

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A03P0194

COLLISION AVEC LE RELIEF

DU LOCKHEED L-188 ELECTRA C-GFQA
EXPLOITÉ PAR AIR SPRAY (1967) LTD
À 2,5 NM AU SUD DE CRANBROOK (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 16 JUILLET 2003

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

Collision avec le relief

du Lockheed L-188 Electra C-GFQA
exploité par Air Spray (1967) Ltd
à 2,5 nm au sud de Cranbrook (Colombie-Britannique)
le 16 juillet 2003

Rapport numéro A03P0194

Sommaire

Vers 12 h 10, heure normale des Rocheuses (HNR), Tanker 86, un Lockheed L-188 Electra quadrimoteur, immatriculé C-GFQA et portant le numéro de série 188A-1040, décolle de la piste 16 de l'aéroport de Cranbrook (Colombie-Britannique) avec à son bord deux pilotes pour effectuer une mission de gestion d'incendie concernant un petit feu de surface (désigné N10156) brûlant à deux milles marins au sud-ouest du canton de Cranbrook. Sept minutes plus tôt, l'avion « pointeur » d'accompagnement, un Turbo Commander, avait également décollé de Cranbrook pour évaluer des profils de trajectoires de vol appropriés pour l'avion et établir le programme le plus approprié de largage du produit ignifuge pour éteindre le feu de surface.

Après les démonstrations des trajectoires de vol par l'avion pointeur, Tanker 86 procède au largage du produit ignifuge sur le feu de surface. Une fois qu'il a largué la charge de produit spécifiée, on le voit d'abord virer à droite, puis amorcer un virage à gauche. À 12 h 21 HNR, l'Electra percute le relief du côté d'une crête abrupte, à quelque 3900 pieds asl. L'appareil explose à l'impact, et les deux pilotes subissent des blessures mortelles. Un violent incendie après impact consume la majeure partie de l'épave et allume un feu de forêt sur les lieux de l'écrasement et aux environs. La radiobalise de repérage d'urgence se trouvant à bord est endommagée par les forces d'impact et ne se déclenche pas.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'avion pointeur

À bord de l'avion pointeur Turbo Commander se trouvaient son pilote et deux agents de lutte aérienne du service forestier de la Colombie-Britannique (BCFS). Une partie du rôle de l'agent de lutte aérienne consiste à évaluer les caractéristiques du feu de surface et à établir les trajectoires de vol, les circuits d'épandage du produit ignifuge et les profils de largage les plus efficaces et les plus sécuritaires. Le pilote de l'avion pointeur est un partenaire faisant partie intégrante de ce processus et qui donne son avis sur les performances opérationnelles de vol pour aider l'agent de lutte aérienne à planifier et à coordonner la lutte sur les lieux d'un incendie. Il participe à la planification et à la vérification des routes des aéronefs au-dessus des zones de largage, en particulier en dirigeant les avions-citernes vers leurs trajectoires de vol de largage du produit ignifuge. Une fois que l'on a décidé de la route de vol prévue, le pilote de l'avion pointeur suit ce profil dans le cadre d'un circuit de démonstration à l'intention des pilotes de l'avion-citerne. Pendant ce circuit de démonstration, l'agent de lutte aérienne passe en temps réel aux pilotes de l'avion-citerne des commentaires au cours desquels il identifie les routes d'entrée et de sortie, les points de repère, les points saillants et les dangers le long de la trajectoire de vol.

Déroulement du vol

Dans les minutes qui ont précédé cet accident, l'avion pointeur a suivi la route prévue, pendant que les agents de lutte aérienne déterminaient que deux largages distincts formant un « V » seraient nécessaires et que l'altitude au-dessus de la zone de largage serait de 3700 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). Comme la sortie directe du premier circuit au-dessus de la zone de largage (sur un cap de quelque 155°M¹) aurait placé l'Electra au-dessus d'un relief ascendant, les agents de lutte aérienne ont décidé que la route de sortie la plus sécuritaire après le largage consistait en un virage à 35 degrés à droite pour entrer dans une large vallée beaucoup plus plate et se diriger vers le lac Moyie. Des lignes électriques à haute tension croisaient à une altitude inférieure la route de sortie des lieux de l'incendie et, même si ces lignes passaient au-dessous de la trajectoire de vol proposée, les agents de lutte aérienne les ont mentionnées dans leur résumé sous la forme d'une mise en garde.

¹ Dans le présent rapport, tous les caps sont exprimés en degrés par rapport au Nord magnétique.

L'avion pointeur a ensuite suivi le profil de vol proposé pour le largage du produit ignifuge, effectuant le premier de deux circuits, pendant que l'Electra tournait en rond au-dessus de lui à 5000 pieds asl et observait la démonstration. Aux fins d'efficacité des opérations, après être sorti à droite et avoir traversé les lignes électriques, l'avion pointeur a viré à gauche pour revenir et commencer son deuxième circuit. Les pilotes de l'Electra ont accepté ce premier circuit en ajoutant qu'ils vireraient à droite et suivraient la vallée (vers le lac Moyie), comme le mentionnaient les commentaires des agents de lutte aérienne.



Photo 1. Tanker 86 larguant le produit ignifuge sur le feu à éteindre, à 12 h 20 HNR

L'avion pointeur a ensuite exécuté le deuxième circuit de démonstration, lequel a également été accepté par les pilotes de l'Electra. Pendant ce circuit, l'avion pointeur a suivi la même trajectoire de sortie en virant à droite avant de virer à gauche pour rejoindre à l'Electra et voler en formation en occupant la position standard à « 7 heures », de façon à observer le largage du produit ignifuge. À la suite du deuxième circuit de l'avion pointeur, les pilotes de l'Electra ont à nouveau confirmé qu'après le largage, ils vireraient à droite et sortiraient en suivant la vallée. Après avoir observé les deux circuits de démonstration effectués par l'avion pointeur, les pilotes de Tanker 86 ont quitté leur orbite et sont partis effectuer le premier largage du produit ignifuge sur le feu à éteindre.

L'avion pointeur a rejoint Tanker 86 et l'a suivi dans le secteur arrière gauche lorsque l'avion-citerne a survolé le site de largage. Après que l'Electra a largué la charge de produit spécifiée, à 12 h 20 HNR, l'avion pointeur a amorcé un virage à droite pour tourner en rond au-dessus de la zone d'incendie, afin de permettre aux agents de lutte aérienne qui se trouvaient du côté droit de l'appareil d'évaluer le largage. Au même moment, et comme l'Electra passait au-dessus des lignes électriques, le pilote aux commandes de l'avion pointeur a indiqué par radio que l'avion effectuait un virage à droite. On a vu l'avion-citerne virer d'abord à droite, puis à gauche.

Quelque 50 secondes plus tard, on a vu Tanker 86 dans une inclinaison extrême à gauche, juste avant qu'il ne heurte la crête et n'explose (figure 1).

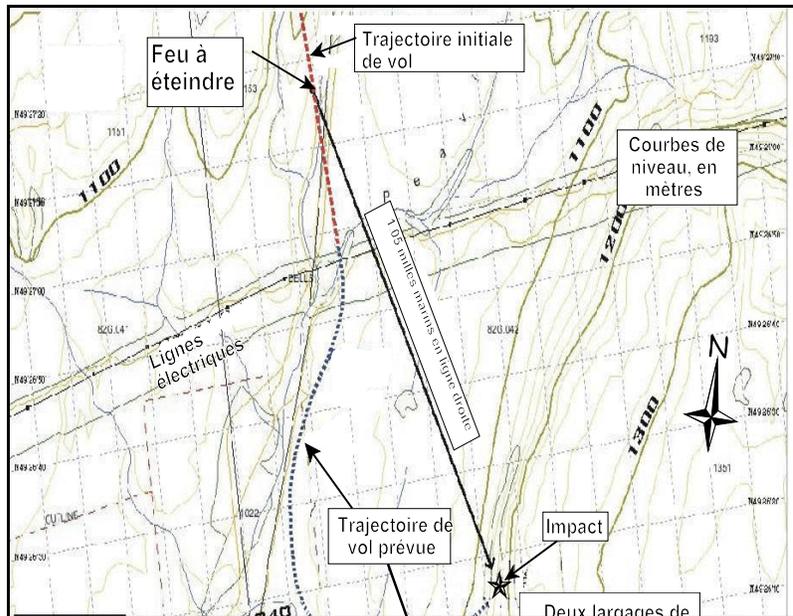


Figure 1. Trajectoire finale de vol du L-188 immatriculé C-GFQA

Pendant que l'avion-citerne s'éloignait du site de largage, l'avion pointeur virait à droite à une inclinaison

d'environ 40 degrés. Après que l'avion pointeur a viré d'environ 300 degrés, l'agent de lutte aérienne a vu l'Electra incliné à gauche pendant environ trois secondes avant que ce dernier ne heurte le relief et n'explose. Au cours de ces dernières secondes qui ont précédé l'impact, il y a eu deux largages distincts du produit dans les arbres. On n'a reçu aucune communication en provenance de l'Electra après l'annonce du virage à droite par le pilote lorsque ce dernier a survolé les lignes électriques. Des témoins qui se trouvaient au sol ont signalé avoir entendu une augmentation importante du bruit des moteurs de l'Electra quelques secondes avant que ce dernier ne heurte le relief.

D'après le virage à droite de 300 degrés de l'avion pointeur et le taux de virage qui lui était associé, des enquêteurs ont calculé que l'Electra aurait volé pendant environ une minute après le largage, avant d'entrer en collision avec le relief. Ce temps de vol est corroboré par des témoins qui se trouvaient dans les airs et au sol. Des documents photographiques du premier largage du produit indiquent que l'Electra avait suivi le profil de vol prévu (3700 pieds asl).

Même si le deuxième largage du produit n'était pas organisé aussi précisément que le premier, les agents de lutte aérienne et les pilotes ont compris qu'après le premier largage, l'Electra remonterait jusqu'à 4500 pieds et attendrait le circuit de démonstration du deuxième largage du produit, c'est-à-dire l'autre moitié du « V ». Si l'on tient compte du relief environnant et de la tâche suivante qu'il devait accomplir, la trajectoire de vol la plus pratique et la plus raisonnable pour l'Electra, une fois sorti du premier circuit, aurait consisté en un virage en montée à gauche jusqu'à 4500 pieds.

Description de l'épave

L'Electra a été détruit par les forces d'impact élevées et un violent incendie après impact. La désintégration de l'appareil a été importante, et environ 35 % de la cellule a été consumée dans l'incendie. Les groupes motopropulseurs ont été récupérés et examinés individuellement. Tout le reste de l'épave a été récupéré des lieux de l'accident et examiné dans la mesure du possible. Aucune défaillance ni aucune anomalie ayant pu exister avant le vol n'a été décelée. Toutes les gouvernes ont été examinées et elles ne présentaient aucun signe de défaillance avant l'impact ni de détachement en vol. De même, le tringlage des commandes de vol et les systèmes hydrauliques ne présentaient aucun signe de défaillance prématurée ni de mauvais fonctionnement. Ils avaient cependant subi des dommages importants, c'est pourquoi les enquêteurs n'ont pu les examiner en entier.

Description des lieux de l'accident

Les dommages aux arbres et les marques d'impact au sol indiquent que l'Electra se trouvait dans un piqué incliné à gauche de quelque 70 degrés lorsqu'il a heurté les arbres pour la première fois, à une extrémité des lieux de l'accident (photo 2). Sur les lieux de l'accident, le relief est constitué d'un talus abrupt et accidenté, suivant généralement une pente de 45 degrés par rapport à la ligne de crête située en haut, et faiblement peuplé de grands conifères. Cette partie de la crête dépasse légèrement du contour lisse de la ligne de crête et forme un « bourrelet périphérique ».

La région environnante est plus densément peuplée d'arbres, lesquels ont tendance à dissimuler le bourrelet périphérique et l'affleurement rocheux que l'appareil a heurté.

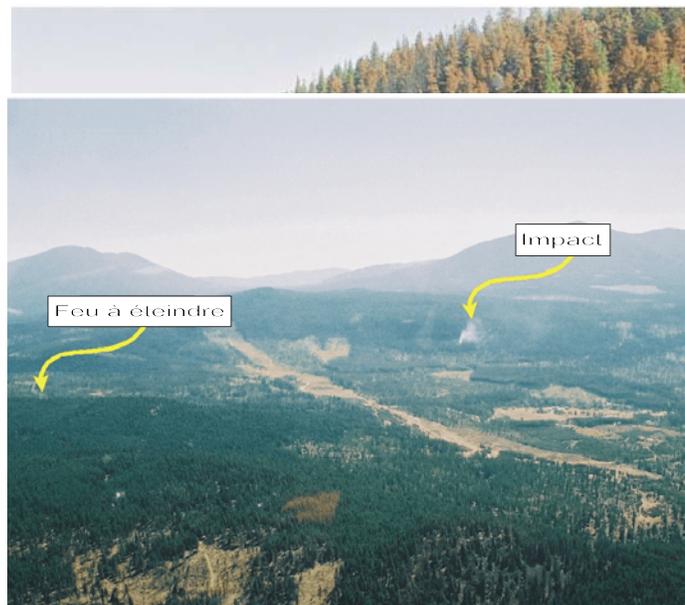


Photo 3. Vue de la vallée vers le sud-ouest

Le relief voisin de la trajectoire de vol initiale s'élève lentement vers l'est et inclut la crête se trouvant sur les lieux de l'accident, ainsi que la route de sortie qui suit la vallée vers le sud et le lac Moyie (photo 3). Cette région comportait un espace de manoeuvre suffisant au-dessus d'un relief relativement plat. La crête qu'a heurtée l'appareil se fondait au relief ascendant et elle ne se distinguait pas du relief avoisinant.

La reconstitution de la trajectoire de vol effectuée au moyen d'avions et d'hélicoptères à la même heure du jour et dans les mêmes conditions de luminosité que celles qui prévalaient au moment de l'accident a permis d'établir que la ligne de crête et la masse terrestre qui dépassait de cette dernière étaient particulièrement difficiles à discerner jusqu'à ce que l'on se trouve à quelque 0,5 mille marin d'elles, même si on en connaissait au préalable l'existence. De plus, au moment de l'accident, le soleil se trouvait à la verticale et il n'y avait pas suffisamment d'ombre, situation qui a ajouté au problème d'acuité visuelle.

La direction de la Sécurité des vols (DSV) des Forces canadiennes a mené une enquête sur l'écrasement mortel d'un DHC-6 Twin Otter militaire de recherche et sauvetage (n°13807) survenu à Cox Hill (Alberta) à 14 h 52, heure avancée des Rocheuses, le 14 juin 1986. Il a été établi que le principal facteur ayant contribué à cet accident avait été l'illusion visuelle subie le pilote en raison de la faible altitude de la trajectoire de vol, des caractéristiques du relief et de la position élevée du soleil au moment de l'accident. Des recherches effectuées par le United States Air Force Safety Center ont permis d'établir que l'orientation des pilotes — en particulier la perception de l'altitude et la vitesse d'approche des obstacles — était altérée de façon importante par ces mêmes facteurs, ce qui entraînait des illusions visuelles et la perte de vue d'ensemble de la situation.

De plus, de nombreux pilotes reconnaissent que les limites de vision dues aux caractéristiques de conception et d'agencement du poste de pilotage peuvent réduire les chances qu'un pilote de repérer à temps des obstacles se trouvant devant lui, sur sa trajectoire de vol.

Pilotes

Chacun des pilotes possédait les licences et les qualifications nécessaires pour piloter le L-188 Electra et effectuer la mission de largage du produit ignifuge. Ils étaient tous deux des pilotes d'avion-citerne très expérimentés et qualifiés, et chacun travaillait depuis plusieurs années dans le domaine de la gestion des incendies pour l'exploitant. Le passage en revue de leur temps de service en vol pour la période qui avait précédé l'accident a permis d'établir qu'ils n'avaient commis aucun écart par rapport aux limites de temps de service en vol prescrites dans la réglementation de Transports Canada, et qu'ils n'avaient pas participé récemment à des activités opérationnelles laborieuses non plus. Le dossier médical de chacun des pilotes ne présentait rien de particulier. Rien n'indique qu'une incapacité ou qu'un problème médical préexistant aurait pu contribué aux circonstances de cet accident.

Conditions météorologiques

Il n'y a eu aucune observation formelle des conditions météorologiques pour la région où est survenu l'accident, mais des témoins ont signalé que le ciel était dégagé et que le vent soufflait du sud-est à environ 15 noeuds. L'étude de photographies prises immédiatement après l'accident appuie cette évaluation et ne révèle aucun signe de turbulence ni de vent descendant important dans le secteur général des lieux de l'accident. Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme un facteur contributif à cet accident.

Communication

Le Turbo Commander et l'Electra avaient été en communication normale avec la station d'information de vol (FSS) de Cranbrook depuis leur décollage de l'aéroport et ils avaient syntonisé une fréquence radio opérationnelle (122,625 MHz) une fois dans la région du feu à éteindre. Pendant la période qui a précédé l'accident au cours de laquelle les communications avec la FSS ont été enregistrées, il n'y a eu aucun signe de mauvais fonctionnement d'un aéronef et on n'a entendu aucun message d'urgence en provenance des pilotes

de l'Electra. Les communications radio entre l'avion pointeur et l'Electra ont été claires et normales, et elles n'ont comporté que la terminologie conventionnelle et appropriée, sans mentionner de circonstances imprévues ni d'anomalies. On n'a reçu aucune communication en provenance des pilotes de l'Electra après leur virage au-dessus des lignes électriques.

La radiobalise de repérage d'urgence qui se trouvait à bord (Dorne and Margolin - DM ELT 6.1) a été endommagée à l'impact et rendue inopérante. L'examen effectué par le Laboratoire technique du BST à Ottawa (Canada) a permis d'établir que la radiobalise était en bon état de fonctionnement à l'impact et qu'elle aurait pu émettre un signal; cependant, les forces d'impact élevées ont dépassé les critères de conception de la radiobalise.

Système de réservoir du produit freinant la propagation des incendies

Chacun des deux L-188 Electra (C-FV FH et C-GFQA) d'Air Spray était équipé en permanence d'un gros réservoir ventral contenant le produit ignifuge, appelé *Air Spray Constant Variable Flow Tank System*, spécialement conçu et installé par Aero Union de Chico (Californie) pour le largage en vol du produit ignifuge. Ce réservoir renfermait au maximum 2500 gallons impériaux (11 365 litres) d'eau ou d'un mélange de produits ignifuges. Ce système avait été homologué par la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis et par Transports Canada.

Le système du réservoir ventral de C-GFQA comporte un mécanisme informatisé de largage variable permettant aux pilotes de larguer une quantité déterminée du produit ignifuge. À partir du tableau de commande du poste de pilotage, les pilotes peuvent choisir de larguer le chargement en entier ou seulement une partie de ce dernier. Le produit est ensuite largué lorsque l'on appuie sur un bouton-poussoir du volant de pilotage gauche. Seul le volant de pilotage gauche est muni d'un bouton-poussoir de largage.

À l'intérieur du pylône central situé entre les deux pilotes, il y a un commutateur de largage d'urgence servant à larguer d'un seul coup tout le contenu du réservoir ventral. Pour fonctionner dans les modes normal et d'urgence, le système du réservoir ventral requiert de l'électricité provenant du circuit électrique de bord et une énergie hydraulique provenant des circuits hydrauliques des gouvernes de l'avion. L'ouverture et la fermeture des trappes du réservoir ventral pour le largage du produit s'effectuent dans un délai d'une à trois secondes, selon le choix effectué dans le poste de pilotage. Dans ce cas-ci, les pilotes avaient choisi de larguer 1/6 du chargement — environ 420 gallons impériaux —, quantité qui pèse environ 4450 livres².

Enregistreurs de bord

La réglementation en vigueur n'imposait pas l'emport d'enregistreurs de bord pour ce type d'aéronef. L'avion n'était équipé d'aucun enregistreur de données de vol, mais un enregistreur analogique de la parole dans le poste de pilotage (CVR) de marque Rockwell-Collins a été récupéré de l'épave et envoyé au Laboratoire technique du BST aux fins d'inspection et d'extraction des données. Le CVR avait résisté à l'impact et à l'incendie, et il n'avait subi que des dommages modérés. Le ruban audio était intact et les communications analogiques enregistrées étaient audibles, mais relataient des renseignements enregistrés au cours d'opérations hivernales datant de l'année précédente. Comme la réglementation en vigueur n'imposait pas

²

La densité du produit était de 10,6 livres/gallon (impérial)

l'emport d'un CVR pour ce type d'aéronef, le CVR n'avait pas été entretenu et on ne l'avait pas mis en marche pour les opérations aériennes. Il a été impossible de déterminer si le CVR était toujours alimenté en électricité au moment de l'accident.

L'Electra était équipé de systèmes de poursuite télémétriques à GPS³ qui ont enregistré des données de navigation aériennes sélectionnées, lesquelles ont permis aux enquêteurs de reconstituer la trajectoire de vol de l'avion, du décollage au largage prévu du produit. Les données de vol GPS sont capturées à intervalles de 30 secondes et transmises de l'avion en paquets de données toutes les deux minutes, pourvu que la télécommunication par satellite à portée optique soit disponible⁴. La dernière position reçue et enregistrée de l'avion l'a été juste avant le largage du produit prévu sur le feu à éteindre. Dans les secondes qui ont précédé l'impact, il se peut que l'assiette de l'avion ait empêché la transmission efficace du dernier paquet de données. Le LMC a été détruit par les forces d'impact et l'incendie après impact, et les derniers éléments des données de vol enregistrés ont ainsi été perdus, et aucun renseignement électronique précis n'est disponible concernant l'altitude, la vitesse ou la trajectoire de l'Electra au cours des quelque deux dernières minutes avant l'impact.

Masse et centrage de l'aéronef

La masse brute de calcul de ce L-188 Electra est de 113 000 livres. La masse maximale homologuée au décollage pour C-GFQA utilisé comme avion-citerne est de 105 000 livres, et le centre de gravité se situe dans la plage comprise entre 571,2 et 591,4 pouces du point de référence, selon la masse réelle. En utilisant les devis de masse et centrage les plus récents ainsi que les données de chargement de Cranbrook, des enquêteurs ont établi que l'avion pesait quelque 103 000 livres au décollage, que le centre de gravité se situait à 580 pouces du point de référence, et que la masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites. À cause du carburant consommé et du largage du produit ignifuge, l'avion aurait pesé environ 96 950 livres pendant le virage à gauche au cours duquel l'accident est survenu, et environ 87 950 livres à l'impact. À ces deux masses, le centre de gravité se trouvait dans les limites. En conséquence, une masse et un centrage erronés ne constituent pas un facteur contributif à cet accident.

Performances de l'aéronef

Les procédures d'utilisation normalisées (SOP) d'Air Spray selon lesquelles l'Electra était utilisé pour le largage du produit ignifuge exigeaient entre autres une vitesse de 135 noeuds et la

Condition moteur	Pourcentage de MRT
<i>Décollage</i>	100
<i>Puissance maximale continue</i>	96
<i>Puissance maximale de montée</i>	94
<i>Puissance maximale de croisière</i>	90

MRT = Maximum Rated Thrust

Réglages puissance (501-D13)

³ Contrôleur mobile de latitude (LMC)

⁴ Si les satellites ne sont pas disponibles, les données GPS sont enregistrées et transmises à la prochaine occasion.

sortie des volets à 100 %⁵. Les documents photographiques du largage du produit sur l'incendie montrent que les volets étaient sortis à une position qui correspond à 100 %. Après le largage du chargement, les SOP exigeaient que le pilote applique une puissance moteur *maximale continue* (voir le tableau ci-contre), rentre les volets jusqu'à 78 % et accélère jusqu'à 150 noeuds. En même temps, le pilote devait manoeuvrer l'appareil de façon à suivre la route de sortie prévue.

Sur cet avion, les volets sont déplacés au moyen de quatre vérins à vis extensibles à manoeuvre hydraulique et à commande par câbles. La conception des vérins à vis fait que ces derniers cessent de bouger et demeurent à la dernière position atteinte lorsque la pression hydraulique qui leur est appliquée est interrompue. La longueur du vérin à vis est directement proportionnelle à la sortie du volet hypersustentateur et, en mesurant la longueur de ce vérin à vis, on obtient le pourcentage de sortie du volet avec une précision de l'ordre de ± 5 pourcent.

On a récupéré les quatre vérins à vis sur les lieux de l'accident et on les a mesurés; les mesures obtenues étaient comprises entre 29,25 et 31,25 pouces. Si on utilise comme référence les données empiriques d'un Electra (C-FVFH) similaire, les longueurs mesurées correspondent à une sortie des volets d'environ 73 %. Si l'on tient compte du fait que les quatre vérins étaient presque de la même longueur et qu'il existait probablement des différences mécaniques mineures entre les systèmes de volets des deux Electra, il est probable que les volets se trouvaient près de la position requise, c'est-à-dire sortis à 78 %, lorsque C-GFQA a heurté le relief. Il a été impossible d'établir à quel moment les volets ont été rentrés de la position sortis à 100 %, mais le pilote les a probablement rentrés conformément aux SOP d'Air Spray, c'est-à-dire immédiatement après le largage du produit ignifuge.

Des enquêteurs du BST et des spécialistes de Lockheed Martin Aircraft Corporation ont effectué plusieurs calculs pour étudier les performances en vol les plus probables de C-GFQA dans les conditions et la configuration de l'appareil qui ont précédé l'accident⁶. En résumé, ces calculs ont permis d'établir qu'immédiatement après le largage, C-GFQA aurait pu s'éloigner directement en montant à environ 1500 pieds par minute (pi/min) avec une puissance *maximale continue* à 150 noeuds et les volets sortis à 78 %, et à environ 1000 pi/min selon un angle d'inclinaison de 45 degrés (voir le tableau ci-contre). Ces calculs ont aussi permis d'établir que l'application de la puissance *de décollage* aurait augmenté ces taux de quelque 200 pi/min. On n'a fait aucun calcul pour des angles d'inclinaison supérieurs, mais on peut raisonnablement prévoir que le taux de montée aurait diminué de façon marquée à mesure que l'angle d'inclinaison aurait augmenté.

<i>Taux de montée (pi/min)</i>			
<i>Vitesse (noeuds)</i>	<i>Angle d'inclinaison</i>		
	0	30	45
135	1430	1240	1010
150	1510	1310	1060

On a effectué d'autres calculs pour étudier l'effet sur les performances du largage total ou partiel du chargement de produit. Il a été établi que le délestage du 1/6 du chargement du produit (9000 livres) à deux reprises aurait augmenté les taux de montée de quelque 270 pi/min et les marges de la vitesse de décrochage de quelque cinq noeuds. Si les pilotes avaient utilisé le largage d'urgence et ainsi largué tout le chargement

⁵ Une sortie des volets à 100 % correspond à un angle de 40° des volets hypersustentateurs, et une sortie des volets à 78 %, à un angle de 18°.

⁶ On doit garder à l'esprit que ces chiffres concernant les performances théoriques présupposent que les moteurs et les hélices sont conformes aux caractéristiques techniques de rendement, sans tenir compte de l'usure de la cellule ou des facteurs opérationnels en vol, comme les manoeuvres à basse altitude. En pratique, les performances de montée d'un aéronef utilisé dans des activités de gestion des incendies sont passablement inférieures à ses performances théoriques.

restant du produit (22 500 livres), le taux de montée aurait augmenté de quelque 800 pi/min, et les marges de la vitesse de décrochage, de 13 noeuds.

L'analyse des calculs des performances de l'avion montre que, volets sortis à 78 % et à la puissance *maximale continue*, le taux de montée est positif pour toute combinaison de vitesse et d'angle d'inclinaison comprise entre la vitesse de décrochage et la vitesse maximale volets sortis de 190 noeuds⁷. Mais, pendant le vol en palier à des angles d'inclinaison supérieurs à 60 degrés, la vitesse de décrochage dépasse rapidement les 140 noeuds. De plus, le facteur de charge que produit de tels angles d'inclinaison rendrait difficile pour le pilote aux commandes le maintien de l'avion dans un virage en palier pour quelque durée que ce soit. Par exemple, un angle d'inclinaison de 70 degrés produit un facteur de charge de 2,9 G⁸. Lorsque C-GFQA s'est incliné à un angle d'inclinaison supérieur à 60 degrés, volets sortis à 78 %, l'avion aurait dépassé les limites du domaine de vol certifié et, selon toute vraisemblance, il aurait décroché.

On a effectué des calculs de performance de l'avion pour déterminer le rayon de virage pour différentes vitesses et différents angles d'inclinaison, et le tableau ci-dessous comprend les résultats obtenus pour une vitesse de 140 noeuds. Le rapport entre la vitesse indiquée (V) et la vitesse de décrochage ($V_{\text{décrochage}}$) — *rapport de la vitesse de décrochage* — est mentionné à titre de référence.

Angle d'inclinaison (en degrés)	10	20	30	40	50	60
Rayon de virage (en pieds)	10 985	5322	3355	2308	1625	1118
Rapport de la vitesse de décrochage ($V/V_{\text{décrochage}}$)	1,40	1,36	1,31	1,24	1,13	0,99

La distance qui sépare les lignes électriques des lieux de l'accident est d'environ 0,75 nm (4550 pieds) et, après le virage de sortie à droite, l'espacement latéral libre dans la vallée jusqu'à la ligne de crête est d'environ 0,65 nm (4000 pieds). (Voir la trajectoire de vol prévue à la figure 1.)

Maintenance de l'aéronef

D'après les livrets techniques disponibles de l'avion, C-GFQA était certifié et entretenu conformément à la réglementation de Transports Canada et aux normes requises. À l'origine, en 1959, l'avion avait été construit comme un Electra commercial de transport de passagers par Lockheed Martin Aircraft Corporation (anciennement Lockheed Aircraft Corporation). Au moment de l'accident, l'avion totalisait quelque 38 775 heures de vol. Comparativement aux autres avions de la flotte de L-188 en général, il s'agit d'un nombre total d'heures relativement faible.

Moteurs

Cet Electra était équipé de quatre turbopropulseurs 501-D13 de Rolls Royce Corporation (anciennement Allison). Tous les moteurs ainsi que les moyeux d'hélice et les pales connexes ont été transportés jusqu'à l'atelier régional d'examen des épaves du BST situé à Richmond (Colombie-Britannique) pour inspection et examen. De plus, les quatre moyeux d'hélice et les pales ont été transportés jusqu'à un organisme de révision agréé de Seattle (Washington), où ils ont été examinés, démontés et analysés sous la

⁷ Type Certificate Data Sheet No. 4A22(I) Model L188A de la FAA (25 octobre 2001)

⁸ La mesure normale de la charge « G » sur un objet est le « facteur de charge », ou « G », lequel correspond au rapport entre la force subie en raison de l'accélération et la force qui existerait si cet objet était au repos à la surface de la terre.

surveillance directe d'enquêteurs du BST.

Des enquêteurs du BST et des spécialistes des constructeurs de la cellule et des hélices ont procédé à une évaluation visuelle de l'apparence extérieure, de la forme des dommages ainsi que des caractéristiques des moyeux et des hélices. Il a été établi que les quatre moteurs fournissaient une puissance élevée à l'impact pour les conditions et la configuration de l'avion à ce moment.

On a procédé à des expertises scientifiques des mécanismes des moyeux afin d'établir le fonctionnement général de chaque moyeu et l'angle de chaque pale au moment de l'impact. En résumé, l'examen des moteurs et des hélices n'a révélé la présence d'aucune défectuosité ni d'aucune anomalie avant le vol ayant pu contribué à cet accident, et tous les composants respectaient les limites de leurs spécifications.

Les examens et les analyses des pales d'hélice, des moyeux et des planétaires à cannelures internes ont permis d'établir la présence de dommages caractéristiques d'un impact brusque à régime élevé et qu'à l'impact, l'angle des pales variait de +38 à +46 degrés. La conception de l'hélice de cette installation moteur fait qu'à tous les réglages de puissance en vol, cette hélice tourne, grâce à un boîtier réducteur, à une vitesse constante correspondant à $13\,820 \pm 140$ tours par minute du moteur.

Compte tenu des conditions de vol qui prévalaient au moment de l'accident, de la vitesse calculée de l'avion et des réglages de puissance moteur prévus pendant les dernières secondes du vol, l'angle des pales des hélices aurait été de l'ordre de 42 degrés. Cette valeur théorique peut varier selon les combinaisons de moteurs et d'hélices et elle est influencée par l'usure des composants et les tolérances dynamiques du tringlage ainsi que des mécanismes. Par conséquent, la plage d'angles de pale qui a été établie grâce aux examens correspond aux valeurs normales et prévues sur des moteurs fournissant une puissance importante à l'impact. De plus, le fait que les angles des pales soient semblables prouve que les moteurs fournissaient des puissances élevées similaires.

Plusieurs instruments et panneaux d'alarme du poste de pilotage ont été récupérés sur les lieux de l'accident et envoyés au Laboratoire technique du BST pour examen et analyse. En résumé, les instruments portaient des marques témoins qui avaient été causées par des impacts multiples. Ces marques témoins étayaient l'hypothèse selon laquelle, à l'impact, les quatre moteurs fonctionnaient à une puissance élevée (2600 à 2800 HP) et à un régime élevé (12 000 à 12 800 tours par minute). À partir de cette analyse, on peut conclure qu'aucune perte de puissance moteur n'a été un facteur contributif dans cet accident. De plus, l'examen d'un anémomètre a révélé la présence de marques témoins d'impact à la position 120 noeuds, laquelle correspond à la vitesse calculée au moment de l'impact.

On a examiné les ampoules des panneaux d'alarme pour vérifier si elles étaient allumées à l'impact. Aucune analyse fiable n'a été possible.

Analyse

L'épave de l'avion a été examinée dans la mesure du possible, compte tenu de sa destruction massive et des pertes dues à l'incendie. Aucun signe de mauvais fonctionnement de système ni de défectuosité ayant pu exister avant le vol n'a été décelé. Toutes les gouvernes ont été examinées sur les lieux de l'accident et aucun signe de détachement en vol ni de mauvais fonctionnement n'a été décelé. Les comptes rendus d'observation de l'avion quelques secondes avant l'impact signalent que ce dernier était intact, qu'il ne présentait aucune trace d'incendie, que tous ses moteurs tournaient, et que ses systèmes hydraulique et électrique fonctionnaient. De plus, le fait que le pilote aux commandes ait largué deux chargements avant l'impact signifie qu'il était conscient et au courant de la situation dans laquelle il se trouvait alors.

Puisqu'aucune communication ni aucun témoignage n'affirment le contraire et que le système de largage d'urgence n'a pas été utilisé, il serait raisonnable de conclure que, dans le cadre de cette mission de vol

relativement simple, les pilotes n'ont jamais été aux prises avec un mauvais fonctionnement des commandes de vol de l'avion. De plus, le faible taux de montée de l'appareil — sans raison mécanique — laisse croire que les pilotes ignoraient qu'ils se trouvaient à proximité du relief ascendant. Les lignes qui suivent traitent de ces deux problèmes.

Étant donné la durée du vol et la distance par rapport au point d'impact, les permutations du rayon de virage pour différentes vitesses montrent que l'Electra aurait décrit un arc au-dessus du sol, sous l'influence de deux variables — la vitesse et l'angle d'inclinaison —, le vent étant constant. Par conséquent, les combinaisons vitesse-inclinaison les plus probables sont comprises entre 135 et 150 noeuds et entre 40 et 45 degrés, valeurs tout à fait raisonnables pour ce type d'opération. Une telle trajectoire de vol correspond à un vol contrôlé intentionnellement. Il a été établi que des valeurs en dehors de ces plages déterminées produisaient une trajectoire de vol très différente de celle observée au cours de la dernière minute du vol, et on a rejeté ces valeurs. La route de sortie qui suit la vallée vers le lac Moyie demeurait toujours à la disposition des pilotes en cas de mauvais fonctionnement mécanique nécessitant de l'espace de manoeuvre au-dessus d'un relief plat. Par conséquent, puisque l'avion n'a pas dévié à gauche de sa trajectoire en arc, il est peu probable que les pilotes aient été aux prises avec une situation qui nuisait aux performances de montée ou avec un mauvais fonctionnement des commandes de vol. De plus, le fait que l'on ait vu l'avion voler dans une assiette classique peu de temps avant l'impact laisse croire que les pilotes maîtrisaient l'appareil.

Les examens des moteurs et des hélices démontrent sur toute la ligne qu'à l'impact, les moteurs fournissaient des puissances élevées similaires. La conclusion raisonnable à en tirer est donc qu'avant l'impact les moteurs étaient en mesure de fournir la puissance nominale. Alliés aux calculs de la vitesse et de l'angle d'inclinaison, les résultats des évaluations des taux de montée révèlent que l'Electra aurait pu atteindre des taux de montée de l'ordre de 1000 pi/min à n'importe quel moment pendant le virage à gauche. Par conséquent, si l'on tient compte de la trajectoire de vol et du profil d'altitude connus, on n'a décelé aucune raison mécanique, aucun effet aérodynamique ni aucun facteur de performance qui aurait pu empêcher l'avion d'atteindre une altitude suffisante pour éviter le relief.

Si l'on écarte la possibilité qu'il y ait eu défectuosité mécanique de l'avion ou performances de vol insuffisantes, il reste les performances humaines pour expliquer pourquoi l'appareil n'a pas monté afin d'éviter le relief. Étant donné que les pilotes pilotaient un appareil aux commandes duquel ils étaient en mesure d'effectuer un vol en montée sans perte de maîtrise, il serait raisonnable de conclure qu'ils ont suivi le profil vertical après avoir largué le produit sur le feu à éteindre, puis qu'ils sont doucement montés de 3700 à 3900 pieds au moins. Il a été impossible d'établir si l'avion avait monté de plus de la différence de 200 pieds observée dans le seul but de reperdre de l'altitude. Il se peut également qu'après avoir établi un taux de montée satisfaisant compte tenu de la tâche en apparence bénigne qui consistait à monter jusqu'à 4500 pieds, les pilotes aient été distraits dans le poste de pilotage et aient involontairement laissé se détériorer la montée. Étant donné le manque de connaissances directes concernant les circonstances qui prévalaient dans le poste de pilotage avant l'accident, il est impossible d'établir avec certitude la raison pour laquelle les pilotes n'ont pas monté afin d'éviter le relief. Il existe cependant plusieurs facteurs qui, ensemble, conduisent à une explication possible.

Une recherche documentée⁹ montre que de jour, en région montagneuse, en particulier à midi alors que l'ombre se fait rare, il y a un manque de définition visuelle efficace et qu'il est particulièrement difficile pour les pilotes d'évaluer la pente, la proximité et la vitesse d'approche. Dans de telles conditions, il est fort probable qu'il y ait illusion visuelle et perception erronée de la profondeur.

De même, dans cet accident, les caractéristiques du relief étaient difficiles à évaluer, et il est fort probable que les pilotes de l'Electra ont été trompés par la nature apparemment en pente douce du relief environnant et qu'ils n'ont pas remarqué la ligne de crête qui se trouvait en travers de leur trajectoire de vol. Ils ont sans

⁹ Direction de la Sécurité des vols des Forces canadiennes et United States Air Force Safety Center

doute eu de la difficulté à distinguer clairement la ligne de crête et la masse terrestre qui dépassait de cette dernière jusqu'à ce que l'appareil se trouve tellement près qu'il leur a été impossible de prendre des mesures d'évitement rapides et efficaces. À leur difficulté à repérer les obstacles qui se trouvaient devant eux sont venues s'ajouter les limites de la vision sans contrainte dues à l'inclinaison à gauche provoquée par le virage vers le relief ascendant, lequel virage a réduit leur perspective et leur champ de vision, ainsi que les dimensions physiques des pare-brise du poste de pilotage. On peut affirmer avec un certain degré de certitude que les pilotes ne savaient pas qu'ils se trouvaient sur une

trajectoire de collision avec le relief jusqu'aux toutes dernières secondes avant l'impact, sans quoi ils auraient changé de cap et suivi la simple route de sortie d'urgence à basse altitude qui suit la vallée, vers le lac Moyie.

Les opérations aériennes à basse altitude de gestion des incendies mettent sans cesse à rude épreuve les compétences des pilotes en matière de conscience de la situation et requièrent une attention assidue au relief, aux performances des appareils et à la gestion efficace dans le poste de pilotage. Les limites de la vision dues aux caractéristiques de conception et d'agencement du poste de pilotage peuvent réduire davantage les chances qu'a un pilote de repérer des obstacles se trouvant devant lui, sur sa trajectoire de vol.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Pour des motifs qu'il a été impossible d'établir, l'Electra n'a pu monter suffisamment pour éviter de heurter le relief ascendant.
2. Étant donné la trajectoire de vol et le taux de montée choisis, une collision avec le relief était inévitable.
3. Les caractéristiques du relief étaient trompeuses, ce qui fait que les pilotes ont eu de la difficulté à déceler la proximité et la vitesse d'approche du relief ascendant assez vite pour éviter ce dernier.

Autres faits établis

1. Les calculs de performance démontrent que l'Electra — sans anomalie mécanique pour le limiter — aurait pu monter à un taux qui aurait permis aux pilotes d'éviter le relief.
2. Même si l'appareil était équipé d'un enregistreur analogique de la parole dans le poste de pilotage qui était fonctionnel, celui-ci n'a pas été utilisé car la réglementation en vigueur n'en imposait pas l'emport. On a donc été privé d'indices vitaux qui auraient peut-être permis de faire la lumière sur les circonstances de cet accident.
3. La radiobalise de repérage d'urgence ne pouvait émettre un signal en raison des forces d'impact élevées supérieures à ses critères de conception.

Mesures de sécurité prises

Service forestier de la Colombie-Britannique (BCFS)

La division de la gestion de l'aviation du BCFS a participé à l'enquête du BST et a également procédé à une étude interne des circonstances en vue d'identifier et de corriger tout facteur menaçant la sécurité qui lui serait attribuable. Son rapport a permis d'établir que les pratiques

utilisées dans le cadre des opérations aériennes étaient conformes au manuel des procédures d'attaque aérienne des incendies du BCFS, sauf en ce qui a trait au virage à gauche de l'Electra avant l'atteinte d'une altitude suffisante pour éviter le relief ascendant.

Le rapport basé sur l'étude interne menée par le BCFS recommandait que la formation et les procédures en matière d'attaque aérienne des incendies du BCFS soient améliorées pour que si des pilotes d'avion-citerne choisissent une sortie ou un axe qui diffère de celle ou de celui faisant partie de la démonstration effectuée par l'avion pointeur, ils soient tenus d'aviser l'équipage de l'avion pointeur afin de lui permettre de révéifier la présence de dangers sur la (nouvelle) route proposée. On a de plus reconnu que les performances de vol de l'avion pointeur peuvent différer grandement de celles de l'avion-citerne et, par conséquent, que les séances de formation sur les attaques aériennes opérationnelles, au printemps 2004, devraient insister sur les procédures de sécurité et les risques potentiels présents à basse altitude lors d'attaques aériennes des incendies.

Les renseignements sur les incidents aéronautiques du BCFS font état de plusieurs cas où des pilotes d'avion-citerne ont été réticents à larguer leur chargement de produit ignifuge et ont fini par s'écraser. Il existe cependant des données selon lesquelles le largage du chargement a permis d'empêcher un incident. Même si l'utilisation du mécanisme de largage d'urgence par les pilotes n'aurait eu que peu d'effet sur l'issue de l'événement, le BCFS a également recommandé que la formation pré-saison et les exercices opérationnels que dirigent ses exploitants d'aéronefs incluent l'utilisation pratique des systèmes de largage d'urgence des aéronefs.

En 1993, la formation en gestion dans le poste de pilotage (CRM) a été incluse dans le programme des avions-citernes du BCFS, et le succès que constitue l'initiative de ce programme est évident du fait qu'il n'y a eu aucun blessé grave depuis sa mise en oeuvre. De plus, le BCFS a élaboré un programme efficace de prise de décision du pilote/membre d'équipage (PDM) adapté aux opérations aériennes de foresterie et de lutte contre les incendies. Le BCFS est d'avis que des ateliers et de la formation de ce genre sont essentiels à la sécurité des opérations aériennes de gestion des incendies en Colombie-Britannique, et il a recommandé que les exploitants d'avions-citernes continuent de donner à leurs pilotes de la formation initiale et de perfectionnement en CRM et en PDM.

La division de la gestion de l'aviation du BCFS a mis en oeuvre les recommandations décrites ci-dessus de la façon suivante :

1. Dans le cadre des séances de formation sur les attaques aériennes opérationnelles de mai et avril 2004, on a amélioré les procédures d'attaque aérienne des incendies ainsi que les priorités relatives aux circuits et aux sorties, en particulier dans les cas où des pilotes d'avion-citerne choisissent une sortie ou un axe qui diffère de celle ou de celui faisant partie de la démonstration effectuée par l'avion pointeur. Ils sont alors tenus d'aviser l'équipage de l'avion pointeur afin de lui permettre de révéifier la présence de dangers sur la route proposée.
2. La formation pré-saison et les exercices opérationnels que dirigent les pilotes à forfait incluent l'utilisation pratique des systèmes de largage d'urgence des aéronefs.
3. Le programme des avions-citernes du BCFS et les exploitants d'avions-citernes surveillent activement la prestation de la formation initiale et de perfectionnement en PDM et en CRM donnée à tous les pilotes et à tout le personnel d'attaque aérienne des incendies faisant partie du programme de la Colombie-Britannique.

Air Spray

À la suite de cet accident, et dès le début de son cours de formation annuelle des pilotes de l'année 2004, Air Spray a insisté davantage sur les facteurs humains et les manoeuvres d'urgence en régions montagneuses. Elle

a porté une attention particulière à la nature trompeuse du relief montagneux à des angles solaires élevés et elle continue, dans le cadre de ses programmes de formation, d'insister sur la nature illusoire trompeuse du vol en région montagneuse.

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 7 septembre 2004.

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