était dans un état comparable, cela a pu donner l'impression que cette pratique était acceptable.

Étude de cas n° 4 : incendie en vol dans le logement du train d'atterrissage

Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada n° A98Q0087

Swearingen SA226-TC

Aéroport international de Mirabel/Montréal (Québec)

Le 18 juin 1998

Résumé

Vers 0701, heure avancée de l'Est, un Fairchild-Swearingen Metro II (SA226-TC), numéro de série TC 233, a décollé de l'aéroport international de Montréal (Dorval) au Québec à destination de l'aéroport de Peterborough (Ontario), avec à son bord neuf passagers et deux membres d'équipage. Près de 12 minutes après le décollage, à une altitude de 12 500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), l'équipage a avisé le contrôle de la circulation aérienne (ATC) qu'il avait un problème hydraulique et a demandé l'autorisation de revenir vers Dorval, ce qui lui a été accordé par l'ATC. Vers 0719, à 8 600 pieds asl, l'équipage a informé l'ATC que le moteur gauche venait d'être coupé parce qu'il était en feu. Vers 0720, l'équipage a décidé de se diriger vers l'aéroport international de Montréal (Mirabel) au Québec. À 0723, l'équipage a avisé l'ATC qu'il n'y avait plus d'incendie de moteur. Alors que l'appareil était établi en finale pour la piste 24, l'équipage a informé l'ATC que le moteur gauche était de nouveau en feu. L'équipage a sorti le train d'atterrissage en courte finale, et, alors que l'appareil était au-dessus de la piste, l'aile gauche s'est rompue vers le haut. Le fuselage a pivoté de plus de 90° vers la gauche autour de l'axe longitudinal de l'appareil avant de heurter le sol. Les 11 occupants de l'appareil ont subi des blessures mortelles.

Autres renseignements de base

Pendant la phase d'accélération au sol, l'appareil avait tendance à se diriger vers la gauche de l'axe de piste, et il a fallu appuyer sur le palonnier droit pour maintenir l'axe de décollage. Deux minutes plus tard, l'équipage a été autorisé à monter à l'altitude de 16 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl).

À 0713, l'équipage a signalé au contrôleur qu'il venait d'observer une chute de pression hydraulique et a demandé l'autorisation de revenir à l'aéroport de départ, Dorval. Le contrôleur a autorisé aussitôt l'équipage à faire un virage de 180° suivi d'une descente à 8 000 pieds asl. Pendant ce temps, l'équipage a indiqué qu'il n'y avait pas d'urgence à bord pour le moment. L'appareil a amorcé son virage 70 secondes après avoir reçu l'autorisation.

À 0713:36, il y a eu un problème avec les commandes. Peu après, il y a eu une première indication de problème de moteur, et le voyant de surchauffe de l'aile gauche s'est allumé quelque 40 secondes après. Dans les 30 secondes

suivantes, sans qu'on prenne, semble-t-il, aucune mesure de la liste de vérifications, le voyant de surchauffe s'est éteint.

À 0718:12, l'équipage a coupé le moteur gauche qui semblait en feu. Moins d'une minute plus tard, le commandant a pris les commandes de l'appareil. Les commandes de vol ne répondaient pas normalement, en ce sens qu'il n'est pas normal qu'il soit nécessaire d'exercer autant de pression sur l'aileron droit pour maintenir le cap.

À 0719:19, l'équipage a informé le contrôle de la circulation aérienne (ATC) que le moteur gauche avait été coupé et, après une deuxième suggestion de l'ATC, l'équipage a accepté de se diriger vers Mirabel au lieu de Dorval. Moins de 90 secondes plus tard, l'équipage a informé l'ATC que des flammes s'échappaient de la tuyère du moteur. On a préparé l'appareil pour un atterrissage d'urgence et on a revu la procédure d'urgence pour la sortie manuelle du train d'atterrissage.

À 0723:10, l'équipage a informé l'ATC qu'il n'y avait plus de feu au moteur gauche, mais trois minutes et demie plus tard, l'équipage a informé l'ATC que le feu avait repris. Pendant ce temps, l'appareil devenait plus difficile à contrôler en roulis, et l'équipage utilisait le compensateur d'aileron au maximum. Vers 0727, alors que l'appareil était en courte finale pour la piste 24L, l'équipage a sélectionné le levier du train d'atterrissage, mais seulement deux des voyants lumineux confirmant que les roues du train étaient sorties se sont allumées. Près du seuil de piste, l'aile gauche s'est rompue vers le haut. L'appareil a amorcé alors une rotation vers la gauche de plus de 90° autour de l'axe longitudinal et s'est écrasé sur le dos sur la piste. L'appareil a pris aussitôt feu et a glissé sur une distance de 2 500 pieds avant de s'immobiliser sur le côté gauche de la piste. Les pompiers qui se trouvaient près du seuil de piste au moment de l'écrasement sont intervenus rapidement. L'incendie a été rapidement maîtrisé, mais tous les occupants ont subi des blessures mortelles.

Circuit hydraulique de l'aéronef

Le circuit hydraulique de l'aéronef — qui ne comprend pas le circuit de freinage — fournit la pression pour actionner les volets et le train d'atterrissage lors d'une opération normale et pour sortir le train d'atterrissage en situation d'urgence. Le liquide hydraulique approuvé pour le circuit hydraulique de l'aéronef est le MIL-H-83282. Le liquide approuvé pour les jambes (à amortisseur) de train d'atterrissage est le MIL-H-5606.

À 0712, il y a eu des indications d'une défaillance du circuit hydraulique principal. Les voyants *L HYD PRESS* et *R HYD PRESS* se sont allumés, et il y a eu une chute de pression hydraulique. Il a été décidé de retourner à Dorval et, quand cela serait nécessaire, d'utiliser la procédure qui permet de sortir le train d'atterrissage manuellement. Pendant le virage pour retourner à Dorval, les commandes de vol ne semblaient pas fonctionner normalement, le voyant lumineux de l'allumage automatique du moteur gauche (*IGNITION MODE* -

AUTO FUNCTION) s'est allumé, et il y a eu une indication de surchauffe de l'aile gauche.

Analyses des liquides hydrauliques

Des analyses des liquides hydrauliques prélevés sur l'avion ont été effectuées. Des échantillons du liquide hydraulique ont aussi été prélevés dans d'autres aéronefs du transporteur, dans un générateur hydraulique roulant ainsi que dans d'autres aéronefs n'appartenant pas au transporteur aérien. Les analyses ont été effectuées par le Centre d'essais techniques de la qualité de la Défense nationale, situé à Ottawa (Ontario). Les analyses chimiques ont révélé ce qui suit :

- Le liquide de frein MIL-H-83282 de l'aéronef contenait 34 % de liquide MIL-H-5606.
- Le liquide MIL-H-83282 du circuit hydraulique de l'aéronef contenait 14 % de liquide MIL-H-5606.
- Le liquide MIL-H-5606 dans la jambe du train d'atterrissage de gauche de l'aéronef contenait 5 % de liquide MIL-H-83282.
- Le liquide MIL-H-5606 dans la jambe du train avant de l'aéronef contenait 14 % de liquide MIL-H-83282.
- Le générateur hydraulique roulant contenait du liquide hydraulique de type MIL-H-83282 qui contenait 17 % de MIL-H-5606. Ce générateur est utilisé pour faire le plein des liquides de l'aéronef.
- Les freins d'un autre appareil exploité par le transporteur contenaient 29 % de liquide MIL-H-5606, et son circuit hydraulique contenait 18 % de liquide MIL-H-5606.
- Un appareil exploité par un autre transporteur aérien contenait du liquide MIL-H-83282 et 13 % de liquide MIL-H-5606.

De façon générale, le mélange de liquides hydrauliques avait les qualités du liquide MIL-H-83282 : la même odeur, le même aspect, le même toucher, la même viscosité, etc. Toutefois, la contamination par du liquide MIL-H-5606 dans un circuit hydraulique contenant du liquide MIL-H-83282 a pour effet d'abaisser le point d'éclair du liquide.

Indication de surchauffe de l'aile

L'équipage a noté une indication de panne hydraulique, des problèmes de commande et des problèmes avec le moteur gauche, et le voyant de surchauffe de l'aile s'est allumé et est resté allumé, le tout en moins de deux minutes. Dans les 30 secondes après que le voyant de surchauffe de l'aile se soit allumé, le

voyant s'est éteint, sans que l'équipage ait apparemment pris aucune mesure de la liste de vérifications. Rien ne permet de croire que l'équipage ait entrepris les mesures de la liste de vérifications de surchauffe de l'aile : on a retrouvé les deux commutateurs de prélèvement d'air sur la position *ON* et le train d'atterrissage n'a pas été sorti avant que l'avion n'ait été en approche finale.

Analyse

L'enquête a établi que les freins du train d'atterrissage gauche ont surchauffé durant la circulation au sol et le décollage, ce qui a provoqué un incendie dans la nacelle après la rentrée du train d'atterrissage. L'incendie s'est propagé dans la structure de l'aile, qui s'est alors rompue durant l'approche finale en vue de l'atterrissage.

Causes et facteurs contributifs

Faits établis

1. L'équipage n'a pas réalisé que le tiraillement vers la gauche et que la course au décollage plus longue étaient dus au frottement des freins gauches de l'avion, ce qui a provoqué une surchauffe des composants des freins.
2. Le frottement des freins gauches a fort probablement été causé par un facteur de verrouillage de pression non identifié en amont des freins pendant le décollage. Le frottement a causé une surchauffe et une fuite, probablement au niveau de l'un des joints d'étanchéité qui retiennent le liquide hydraulique du circuit de freinage.
3. En s'écoulant sur les composants chauds des freins, le liquide hydraulique a pris feu et a provoqué un violent incendie dans la nacelle gauche, ce qui a donné lieu à une défaillance du circuit hydraulique principal.
4. Quand le voyant de surchauffe de l'aile gauche *L WING OVHT* s'est éteint, le problème de surchauffe avait semblé réglé, mais le feu continuait de faire rage.
5. L'équipage n'a pas réalisé que les multiples défaillances auxquelles il était confronté étaient liées à un incendie dans le logement du train d'atterrissage et il n'a pas réalisé la gravité de la situation.
6. L'aile gauche a été affaiblie par l'incendie de l'aile et du moteur et elle s'est rompue, rendant l'appareil incontrôlable.

Faits établis quant aux risques

1. On compte de nombreux cas de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train sur les avions SA226 et SA227 avec des conséquences potentielles presque aussi tragiques que celles-ci. Les équipages de ces appareils ne sont pas tous au courant des nombreux problèmes de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train de ces avions.
2. Le manuel de vol de l'avion et la liste de vérifications d'urgence ne fournissent aucune information sur la possibilité de surchauffe des freins, sur les précautions à prendre pour prévenir la surchauffe des freins et sur les signes qui pourraient indiquer un problème de freins, et ils ne mentionnent aucune mesure à prendre quand l'équipage pense que les freins ont surchauffé.
3. S'il y avait eu des exigences plus strictes en matière d'éléments coupe-feu, la combustion des sièges aurait été retardée et les risques liés à l'incendie pour les occupants de l'appareil auraient été atténués.
4. Le mélange de deux types de liquide hydraulique a abaissé la température d'auto-inflammation à un niveau inférieur à celui du point d'éclair du liquide MIL-H-83282 à l'état pur.
5. Le manuel de maintenance de l'aéronef indiquait que les deux liquides hydrauliques étaient compatibles, mais il n'indiquait pas qu'en les mélangeant, on diminuait leur résistance au feu.

Autres faits établis

1. Les maîtres-cylindres ne portaient pas tous le même numéro de pièce, ce qui rendait plus compliqués la tringlerie et leurs réglages, de même que le fonctionnement général du circuit de freinage; la recherche d'une cause en cas de panne du circuit de freinage était également plus difficile. Toutefois, rien ne permet de croire que cette situation ait pu causer une pression de freinage résiduelle.
2. Les maîtres-cylindres recommandés les plus récents ne doivent utiliser que les numéros de pièce spécifiques à l'ensemble de freinage concerné, ce qui permet de simplifier les réglages, le fonctionnement et la recherche de cause de panne.
3. L'équipage n'a pas sorti le train d'atterrissage comme l'exige la liste de vérifications d'urgence en cas de surchauffe de l'aile parce que le voyant de surchauffe de l'aile s'est éteint avant que l'équipage n'amorce les procédures de la liste de vérifications.

4. Les ailerons étaient difficiles à déplacer à cause de l'incendie dans le logement de train, mais la cause exacte de la difficulté n'a pas été déterminée.

Mélange de liquides hydrauliques

L'analyse du liquide provenant du circuit hydraulique principal et du circuit de freinage de l'avion accidenté a révélé qu'il était constitué d'un mélange de liquides hydrauliques MIL-H-83282 et MIL-H-5606. Ces liquides hydrauliques sont presque de la même couleur et de la même consistance. Le mélange avait un point d'éclair d'environ 114° C (239° F).

La spécification pour les SA226/SA227 exigeait à l'origine que le liquide MIL-H-5606, dont le point d'éclair minimal est de 82° C, soit utilisé dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage. Toutefois, à la suite de deux accidents causés par un incendie dans le poste de pilotage de deux SA226-TC Metroliner II de Swearingen lié à du liquide hydraulique MIL-H-5606, la FAA a publié la consigne de navigabilité 83-19-02 applicable à certains avions de la série SA226 de Swearingen, dont l'avion accidenté à Mirabel. La consigne de navigabilité exigeait que les exploitants vident et purgent les réservoirs des circuits hydraulique principal et de freinage, les remplissent avec le liquide hydraulique MIL-H-83282 dont le point d'éclair minimal est de 205° C, et remplacent les affichettes sur les deux réservoirs pour indiquer qu'ils contiennent du liquide MIL-H-83282. L'avion accidenté était équipé des affichettes prescrites par la consigne de navigabilité 83-19-02.

Les instructions de maintenance en vigueur spécifient que le liquide MIL-H-83282 doit être utilisé dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage de l'avion. Toutefois, il n'est pas indiqué que le liquide MIL-H-83282 est utilisé en raison de la température supérieure à laquelle ses vapeurs s'enflamment, ni qu'un mélange des liquides MIL-H-83282 et MIL-H-5606 peut avoir un point d'éclair considérablement inférieur aux 205° C du liquide hydraulique MIL-H-83282 à l'état pur. Étant donné que le liquide MIL-H-5606 était le liquide spécifié à l'origine pour les avions SA226/SA227, que les liquides MIL-H-5606 et MIL-H-83282 ont à peu près la même apparence et que la plupart de leurs propriétés sont les mêmes, et qu'il n'y a aucune mise en garde sur les conséquences résultant de l'utilisation d'un mélange des deux liquides, le Bureau croit que le liquide hydraulique MIL-H-5606 est utilisé par erreur par certains exploitants aériens et techniciens d'entretien d'aéronef comme liquide hydraulique de remplacement dans les circuits nécessitant du liquide hydraulique MIL-H-83282. En conséquence, compte tenu du danger accru d'incendie dans les avions SA226/SA227 de Fairchild/Swearingen résultant d'une mauvaise utilisation du liquide hydraulique MIL-H-5606, le Bureau a recommandé que :

Transports Canada, compte tenu de l'urgence de la situation, avise tous les exploitants canadiens des avions SA226 et SA227 de Fairchild/Swearingen de l'importance et de la nécessité d'utiliser

uniquement du liquide hydraulique MIL-H-83282 dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage de ces avions; et que

Transports Canada, en collaboration avec la Federal Aviation Administration et le constructeur de l'avion, revoit la pertinence des normes, des procédures, des manuels et des pratiques de maintenance en vigueur pour les avions SA226 et SA227 de Fairchild/Swearingen pour assurer que seul le liquide hydraulique MIL-H-83282 est utilisé dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage de ces avions.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 2 avril 2002.

Facteurs humains contributifs

Les principaux facteurs humains en cause dans cet accident sont les suivants :

- erreur de jugement : les membres de l'équipage n'étaient pas conscients de la cause possible de la longueur excessive du décollage, ou du fait que les problèmes subséquents aient résulté d'un incendie dans le logement du train d'atterrissage. Ils ne se sont pas rendus compte de la gravité de la situation;
- manque de ressources : le manuel de vol de l'aéronef et la liste de vérification des procédures d'urgence ne donnent aucune information sur la possibilité d'une surchauffe des freins, sur les symptômes indiquant des problèmes de freins, ou sur les mesures à prendre si on soupçonne une surchauffe des freins. De plus, le manuel de maintenance de l'aéronef indiquait que les deux liquides hydrauliques étaient compatibles, mais ne disait pas que leur mélange réduirait leur résistance à l'inflammation;
- manque de connaissances : les équipages de ces aéronefs ne sont pas tous au courant des nombreux problèmes de surchauffe ou d'inflammation des freins que ces appareils ont connus.

Étude de cas n° 5 : réparation inadéquate (ruban adhésif)

Rapport du Bureau de la sécurité des transports du Canada n° A89O0453

Cessna A185E Skywagon
Lac Jumping Cariboo (Ontario)
Le 15 septembre 1989

Résumé

Peu après le décollage de l'aéronef du lac Jumping Cariboo, en Ontario, le moteur a subi une perte de puissance. Le pilote a amorcé un virage pour se poser d'urgence sur le lac, mais l'appareil s'est écrasé dans une zone densément boisée près du lac. Une explosion a suivi l'impact de quelques secondes, et seul le pilote a pu s'extirper de l'aéronef avant qu'il soit consumé par les flammes. Les deux passagers ont perdu la vie.

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada a établi que le moteur s'était arrêté par interruption de l'alimentation en carburant; le robinet d'arrivée du carburant avait été fermé par inadvertance et l'appareil a piqué du nez à une altitude insuffisante pour redresser sa course.

Autres faits établis

Une grande partie de l'épave a été consumée. Les systèmes de l'aéronef étaient entièrement consumés et on n'a pu déceler aucune trace de défectuosité. Le pilote a indiqué que le moteur tournait parfaitement avant de perdre de la puissance, qu'il n'avait remarqué aucun problème de navigabilité pendant le décollage et que les contrôles de vol fonctionnaient correctement. La maintenance et l'entretien de l'appareil avaient été faits conformément à la réglementation en vigueur et le démontage du moteur n'a révélé aucun problème antérieur à l'écrasement. À l'aide de témoignages oculaires, on a calculé et estimé que la charge de l'appareil était en deçà du maximum permis au décollage et que le centre de gravité se situait dans les limites réglementaires. L'émetteur localisateur d'urgence de l'aéronef a été détruit par l'incendie. L'appareil n'était pas muni de harnais de sécurité.

Sur ce modèle d'aéronef, le système d'alimentation en carburant est muni d'un robinet d'arrêt et d'un robinet sélecteur de réservoir à quatre positions : OFF, LEFT TANK, RIGHT TANK et BOTH (FERMÉ, RÉSERVOIR GAUCHE, RÉSERVOIR DROIT et TOUS). Normalement, le rebord d'un couvercle de plastique en D empêche de choisir la position OFF. S'il est endommagé, à l'arrière, plus rien n'empêche cette sélection. Le sélecteur de réservoir est placé de telle façon qu'il est possible pour un passager de changer la position choisie par inadvertance avec le pied ou en déplaçant des objets. Le pilote a déclaré que

le couvercle du sélecteur de réservoir était endommagé au point que les vis du couvercle ne le tenaient plus en place. Il était retenu par du ruban adhésif. Le pilote a aussi indiqué que le sélecteur de réservoir était pratiquement toujours à la position BOTH. On a retrouvé et examiné le robinet du sélecteur de réservoir. Il a été endommagé par l'incendie, mais ne montrait aucun autre signe de dommage. Quand on l'a démonté, on a constaté qu'il était à la position OFF. On n'a pas retrouvé le robinet d'arrêt et on ne sait donc pas s'il était ouvert ou fermé.

Le pilote a précisé qu'immédiatement avant la perte de puissance du moteur, le passager assis derrière lui a frappé son siège et que les deux passagers bougeaient.

Analyse

Il est probable que le robinet du sélecteur de réservoir a été déplacé en position OFF par un passager pendant le décollage ou le stade initial de l'ascension. Le sélecteur de réservoir est placé de telle façon qu'il est possible de changer la position choisie par inadvertance avec le pied ou en déplaçant des objets. Il est possible que le passager du siège arrière ait déplacé le sélecteur, s'en soit aperçu, et pensant corriger son erreur, l'ait placé en position OFF. Le moteur a peut-être redémarré quand la pompe à essence a recueilli assez de carburant dans le réservoir de tête et dans les tuyaux d'alimentation pour démarrer le moteur momentanément avant l'impact.

Le sélecteur était dans une position très rarement utilisée et normalement impossible à choisir sans retirer le couvercle. La position BOTH est diamétralement opposée à la position OFF et il est impossible qu'un impact puisse déplacer le sélecteur autant sans l'endommager.

Après l'arrêt du moteur, le pilote a effectué un virage relativement serré pour retourner au lac et se poser d'urgence. Pendant ce temps, son attention se partageait entre la manœuvre à effectuer et ses efforts pour comprendre la raison de la panne et redémarrer le moteur. L'appareil a perdu son élan et a piqué du nez. Le pilote a tenté de redresser, mais il n'avait pas pris assez d'altitude pour compléter la manœuvre. L'avion s'est écrasé dans la forêt.

Conclusions

Faits établis

1. Le moteur a perdu de la puissance peu après le décollage, et le pilote a tenté de revenir au lac.
2. L'appareil a piqué du nez à une altitude trop basse pour redresser.
3. Une explosion s'est produite peu après l'impact et l'avion s'est embrasé.
4. Le robinet du sélecteur de réservoir était en position OFF. Normalement, il est impossible de choisir cette position sans retirer le couvercle.

5. On n'a pu établir si le robinet d'arrêt était ouvert ou fermé.
6. L'appareil n'était pas muni de harnais de sécurité.

Causes

Le moteur s'est arrêté par interruption de l'alimentation en carburant; le robinet d'arrivée du carburant a été fermé par inadvertance et l'appareil a piqué du nez à une altitude insuffisante pour redresser sa course.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport.

Facteurs humains contributifs

Les principaux facteurs humains en cause dans cet accident sont les suivants :

- manque de communication : les passagers n'ont pas reçu d'instructions avant le vol sur la manipulation accidentelle du sélecteur de réservoir ou sur la façon d'éviter un tel incident;
- erreur de jugement : l'exploitant n'était pas conscient des conséquences d'une réparation inadéquate du sélecteur de réservoir;
- distraction : durant la manœuvre de virage vers le lac, après l'arrêt du moteur, l'attention du pilote se partageait entre la manœuvre à effectuer et ses efforts pour comprendre la raison de la panne et pour redémarrer le moteur;
- normes : si la réparation inadéquate remontait à un certain temps, elle a pu être perçue comme acceptable.