

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE
A97C0168

PERTE DE MAÎTRISE
BEARSKIN LAKE AIR SERVICE LTD.
FAIRCHILD METRO 23 C-GYTL
18 NM AU NORD-EST DE WINNIPEG (MANITOBA)
21 AOÛT 1997

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 sur événement aéronautique

Perte de maîtrise

Bearskin Lake Air Service Ltd.
Fairchild Metro 23 C-GYTL
18 nm au nord-est de Winnipeg (Manitoba)
21 août 1997

Rapport numéro A97C0168

Sommaire

Le Fairchild Metro 23 (numéro de série CC829B) du vol 317 de Bearskin Lake Air Service effectuait une liaison entre Red Lake (Ontario) et Winnipeg (Manitoba) avec, à son bord, deux membres d'équipage et onze passagers. À environ 18 milles au nord-est de Winnipeg, l'équipage, ayant terminé ses vérifications d'approche, descendait vers 4 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL). Peu après, le commandant de bord a demandé aux passagers d'attacher leur ceinture en prévision de l'atterrissage. Alors qu'il approchait 4 400 pieds ASL, l'appareil s'est cabré sans que rien ne le laisse prévoir et sans que l'équipage n'ait touché aux commandes. Bien que l'équipage ait immédiatement tenté de corriger cette soudaine déviation de trajectoire, l'appareil est monté jusqu'à environ 6 900 pieds ASL avec un taux de montée d'environ 14 000 pieds par minute et un angle de cabré qui a atteint un maximum de 52 degrés. Les efforts combinés des deux membres d'équipage poussant à fond sur leur volant ont été nécessaires pour contrecarrer la tendance au cabré de l'appareil et le ramener en piqué. L'équipage a présumé que l'appareil avait décroché pendant qu'il s'efforçait de le faire piquer et a mis les moteurs à fond. L'appareil s'est finalement mis à descendre avec un angle de piqué de 26 degrés jusqu'à ce que l'équipage soit capable de ramener l'appareil en palier. L'équipage, après avoir évalué le degré de réponse des commandes, a effectué une approche et un atterrissage à Winnipeg. Durant toute l'approche, le copilote a appuyé à fond sur la commande de profondeur, les deux mains sur le volant et les deux pieds sur le manche. Deux passagers ont mentionné à la suite de cet événement qu'ils souffraient de douleurs à la nuque et au dos.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'appareil volait en conditions météorologiques de vol à vue, au-dessus d'une couche de nuages épars. Les vents, à l'aéroport de Winnipeg, soufflaient du 010 degrés vrais à cinq noeuds. L'équipage avait été guidé au radar en direction de l'aéroport et, après avoir établi le contact visuel avec la piste, a effectué une approche à vue.

L'équipage possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol conformément à la réglementation en vigueur. Les deux membres d'équipage détenaient une licence de pilote de ligne en cours de validité. Le commandant de bord de l'appareil totalisait plus de 10 000 heures de vol. Le copilote, âgé de 27 ans, était de constitution athlétique. Après l'atterrissage, il était physiquement épuisé par les efforts qu'il avait dû déployer pour pousser son volant vers l'avant.

Les dossiers indiquent que l'appareil était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Rien n'indique que l'appareil ait subi de fortes turbulences ou des conditions de vol anormales avant que n'apparaisse le problème d'emballement intempestif du compensateur.

Lorsque la subite tendance à cabrer s'est manifestée, le copilote était aux commandes. Le cabré s'est produit en l'espace de deux à trois secondes et le copilote a immédiatement commencé à pousser sur le volant tout en agissant sur le compensateur pour commander un piqué. Il a réussi à arrêter le mouvement de tangage quand la vitesse diminuait. Il a remarqué que cette dernière, d'après l'affichage, ne dépassait pas 40 noeuds et que l'altitude avait culminé à environ 7 000 pieds ASL. Il a senti le vibreur de manche se déclencher et a il lui a semblé que le pousseur de manche s'était aussi mis en action. Toute tentative d'utilisation du compensateur de profondeur pour contrecarrer la tendance au cabré de l'appareil n'a eu aucun effet. Les deux membres d'équipage ont alors entendu le klaxon de l'avertisseur de décrochage et ont eu l'impression que l'assiette de l'appareil à ce moment là avait presque atteint 90 degrés. L'équipage a augmenté la puissance du moteur au moment de la mise en piqué. La descente qui s'en est suivie a été interrompue par l'équipage à environ 5 500 pieds ASL. Il a alors réglé la puissance des moteurs et a été capable de stabiliser l'appareil à 6 000 pieds ASL à une vitesse d'environ 140 noeuds.

Lorsque l'équipage a sorti un quart des volets, il lui a fallu augmenter la force appliquée sur les commandes pour maintenir l'avion en piqué : le commandant a donc choisi d'effectuer une approche et un atterrissage sans volets. L'équipage a demandé aux passagers de venir s'asseoir sur les sièges se trouvant à l'avant de la cabine afin de déplacer le centre de gravité de l'appareil dans une position plus favorable et permettre ainsi de maintenir l'avion en piqué. Durant l'approche et l'atterrissage, le copilote appuyait de toute ses forces, des pieds et des mains, sur le manche afin de le maintenir vers l'avant. Le commandant s'occupait quant à lui des commandes des ailerons, de la gouverne de direction et des moteurs. Combinant leurs efforts, les deux membres d'équipage ont réussi à atterrir sur la piste en douceur et avec stabilité.

L'appareil était équipé d'un enregistreur de vol (FDR) et d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR) qui ont été analysés par le Laboratoire technique du BST. Le transpondeur de l'appareil affichait un code discret qui lui avait été assigné par le système de contrôle de la circulation aérienne (ATS) : le système radar du centre de contrôle régional (ACC) de Winnipeg a donc enregistré le profil de vol de l'appareil. Les données fournies par le FDR et le radar de l'ACC se recoupaient. Les données du FDR indiquaient que l'appareil passait 4 600 pieds ASL en descente avec une vitesse de 238 noeuds lorsque le cabré s'est produit. La position du stabilisateur est passée de -1,5 degré à +8,5 degrés (plein cabré) à une vitesse de déroulement d'environ 3,5 degrés par seconde. L'accélération verticale maximale a été de 3,5 g. L'assiette en tangage de l'appareil a atteint un maximum de près de 52 degrés en cabré et la vitesse un minimum de 54 noeuds. Le FDR a également révélé que, avant le soudain écart de trajectoire de vol, le taux de déplacement du stabilisateur était d'environ 0,5 degré par seconde.

La servocommande de compensation du stabilisateur a été démontée de l'appareil et expédiée pour examen à la Direction de l'ingénierie du BST. La plaque signalétique indiquait que la pièce était une servocommande linéaire Fairchild Aircraft Corp., référence (réf.) 27-1900-002, numéro de série (n.s.) 115, fabriquée en décembre 1991. La servocommande fonctionne avec un courant continu de 18-32 volts et un appel de courant maximal de 8 ampères. La servocommande a été fabriquée pour Fairchild Aircraft Corp. par la Barber-Colman Company (sous la réf. RYLC-51438-1), pour le système de compensation en tangage des appareils SA226 et SA227. Le suffixe « -1 » de la référence indique que la servocommande est conçue pour les avions équipés ou non d'un pilote automatique; l'appareil en cause n'était pas équipé d'un pilote automatique. Le RYLC-51438-1 est une servocommande électromécanique à double vérin à vis conçue pour déplacer la gouverne de compensation du stabilisateur. L'un des vérins est commandé à partir du volant du pilote tandis que l'autre est commandé à partir du volant du copilote. (Le rapport utilisera ci-après les expressions « côté pilote » et « côté copilote » pour désigner les différents composants de la servocommande.) La servocommande comprend un mécanisme d'irréversibilité pour empêcher que la commande de compensation ne s'écarte du réglage commandé et éviter, même sous l'effet d'une charge aérodynamique pouvant atteindre 2 200 livres, toute inversion involontaire de la servocommande. La redondance du mécanisme d'irréversibilité du compensateur de tangage est assurée par le train d'engrenage et un frein du moteur de la servocommande. Cette redondance est conçue pour que les stabilisateurs puissent résister à la charge aérodynamique en cas de défaillance du mécanisme d'irréversibilité.

La servocommande avait été révisée et modifiée selon les dernières mises à jour des notices techniques en mai 1996. Elle avait été montée sur l'appareil à ce moment-là et avait accumulé 1 439 heures de vol au moment de la défaillance.

La servocommande a été transportée à la Barber-Colman Company où ses composants ont été démontés et examinés (Barber-Colman Company TDR n° 254). Les essais ont démontré que le mécanisme d'irréversibilité ne supportait même pas des charges aussi faibles que 50 livres. Le roulement à billes extérieur (Barber-Colman, réf. CYRB 158), qui soutient l'engrenage du tourillon au niveau de la tête du dispositif du côté moteur du copilote, s'était désintégré et la plupart des dents de l'engrenage étaient détruites. Les douze rouleaux d'irréversibilité, tant du côté pilote que du côté copilote, étaient extrêmement déformés, ce qui indiquait qu'ils avaient été soumis, de façon répétée, à des charges supérieures à la normale. Ces rouleaux avaient été installés au moment de la révision de mai 1996. Les représentants de Barber-Colman ont indiqué qu'ils n'avaient jamais vu une telle déformation sur des rouleaux provenant de servocommande de ce type qu'ils ont eues en révision.

Une analyse du matériau des rouleaux d'irréversibilité a montré qu'ils étaient fabriqués en alliage approprié spécifié par Barber-Colman sous le matricule UNS R30605 en conformité avec les normes en vigueur (AMS 5796).

Les rondelles de butée arrière, côtés pilote et copilote, étaient pratiquement fendues en deux. Des trois ressorts d'irréversibilité situés du côté copilote, un ressort était brisé, un autre déformé et seul un ressort demeurait dans son état normal. Les rondelles de butée de la servocommande défaillante présentaient de profondes encoches qu'on pense causées par un choc unique, probablement au moment de la défaillance de la servocommande et de l'emballlement du compensateur.

La déformation des rouleaux d'irréversibilité était telle qu'elle les empêchait de maintenir la servocommande dans la position sélectionnée contre les charges imposées par le stabilisateur sur les tubes de transmission des forces de la servocommande. Cette charge, à son tour, était transmise au train d'engrenages qui, normalement et avec l'appui du frein moteur, constitue un système redondant devant maintenir la gouverne de compensation dans la position sélectionnée. La grave défaillance du roulement à bille du côté copilote a entraîné un désaccouplement du train d'engrenages qui a permis un déplacement libre des tubes de transmission de force de la servocommande. La charge aérodynamique appliquée sur les stabilisateur a alors poussé ce dernier en position de cabré extrême.

L'examen de la servocommande a révélé des signes de mauvais réglage de la position complètement rentrée lorsqu'il a été monté sur l'appareil : l'alimentation électrique de la servocommande en position complètement rentrée n'était pas coupée par les contacteurs de fin de course montés à l'extérieur. Un tel mauvais réglage pouvait faire que la servocommande se déplace jusqu'en butée d'arrêt mécanique interne de la position rentrée et crée ainsi un effort de charge sur le train d'engrenages. Une analyse des effets d'un tel mauvais réglage a démontré qu'il ne pouvait être à l'origine des défaillances notées sur la servocommande portant le numéro de série 115. Les instructions relatives à l'installation de la servocommande du compensateur en tangage, telles qu'elles figuraient dans le manuel de maintenance de Fairchild au moment où la servocommande n.s. 115 a été montée, stipulaient que le technicien devait effectuer une vérification du fonctionnement du système et des commandes du compensateur de tangage. Les instructions ne précisait pas que le technicien devait régler ou vérifier les butées mécaniques/électriques, une procédure qui était indiquée ailleurs dans le manuel. Fairchild Aircraft a modifié cette section des instructions de montage le 1^{er} janvier 1998 et indique au technicien qu'il doit « Effectuer les procédures de réglage de cette section (procédures et contrôle du fonctionnement des butées mécaniques/électriques) du compensateur de tangage et de ses commandes ». Le 3 octobre 1997, avant que ne soit modifié le manuel de maintenance, Fairchild Aircraft avait publié une lettre de service 227-SL-031 (Objet : servocommande du compensateur de tangage Barber-Colman - Effectuer réglage - Vérification du fonctionnement

des butées mécaniques/électriques et vérification du fonctionnement des dispositifs d'irréversibilité), attirant l'attention sur les procédures d'essai et de réglage des butées électriques de la servocommande.

Lorsqu'on a retiré la servocommande de compensation du stabilisateur de l'appareil, on a noté, du côté opposé aux plaques signalétiques, une encoche accompagnée d'un écaillage de la peinture. Le personnel de maintenance de l'entreprise a été incapable de déterminer quand ou comment cette encoche sur le boîtier avait pu se produire. La profondeur et la position de l'encoche ne semblent pas être directement liées au mode de défaillance de la servocommande. La Barber-Colman Company, de même que Fairchild Aircraft, n'ont pas réussi, malgré de nombreuses tentatives, à reproduire la défaillance observée sur la servocommande n.s. 115.

La FAA a publié une consigne de navigabilité (AD) 97-23-01, s'appliquant à tous les appareils SA226 et SA227 équipés de la servocommande du compensateur en tangage de Simmonds-Precision (réf. DL5040M5 ou P/N DL5040M6) ou de la servocommande du compensateur en tangage de Barber-Colman (réf. 27-19008-001 ou 27-19008-002) qui exige d'effectuer un examen régulier des servocommandes en conformité avec les lettres de service en vigueur (226-SL-014 etc.) publiés par Fairchild Aircraft. En plus de donner le détail des fréquences des diverses inspections, cette consigne de navigabilité indique également la fréquence de remplacement de différents vérins Simmonds-Precision.

La Barber-Colman Company a produit plus de 300 vérins pour les appareils Fairchild SA226 et SA227 sans qu'on ait rapporté aucun déplacement intempestif des tubes de transmission des forces causé par une défaillance de la servocommande.

Analyse

La similitude entre les données fournies par le FDR et celles enregistrées par le radar de l'ATS confirme que l'appareil a atteint un angle de cabré maximum de 52 degrés. Le fait que l'équipage ait cru que l'angle de cabré de l'appareil durant l'incident de vol était plus important que celui enregistré est compréhensible. La rapidité avec laquelle le cabré s'est déclenché et l'importance de l'angle atteint a certainement rendu très difficile une évaluation précise de l'angle, tout particulièrement alors que l'équipage essayait de reprendre la maîtrise de l'appareil. Les conditions météorologiques de vol à vue, le niveau d'expérience du pilote et la force physique du copilote ont sûrement joué un rôle important dans le succès de la reprise en main de l'appareil. La réaction immédiate et coordonnée des membres d'équipage a été essentielle en permettant d'éviter un décrochage aérodynamique et la perte de maîtrise probable de l'appareil.

Le reste de cette analyse se concentre sur les problèmes techniques observés sur la servocommande du compensateur de tangage de n.s. 115 dont la défaillance, se produisant dans des conditions qui ont permis au dispositif de compensation horizontale de l'appareil de se retrouver dans une position extrême, a entraîné un cabré involontaire, immédiat et violent, de l'appareil. Il en a résulté une perte du contrôle de la compensation horizontale lorsque les butées mécaniques d'irréversibilité à l'intérieur du vérin ont cédé sous la charge imposée au dispositif de compensation horizontale. La défaillance du dispositif d'irréversibilité a alors probablement entraîné celle d'un roulement du train d'engrenage de la servocommande. La défaillance du roulement a à son tour permis à l'engrenage qu'il soutenait de désolidariser son engrenement du reste du train d'engrenages. Dans

des circonstances normales, le train d'engrenages, en conjonction avec le frein moteur, assure un système redondant qui résiste à la charge appliquée sur le stabilisateur en cas de défaillance du mécanisme d'irréversibilité. La défaillance conjointe du dispositif d'irréversibilité et du train d'engrenages a permis un déplacement intempestif des tubes de transmissions des forces de la servocommande, et donc du stabilisateur.

Aucune servocommande de type similaire, ayant été envoyée à la Barber-Colman Company pour réparation ou pour révision, n'a présenté des dommages dont les caractéristiques ou l'importance soient similaires à celles observées sur cette servocommande de n.s. 115. Aucune autre défaillance similaire de ce type de servocommande n'a été signalée. En outre, en dépit des nombreux essais entrepris par les fabricants, la défaillance observée sur cette servocommande de n.s. 115 n'a pu être reproduite. Ainsi, le déplacement intempestif des tubes de transmission de force de la servocommande demeure un cas isolé qui a probablement été causé par des conditions de charge répétée non définies ayant progressivement poussé les rouleaux d'irréversibilité dans une position qui, en fin de compte, les a empêché de maintenir les tubes de transmission des forces de la servocommande en position de résister aux charges aérodynamiques appliquées au stabilisateur. Rien n'indique que l'appareil ait été soumis à de fortes turbulences ou à des conditions de vol anormales avant que n'apparaisse le problème d'emballlement intempestif du compensateur de tangage. Ni le démontage de la servocommande, ni l'examen de l'appareil n'ont révélé la cause de cette charge importante et répétée. Les exigences d'inspection de la consigne de navigabilité AD 97-23-01 ont été formulées afin d'évaluer et de retirer du service les servocommandes avant que des rouleaux d'irréversibilité ne subissent une pareille défaillance.

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

LP 130/97 - FDR/CVR Analysis (Analyse du FDR et du CVR)

LP 132/97 - Pitch Trim Actuator Examination (Examen de la servocommande de compensation en tangage)

Faits établis

1. En descente durant l'approche, l'appareil s'est mis brusquement en cabré intempestif.
2. La force physique requise pour contrecarrer la force de cabré généré par le stabilisateur horizontal a exigé toute la puissance et l'endurance du jeune et robuste copilote.
3. Les conditions météorologiques de vol à vue ont facilité la reprise de la maîtrise de l'appareil et la sortie d'un cabré dans des conditions de basse vitesse.
4. Les mécanismes internes du dispositif d'irréversibilité et du train d'engrenages de la servocommande de compensation en tangage (Barber-Colman réf. RYLC-51438-1 / Fairchild Aircraft réf. 27-1900-002) ont connu une défaillance.
5. N'étant plus retenu par les mécanismes d'irréversibilité et soumis aux charges aérodynamiques, le stabilisateur horizontal s'est rapidement placé en position de cabré maximal.

6. Malgré un grand nombre d'essais, ni Fairchild ni Barber-Colman n'ont pu reproduire la défaillance du mécanisme d'irréversibilité de la servocommande.

Causes et facteurs contributifs

En descente pendant l'approche, l'appareil s'est mis en cabré intempestif en raison d'une défaillance, dont les causes n'ont pu être déterminées, du mécanisme d'irréversibilité et du train d'engrenages de la servocommande de compensation horizontale de sorte que les charges aérodynamiques ont rapidement poussé le stabilisateur en position de cabré maximal.

Mesures de sécurité prises

À la suite de cet incident, la Federal Aviation Administration a publié la consigne de navigabilité AD 97-23-01 qui impose une inspection et des étalonnages supplémentaires de la servocommande de compensation horizontale. Cette consigne de navigabilité, dont l'objectif est d'éviter une défaillance de la servocommande de compensation horizontale qui pourrait entraîner une perte de maîtrise de l'appareil s'applique à tous les appareils SA226 et SA227 équipés de servocommande de compensation horizontale Simmonds-Precision ou Barber-Coleman portant la référence concernée.

Le 3 octobre 1997, Fairchild Aircraft a publié la lettre de service 227-SL-031 définissant les procédures s'appliquant au réglage et à la vérification du fonctionnement des butées mécaniques/électriques ainsi qu'à la vérification du fonctionnement du système d'irréversibilité de la servocommande de compensation horizontale Barber-Colman. De plus, le 1^{er} janvier 1998, Fairchild Aircraft a modifié les instructions de montage de la servocommande de compensation horizontale, énoncées dans le manuel de maintenance, et exige désormais un réglage et une vérification des butées mécaniques/électriques lors du montage de la servocommande de compensation horizontale.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 18 novembre 1998 par le Bureau qui est composé du Président Benôt Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.