

---

**QUATRIÈME PARTIE**  
**PROCESSUS D'ENQUÊTE**  
**SUR L'AVION ET**  
**ANALYSE**

---

## **L'aéronef et ses systèmes**

### **Tenue de l'enquête**

Le présent chapitre découle de comptes rendus préparés à l'intention de la Commission par les enquêteurs du Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA), par les parties participantes intéressées, et par d'autres enquêteurs indépendants. Il s'inspire également des témoignages obtenus lors des audiences de la Commission.

Dès que le directeur des enquêtes du BCSA a été avisé de l'écrasement d'un F-28 d'Air Ontario à Dryden, soucieux de respecter les procédures normales en cas d'accidents d'aviation majeurs, il a mobilisé l'équipe d'enquêteurs désignée. Cette équipe était formée du chef enquêteur, d'un coordonnateur à l'administration centrale, d'un chef enquêteur adjoint, d'un administrateur, d'un coordonnateur régional et des 12 présidents des groupes suivants: groupe motopropulseur; structures de l'avion; systèmes de bord; enregistreur de données de vol et enregistreur phonique de bord; facteurs humains et chances de survie; opérations; photographies et enregistrements vidéo; affaires publiques; dossiers et documents; sécurité des lieux et arpentage; météo, contrôle de la circulation aérienne et aéroports; et témoins. Un sous-groupe spécial sur les performances, formé peu après l'accident, a travaillé en compagnie du groupe des opérations. Dix autres enquêteurs du BCSA ont assumé des tâches dans ces groupes.

Le personnel administratif du BCSA s'est occupé du logement, des dépenses et des transports pendant que les enquêteurs se préparaient à assumer leurs fonctions dans leurs domaines de responsabilité. Vers la fin de l'après-midi et dans la soirée du 10 mars 1989, un exposé a été donné à tous les groupes pour les mettre au courant des faits connus sur l'accident et pour vérifier si les enquêteurs étaient préparés. La plupart des membres ont quitté l'aéroport d'Ottawa tôt le lendemain matin à bord d'un Dash-8 de Havilland exploité par Transports Canada et sont arrivés à Dryden aux alentours de 11 heures, heure locale. Les autres membres sont montés à bord d'un Beech King Air, également exploité par Transports Canada, ainsi qu'à bord d'avions de lignes aériennes. Dans la soirée du 11 mars 1989, les enquêteurs étaient déjà tous arrivés à Dryden. L'administration centrale responsable de l'enquête

a été établie dans un bâtiment du ministère des Ressources naturelles, situé sur le terrain de l'aéroport municipal de Dryden.

L'enquête a été menée conformément aux procédures établies, à la législation applicable et à la réglementation en vigueur à ce moment:

- La *Loi sur le Bureau canadien de la sécurité aérienne* et la réglementation pertinente L.R.C. 1985, C-12
- Le Manuel des opérations d'enquêtes du BCSA.
- Le Manuel d'investigations techniques sur les accidents d'aviation de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI).
- L'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale (*Normes et pratiques recommandées internationales; Enquêtes sur les accidents d'aviation*).

Les observateurs des parties directement intéressées dans l'accident ont aidé les enquêteurs du BCSA dans certains aspects de l'enquête et ont communiqué leurs observations au cours de toutes les phases de l'enquête sur place. Ces observateurs provenaient d'Air Ontario, de Transports Canada, de l'Association canadienne des pilotes de lignes aériennes (ACPLA), du Syndicat canadien de la Fonction publique (SCFP, représentant des agents de bord), de Fokker Aircraft, de Rolls-Royce (motoriste), et de compagnies d'assurances. Un enquêteur sur les accidents d'aviation du ministère de la Défense nationale a participé à l'enquête pour parfaire sa propre formation.

En vertu du décret du Conseil privé 1989-532 du 29 mars 1989, une enquête publique a été ordonnée et la présente Commission a eu pour mandat de poursuivre l'enquête en cours. Le BCSA a donc cessé d'assumer la responsabilité de cette enquête. À ma demande, l'équipe d'enquêteurs du BCSA ayant déjà entrepris l'enquête, y compris le chef enquêteur M. Joseph Jackson, et trois spécialistes en techniques aviation, Messieurs David Rohrer, David Adams et Reginald Lanthier, ont été détachés auprès de ma Commission et ont relevé directement de moi par la suite. Les représentants des parties intéressées spécialisés dans les domaines d'intérêt de l'équipe d'enquêteurs du BCSA ont été assignés à des groupes particuliers du BCSA à titre de participants actifs. Par exemple, l'ACPLA a fourni au groupe des opérations des pilotes et des ingénieurs en performances tandis qu'Air Ontario a fourni au groupe des structures des spécialistes sur l'avion F-28. Dans certains cas, ces participants avaient déjà joué le rôle d'observateurs parmi les équipes d'enquêteurs du BCSA. Ces participants ont eu accès à toute l'information recueillie avant leur arrivée et ont assumé plus de responsabilités au cours de l'enquête que les observateurs. Ils ont été extrêmement précieux pour l'enquête et ils ont pu fournir de l'information très particulière au sujet de leurs propres organismes.

À la fin de l'étape active de l'enquête, les participants ont aidé à la rédaction du compte rendu factuel de leur groupe. Chacun a signé le compte rendu de son groupe en guise d'acceptation de son contenu ou a expliqué par écrit les raisons de son désaccord. Les quelques divergences d'opinions soulevées ont été résolues avant que les comptes rendus finaux soient soumis devant cette Commission. Les présidents des divers groupes ont par la suite témoigné au cours des audiences de la Commission pour répondre aux questions sur le contenu de leur comptes rendus.

## **Activités initiales des enquêteurs et observations**

L'équipe d'enquêteurs du BCSA est arrivée sur les lieux de l'accident à midi environ le 11 mars 1989. À ce moment-là, la Sûreté de l'Ontario contrôlait l'accès aux lieux, et les pompiers avaient éteint l'incendie. Afin d'empêcher la disparition d'indices, aucune victime et aucune partie de l'épave n'ont été déplacées, sauf celles qui ont dû l'être pendant les opérations de sauvetage et de lutte contre l'incendie. Les photographes du BCSA ont photographié et filmé les lieux de l'accident, et d'autres enquêteurs du BCSA en ont fait une inspection sommaire. Au cours des jours suivants, la Sûreté de l'Ontario a retiré les dépouilles et leurs effets personnels.

Une équipe de recherche et de sauvetage de district de la Sûreté de l'Ontario et du personnel du BCSA ont fouillé le secteur entre l'extrémité de la piste 29 et le lieu de l'accident, sur 100 mètres de part et d'autre des traces laissées par l'épave. La position des débris de l'avion a par la suite été reportée sur un diagramme ainsi que l'information obtenue des arpenteurs, des tracés au sol et des photographies aériennes. La précision du relevé d'arpentage était de l'ordre de 10 centimètres dans les sens horizontal et vertical par rapport à l'altitude de l'aéroport de Dryden. Avant d'être déplacé, chaque morceau d'épave a été photographié à l'aide d'un appareil 35 mm.

Le groupe sécurité des lieux et arpentage a déterminé que l'avion a tout d'abord heurté la cime d'un arbre isolé à 127 mètres de l'extrémité de la piste 29, 3 degrés à gauche de l'axe de piste. La cime de l'arbre a été fauchée à 413,1 mètres au-dessus du niveau de la mer (ASL). L'extrémité ouest de la piste se trouve à 413 mètres ASL. L'avion a ensuite fauché la cime de 18 arbres sur une distance de 600 mètres, tous à 413 mètres ASL, plus ou moins 1,5 mètre. Ensuite, l'appareil a heurté des arbres plus denses au sommet d'une butte et s'est mis à descendre. Il s'est écrasé au sol et a glissé sur 80 mètres environ avant de s'immobiliser. La butte se trouvait à 404 mètres ASL et accusait une pente descendante jusqu'à 390 mètres ASL, là où l'avion s'est immobilisé.

La position exacte et la hauteur des arbres étêtés ont été établies d'après les techniques de photographie couleur infrarouge dans le plan vertical et de photogrammétrie. Apparemment, l'ordre de précision de la hauteur des arbres obtenue grâce à ces techniques est de 10 centimètres.

Les premiers débris trouvés dans les traces laissées par l'épave étaient des fragments de verre rouge du phare rotatif fixé au ventre du fuselage. Des fragments de verre ont été trouvés au voisinage du premier impact avec les arbres. L'extrémité de l'aile gauche, les trappes des atterrisseurs principaux et des morceaux du radôme ont été trouvés dans le boisé dense sur la butte où l'avion s'est mis à se désintégrer en heurtant les arbres. Quand l'avion a foncé dans le boisé dense, les ailes étaient relativement à l'horizontale. Cependant, en traversant le boisé, il s'est incliné de 10 à 20 degrés vers la gauche. Pratiquement toute l'aile gauche s'est rompue en morceaux avant que le fuselage heurte le sol. Les morceaux retrouvés dans les traces de l'épave étaient principalement des parties de l'aile gauche, les trappes des atterrisseurs principaux et le ventre du fuselage.

L'épave principale s'est immobilisée à l'endroit et était formée de trois sections relativement intactes réunies sur le côté gauche en forme de U, les sections de l'empennage et du nez pointant vers l'arrière, en direction de l'aéroport. Le fuselage s'était rompu largement en deux endroits, juste en arrière de la porte principale des passagers et à peu près au niveau de la douzième rangée de sièges. La section centrale du fuselage s'est immobilisée presque perpendiculairement à la trajectoire de vol, la section arrière était orientée à 50 degrés environ par rapport à l'axe longitudinal du fuselage, et le poste de pilotage était à 90 degrés par rapport au fuselage.

L'incendie s'est déclaré au moment où le réservoir d'aile gauche s'est rompu, à 50 mètres environ de l'endroit où l'avion est entré dans le boisé dense. Sur la trace de l'épave, les flammes ont brûlé superficiellement les arbres, mais elles ont cessé d'être alimentées dès que le carburant vaporisé a été complètement brûlé. L'incendie a continué à brûler après l'immobilisation de l'appareil jusqu'à ce que les pompiers l'éteignent, soit deux heures environ après l'écrasement. Le poste de pilotage et la partie du fuselage à l'arrière de la cloison étanche arrière ont pratiquement été détruits par l'incendie. L'empennage (section arrière) et les moteurs étaient un peu recouverts de suie et avaient été relativement peu touchés par les flammes. Rien n'indique que l'avion était en feu avant le premier impact avec les arbres.

Après la collecte de l'information sur l'épave obtenue sur place et l'examen subséquent des lieux, tous les débris qui ont été trouvés ont été verrouillés dans des coffres ou des caisses ou ont été surveillés par des agents de sécurité, avant d'être transportés par avion, camion ou train

jusqu'au Laboratoire technique du BCSA, à Ottawa. Les enquêteurs du BCSA et d'autres personnes sous leur supervision ont examiné en détail les débris. Après la fonte de la neige sur les lieux de l'accident, d'autres recherches ont été lancées. Les autres morceaux d'épave qui ont été trouvés ont été documentés, envoyés au Laboratoire technique, à Ottawa et examinés.

La reconstitution et l'examen de l'épave ainsi que les modes de rupture laissent croire que les dommages de l'avion sont attribuables aux impacts avec les arbres et le sol.

La trajectoire de vol et l'emplacement de l'épave ont été reconstitués en images, et les résultats sont reproduits dans le compte rendu des groupes «structures» et «sécurité des lieux et arpentage». (Ce compte rendu détaillé, qui décrit graphiquement la trajectoire de vol et l'écrasement, paraît au complet dans l'annexe technique 1 de mon rapport.)

## Réacteurs

L'avion C-FONF avait deux réacteurs Rolls-Royce Spey RB 183-2 Mk555-15, un de chaque côté de la partie arrière du fuselage. Vu de l'arrière, le réacteur gauche est le numéro 1, et celui de droite le numéro 2. Les réacteurs fournissent la poussée, font tourner les accessoires qui y sont accouplés et produisent l'air chaud que leurs compresseurs utilisent pour assurer, entre autres, la climatisation, la pressurisation et le dégivrage de la cellule.

L'examen de l'épave sur les lieux a révélé que les réacteurs étaient fixés solidement à l'avion et qu'ils ont été très peu endommagés. Le réacteur gauche a subi les dommages suivants: le réacteur avait encore son capot, mais la partie inférieure de ce dernier portait des marques d'impact; l'articulation du capot était gravement endommagée; le boîtier d'engrenages était fracturé; la partie avant du capot et la tuyère étaient enfoncées vers le haut; le capot avait été poussé contre le compresseur; et tous les composants du réacteur gauche semblaient se trouver encore à l'intérieur du capot. Le réacteur droit avait gardé son capot et avait subi très peu de dommages à l'impact. Le compresseur basse pression pouvait tourner librement et était toujours accouplé à la turbine basse pression. Les aubes du compresseur basse pression ont été endommagées par des corps étrangers.

Pour retirer les réacteurs de l'avion, les mâts (moignons d'aile) ont dû être coupés de la structure de l'appareil, réacteurs toujours en place. Ils ont ensuite été montés à bord d'une remorque scellée et envoyés au Laboratoire du BCSA, à Ottawa. Plus tard, les réacteurs ont été expédiés à l'atelier de Rolls-Royce (Canada) à Montréal où ils ont été démontés et examinés sous la surveillance de William Taylor, enquêteur du BCSA.

Après les examens effectués à l'atelier de Rolls-Royce, tous les composants des moignons d'aile et des réacteurs ont été retournés au Laboratoire du BCSA où ils ont été examinés et analysés plus en détail par les enquêteurs du BCSA et par Peter Clay, consultant indépendant en gestion des moteurs, dont les services ont été retenus par la Commission.

### **Le réacteur numéro 1 (gauche)**

Le réacteur numéro 1 (gauche), portant le numéro de série 9130, était généralement intact, sauf que les panneaux inférieurs et arrières du capot étaient déchirés et partiellement brûlés. La partie inférieure du carter intermédiaire du compresseur était fendue à côté de la bride arrière, et le boîtier d'engrenages était brisé. Les accessoires étaient endommagés à l'extérieur, et la plupart s'étaient séparés de leurs brides de fixation. Les commandes de puissance des réacteurs étaient brisées et tordues. Le mécanisme d'arrêt carburant d'urgence était passé à la position fermée lors de la rupture, et le circuit de rupture de l'arbre basse pression n'a pas été actionné. (En effet, une goupille de cisaillement était demeurée intacte dans le secteur du câble, sur le côté du réacteur. Si l'arbre basse pression se désaccouple de la turbine pendant que le réacteur tourne, le circuit de rupture fait en sorte que le câble actionne le mécanisme d'arrêt carburant d'urgence, ce qui éteint le réacteur pour éviter qu'il ne s'endommage davantage.)

Les vannes d'antigivrage étaient fermées. En position ouverte (ON) et en présence d'une alimentation électrique et de pression d'air, ces vannes s'ouvrent et sont tenues ouvertes par l'alimentation électrique et la pression d'air. Quand il y a panne de courant ou absence de pression d'air, les vannes se ferment. L'intérieur des canalisations d'antigivrage des réacteurs a été examiné pour y déceler la présence de végétaux. Il y en avait un peu, mais il a été impossible de déterminer s'ils sont entrés par les compresseurs, ce qui aurait prouvé que le circuit antigivrage était allumé, par des ouvertures dans la structure, ou par les sorties d'air normales. L'examen et une simple vérification électrique des vannes d'antigivrage ont révélé qu'elles étaient en bon état. Le matériel nécessaire pour effectuer une vérification poussée n'était pas disponible. Cependant, il n'y avait aucune raison de douter que les vannes ne fonctionnaient pas comme prévu. Le capteur du manomètre du système d'antigivrage était en bon état.

Les injecteurs de carburant étaient recouverts d'une épaisse couche de suie, mais ils n'étaient pas endommagés. L'essai des injecteurs a révélé que leur pulvérisation était un peu striée à basse pression, mais que dans l'ensemble, à l'exception du faible débit marginal de plusieurs injecteurs, ils fonctionnaient bien à débit combiné, ce qui est le cas à régime élevé. Il y a eu beaucoup de discussions à propos de l'état des injecteurs, étant donné que les résultats des tests de Rolls-Royce ont révélé que la plupart

des injecteurs ou tous étaient hors limites. De l'avis de Joseph Bajada, président du groupe motopropulseur, rien dans les comptes rendus relatifs aux injecteurs ou à d'autres composants des régulateurs de carburant ne l'inquiétait ou n'indiquait que les systèmes d'alimentation en carburant présentaient des anomalies.

Afin de déterminer la position relative de l'arbre de conjugaison de la vanne de décharge du compresseur au moment où des végétaux et d'autres corps étrangers sont entrés dans le réacteur, les enquêteurs ont examiné la disposition des débris sur l'arbre de conjugaison. Aucune disposition particulière n'a été remarquée. La position de l'arbre de conjugaison détermine celle de la vanne de décharge, qui permet à son tour de déterminer le régime du réacteur. (La vanne est fermée quand le réacteur tourne à puissance élevée.)

Le compresseur basse pression a été endommagé par des débris qui ont rompu cinq aubes du premier étage (une près du pied d'aube) et une aube du deuxième étage. Les autres aubes du compresseur étaient rainurées et coudées. Toutes les ruptures ont été occasionnées par une surcharge à l'impact. Quelques aubes du compresseur haute pression étaient légèrement endommagées. Elles avaient des entailles et des éraflures et elles étaient légèrement coudées. En général, les sections turbine étaient en bon état, mais il y avait de gros dépôts de métal partout dans les turbines haute et basse pression, surtout sur l'aubage directeur de sortie haute pression.

Les paliers étaient tous en bon état et ne présentaient aucun signe de contrainte ou de mauvaise lubrification. La bêche d'huile était rompue. Il a été impossible de prélever des échantillons d'huile. Néanmoins, les filtres à huile semblaient propres à première vue. Les bouchons magnétiques étaient également propres.

### **Le réacteur numéro 2 (droit)**

Il y avait peu de dommage extérieur au réacteur numéro 2 (droit) (numéro de série 9187). Après l'écrasement, le mât avait été touché un peu par l'incendie, mais le réacteur n'en a subi aucun effet.

Le robinet d'arrêt carburant haute pression était à moitié ouvert, et le circuit de rupture de l'arbre basse pression n'a pas été enclenché. La tringlerie du levier de commande de puissance reliée au régulateur de carburant était à la position maximale. Normalement, cette position révèle que le réacteur était à pleine puissance. Cependant, la tringlerie a pu passer à cette position quand elle s'est rompue pendant l'écrasement.

Les observations et les conclusions au sujet des vannes d'antigivrage du réacteur gauche s'appliquent également à celles du réacteur droit, sauf que le capteur du manomètre du système d'antigivrage fuyait légèrement, même s'il fonctionnait de manière acceptable.



Les résultats des essais de fonctionnement des composants du circuit carburant sont pratiquement identiques à ceux du réacteur gauche. Un échantillon de carburant a été prélevé des conduites de carburant du réacteur. Il était couleur de paille et ne contenait visiblement pas d'eau ou de matières en suspension. Il contenait toutefois des particules noires et fines et de nombreuses autres microparticules, en nombre non excessif, selon le Conseil national de recherches du Canada. La distillation de l'échantillon a révélé qu'il s'agissait d'un mélange de plusieurs types de carburant.

L'examen de la vanne de décharge de l'arbre de conjugaison pour déterminer s'il y avait des débris dans la canalisation de soufflante a révélé que, lorsque des végétaux se sont accumulés sur l'arbre, la vanne de décharge était fermée. Elle est dans cette position quand le réacteur tourne à pleine puissance.

La continuité des thermocouples T6, qui mesurent la température des gaz dans les turbines, a été vérifiée. L'un d'eux était court-circuité de l'intérieur, mais on ne sait pas si le court-circuit se trouvait dans la section de contrôle ou dans la section d'indication. La température des gaz peut tout de même être mesurée de manière acceptable, même si un thermocouple est défectueux.

La bielle qui actionne le sélecteur de prélèvement d'air du septième ou du douzième étage était mal réglée et son dégagement était inférieur à celui spécifié. Ce sélecteur a pour fonction d'adapter le débit d'air de prélèvement selon les besoins du circuit pneumatique de la cellule. Le fonctionnement des réacteurs n'est aucunement influencé par le mauvais réglage de cette bielle.

Il y avait beaucoup plus de débris d'arbres, finement hachés, dans le réacteur droit que dans celui de gauche. Dans la canalisation de soufflante, des végétaux s'étaient entassés sur les bras profilés du collecteur d'échappement et sur les brides. Il y avait également de la végétation autour des entrées des chambres de combustion.

Une aube du compresseur basse pression s'était rompue en surcharge, et d'autres aubes étaient moyennement rainurées et coudées. En général, le compresseur était en bon état relativement à la quantité de débris qu'il avait ingéré. Le compresseur haute pression était légèrement endommagé. Une épaisse couche de suie recouvrait presque complètement le réacteur, surtout au niveau du compresseur haute pression. La division de chimie du CNR a analysé un échantillon de suie. La suie comportait des matières organiques provenant des fragments d'arbres et d'autres objets ingérés pendant l'écrasement. Il y avait également de la suie dans les turbines. Des morceaux de métal étaient éparpillés partout dans le réacteur jusqu'à la turbine basse pression numéro 2. Les accumulations de métal n'étaient pas aussi importantes que dans le réacteur gauche.

La bêche d'huile s'était rompue, et seulement un petit échantillon d'huile a pu être prélevé. Visuellement, les roulements et les filtres semblaient en bon état, et rien n'indique qu'il y avait mauvaise lubrification. Les bouchons magnétiques étaient propres.

### **Accessoires des réacteurs**

Les accessoires des deux réacteurs, y compris les entraînements à vitesse constante, ont été envoyés aux ateliers des fabricants appropriés et ont subi des essais de fonctionnement sous la surveillance des enquêteurs du BCSCA. Les accessoires endommagés et qui ne pouvaient être soumis à des essais ont été démontés et examinés. Aucune anomalie ayant pu nuire au fonctionnement des réacteurs n'a été décelée.

Le régulateur de débit d'air et le régulateur de débit carburant du réacteur droit ont été vérifiés au banc d'essais. Ils s'écartaient légèrement des limites spécifiées sur certains points. Le régulateur de débit d'air commande la position des aubes directrices d'admission du compresseur. À la puissance de décollage, ces aubes sont complètement ouvertes. Le motoriste et l'avionneur ont tous les deux affirmé que l'écart par rapport aux limites était tel que les aubes étaient déjà complètement ouverte et que, par conséquent, elles n'ont eu aucune incidence sur la puissance des réacteurs pendant le décollage. À la puissance de décollage, l'état dans lequel se trouvait le régulateur de débit carburant a eu pour effet d'augmenter légèrement au-dessus de la normale la puissance des réacteurs.

### **Analyse de l'huile**

Le Conseil national de recherches Canada a analysé l'échantillon d'huile prélevé du boîtier du filtre à huile du réacteur droit. L'huile était du même type que l'huile synthétique à base d'ester pour turbine. Environ 75 mg de particules ont été filtrés de l'échantillon de 75 ml. Les particules étaient formées principalement de matières siliceuses et de quelques fibres et fragments de végétaux. Il n'y avait aucun autre type d'impuretés dans l'échantillon, et rien n'indiquait que l'huile avait été oxydée indûment.

### **Analyse du carburant**

Des échantillons de carburant ont été prélevés des camions citernes de Dryden (Jet B) et de Thunder Bay (Jet A), et un petit échantillon a pu être récupéré dans une conduite de carburant du réacteur droit. Le CNR les a analysés.

Les échantillons de Jet A et de Jet B étaient clairs, extra-blancs, et ne contenaient visiblement pas d'eau, ni de matières en suspension, ni de sédiments. L'échantillon de Jet B contenait 0,13 mg/l de particules tandis que l'échantillon de Jet A en contenait 0,31. La concentration maximale

de particules que pouvait contenir le carburant au moment du plein était de 0,44 mg/l. Les deux échantillons répondaient à toutes les exigences sur lesquelles ont porté les analyses, y compris aux caractéristiques de distillation.

### **Analyse de la dispersion du métal et de la puissance des réacteurs**

Des échantillons du métal dispersé qui s'est déposé sur les aubes de turbine de chaque réacteur ont été prélevés. M. Kenneth Pickwick, chef de la Section d'analyse des techniques de physique du BCSA, a examiné les échantillons au Laboratoire technique du BCSA à Ottawa à l'aide d'un microscope électronique à balayage et en les soumettant à une radiographie à rayons X diffusés. M. Pickwick est titulaire d'un doctorat en métallurgie de l'University of Manchester. Il a travaillé pendant deux années comme boursier post-doctoral dans la Division de la chimie appliquée du CNR avant d'être embauché par le BCSA.

La Section d'analyse des techniques de physique du BCSA s'occupe des analyses fractographiques et de l'examen des surfaces des cassures pour déterminer les modes de rupture et les causes des ruptures au moyen de machines optoélectroniques. La composition chimique des matériaux est déterminée à l'aide d'une gamme complète de spectromètres à rayons X. Les matériaux dispersés en provenance des aubes étaient du même type d'alliage d'aluminium que les aubes du compresseur basse pression.

D'après son expérience, le motoriste Rolls-Royce estime que la diffusion importante qui s'est produite pendant le peu de temps qu'a duré la rupture du moteur à l'impact avec le sol ne pouvait survenir que si les températures de fonctionnement des turbines étaient suffisamment élevées pour garder à l'état de fusion les composants en aluminium du matériau dispersé. Le métal des aubes passe à l'état solide à 549° C et à l'état liquide à 638° C. Ainsi, dans la plage de fonctionnement de 550 à 640° C, un peu d'aluminium liquide s'est retrouvé dans les dépôts dispersés.

Pendant l'étape de développement de ce type de réacteur, le constructeur a mené des études sur la répartition de la température en divers endroits de l'ensemble turbine à l'aide d'une peinture pour contrôle thermique. Cette peinture change de couleur en fonction de la température et de la durée d'exposition à la même température. Ces études ont révélé que la température de la turbine LP2, surtout à la mi-envergure des aubes de turbine, s'approchait de la plage de 550 à 640 °C et la dépassait même à tous les régimes supérieurs au régime de croisière. Dans la turbine LP des deux réacteurs pendant la rupture, les températures étaient suffisamment élevées pour permettre la diffusion d'aluminium à la surface des aubes, et elles se situaient donc dans la plage 550 à 640° C. En conséquence, on peut conclure que les deux réacteurs

tournaient au régime de croisière ou plus au moment de la rupture des aubes du compresseur basse pression.

Pendant son témoignage, M. Pickwick a précisé que les enquêteurs n'avaient pas tenu compte de certaines variables en déterminant les températures et la puissance:

- 1 Les 20 brûleurs de ces réacteurs étaient hors limites.
- 2 Les débits combinés de 16 des 20 injecteurs étaient hors limites.
- 3 Deux des brûleurs fuyaient à 1 500 lb/po<sup>2</sup>.
- 4 La pulvérisation de certains injecteurs était passablement striée.
- 5 Une épaisse couche de suie recouvrait les injecteurs.
- 6 Le Jet B peut brûler à une température différente de celle du Jet A. (Un mélange de Jet A et de Jet B se trouvait dans les réservoirs du C-FONF, et le motoriste s'est servi de carburant Jet A pour les essais de température.)
- 7 La suie sur les injecteurs a une incidence sur le mélange de carburant et d'air.
- 8 Une anomalie telle que le décrochage du compresseur a pu influencer sur la puissance des réacteurs.

Dans son témoignage, M. Pickwick a confirmé avoir établi la puissance des réacteurs en présumant qu'ils fonctionnaient bien juste avant la diffusion du métal. Ses conclusions reposaient sur l'hypothèse qu'aucune des variables susmentionnées n'avait d'effets sur l'évaluation des réacteurs. Vers la fin de son témoignage, M. Pickwick a affirmé que, selon lui, les températures concordaient avec le régime de croisière ou un régime plus élevé au moment de l'accident.

M. Clay a commenté les variables susmentionnées dans son témoignage. Embauché à contrat par la Commission, il a eu pour tâche de participer à l'enquête à titre d'analyste indépendant pour présenter une autre opinion sur les réacteurs du C-FONF. Il est membre de l'Institution of Mechanical Engineers, de l'Institution of Production Engineers et de la Royal Aeronautical Society. Pendant qu'il résidait au Québec, il était également membre de la Corporation des ingénieurs de cette province. M. Clay a commencé à travailler chez Rolls-Royce, au Royaume-Uni, en 1943, tout en poursuivant ses études au College of Technology de Darby. Diplômé en 1949, il a entrepris des études de troisième cycle pendant une dizaine d'années tout en travaillant chez Rolls-Royce, où il a été formé dans tous les aspects de la réparation et de la révision des moteurs. Pendant sa carrière chez Rolls-Royce, M. Clay s'est spécialisé dans la conception, le développement et la fabrication des moteurs, ainsi que dans le soutien des produits. Quand il a quitté Rolls-Royce en 1982, M. Clay assumait à Montréal les fonctions de directeur du soutien des produits de Rolls-Royce destinés au Canada, aux États-Unis, en

Amérique centrale et au Vénézuéla. Il a participé à titre d'enquêteur dans d'autres accidents d'aéronefs propulsés par des moteurs Rolls-Royce qui ont dû être démontés.

M. Clay a fourni des précisions sur les variables susmentionnées. Les variables 1, 2, 5 et 7 concernent les injecteurs. Selon M. Clay, les variations de débit des injecteurs n'ont pas eu d'effet sur le fonctionnement des réacteurs. La régulation carburant est sensible au débit, et le régulateur carburant dose le débit en fonction du régime affiché en faisant varier la pression carburant au niveau des injecteurs. M. Clay a également déclaré qu'il «ne s'attendrait pas à ce que le débit et l'angle de pulvérisation des injecteurs de n'importe quel réacteur en service soient différents» (Transcription, vol. 62, p. 15). À une question sur les injecteurs, M. Clay a répondu ce qui suit:

- R. L'état dans lequel se trouvaient les injecteurs n'a eu aucun effet sur la combustion. Il est vrai que ces derniers s'écartaient des limites spécifiées pour des injecteurs neufs ou révisés, mais ces limites ont été établies pour qu'ils soient encore utilisables à la fin de la durée de vie du réacteur, compte tenu de la détérioration normale et de l'accumulation de suie qui se produisent pendant cette durée.

(Transcription, vol. 62, p. 63)

En ce qui concerne la variable 3, la pression normale combinée de fonctionnement des injecteurs est de 500 lb/po<sup>2</sup>. M. Clay n'a pas accordé d'importance au fait que deux des injecteurs fuyaient légèrement à 1 500 lb/po<sup>2</sup>.

La variable 4 concerne les injecteurs et le débit carburant primaire. Le débit primaire n'est pas combiné au débit secondaire seulement pendant le démarrage, et ce jusqu'à 20 p. 100 du régime N2. Au-dessus de 20 p. 100 de N2, les débits primaire et secondaire s'additionnent. M. Clay n'a pas considéré important le fait que la pulvérisation était striée.

À propos de la variable 6, M. Clay ne pouvait même pas concevoir que le type de carburant qui alimentait les réacteurs pouvait avoir fait une différence, même si ce carburant n'avait pas été normal. Il n'y a pratiquement aucune différence entre le pouvoir calorifique du Jet A, du Jet B, du JP1, du JP4, de l'Avtur ou de l'Avtag.

Dans une lettre de décembre 1989, le président du groupe motopropulseur, M. Bajada, a demandé à Rolls-Royce des renseignements sur les décrochages des compresseurs. Entre autres, il a demandé si la température des aubes de la turbine basse pression 2 (LP2) augmentait pendant que le compresseur décrochait ou que son air était perturbé, comme c'était le cas pendant que l'avion s'écrasait à travers les arbres. Rolls-Royce a donné la réponse suivante:

Quand un compresseur décroche ou que l'air qui entre dans ce dernier est perturbé, la température des gaz de la turbine peut augmenter. L'effet de cette augmentation sur les aubes de la turbine LP2 n'est toutefois pas immédiat et dépend de la durée de l'augmentation de température. Les petites augmentations de température des gaz de quelques secondes n'entraînent pas nécessairement une augmentation de la température des aubes de la turbine LP2. Si l'augmentation de la température des gaz persiste, la température des aubes de la turbine LP2 s'accroîtra évidemment.

(Transcription 452, annexe Q)

M. Bajada a également demandé à Rolls-Royce si, en cas de décrochage du compresseur ou de perturbation de l'air, l'écoulement d'air dans le réacteur était suffisant pour transporter de l'aluminium et l'éparpiller sur les aubes LP2. Rolls-Royce a donné la réponse suivante:

Pendant le décrochage d'un compresseur, l'air continue de traverser le réacteur et peut transporter des débris d'aluminium jusqu'aux aubes LP2.

Par «décrochage du compresseur», on entend un écoulement d'air instable dans certains étages du réacteur.

(Ibid.)

### **Évaluation des réacteurs par Rolls-Royce**

Les réacteurs ont été démontés et examinés chez Rolls-Royce Canada sous la surveillance du BCSA, entre les 24 et 28 avril 1989. Les spécialistes en moteurs de Rolls-Royce ont fourni personnellement leur aide technique comme il leur a été demandé. Rolls-Royce a rédigé un rapport sur l'état des deux réacteurs lors du démontage. Les conclusions tirées dans ce rapport sont les suivantes:

#### **2.0 CONCLUSIONS**

- 2.1 L'examen des réacteurs Spey Mark 555-15 portant les numéros 9130 et 9187 effectué chez Rolls-Royce Canada Ltd. n'a révélé aucun signe de panne mécanique ou de mauvais fonctionnement avant l'impact.
- 2.2 L'examen et l'essai des accessoires des deux réacteurs n'ont révélé aucun signe de mauvais fonctionnement ou de défaillance mécanique ayant pu gêner le fonctionnement des réacteurs.

(Pièce 504, p. 2)

### **Évaluation des réacteurs par M. Peter Clay**

M. Peter Clay, consultant indépendant en gestion des moteurs, a visité le Laboratoire technique du BCSA où il a vu les réacteurs démontés et les données pertinentes et où il a pu parler au personnel du BCSA. D'après ses observations et ses connaissances, il a pu avancer les

conclusions suivantes, tirées de son témoignage et du mémoire qu'il a déposé devant la Commission (Pièce 466).

- 1 Rien n'indique qu'il y a eu défaillance ou défectuosité avant l'ingestion et l'impact initiaux.
- 2 Les dommages observés ont été occasionnés par l'ingestion de corps étrangers et de débris d'arbres et par l'impact avec le sol.
- 3 Les dommages subis par le compresseur basse pression résultent de l'ingestion de débris d'arbres et de matériaux de l'avion ainsi que de l'impact avec des arbres et le sol.
- 4 Rien n'indique que les réacteurs n'ont pas pu afficher leur pleine puissance. En fait, tout indique que les réacteurs tournaient à puissance élevée entre le point d'ingestion des débris et l'impact principal.
- 5 Les systèmes d'antigivrage des deux réacteurs fonctionnaient au-delà du point initial d'ingestion de feuilles. Comme la robinetterie fonctionnait parfaitement au banc d'essai après l'accident, il est exact de conclure que les systèmes ont toujours fonctionné.
- 6 La température des composants dans les derniers étages du compresseur haute pression du réacteur droit s'élevait aux alentours de 400° C lors de l'impact final et de l'arrêt du réacteur. Ces composants atteignent 400° C à la puissance de décollage et à la température ambiante qui existait au moment de l'accident. Cette conclusion repose sur la présence de suie sur ces composants ainsi que sur la forme et la texture de la suie.
- 7 L'huile, les filtres à huile et les filtres de récupération étaient propres. Sur la périphérie des bouchons magnétiques sur lesquels passent toute l'huile, il y avait une mince accumulation habituelle de cambouis, mais pas de particules métalliques. Les roulements, les joints air-huile et les passages d'huile étaient en bon état.

Dans son mémoire, M. Clay a également traité de la diffusion d'aluminium à travers les turbines des deux réacteurs, de la position des vannes de prélèvement d'air, et de celle du système d'antigivrage. Voici un sommaire de ses conclusions:

- 1 L'examen de segments prélevés des aubes de la turbine LP2 des deux réacteurs révèle que le revêtement en aluminium dans la zone active avait commencé à pénétrer dans les joints de grains de l'aluminium en fusion jusque dans l'alliage Nimonic des aubes. Cet indice confirme que l'aluminium est demeuré en fusion et que les aubes sont demeurées à une température favorisant cette situation. Pour que la turbine atteigne une telle température, il faut que le régime soit élevé. Il est clair d'après cet indice que les deux réacteurs tournaient à puissance

élevée lorsque du métal provenant des compresseurs basse pression s'est dispersé (à la suite de l'impact et de l'ingestion initiaux à l'origine de la dispersion du métal). La pénétration et la diffusion étaient plus avancées dans le réacteur droit même si les températures des aubes au début étaient comparables, parce que le réacteur gauche a tourné moins longtemps.

- 2 Les dépôts de débris sur les arbres creux des vannes de prélèvement d'air signifient que ces dernières étaient fermées, comme elles doivent l'être à régime élevé.
- 3 Le système d'antigivrage n'était pas bloqué et était en état de fonctionnement. Ses vannes fonctionnaient bien au banc d'essai. Il était en marche au moment de l'ingestion et de l'impact étant donné la présence d'aiguilles de pin et de débris de feuilles dans les canalisations, dans le cône d'entrée d'air et dans le capot avant. L'impact n'a pas endommagé l'extérieur du cône d'entrée d'air des réacteurs. Par conséquent, étant donné que le capot avant se trouve en aval du cône d'entrée d'air, les débris ne pouvaient pas passer ailleurs qu'à travers le système d'antigivrage.

### **Bruit des réacteurs pendant le décollage de Dryden**

*Description donnée par les témoins* Puisant dans leurs souvenirs, les témoins à bord de l'avion ou au sol ont décrit le bruit des réacteurs pendant la course au décollage à Dryden et en vol.

M. Norbert Altmann, pilote professionnel, se trouvait dans l'aérogare et a aperçu l'avion près de l'extrémité de départ de la piste 29. Pendant qu'il marchait dans l'aérogare, il a entendu le «rugissement sourd» des réacteurs du F-28 pendant la course au décollage (Transcription, vol. 22, p. 189).

M. David Berezuk, commandant d'un Dash-8 d'Air Ontario, était assis sur le siège 12A. Selon lui, l'affichage de la puissance de décollage s'est fait «en douceur» et n'a pas été suivi de «bruits inhabituels des moteurs» pendant que l'avion accélérât sur la piste (Transcription, vol. 14, p. 82 et 86).

M. John Biro, technicien à la retraite de l'Aviation royale du Canada, occupait le siège 11E. Il ne se souvenait d'aucun bruit inhabituel des réacteurs ni d'augmentation ou de diminution de la puissance au point de cabrage. Il se souvenait «nettement que le moteur droit se trouvait juste plus haut derrière lui» et que «son bruit n'a pas changé du tout» avant «le heurt avec les arbres» (Transcription, vol. 21, p. 54).

M. Craig Brown est pilote professionnel et se trouvait du côté est de l'aire de trafic. Le bruit des réacteurs lui «semblait normal. Ces derniers ont affiché leur puissance, et je n'ai remarqué rien qui en valait la peine» (Transcription, vol. 5, p. 245).



M. Ricardo Campbell se trouvait dans le siège 7D. Il n'a entendu aucun changement dans le bruit des moteurs, «seulement des réacteurs bruyants, à pleine puissance, de plus en plus bruyants et rapides... C'est ce que j'ai entendu.» Il n'a entendu «rien d'anormal» à propos du bruit des réacteurs qui s'éloignaient de Dryden (Transcription, vol. 17, p. 52 et 94).

M. Vaughan Cochrane était le directeur général du Centre de vol de Dryden et est pilote. Il se trouvait sur l'aire de stationnement tout près des postes d'avitaillement en carburant. Il regardait directement l'avion. Il n'a «rien entendu d'inhabituel à propos du bruit des réacteurs» (Transcription, vol. 53, p. 237).

M. Donald Crawshaw occupait le siège 13B. Rien pendant la première partie de la course au décollage n'a attiré son attention. Cependant, l'avion a «semblé perdre un tout petit peu de puissance ... en fait beaucoup de puissance et, il a retouché la piste, puis la puissance a augmenté, l'avion a redécollé, mais est retombé tout de suite sur la piste» (Transcription, vol. 17, p. 308). Il a fait remarquer ceci: «nous étions assis juste à côté du réacteur gauche et, au début du décollage, le moteur gémissait pas mal comme on peut s'y attendre avec ce genre de moteur, puis plus rien et l'avion est revenu à l'horizontale. Presque aussitôt, il s'est mis à tourner à régime très élevé» (ibid.). Selon M. Crawshaw, pendant que l'avion roulait sur la piste, il faisait autant de bruit «qu'un DC-9» (Transcription, vol. 17, p. 319). L'avion volait encore quand le bruit a diminué puis a augmenté.

M. James Esh travaillait comme manutentionnaire de bagages au service de vol de Dryden et est également pilote privé. Quand l'accident s'est produit, il se trouvait à proximité des postes d'avitaillement en carburant. Il n'a pas décrit le bruit des moteurs pendant que l'avion décollait, mais il a déclaré que, lorsque l'avion a disparu derrière les arbres, il entendait «encore le bruit aigu des moteurs», mais rien d'inhabituel (Transcription, vol. 24, p.204).

M. Jerry Fillier travaillait au centre de vol de Dryden et se tenait à côté des postes d'avitaillement. Il a observé l'avion décoller, mais il n'a pas entendu «de bruits inhabituels provenant des moteurs» (Transcription, vol. 25, p. 46).

M. Michael Gatto était assis sur le siège 11A. À son avis, selon le bruit qu'ils faisaient, les réacteurs tournaient laborieusement pendant la course au décollage. Ils n'émettaient pas de bruit aigu. Il se souvenait du bruit aigu des moteurs pendant le décollage de Thunder Bay, mais ce bruit était absent à Dryden. «Ils ne semblaient pas être à plein régime, ni fournir toute leur puissance.» (Transcription, vol. 13, p. 128)

M. Raymond Gibbs est pilote professionnel et se trouvait dans le bureau du directeur de l'aéroport. Pendant le décollage, il n'a rien vu et entendu d'étrange. Il a entendu le bruit des moteurs qui lui paraissait

«exactement comme celui d'un réacteur ordinaire» (Transcription, vol. 23, p. 39).

M. Daniel Godin occupait le siège 9B. Il n'a rien entendu d'anormal et s'est souvenu d'avoir entendu «les moteurs à pleine puissance presque avec aucun bruit» qui l'aurait alarmé. Il se souvenait également «très nettement d'avoir entendu les moteurs tourner pendant l'écrasement» (Transcription, vol. 17, p. 189 et 193).

M. Murray Haines, commandant de bord sur DC-9 d'Air Canada, était dans le siège 13D, entre les moteurs. Selon lui, les moteurs «tournaient parfaitement» et ils «faisaient tous les deux beaucoup de bruit». D'après son expérience de pilote d'avion à réaction, «le bruit des moteurs était tout à fait normal» (Transcription, vol. 19, p. 39).

M. Thomas Harris, assis dans le siège 8A, a déclaré que tout lui paraissait normal jusqu'à mi-chemin ou aux trois quarts de la piste. C'est à ce moment qu'il a entendu «le niveau sonore des réacteurs changer momentanément», ce qu'il a comparé «au bruit que fait un moteur quand on coupe les gaz et qu'on les remet immédiatement» (Transcription, vol. 12, p. 173).

M<sup>me</sup> Sonia Hartwick, agente de bord sur le vol en cause, occupait le siège 8D. Elle n'a «rien» entendu qui a pu lui «paraître inhabituel» pendant le décollage (Transcription, vol. 10, p. 238).

M. Roscoe Hodgins, pilote professionnel, a observé le F-28 décoller, debout près du bâtiment du ministère des Ressources naturelles. Selon lui, l'avion accélérât lentement et,

- R. pendant que les réacteurs augmentaient de régime jusqu'à la pleine puissance, ils ne produisaient pas le gémissement ou grésillement uniforme et normal des moteurs à réaction.

Les moteurs à réaction, du moins ceux que j'ai entendus, produisent normalement un gémissement ou un sifflement aigu et perçant. Ces réacteurs produisaient des éruclations intermittentes toutes les trois ou quatre secondes environ.

(Transcription, vol. 22, p. 144)

Selon M. Hodgins, les éruclations intermittentes se produisaient à intervalles réguliers et ont persisté pendant tout le décollage. Au cabrage, le bruit des réacteurs a semblé s'éteindre, sans doute parce que le souffle des réacteurs était dirigé vers la piste. Cependant, quand l'avion a commencé à voler, il a encore entendu ces éruclations intermittentes. M. Hodgins avait observé le F-28 décoller de Dryden entre 12 et 15 fois en deux semaines et demie avant l'accident. Pendant tous ces décollages, il n'avait entendu que «le sifflement aigu normal d'un moteur à réaction» (Transcription, vol. 22, p. 146).

M. Gary Jackson, dans le siège 13A, se souvenait d'avoir entendu les réacteurs passer à plein régime, et faire un bruit normal. Il a déclaré que

«la hauteur du bruit variait légèrement, mais rien de plus» (Transcription, vol. 16, p. 144). Quand l'avion s'est retrouvé à 15 ou 20 pieds du sol, il a entendu ce qu'il croyait être «un surplus de puissance des moteurs. Leur bruit a augmenté d'intensité, et nous avons pris un peu d'altitude» (Transcription, vol. 16, p. 132).

M. Stanley Kruger, chef de l'équipe de secours de Dryden, se trouvait dans un camion d'incendie près de la caserne des pompiers. Il n'a «rien entendu d'inhabituel à propos du bruit des moteurs» pendant le décollage (Transcription, vol. 27, p. 67).

M. Peter Louttit, directeur de l'aéroport municipal de Dryden, se trouvait dans son bureau à l'aérogare. Ancien pilote militaire, il a accumulé 1 000 heures de vol environ sur le chasseur CF-100. Il a vu très brièvement l'avion décoller et ce n'est qu'à l'intersection de la voie de circulation Alpha et de la piste qu'il l'a remarqué davantage. Selon lui, quand il a vu l'avion, ce dernier aurait dû normalement être en vol en ce point de la piste. L'appareil était cabré et son train principal touchait toujours la piste. Le bruit qu'il faisait a attiré son attention. Il a décrit ce bruit comme :

- R. ... un bruit d'entrée d'air. Ce n'était pas un bruit d'échappement. Un moteur à réaction produit un bruit d'entrée d'air quand il s'approche et un bruit d'échappement quand il s'éloigne. Le bruit que j'ai entendu était un bruit d'entrée d'air et il diminuait. ... C'était un bruit très aigu, explosif serait un bon mot pour le décrire.

(Transcription, vol. 5, p. 23)

Selon M. Louttit, ce bruit signifiait des ennuis moteur, sans doute une extinction des réacteurs, une panne des réacteurs. (Il a déjà subi une extinction réacteur quand il pilotait le CF-100.) M. Louttit a déclaré que le bruit était «très bref. Il s'est fait entendre, il est devenu très aigu, puis il a disparu» (Transcription, vol. 5, p. 44).

M. Ronald Mandich, de Green Bay dans le Wisconsin, a une maîtrise en génie mécanique du Massachusetts Institute of Technology et il occupait le siège 8C. Il a travaillé pour la société Hughes Aircraft à titre de gestionnaire des programmes d'essais en vol et des tests de vibrations. Il a déclaré qu'il avait fait des travaux poussés en analyse et en test des vibrations. Il a reposé son témoignage sur le fait que l'avion a quitté la piste puis s'est posé immédiatement. Quand les roues ont heurté la piste, a-t-il fait remarqué, en présumant que les deux moteurs tournaient au même régime, le bruit de l'un des moteurs «est devenu moins aigu ... d'une demi-octave environ ... quatre, cinq ou six fois». Juste avant que l'avion quitte la piste une deuxième fois, il a entendu le bruit des deux moteurs «devenir de 3 à 5 p. 100 plus aigu, comme si quelqu'un dans le poste de pilotage avait poussé sur les manettes des

gaz» (Transcription, vol. 17, p. 358). Le bruit des moteurs qu'il a entendu n'était certainement pas un bruit de «synchronisation». C'était plutôt «une fonction en échelon ... pas le phénomène d'une fréquence de battement» (Transcription, vol. 17, p. 375-376).

M. Richard Waller occupait le siège 3D. Comparativement au son des moteurs pendant le décollage de Thunder Bay, à Dryden, le bruit des moteurs était plus aigu, «comme si leur régime était plus élevé ... les moteurs étaient extrêmement bruyants, comme s'ils étaient à leur puissance maximale» (Transcription, vol. 18, p. 149).

Les lignes qui suivent résument les témoignages des témoins à propos du bruit des moteurs. Parmi les 21 personnes qui ont donné leur avis sur le bruit des moteurs pendant leur témoignage, 14 ont déclaré que les moteurs faisaient un bruit normal et aigu, qu'ils tournaient parfaitement, ou qu'ils n'ont remarqué rien d'inhabituel à propos du bruit. Les 7 autres témoins ont exprimé des opinions contradictoires sur le bruit des moteurs. Deux d'entre eux croyaient que les moteurs fonctionnaient normalement, un autre a décrit le bruit qu'ils faisaient comme une fonction en échelon d'un son musical. Ces trois témoins ont ensuite entendu le régime monter au moment du cabrage ou après. Un autre témoin estimait que, selon le bruit qu'ils faisaient, les réacteurs tournaient laborieusement et n'étaient pas à pleine puissance. Un autre a décrit le bruit comme si les gaz avaient été coupés puis remis aussitôt, aux trois quarts de la piste. Un autre témoin a cru que les réacteurs ne produisaient pas le gémissement ou grésillement uniforme et normal de moteurs à réaction et qu'ils faisaient des éructations entre le début du décollage et l'envol. Un autre a entendu un bruit aigu, un bruit explosif comme si les moteurs s'étaient éteints en passant la voie de circulation Alpha. Selon lui, le bruit a commencé, est devenu aigu, puis a disparu.

### *Analyse du bruit des réacteurs*

Dans leurs témoignages, les enquêteurs qui ont examiné les réacteurs après l'écrasement ont précisé si les bruits décrits par les témoins laissaient sous-entendre un mauvais fonctionnement des moteurs, plus précisément un décrochage des compresseurs ou une extinction des réacteurs.

M. Joseph Bajada, président du groupe motopropulseur du BCSA, a déclaré qu'il n'y avait aucun dommage du compresseur haute pression qui pouvait correspondre à un grave décrochage du compresseur. Cela aurait été le cas par exemple si les aubes du compresseur avaient été courbées, mais rien de tel n'a été décelé. (Les décrochages du compresseur créent une contre-pression dans le secteur du compresseur, ce qui a pour effet de courber les aubes.) En outre, au cours de son examen des réacteurs, M. Bajada n'a trouvé aucune trace d'extinction des réacteurs pendant la course au décollage.

M. Bajada a confirmé qu'un décrochage «moins grave» du compresseur n'endommage pas nécessairement le moteur, mais qu'il produit des détonations ou «détonations successives» à mesure que le décrochage traverse le moteur (Transcription, vol. 60, p. 143-144).

M. Bajada a déclaré qu'il avait étudié les témoignages de quelques témoins pour qui le bruit des réacteurs était anormal et qu'il a en discuté avec le personnel de Rolls-Royce pour en expliquer l'origine. Ni M. Bajada, ni Rolls-Royce n'a pu déterminer la source ou la cause des bruits anormaux.

M. Clay, consultant indépendant en gestion des moteurs, a parlé des signes d'un décrochage du compresseur. Selon lui, s'il y avait eu un très grave décrochage du compresseur, entre la diminution et l'augmentation de pression exercée sur les aubes du compresseur haute pression, le réacteur aurait fait un «ouf». Un décrochage compresseur si important aurait également laissé des traces. En effet, les aubes tournantes auraient frotté contre les aubes statiques étant donné que les aubes, entre la diminution et l'augmentation de pression, se seraient déplacées vers l'avant puis vers l'arrière en tournant. En examinant les réacteurs, M. Clay n'a pas décelé de marques du genre dans la section du compresseur haute pression.

M. Clay a également fait des commentaires sur les bruits décrits par M. Mandich. M. Clay a présumé que lorsque le pilote a voulu cabrer l'avion et que cela n'a produit aucun effet, «sa première réaction normale de survie a été d'afficher la puissance maximale d'un ou des deux moteurs» (Transcription, vol. 62, p. 27). À son avis, le pilote a poussé aussi rapidement que possible les manettes vers l'avant.

Pendant le contre-interrogatoire, M. Clay a déclaré qu'il est possible qu'un compresseur décroche sans laisser de marques dans le réacteur. Il a aussi ajouté que si un décrochage est faible au point de ne laisser aucune marque visible, il est peu probable qu'il entraîne une perte de puissance.

Quand on lui a demandé si un moteur qui aspire de la glace, de la neige fondante ou de l'eau risquait de subir un décrochage du compresseur, M. Clay a répondu : «en quantité suffisante» qu'il a décrit comme «quantité inquiétante». Il a expliqué que Rolls-Royce fait des essais au cours desquels des lances à incendie sont dirigées en plein vers l'entrée d'air des réacteurs, et que «des tas de choses» sont jetées dedans. Il était très fier d'affirmer que «Rolls-Royce est sans doute la compagnie dont les moteurs dépassent le plus toutes les normes en ce sens» (Transcription, vol. 62, p. 55). Bref, les spécialistes en moteurs n'ont pu expliquer la cause des bruits entendus par les témoins, sauf celui produit par une augmentation de puissance au moment du cabrage ou après. Les pilotes ont naturellement le réflexe de pousser les manettes des gaz au maximum quand l'avion ne semble pas voler convenablement.

Mis à part les bruits anormaux décrits par certains témoins, rien n'indique que les moteurs ne fonctionnaient pas normalement pendant le décollage et le vol. Les points suivants laissent croire que les moteurs fonctionnaient normalement: l'équipage n'a pas interrompu le décollage, on peut donc présumer que les indications moteur dans le poste de pilotage étaient normales jusqu'à la vitesse  $V_1$  (vitesse de décision); comme l'a montré l'analyse des performances, les deux moteurs devaient tourner pour permettre à l'avion de garder son profil de vol; et l'examen ainsi que les tests effectués sur les moteurs et leurs accessoires n'ont pas permis d'expliquer pourquoi les moteurs n'auraient pas pu fournir une puissance maximale jusqu'au moment où ils ont commencé à ingérer des débris d'arbres. Même si des témoins ont entendu les moteurs faire des bruits anormaux, les conditions à l'origine de ces bruits étaient éphémères et n'ont pas influé sur les performances des moteurs.

### **Fumée dégagée par un moteur lors du démarrage à Winnipeg**

*Description de l'incident* À Winnipeg le 8 mars 1989, M. William O'Connell, préposé au service au sol pour Air Canada, a participé à la remise en oeuvre d'un F-28 d'Air Ontario pendant son escale et a observé le démarrage des moteurs. Selon lui, le groupe auxiliaire de bord a servi au démarrage. Le moteur numéro deux (celui de droite) a démarré en premier et normalement. Quand le numéro un (celui de gauche) a démarré, «une fumée noire excessive» est sortie de l'arrière du moteur pendant «cinq minutes au moins» avant que le moteur se stabilise (ne produise plus de fumée) (Transcription, vol. 58, p. 55). Le commandant de bord «a ouvert la fenêtre du poste de pilotage et a jeté un coup d'oeil vers le moteur numéro un au moins à trois reprises» (ibid.). Le vent soufflait de la gauche, perpendiculairement au fuselage. Après que le moteur gauche a cessé de produire de la fumée, l'avion s'est dirigé vers la piste pour décoller.

Pendant le démarrage, M. O'Connell n'a fait aucun signe à l'équipage pour l'aviser que le moteur dégageait de la fumée. Il était certain que l'équipage était au courant. M. O'Connell a décrit un «démarrage humide» comme étant une langue de feu qui sort de la tuyère et qui dure seulement quelques secondes, et que ce n'était pas ce qu'il a vu. Il a précisé que le volume de fumée était quatre ou cinq fois plus gros que celui que peut normalement produire un réacteur de F-28, et qu'au cours de ses 21 années d'expérience en moteurs à réaction et de milliers de démarrages, il n'avait jamais rien vu de tel d'un réacteur. M. O'Connell ne connaissait pas l'immatriculation de l'avion, mais plus tard on a su qu'il s'agissait du C-FONF.

**Analyse de la fumée du moteur** Il a été demandé aux spécialistes en moteurs de donner leur avis sur l'origine de la fumée pendant le démarrage.

M. Bajada, président du groupe motopropulseur du BCSA, a déclaré que son expérience en moteurs à réaction ne lui permettait pas de tirer de conclusion sur la cause de la fumée à laquelle faisait allusion M. O'Connell. Il a parlé de la fumée à plusieurs reprises avec le personnel de Rolls-Royce, mais cette compagnie n'a pas pu non plus donner d'explications. M. Bajada a déclaré qu'une accumulation de carburant pouvait causer «un peu de fumée noire pendant le démarrage» (Transcription, vol. 60, p. 139), mais il ne connaissait aucune autre raison pour laquelle un moteur à réaction produisait de la fumée noire. M. Clay, consultant indépendant en gestion des moteurs, a déclaré ce qui suit:

- R. Si aucune mesure n'a été prise entre temps et si 12 à 14 démarrages subséquents ont été normaux, et s'il y a vraiment eu de la fumée noire, celle-ci s'explique sans doute par le fait que la séquence de démarrage n'a pas été suivie, pour une raison ou une autre, humaine ou mécanique. Le démarrage aurait alors été tardif, ce qui force tous les types de moteurs à dégager une fumée très noire et parfois une flamme jaune. C'est le résultat d'une combustion incomplète causée par un excès de carburant ou soit plus de carburant ou moins d'air ... C'est la seule explication que je peux donner à ce sujet.

J'ai peine à croire, en fait je ne crois pas du tout, sans vouloir contredire personne, que la fumée a duré cinq minutes. Dans mes cours de formation, je demande à mes stagiaires d'imaginer 10 secondes et ils ont souvent l'impression que cinq minutes ont passé. La notion du temps est intimement liée aux circonstances.

J'ai particulièrement confiance en cette interprétation d'autant plus que le commandant de bord, assis sur le siège gauche, a apparemment regardé à l'extérieur à trois reprises, ce qui est étrange en soi, et qu'il ne s'en souvient même pas.

(Transcription, vol. 62, p. 29-30)

M. O'Connell est la seule personne qui n'a jamais signalé une quantité inhabituelle de fumée se dégager d'un moteur de F-28 pendant le démarrage. Le pilote n'a pas signalé l'incident et, quand les enquêteurs de la Commission lui ont posé des questions à ce sujet, il ne s'est souvenu de rien. Les spécialistes en moteurs n'ont pas pu expliquer pourquoi un moteur à réaction dégagerait de la fumée pendant cinq minutes au démarrage. Il arrive que ces moteurs produisent de la fumée pendant quelques secondes à cause d'une accumulation de carburant ou de mauvaises procédures de démarrage. Cet incident semble être un cas isolé et ne reflète aucunement l'état de fonctionnement des réacteurs. Il n'a donc eu aucune incidence sur l'accident.

### Évaluation de l'état des moteurs

Rien de visible n'indique que l'un des moteurs fonctionnait mal ou était en panne avant l'impact. Le moteur gauche a été endommagé à l'impact avec le sol, mais celui de droite n'a pas heurté le sol et n'a pas subi de dommages à l'impact. Les deux moteurs avaient des dommages similaires causés par l'ingestion de débris d'arbres et avaient tous les deux des dépôts similaires de métal sur les composants internes. Les deux moteurs tournaient donc pratiquement au même régime et ont été soumis à peu près aux mêmes conditions pendant la descente dans les arbres.

**Puissance des moteurs** Les enquêteurs et les spécialistes en moteurs ont conclu que les réacteurs pouvaient fournir leur pleine puissance après avoir commencé à ingérer des débris d'arbres. Les enquêteurs se sont servis des indices suivants pour déterminer la puissance fournie par les moteurs:

- 1 L'équipage n'a pas interrompu le décollage. La puissance de décollage a donc été atteinte et a été soutenue au moins jusqu'à la vitesse  $V_1$ .
- 2 Quand les moteurs ont ingéré de la végétation, les vannes de prélèvement d'air étaient fermées, comme elles doivent l'être à régime élevé.
- 3 Si l'on présume que les moteurs fonctionnaient normalement quand les compresseurs ont commencé à faillir, la présence de métal dispersé indique que les moteurs affichaient au moins le régime de croisière.
- 4 À l'impact final, la température du métal des derniers étages du compresseur haute pression droit était environ  $400^\circ \text{C}$ , ce qui correspond à la température du compresseur à la puissance de décollage.
- 5 Même si certains témoins ont dit que les moteurs faisaient un bruit aigu en s'éloignant, qu'ils étaient extrêmement bruyants ou qu'ils étaient passés à pleine puissance, aucun n'a suggéré que le fonctionnement des moteurs était anormal après l'envol.

On conclut que les moteurs tournaient à la puissance normale de décollage jusqu'à l'envol. Par la suite, il est probable que la puissance a été augmentée au maximum.

**Système d'antigivrage** Les vannes du système d'antigivrage ont été trouvées fermées, elles n'étaient pas endommagées, et les tests limités qu'on leur a fait subir n'ont révélé aucune anomalie. Ces vannes sont gardées ouvertes par des solénoïdes lorsque la position OUVERTE est commandée, et si une pression d'air agit sur elles. En l'absence de courant électrique ou de pression d'air, les vannes se ferment. Comme



elles se sont fermées pendant l'écrasement, leur position en vol n'a pas pu être déterminée par un simple examen des vannes. L'examen des composants mécaniques du système n'a pas permis de déterminer si le système était ou non en marche. Cependant, la présence d'infimes particules de matières organiques dans les canalisations du système d'antigivrage de chaque moteur suggère que les vannes étaient ouvertes et que le système était EN MARCHÉ. Compte tenu des conditions météorologiques et de l'état de l'aéroport au moment du décollage, le système d'antigivrage aurait dû avoir été mis EN MARCHÉ pour le décollage.

## **Groupe auxiliaire de bord**

Le F-28 est doté d'une turbine à gaz qui actionne une génératrice et une pompe hydraulique. L'ensemble porte le nom de «groupe auxiliaire de bord» (APU) et permet à certains systèmes de bord de fonctionner indépendamment des groupes de parc. Il est installé dans le fuselage, derrière la cloison étanche arrière. Au sol, l'APU peut alimenter tous les circuits électriques de l'avion et fournir l'air pour la climatisation et pour le démarrage des réacteurs. En vol, il peut servir de source d'alimentation de secours en cas de panne d'une ou des deux génératrices principales.

Dans l'enceinte de l'APU, il y a un système de détection et de lutte incendie. S'il décèle une surchauffe, ce système déclenche automatiquement le circuit d'avertissement, éteint l'APU et décharge ses extincteurs. L'APU et le déclenchement des extincteurs peuvent également être commandés par un commutateur placé au centre du tableau auvent. Le système incendie peut être vérifié à l'aide du sélecteur TEST/RESET sur le tableau de bord secondaire.

L'APU du C-FONF n'a pas été utilisé le jour de l'accident parce que l'essai du circuit de détection incendie n'avait pas eu des résultats satisfaisants. Le 9 mars 1989, la remarque suivante a été portée au carnet de bord : «Impossible de faire le test incendie de l'APU – réparation différée en vertu de l'article 49.04 de la MEL – Licence ACA 87101» (pièce 492, annexe 17). Une affiche «en panne» a été fixée à côté du sélecteur TEST/RESET de l'APU et l'un des réacteurs a dû rester en marche pendant l'escale à Dryden. La cause de l'échec du test n'a pas été déterminée avant l'accident. Après ce dernier, les dommages causés par l'écrasement et l'incendie étaient trop importants pour qu'il soit possible d'en déterminer la cause. Le seul composant du circuit de détection incendie qui restait était la boucle de détection incendie logée dans le boîtier de l'APU. Cette boucle a passé l'essai de continuité.

L'APU a été envoyé chez le fabricant, Garrett (Division des groupes auxiliaires de bord), à Phoenix en Arizona, pour que le fabricant vérifie

s'il était en état de fonctionnement et pour qu'il confirme si, effectivement, la pression de l'air de prélèvement était faible pendant le démarrage des moteurs. Des commentaires ont été consignés dans le carnet de bord le 4 mars 1989 (pression d'air de 14 lb/po<sup>2</sup> seulement) et le 9 mars 1989 (trois entrées: faible pression d'air de l'APU, démarrages des moteurs de plus en plus difficiles, panne de la vanne de régulation de charge de l'APU). Ce dernier ne fournissait donc pas suffisamment de pression d'air pendant le démarrage.

L'APU a été examiné visuellement sous la surveillance d'un enquêteur du BCSA. Aucune anomalie n'a été décelée, à l'exception de l'endommagement d'un joint torique sur la bride de fixation du démarreur survenu pendant l'enlèvement de l'APU de l'avion. Le joint a été remplacé et l'APU a été démarré. Ce dernier a accéléré normalement jusqu'à la vitesse de fonctionnement «sans charge». Cependant, la pression d'huile a diminué lentement pour se stabiliser entre 30 et 35 lb/po<sup>2</sup>. La pression minimale de fonctionnement est de 70 lb/po<sup>2</sup>, mais Garrett a préféré laisser l'APU fonctionner pour faire l'étalonnage des performances.

Pendant le premier essai, la vitesse de l'APU a chuté excessivement sous charge parce que le régulateur de carburant était défectueux. La faible pression d'air de prélèvement de l'APU qui a été signalée a été aggravée par la baisse excessive de vitesse. Le régulateur a été remplacé, et les performances de l'APU étaient acceptables sous tous les aspects pour un APU en service.

Pendant l'essai de l'APU, on s'est aperçu que le thermostat de température excessive ne fonctionnait pas ou était mal réglé. Comme ce thermostat n'avait aucune influence sur la puissance de sortie de l'APU, aucune mesure de dépannage n'a été prise. Le régulateur de pression d'huile a été démonté et examiné, et le réglage du commutateur basse pression d'huile a été vérifié. La cause de la faible pression d'huile n'a pas été déterminée.

## Systemes

L'incendie qui s'est déclaré après l'écrasement a détruit des parties importantes de l'avion, y compris de nombreux composants des systèmes de bord. En général, la plupart des composants mécaniques, tels que les robinets de commande et les vérins, ont été peu endommagés, mais pratiquement tous les circuits électriques et toutes les commandes électroniques du compartiment radio et du poste de pilotage étaient gravement brûlés. Même si les dommages causés par l'écrasement et l'incendie ont empêché de déterminer complètement l'état dans lequel se trouvait l'avion, il faut souligner que les systèmes critiques sont

à sûreté intégrée au cas où il y aurait des pannes et que l'avion comporte des systèmes mécaniques redondants.

### **Système hydraulique**

L'alimentation hydraulique provient de deux circuits distincts qui sont identifiés dans le poste de pilotage par «Utility System 1» (circuit de servitude 1) et «Flight Control System 2» (circuit des commandes de vol 2). Les deux circuits sont identiques en termes de performances, mais leurs capacités, leurs sous-systèmes et l'emplacement de leurs composants ne sont pas les mêmes. Le circuit de servitude alimente la gouverne de profondeur, le stabilisateur, l'aileron gauche, les volets, les destructeurs de portance, les aérofreins, le train d'atterrissage, les freins ordinaires et le dispositif d'orientation du train avant. Le circuit des commandes de vol 2 alimente la gouverne de profondeur, le stabilisateur, l'aileron droit, la gouverne de direction et les freins auxiliaires. En vol, les deux circuits ont une pression de 3 000 lb/po<sup>2</sup>, mais leur débit varie en fonction de la demande. Chaque circuit est doté de deux pompes mécaniques et d'une pompe électrique (utilisée pour l'entretien seulement). Les commandes et les indicateurs dans le poste de pilotage se trouvent sur le tableau de bord secondaire.

Les bâches des deux circuits se trouvent à l'arrière du fuselage, juste derrière la cloison étanche arrière. Elles étaient intactes, mais vides car les conduites hydrauliques s'étaient rompues pendant l'écrasement.

Les capuchons des connecteurs du tableau de service sol étaient en place, et le commutateur de vérification du niveau de liquide était sur OFF. Les indicateurs et les commandes dans le poste de pilotage étaient gravement endommagés, et il a été impossible de relever les lectures et les positions.

Les quatre pompes hydrauliques mécaniques ont été récupérées en bon état, ont été essayées, et pouvaient bien fonctionner. Quant aux pompes hydrauliques électriques, elles paraissaient en bon état, mais elles n'ont pas été vérifiées car elles ne sont pas utilisées en vol. Les quatre robinets de sélection étaient ouverts. Ils peuvent être fermés du poste de pilotage pour qu'une partie du système hydraulique soit isolée en cas d'incendie ou de mauvais fonctionnement.

Les filtres des conduites de retour n'étaient pas endommagés, et les indicateurs de dérivation étaient à la position normale. Sous microscope, on pouvait voir une quantité insignifiante d'impuretés métalliques à la surface des filtres. L'analyse des fluides hydrauliques n'a révélé aucune anomalie.

Les redondances des circuits hydrauliques sont telles qu'il faudrait des pannes multiples pour que le fonctionnement des systèmes de bord soit gêné de façon importante. Même si des sections principales du système hydraulique ont été détruites dans l'écrasement et l'incendie, l'examen

et l'essai des composants disponibles ont permis de conclure presque avec certitude que tout le système hydraulique était en bon état.

### **Système de train d'atterrissage**

L'avion est doté d'un train tricycle dont l'escamotage des atterrisseurs principaux se fait vers l'intérieur et celui du train avant vers l'avant. Chaque atterrisseur comporte deux roues.

Sur les lieux de l'écrasement, le train gauche était sorti et verrouillé. Le train droit était partiellement rentré et, quand le fuselage a été levé pendant la récupération, le train droit est tombé à la position «train sorti et verrouillé». Les trappes de train ont été retrouvées au début des traces laissées par l'épave principale. Sur les bords d'attaque des trappes intérieures des atterrisseurs principaux, il y avait des marques de heurt laissées par les arbres, ce qui indique que les trappes étaient ouvertes quand l'avion a heurté les arbres. Elles sont fermées quand le train est complètement sorti ou complètement rentré, et elles sont ouvertes pendant les manoeuvres de rentrée et de sortie du train. Le train avant était pratiquement rentré, mais le verrou de position train rentré n'était pas enclenché.

Le levier de commande de train dans le poste de pilotage était complètement levé, mais la position de ses robinets n'a pas pu être déterminée.

Le robinet de commande du train principal, situé dans le tunnel hydraulique de l'avion, était moyennement endommagé par les flammes, mais intact dans l'ensemble. Une glissière dans le robinet se déplace à l'une des deux butées selon que le train rentre (up) ou sort (down). Elle est retenue en butée par deux billes à ressort. La glissière a été trouvée à la butée qui correspond à la rentrée du train (UP).

L'embout du cylindre du vérin avant de la trappe du train gauche n'était plus fixé à la structure de l'avion. L'examen des marques à l'intérieur du cylindre indique qu'elles résultent de contraintes latérales importantes exercées sur le piston pendant que le vérin était complètement étiré.

L'examen et l'essai du système de train d'atterrissage et de ses composants n'ont pas révélé d'anomalies avant l'impact.

Le fait que le levier de commande de train ait été trouvé complètement levé confirme que la rentrée du train avait été commandée, et d'autres indices appuient cette conclusion. En outre, le levier a pu avoir été levé par les forces exercées sur sa tringlerie pendant la rupture de l'avion. Le meilleur indice qui laisse croire que la rentrée du train avait été commandée est la position de la glissière dans le robinet de commande du train principal. La bille et la détente ont été conçues de manière à ce que la position de la glissière ne soit pas modifiée par les

forces d'écrasement. Par conséquent, le train d'atterrissage était en train de rentrer au moment de l'accident.

### **Roues et circuit de freinage**

La semelle des quatre pneus principaux était en bon état et ne comportait pas de plaques d'usure ni de signes d'hydroplanage. Les roues ne semblaient pas avoir surchauffé, et les bouchons fusibles sur les roues étaient en place, sans le moindre signe de rupture. Rien n'indique que les roulements des roues ont subi des contraintes néfastes.

Les freins des quatre roues étaient intacts. Les freins extérieurs droit et gauche étaient dans les limites permises en service. Cependant, les freins intérieurs étaient usés au-delà des limites spécifiées. Le guide du mécanicien (Engineer's Guide) du Fokker F-28, sous la rubrique «Wear Check for Mounted Brakes» (Vérification de l'usure des freins), précise que l'écart maximal, freins serrés, entre la fixation extérieure du ressort et la pointe de la goupille de rappel est de 0,250 pouce. L'écart des freins intérieurs était de 0,290 pouce, mais il a été considéré acceptable du point de vue opérationnel. Même si deux jeux de freins étaient usés au-delà des limites spécifiées, l'équipe d'enquêteurs du BCSCA a jugé que les freins, pneus et roues étaient en état de service au moment de l'écrasement.

### **Système électrique**

L'avion comporte des systèmes alimentés en courant continu et en courant alternatif. L'alimentation électrique est fournie au besoin à des barres bus par une batterie, deux alternateurs entraînés par les moteurs, une génératrice entraînée par l'APU, et une prise en c.a. pour la prise de parc (alimentation extérieure).

Les bus c.a. sont organisés de manière à ce qu'un bus particulier soit alimenté par une seule source à la fois. Si cette source tombe en panne, l'alimentation du bus est assurée automatiquement par une autre source. Les bus c.c. sont alimentés par des transformateurs-redresseurs qui sont à leur tour alimentés par les bus c.a. Quand un transformateur-redresseur tombe en panne, les bus c.c. peuvent, dans certains cas, être alimentés par l'intermédiaire d'un autre transformateur-redresseur. La batterie sert à démarrer l'APU et, en cas d'urgence et en dernier ressort, à fournir l'alimentation de secours.

Les systèmes électriques de bord ont été gravement endommagés par l'écrasement et l'incendie. L'examen du câblage et des composants a donc été très limité. Le seul indice d'une panne électrique qui a été décelé était une anomalie de l'alternateur gauche.

Le bâti principal de l'alternateur numéro 1 (gauche) était fendu, et il a donc été impossible de soumettre l'alternateur à un essai de fonctionnement complet. L'essai a révélé que les enroulements du rotor

étaient en bon état, même s'il y avait un circuit ouvert dans l'ensemble rotor. En fait, deux fils reliant des diodes et le champ tournant principal étaient rompus. L'analyse de la fracture a montré que le premier fil était cassé depuis longtemps. L'alternateur pouvait néanmoins continuer à produire de l'électricité, mais comme il ne pouvait pas fournir sa charge nominale maximale, il risquait de tomber en panne. Rien n'indique qu'une surcharge ait été appliquée sur l'un des alternateurs. Puisque l'alternateur au fil rompu pouvait néanmoins fournir une alimentation pourvu qu'il ne soit pas soumis à une charge anormalement élevée et que l'analyse a révélé que la rupture n'était pas récente, il est probable que le fil était déjà cassé avant l'accident.

La rupture de l'autre fil aurait mis l'alternateur en panne. Elle avait des marques d'arcs électriques. Comme la surface de la rupture n'était pas aussi souillée que celle de l'autre fil, la rupture était donc plus récente. Il est probable que cette rupture ait été causée par les forces d'impact qui ont endommagé l'extérieur de l'alternateur. Cependant, il a été impossible de confirmer avec certitude que le fil n'était pas déjà rompu avant l'écrasement.

En cas de panne d'un alternateur, le voyant GENERATOR INOPERATIVE correspondant s'allume, et la charge est transférée automatiquement. Les procédures d'exploitation précisent que, en cas de panne d'un alternateur au cours du décollage, l'équipage n'est pas tenu de prendre des mesures avant que la montée normale soit établie. Vu la redondance du système électrique, les pannes multiples sont très peu probables et les pannes individuelles n'ont pratiquement aucun effet sur l'aptitude au vol de l'avion. Par conséquent, la panne électrique, même s'il y en a eu une, ce qui est peu probable, n'a pas contribué à l'écrasement.

### **Circuit de carburant**

Les commandes du circuit carburant dans le poste de pilotage et les composants du circuit dans l'aile gauche n'ont pas été récupérés à causes des dommages qu'ils ont subis pendant l'incendie et l'impact. Les réservoirs structuraux se sont rompus pendant l'écrasement et ont été quelque peu endommagés par l'incendie.

Les deux pompes d'appoint du réservoir gauche ont été récupérées et testées. Elles fonctionnaient de manière satisfaisante. Les robinets des réservoirs filtrants et de mise à l'air libre étaient ouverts, et la plomberie interne des réservoirs à cet endroit était en bon état. Les débris trouvés à la surface des filtres d'admission ressemblaient à diverses impuretés trouvées dans les réservoirs et n'étaient pas en nombre suffisant pour gêner le débit carburant à l'entrée des pompes.

Les robinets coupe-feu gauche et droit étaient ouverts, et les deux robinets d'intercommunication étaient fermés.

Le circuit carburant était donc configuré pour bien fonctionner étant donné que les robinets coupe-feu étaient ouverts et que les robinets d'intercommunication étaient fermés. On peut conclure que le circuit fonctionnait bien parce que les deux moteurs tournaient au moment de l'écrasement et que les robinets d'intercommunication étaient fermés.

### **Système de protection incendie**

Un système de détection et de protection incendie est prévu pour chaque moteur et pour l'APU. Chaque système comporte un système de détection et un système d'extinction. Le système de détection comporte une boucle de détection dans chaque nacelle moteur et dans l'enceinte de l'APU ainsi que des voyants d'avertissement et des alarmes sonores dans le poste de pilotage. Trois bouteilles d'agents extincteurs installées dans la section arrière alimentent les extincteurs des deux moteurs et de l'APU. Il y a trois extincteurs portatifs au gaz carbonique à bord de l'avion, un dans le poste de pilotage et deux dans la cabine où il y a également un extincteur eau-glycol.

Les commandes du système de protection incendie des moteurs dans le poste de pilotage ont été détruites par l'incendie et n'ont pas été récupérées. Les boucles de détection dans les nacelles ont été légèrement endommagées à l'impact, mais elles étaient généralement en bon état et aucune anomalie ayant pu survenir avant l'écrasement n'a été décelée.

Les trois bouteilles d'agents extincteurs étaient intactes. Aucune cartouche des bouteilles avait été amorcée, et les disques à la sortie des bouteilles étaient intacts. Le disque de sûreté de la bouteille gauche à l'intérieur du raccord de décharge thermique était percé, et la bouteille était vide. Cette dernière avait été touchée par l'incendie, mais elle n'était pas particulièrement endommagée. Les bouteilles du moteur droit et de l'APU étaient encore chargées à une pression d'environ 600 et 575 lb/po<sup>2</sup> respectivement. Il a été conclu que l'équipage n'a pas déclenché le système d'extinction incendie.

Les dommages laissés par l'impact et l'incendie ont rendu impossible l'essai du système de protection incendie pour en déterminer le niveau d'intégrité avant l'écrasement. Rien n'indique qu'il y a eu incendie avant l'impact.

### **Circuit de prélèvement d'air**

Le circuit de prélèvement d'air alimente les systèmes de climatisation et de pressurisation, d'antigivrage des profils aérodynamiques, de démarrage des moteurs et de pressurisation de la bache du circuit hydraulique. L'air peut provenir des compresseurs principaux des moteurs en vol, et de l'APU ou d'un groupe de parc pneumatique haute pression au sol.

Les vannes et les conduites du circuit pneumatique dans les mâts des moteurs et dans la section arrière du fuselage étaient en bon état. Les vannes d'arrêt et de régulation de pression ainsi que les vannes d'arrêt et de modulation de la pression sont électropneumatiques et leur fermeture est commandée par un ressort. Ces quatre vannes étaient fermées.

### **Système d'antigivrage et système chasse-pluie**

Pour éviter l'accumulation de givre dans les entrées d'air principales des moteurs ainsi que sur les bords d'attaque des ailes, du stabilisateur et de la dérive, de l'air chaud comprimé provenant du circuit de prélèvement d'air peut être dirigé vers ces points à partir du poste de pilotage. Les pare-brises, les fenêtres coulissantes du poste de pilotage, les girouettes d'angle d'attaque de l'avertisseur de décrochage, les prises statiques et les tubes de Pitot des indicateurs de données aérodynamiques sont réchauffés à l'électricité pour éviter les accumulations de givre. Un détecteur de givrage sous la section avant de l'avion décele la présence de givre en vol. Des essuie-glaces chassent la pluie sur les pare-brises.

Les commandes et les indicateurs de tous ces systèmes dans le poste de pilotage ont été détruits par l'incendie. Le détecteur de givrage était relativement en bon état, et ses dispositifs de détection et de réchauffage étaient dans un état satisfaisant. Le tube de Pitot du côté gauche de l'avion servant à mesurer la vitesse aérodynamique a été endommagé à l'impact, mais son circuit de réchauffage pouvait encore fonctionner. Celui de droite n'a pas été récupéré. Les deux détecteurs d'angle d'attaque ont été récupérés, mais ils étaient trop endommagés pour permettre de déterminer l'état des éléments chauffants.

Les vannes d'antigivrage des ailes et de l'empennage étaient en bon état. Ces vannes à papillon électriques étaient fermées. Pendant l'essai, elles ont fonctionné convenablement. La vanne de l'aile allait d'une butée à l'autre en cinq secondes environ, et celle de l'empennage prenait à peu près 5,7 secondes pour s'ouvrir ou se fermer complètement.

Comme les vannes d'antigivrage des ailes et de l'empennage étaient fermées, il est fort probable que le système d'antigivrage pertinent était fermé au moment du décollage. Pendant le décollage ou l'atterrissage, des commutateurs placés à la partie inférieure de chaque jambe de train principal commandent le fonctionnement particulier de certains systèmes de bord, tels que le dispositif de protection des freins au toucher des roues, les solénoïdes d'interdiction de sortie du train et les déporteurs. La société Fokker Aircraft appelle ces commutateurs «commutateurs sol/vol». Au sol, les commutateurs sol/vol empêchent l'ouverture normale des vannes d'antigivrage des ailes et de l'empennage. Ainsi, si le système d'antigivrage des ailes et de l'empennage est mis en marche au sol, les vannes restent fermées jusqu'à ce que l'avion soit en vol et



que les commutateurs indiquent que l'appareil est effectivement en vol. Il aurait fallu que l'équipage évalue la situation et ferme le système. Dans ce cas, les vannes se seraient fermées pendant qu'elles étaient encore alimentées en électricité. Il est peu probable qu'il y ait eu suffisamment de temps pour que toutes ces étapes se déroulent et que les vannes se ferment complètement malgré les courts-circuits intermittents pendant la désintégration de l'avion. Quand il fonctionne, le système d'antigivrage des ailes et de l'empennage prend de l'air des compresseurs, ce qui réduit passablement les performances des moteurs. Par conséquent, ce système n'est pas utilisé pendant le décollage. Cette baisse de performances se ferait sentir juste au moment de l'envol. Pour ouvrir les vannes d'antigivrage des ailes et de l'empennage au sol, un commutateur d'essai situé derrière le siège du copilote doit être placé et tenu sur ANTI. IC. L.B. OVERR. (anti-ice landing-gear override). Les vannes se referment dès que le commutateur est relâché.

### **Système de conditionnement d'air**

Le tableau de commande du système de conditionnement d'air et le groupe de réfrigération droit ont été détruits par l'incendie. Le groupe de réfrigération gauche, qui climatise l'air du poste de pilotage, a été un peu endommagé à l'impact, mais il n'a pas été touché par l'incendie et était relativement intact. Même s'il n'a pas pu être soumis à des essais, l'examen visuel a révélé qu'il était relativement en bon état.

### **Instruments de bord**

Les instruments de vol du côté gauche (du commandant) ont été presque détruits par l'incendie. Les instruments des moteurs et du côté droit (du copilote) étaient relativement intacts, mais plusieurs indicateurs étaient retournés à zéro quand leurs signaux ont cessé de leur parvenir. Les dommages à l'impact n'ont pas été suffisamment graves pour bloquer les aiguilles en place, pour que les aiguilles laissent des marques ou pour que les trains d'engrenages soient endommagés. L'étude des dommages causés par l'impact n'a pas pu fournir d'indications fiables sur l'affichage des instruments au moment de l'impact.

L'examen des instruments a révélé ce qui suit:

- 1 Le curseur de l'anémomètre droit était réglé sur 132 noeuds, ce qui représente la  $V_1$  calculée.
- 2 Les indicateurs de poussée des moteurs gauche et droit étaient réglés sur une valeur de 166. Ils indiquent la puissance calculée qu'il faut afficher pour le décollage.
- 3 Les indicateurs de quantité de carburant gauche et droit affichaient 5 400 et 6 950 livres respectivement. La différence peut s'expliquer par la perte de carburant de l'aile gauche qui s'est brisée pendant

l'écrasement. L'indicateur a fonctionné jusqu'à ce qu'il ne soit plus alimenté en électricité.

- 4 Les indicateurs de quantité de carburant consommé gauche et droit affichaient 2 078 et 2 091 livres respectivement. On a conclu que les indicateurs ont dû être remis à zéro à Thunder Bay pour que ces chiffres soient logiques.
- 5 Les indicateurs de limite de quantité de carburant gauche et droit, qui se trouvent normalement au tableau de commande du poste d'avitaillement sous l'aile droite, affichaient 7 200 et 6 800 livres respectivement. Ces chiffres sont normalement identiques. Le bouton de réglage de droite était quelque peu détaché de l'aiguille ce qui pourrait expliquer la différence du réglage.

Les prises statiques du côté droit du fuselage ont été gravement endommagées par l'incendie. Les conduites reliant les prises et les écrous de raccordement étaient brûlées. Tous les instruments de navigation étaient calcinés ou trop endommagés par l'incendie pour que leur état de service puisse être déterminé.

### **Voyants lumineux**

M. James Foot a examiné les voyants annonceurs et autres pour déterminer s'il y en avait d'allumés à l'impact, ce qui aurait permis de connaître l'état des systèmes associés. M. Foot est analyste en électricité et en mécanique à l'emploi du BCSA et assume ses fonctions au Laboratoire technique de ce dernier à Ottawa. Électricien agréé, il détient un diplôme en technologie chimique et un baccalauréat en génie mécanique. M. Foot a rédigé un compte rendu de son examen des ampoules et de leurs filaments, l'a présenté devant la Commission comme pièce 441, et a témoigné à ce sujet lors des audiences.

L'examen comportait une inspection des filaments au microscope pour en déterminer l'étirement, la déformation, la coloration et les types de ruptures. Normalement, le choc d'un filament incandescent a pour effet de l'étirer ou de le dérouler. Le filament peut ou non se rompre. S'il est fracturé et ne présente aucune déformation, c'est qu'il était froid quand il a subi un choc étant donné qu'un filament en tungstène se casse comme du verre. Le filament chaud d'une ampoule normale prend moins de 50 millisecondes pour se refroidir, ce qui se produit en cas de panne électrique.

Parmi les 117 ampoules examinées, 21 avaient un filament cassé. Neuf de ces dernières ampoules provenaient de l'indicateur de position du train d'atterrissage. Deux ampoules de cet indicateur, celle de la trappe d'accès et l'ampoule rouge du train droit, étaient légèrement étirées par endroits, mais pas suffisamment pour qu'on puisse conclure que l'une d'elles ou les deux étaient allumées à l'impact. Le fait que 21 filaments

semblent s'être cassés à froid indique que les forces de gravité localisées (forces d'impact) étaient importantes. On a déduit que, si des filaments avaient été incandescents (allumés) pendant l'écrasement, les forces de gravité auraient été suffisantes pour les déformer, ce qui aurait permis d'identifier les ampoules qui étaient allumées. Cependant, cette hypothèse est fondée sur le fait que les ampoules étaient encore alimentées au moment de l'impact.

Il a été conclu qu'une ampoule du voyant annonceur numéro 1 de l'entraînement à vitesse constante (CSD) était allumée quand son enveloppe s'est criquée, mais il a été impossible de déterminer si la crique s'est produite pendant ou avant l'accident. Il semble que les autres ampoules étaient éteintes à l'impact, mais cela ne veut pas dire qu'elles devaient tous l'être. Les ampoules ont pu paraître éteintes à cause des faibles forces d'impact locales ou d'une panne électrique au moment de l'impact.

Le CSD de chaque moteur relie la génératrice au moteur et entraîne la génératrice à un régime constant de 8 000 tours par minute, peu importe les variations de régimes du moteur ou de la charge électrique. Le voyant CSD s'allume si la pression d'huile est basse, si l'huile surchauffe ou si le régime du CSD diminue. Il est possible que le voyant s'est allumé pendant l'écrasement lorsque le régime moteur est devenu trop lent pour faire tourner le CSD à régime constant.

### **Radios et équipement de radionavigation**

Rien n'indique que les radios, et l'équipement de radionavigation ont joué un rôle important au cours de cet accident. Les radios et d'autres composants dans le poste de pilotage ont été brûlés et n'ont pas pu être soumis à des essais. La dernière communication radio en provenance de l'avion a eu lieu juste avant le début du décollage. Les radios étaient donc en état de fonctionnement. Il est très peu probable que la panne d'un équipement de radionavigation ait pu contribuer à l'écrasement.

### **Commandes de vol**

De nombreux composants des systèmes de commandes de vol ont été récupérés, examinés et testés, et rien n'indique qu'ils comportaient des défaillances ou n'étaient pas en état de fonctionnement avant l'écrasement. Toutes les fractures ont été causées par des surcharges à l'impact, et aucun composant ne présentait des signes de fatigue ou de rupture prématurée. Vu les dommages considérables des systèmes de commandes de vol survenus pendant l'écrasement et l'incendie, particulièrement entre le poste de pilotage et le centre des ailes, il a été impossible de procéder à une analyse complète pour déterminer l'état de fonctionnement de chaque système avant l'écrasement.

### **Commandes de vol principales**

Les commandes de vol principales comprennent les ailerons situés au bord de fuite externe de chaque aile, la gouverne de direction articulée au bord de fuite de la dérive, et la gouverne de profondeur fixée au bord de fuite du stabilisateur. Ces commandes sont hydrauliques et sont dotées de commandes mécaniques de secours. Rien n'a été décelé pendant l'enquête qui laisserait croire que les commandes de vol principales n'étaient pas entièrement en état de service.

*Freins de gouverne* Des freins mécaniques peuvent être enclenchés sur les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction pour éviter que le vent endommage ces gouvernes pendant que l'avion est stationné. Les freins sont commandés par une seule commande à partir du poste de pilotage. Pour que l'enclenchement soit possible, les ailerons et la gouverne de direction doivent être centrés et le bord de fuite de la gouverne de profondeur doit être complètement en bas. Le frein de cette dernière n'était pas enclenché après l'écrasement et a pu aisément être déplacé. La ferrure de fixation du frein de la gouverne de direction a été brisée sous l'effet d'une surcharge transmise par le câble de commande du frein pendant la désintégration de l'avion. Rien n'indique que le frein de la gouverne de direction était enclenché au moment de l'impact.

En plus des indices visuels, il y en a d'autres qui prouvent que les freins de gouverne n'étaient pas enclenchés pendant le décollage. En effet, il est fort probable que les pilotes ont vérifié les commandes de vol avant le décollage, ce qui aurait été impossible si les freins avaient été enclenchés. En outre, un dispositif interdépendant empêche les manettes des gaz d'être poussées lorsque les freins de gouverne sont enclenchés. Aussi, l'avion a pu se cabrer pendant le décollage, ce qui prouve que la gouverne de profondeur n'était pas bloquée.

### **Commandes de vol secondaires**

Les commandes de vol secondaires sont les volets, les destructeurs de portance et les aérofreins. Elles sont hydrauliques, et les volets sont dotés de commandes électriques de secours. Aucun dispositif de secours n'est prévu pour les destructeurs de portance et les aérofreins. Rien n'a été décelé pendant l'enquête qui laisserait croire que les commandes de vol secondaires n'étaient pas entièrement en état de service.

*Volets* Les volets sont fixés au bord de fuite de chaque aile, entre les ailerons et le fuselage. D'après l'examen et les mesures des vérins de commande des volets et de la position de l'arbre à cames, qui actionne les commutateurs de commande des volets, il semble que les volets des deux côtés de l'avion étaient braqués aux alentours de 25° et 27° au moment de l'écrasement. Les commandes dans le poste de pilotage ont

été détruites par l'incendie, et il a été impossible de déterminer la position de la commande des volets. Selon le commandant Berezuk, assis dans le siège 12A, les volets étaient braqués à 18° avant le début du décollage, ce qui était normal dans ce cas. (Le fait que les volets se trouvaient aux alentours de 25° et 27° après l'écrasement sera traité au chapitre 12 du présent rapport, «Performances et dynamique de vol du Fokker F-28, Mk1000).

**Destructeurs de portance** Les destructeurs de portance sont fixés sur la face supérieure de chaque section intérieure d'aile, devant les volets, et servent à réduire la distance d'atterrissage. Vu les dommages subis par les commandes des destructeurs et par la rampe de distribution hydraulique, il a été impossible de déterminer dans quelle position les commandes se trouvaient. L'analyse du système s'est limitée à tester les vérins hydrauliques (pour vérifier s'ils étaient en état de fonctionnement) et à examiner les dommages qu'ont subis la timonerie et les destructeurs de portance (pour déterminer la position réelle des destructeurs au moment de la désintégration de l'avion). Les dommages aux destructeurs et aux parties fixes avoisinantes montrent clairement que les destructeurs étaient rentrés au moment de l'écrasement. En outre, rien n'indique que les destructeurs étaient sortis pendant le décollage. Les commandes des destructeurs de portance dans le poste de pilotage n'ont pas été retrouvées.

**Aéofreins** Les aéofreins sont articulés de chaque côté du cône arrière. Ils ont été complètement arrachés pendant l'écrasement. L'examen et l'essai des composants récupérés n'ont révélé aucune anomalie importante, et aucun indice n'a permis de déduire avec certitude la position des aéofreins en vol et au moment de l'impact avec les arbres. Les dommages subis par les aéofreins indiquent que ces derniers étaient rentrés lors de l'impact avec le sol. La commande dans le poste de pilotage n'a pas été retrouvée. Quand les manettes des gaz sont poussées à la position ou jusqu'au cran de décollage, le vérin hydraulique reçoit un signal électrique et rentre les aéofreins puis un ressort place automatiquement la commande des aéofreins à la position «aéofreins rentrés».

### **Commandes de vol supplémentaires**

Les commandes de vol supplémentaires sont les commandes de compensation pour les ailerons et la gouverne de direction, le stabilisateur réglable et le pilote automatique. Rien n'a été décelé pendant l'enquête qui laisserait croire que les commandes de vol supplémentaires n'étaient pas entièrement en état de service.

**Compensateurs** La compensation des ailerons et de la gouverne de direction est assurée mécaniquement et commandée par des boutons rotatifs sur le pylône de commande qui décentrent des ressorts dans les gouvernes. La compensation longitudinale s'obtient par l'inclinaison complète du stabilisateur. Ce dernier est hydraulique et commandé par des volants de compensation dans le poste de pilotage reliés au mécanisme de compensation par une timonerie à câbles. En cas de panne hydraulique, le stabilisateur peut être compensé par un moteur électrique commandé par un commutateur sur le pylône.

Pendant l'enquête, le vérin à vis du système de compensation de la gouverne de direction était légèrement à côté de sa position neutre et orientait la gouverne vers la gauche. La position dans laquelle la commande de compensation de la gouverne de direction a été trouvée ne reflétait pas nécessairement la véritable position avant la désintégration de l'avion. Quand un câble de commande se rompt, l'autre tire et tourne le tambour avant qu'il se rompe en surcharge. D'après les repères peints sur la dérive, le stabilisateur était incliné de  $-1,5$  degré après l'impact. Dans le manuel de pilotage du F-28 de Fokker, le stabilisateur horizontal devrait être réglé entre  $+2$  et  $-2$  degrés pour le décollage, selon le centrage de l'avion. Par conséquent, l'inclinaison de  $-1,5$  degré était normale pour le décollage. Le dispositif de verrouillage du mécanisme d'entraînement électrique redondant du vérin de commande du stabilisateur horizontal maintient ce dernier à la même position en cas de perte de pression hydraulique. Il est presque certain que le stabilisateur était incliné à  $-1,5$  degré avant l'impact. La position du compensateur d'ailerons n'a pas pu être déterminée.

**Pilote automatique** Le pilote automatique est un système électromécanique qui stabilise le vol et commande des manoeuvres dans les trois axes principaux de l'avion (lacet, tangage et roulis). Il peut être connecté à l'ensemble de navigation VHF et au système de commandes de vol.

Même s'il est peu probable que le pilote automatique soit enclenché pendant le décollage, il reste qu'on s'est penché sur la possibilité d'un enclenchement par inadvertance ou du grippage de l'embrayage d'un composant critique tel que la gouverne de profondeur ou le stabilisateur. Malheureusement, les calculateurs du pilote automatique ont été détruits dans l'incendie, et seules les servocommandes ont pu être examinées. L'examen et les essais n'ont révélé aucune anomalie autre que celles causées par l'écrasement.

D'après la position du stabilisateur après l'impact, il semble qu'aucun «enrayage» du compensateur ou du pilote automatique est survenu pendant le décollage. Même si le compensateur n'avait pas pu être déplacé de sa position pré-réglée, si tel a été le cas, cette difficulté n'aurait sans doute pas causé de problèmes au pilote. La rupture de la

commande de gouverne de profondeur du pilote automatique est moins certaine. Cependant, comme aucune anomalie n'a été décelée dans l'embrayage du servomoteur du pilote automatique, le pilote n'a probablement pas eu de difficultés à contrer les forces anormales ayant pu être exercées sur la gouverne de profondeur.

## **Enregistreur de données de vol et enregistreur phonique de bord**

L'avion est doté d'un enregistreur de données de vol (FDR) et d'un enregistreur phonique de bord (CVR). Normalement, le FDR du C-FONF enregistre 19 paramètres (cap de l'avion, vitesse, assiette, altitude, accélération, poussée des moteurs, positions du manche, du volant et du palonnier, position du compensateur de tangage, et position ON ou OFF de la radio du pilote automatique et du pilote). Le CVR enregistre toutes les conversations et le bruit dans le poste de pilotage ainsi que les télécommunications avec des organismes extérieurs.

Les deux enregistreurs ont été récupérés par un membre de l'équipe d'enquêteurs environ 24 heures après l'écrasement. Le 11 mars, David Adams, enquêteur du BCSA, a repéré les enregistreurs à l'endroit prévu (près de la porte de soute arrière droite, devant la cloison étanche arrière) enterrés dans les débris. Ils ont été envoyés au Laboratoire technique du BCSA à Ottawa à 20 heures le 11 mars 1989. Le FDR était un enregistreur de données de vol universel (UFDR) Sundstrand, et le CVR était un Sundstrand, modèle V-557.

Il est inquiétant de constater que les services de secours de Dryden n'avaient pas le plan du F-28 sur lequel paraissent l'emplacement des articles importants en matière de sécurité. Communément appelé «tableau de sauvetage d'aéronef», ce type de plan est essentiel pour aider les pompiers à repérer par exemple les batteries et les bouteilles d'oxygène, qui présentent des dangers pour eux et pour d'autres, ou encore les enregistreurs, qui contiennent de l'information vitale pour la sécurité des futurs voyageurs. Il est absolument essentiel que le service de secours de chaque aéroport dispose d'un tableau de sauvetage pour chaque type d'aéronef qui fréquente l'aéroport, et que le personnel comprenne bien l'information qui est donnée sur ce tableau.

### **Récupération des données**

Les enregistreurs du C-FONF ont été gravement endommagés par les flammes, mais ont subi généralement peu de dommages lors de l'impact. L'incendie a détruit les fixations normales, et il a fallu découper les enregistreurs pour les ouvrir. À cet effet, une meule à tronçonner pneumatique a été utilisée pour ne pas endommager davantage les bandes. En ouvrant les enregistreurs, on s'est aperçu que les bandes (du

ruban en mylar d'un quart de pouce) avaient été pratiquement détruites par la chaleur intense de l'incendie. En pratique, rien n'était possible pour récupérer l'information analogique que contenaient les restes de la bande du CVR. Les tentatives de récupération de l'information numérique des restes de la bande du FDR à l'aide d'un microscope optique et d'un microscope électronique à balayage ont été vaines. Aucune donnée n'a été récupérée des enregistreurs.

Comme aucune donnée des enregistreurs de bord n'était disponible pour permettre de déterminer le profil de vol et d'écouter les conversions dans le poste de pilotage, l'enquête a dû être menée avec le plus grand soin pour savoir ce qui s'est passé pendant les dernières minutes du vol. Malheureusement, certains détails du vol qu'auraient pu révéler les enregistreurs ne seront jamais connus.

### **Analyse des dommages causés par l'incendie**

Des représentants du fabricant Sundstrand Data Corporation ont participé à l'enquête pour essayer de déterminer les températures qu'a subies le boîtier à l'épreuve des impacts du FDR. Sundstrand a soumis un dérouleur de bande identique à celui récupéré du C-FONF à des températures élevées pendant des périodes variables. En comparant les dommages à ceux subis par le FDR du C-FONF, il semble que ce dernier aurait été soumis à des flammes atteignant 1 100 °C pendant 1,5 heure. Ensuite, d'après l'information métallurgique du FDR en cause fournie par le BCSA, l'évaluation de la température a été précisée. Elle était de 850 °C et a duré plus de deux heures.

### **Résistance au feu**

La réglementation sur les enregistreurs de vol en vigueur le 10 mars 1989 fait partie de la norme TSO-C51a (Technical Service Order) de la FAA (Federal Aviation Administration des États-Unis). Cette norme a été adoptée par les autorités canadiennes pour les aéronefs immatriculés au Canada. En vertu de cette réglementation, un enregistreur de vol doit résister à 1 100 °C pendant 30 minutes lorsque 50 p. 100 de l'enregistreur se trouve dans les flammes. Suite aux discussions entre les enquêteurs du BCSA et le personnel de la FAA et de Sundstrand et à l'examen de la documentation sur les tests de certification, il a été confirmé que les deux enregistreurs du C-FONF respectaient la norme TSO-C51a.

Un groupe de travail international, l'Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile, s'occupe d'apporter des modifications à la réglementation sur les enregistreurs de vol. Le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports (BCEATST maintenant le BST) est membre de cette organisation. Un test incendie plus exigeant pour la prochaine génération



d'enregistreurs de vol a été élaboré lors d'une réunion de l'Organisation européenne en mai 1989. Le test repose toujours sur une exposition de 30 minutes à 1 100 °C, mais la totalité de l'enregistreur doit se trouver dans les flammes au lieu de seulement la moitié. En outre, le flux thermique (transfert de chaleur) doit être de 50 000 BTU par pied carré par heure. L'accroissement de la surface d'exposition aux flammes et l'addition d'un paramètre de flux thermique permettront de produire un incendie intense pour le test. Au cours du test actuel, le flux thermique n'est pas uniforme et les résultats doivent être interprétés. Chez les fabricants d'enregistreurs de vol, on estime que l'ajout du critère «flux thermique» rend le test deux fois plus exigeant. Les spécifications recommandées par l'Organisation européenne sont précisées dans deux documents: «ED55 – Minimum Operational Performance Specifications for Flight Data Recorder Systems (Spécifications minimales de fonctionnement pour enregistreurs de données de vol)» et «ED56 – Minimum Operational Performance Specifications for Cockpit Voice Recorder Systems (Spécifications minimales de fonctionnement pour enregistreurs phoniques de bord)».

Avec la technologie existante, l'accroissement de la durée du test et l'ajout du critère «flux thermique» se traduisent par la nécessité d'ajouter de l'isolant, donc de fabriquer un boîtier plus grand pour l'enregistreur. Comme il n'est pas souhaitable d'augmenter la taille du boîtier, les représentants de l'industrie qui assistaient à la réunion de mai 1989 s'opposaient presque tous à l'augmentation de la durée du test. Par contre, les représentants des enquêteurs sur les accidents d'aviation, ceux du Canada en particulier, ont exprimé un vif intérêt au sujet de l'augmentation de la durée du test et de l'ajout du paramètre «flux thermique». Afin de préserver cet outil des plus utiles pour les enquêtes, je recommande que le BST continue de faire des pressions pour que les enregistreurs de vol soient soumis à un test incendie plus rigoureux.

### **Emplacement des enregistreurs de vol**

Sur l'aéronef F-28, les enregistreurs se trouvent normalement juste devant la cloison étanche arrière. Cette section à bord du C-FONF est pressurisée et a été lourdement endommagée par l'écrasement tandis que celle derrière la cloison qui n'est pas pressurisée n'a pas été endommagée par l'incendie. Les enquêteurs ont fait remarquer que si les enregistreurs avaient été placés dans la section non pressurisée, il est fort probable qu'ils n'auraient pas été touchés par l'incendie et qu'ils auraient pu livrer des renseignements utiles.

Les enregistreurs sont homologués pour résister aux températures, à l'humidité et aux conditions ambiantes des sections non pressurisées d'un aéronef. Cependant, les installer dans ces sections n'est pas

désirable dans l'ensemble à cause des difficultés que pose leur entretien. Les enregistreurs modernes sont essentiellement des magnétophones comportant de nombreuses pièces mécaniques qui risqueraient de mal fonctionner dans un milieu hostile. Même si les enregistreurs étaient installés dans des sections non pressurisées pour qu'ils risquent de subir moins de dommages en cas d'écrasement ou d'incendie, il est possible qu'ils ne puissent bien fonctionner le moment voulu parce qu'ils seraient exposés aux intempéries. Il serait utile de mener d'autres études sur les enregistreurs et leur emplacement, en fonction de leurs antécédents en termes d'entretien, afin d'évaluer s'il serait préférable de les installer dans des sections non pressurisées. Si les enregistreurs étaient à semi-conducteurs, le monde de l'industrie pourrait mieux accepter qu'ils soient installés dans des sections non pressurisées.

### **Enregistreurs à semi-conducteurs**

Les FDR à semi-conducteurs sont présentement utilisés à bord de certains aéronefs en Amérique du Nord. Les CVR à semi-conducteurs sont en train d'être certifiés et seront en service vers la fin de 1991. Ces deux types d'enregistreurs mémorisent leurs données dans des puces et n'ont aucune pièce mobile. Sur les bandes actuelles des FDR, on peut enregistrer jusqu'à 300 paramètres. Les FDR à semi-conducteurs existants offrent le même nombre de paramètres, mais il y en a déjà de disponibles sur l'Airbus A320 et le nouveau Boeing 777 qui peuvent en enregistrer deux fois plus. La durée d'enregistrement des CVR à semi-conducteurs peut être portée de 30 à 120 minutes par l'ajout de modules de mémoire. En décembre 1990, on prévoyait qu'il faudrait dépenser 50 000 \$ US pour porter la durée d'enregistrement à 120 minutes.

Les aéronefs modernes comptent des milliers de paramètres sur leurs bus électroniques, et leurs FDR peuvent mémoriser des données en qualité et en quantité insurpassées jusqu'à présent. L'expérience du BST en matière d'enregistreurs de données installés sur des avions A320 accidentés montre que les FDR et les CVR contiennent suffisamment d'information détaillées sur ce qui s'est passé. Les enregistreurs à semi-conducteurs dont les possibilités peuvent dépasser celles des enregistreurs de données seront certainement très appréciés des personnes intéressées aux données qu'ils contiennent, particulièrement des personnes participant aux enquêtes.

Les fabricants d'enregistreurs à semi-conducteurs tiennent à respecter les spécifications détaillées dans les publications ED55 et ED56 de l'Organisation européenne à propos des incendies, de la chaleur, de l'immersion dans l'eau, des forces d'impact et des forces d'accélération. Au moment de la publication du présent rapport, ces spécifications n'avaient pas encore force de loi dans aucun pays. Cependant, on

prévoit qu'elles seront adoptées à l'échelle mondiale. On estime également que les enregistreurs à semi-conducteurs pourront mieux résister aux conditions qui existent dans les sections non pressurisées d'un aéronef étant donné qu'ils ne comportent aucune pièce mobile. Leur taille est identique à celle de la plupart des enregistreurs à bande magnétique présentement en service.

## **Reconstitution de la trajectoire de vol**

Aux fins de l'enquête, le Laboratoire technique du BCSA a construit des modèles tridimensionnels de la trajectoire de vol à l'aide d'images créées par ordinateur. L'information nécessaire à cette modélisation est normalement obtenue directement des enregistreurs de données de vol. Comme les enregistreurs ont été détruits par l'incendie, l'information a dû être obtenue d'autres sources (témoins oculaires, répartition de l'épave, photographies, relevés d'arpentage, marques sur les arbres, maquette du F-28, données antérieures de l'enregistreur de vol de l'avion accidenté, et certaines hypothèses établies d'après les principes de vol de tout aéronef). Il est important de préciser que la reconstitution repose sur une approximation de la trajectoire de vol et du comportement de l'avion. Les résultats sont donc qualitatifs et n'ont pas été utilisés pour effectuer une analyse quantitative, et ne devraient pas l'être non plus. D'après l'analyse de la trajectoire de vol reconstituée, l'avion n'a pas fait de mouvements inhabituels en lacet, en tangage ou en roulis avant l'impact. Cette conclusion concorde avec celles tirées à propos des dommages et de l'assiette de l'avion.

## **Masse de l'avion**

Le Fokker F-28 Mk1000 peut décoller à une masse maximale de 65 000 livres. Avant le décollage de Dryden, l'équipage du C-FONF n'a pas laissé de devis de masse et de centrage à l'agent de la compagnie comme il était requis. Pour calculer et évaluer la masse et le centrage de l'avion au décollage, le groupe des opérations de l'équipe d'enquêteurs s'est servi de la masse des bagages et des passagers utilisée par Air Ontario, Air Canada et par les Lignes aériennes Canadien International Ltée (CAIL) de même que celle précisée dans la Publication d'information aéronautique (A.I.P.) de Transports Canada, TP2300F.

Pour déterminer la masse et le centrage de l'avion au décollage en hiver, les équipages de F-28 d'Air Ontario se servent d'une masse de 169 livres par passager et de 23,5 livres par bagage. Air Canada se sert d'une masse de 193 livres pour les hommes et de 146 livres pour les femmes, ce qui donne une moyenne de 178 livres, et calcule 26 livres par bagage. CAIL compte 28 livres par bagage. L'AIP du 20 octobre 1988 précise le

poids calculé à partir d'un relevé empirique effectué par Transports Canada auprès des passagers de compagnies aériennes. En hiver, on compte 188 livres pour chaque homme et 141 livres pour chaque femme, ce qui donne une moyenne de 164,5 livres. Ce poids tient compte des vêtements extérieurs et des bagages à main. D'après les poids susmentionnés des passagers et des bagages ainsi que d'autres renseignements pertinents, le groupe des opérations a calculé que le C-FONF pesait entre 62 600 et 64 800 livres au début de son décollage.

## État de navigabilité du C-FONF

Au cours de l'enquête, les dossiers de maintenance du C-FONF ont été examinés en détail pour déterminer comment Air Ontario exploitait et assurait la maintenance de ses aéronefs et pour vérifier si l'avion en cause avait été exploité et entretenu conformément à la *Loi sur l'aéronautique*, le Règlement de l'Air, les Ordonnances sur la navigation aérienne (ONA), et les politiques de Transports Canada.

### Législation et réglementation en vigueur le 20 mars 1989

L'article 4 de la *Loi sur l'aéronautique*, modifié, tient le ministre des Transports, ou tout autre ministre désigné par le gouverneur en conseil, responsable du développement et de la réglementation de l'aéronautique au Canada, et il s'applique à tous les aéronefs exploités au Canada. L'article 4 de la loi autorise le gouverneur en conseil, à la demande du Ministre, à établir des règlements et des ordonnances pour le développement et la réglementation de l'aéronautique. Le paragraphe 4.9 précise les pouvoirs généraux du gouverneur en conseil en matière d'établissement des règlements nécessaires, y compris la délivrance de licences aux personnes du monde aéronautique et les conditions d'exploitation des aéronefs au Canada.

La partie II du Règlement de l'Air, Codification des règlements du Canada, traite de l'immatriculation, de la certification et du marquage des aéronefs. Les documents qui régissent la certification et les normes de navigabilité des aéronefs et des produits aéronautiques au Canada sont la Federal Aviation Regulations des États-Unis et le Manuel de navigabilité et le Manuel du mécanicien et de l'inspecteur du Canada. Les articles 210 à 221 du Règlement de l'Air traitent de la certification et de la navigabilité des aéronefs et autorisent le Ministre à s'assurer qu'un aéronef est «conforme aux normes de navigabilité applicables ou que sa conception a reçu une homologation de type toujours valable» ou à

«délivrer, à l'égard de cet aéronef, un certificat de navigabilité» (p. 211 (2)). Le Règlement de l'Air autorise le Ministre à publier des ordonnances ou des directives sous forme d'Ordonnances sur la navigation aérienne (ONA), entre autres, au sujet de la conception aéronautique, de la navigabilité, de l'approbation et de l'exploitation d'un aéronef et de l'utilisation d'un produit aéronautique au Canada.

## Homologation

### Exigences d'homologation

Avant qu'un aéronef puisse être exploité commercialement au Canada, l'exploitant doit répondre à certaines conditions. En termes d'homologation, l'exploitant doit d'abord demander et obtenir un certificat de navigabilité puis assurer l'entretien de l'aéronef conformément à la réglementation pertinente.

Voici un extrait non littéral du formulaire 26-0024 1-77 (modification AL 24) publié par Transports Canada et intitulé «Demande de certificat de navigabilité et de permis de vol»:

L'exploitant doit soumettre au ministère des Transports une demande pour obtenir un certificat de navigabilité pour un aéronef. Sur la demande, l'aéronef est clairement identifié et on trouve les énoncés suivants: l'aéronef est conforme à l'homologation de type d'aéronef ou au numéro du certificat de type et est en état de navigabilité; l'aéronef a été inspecté et était en état de service au moment de l'inspection; l'aéronef a été vérifié en vol et répondait alors aux normes; toutes les exigences en matière de navigabilité et d'état de fonctionnement ont été respectées.

L'extrait suivant est tiré du Règlement de l'Air:

211. (2)

Lorsque le Ministre constate qu'un aéronef est conforme aux normes de navigabilité applicables ou que sa conception a reçu une homologation de type toujours valable, il délivre, à l'égard de cet aéronef, un certificat de navigabilité.

L'extrait suivant est tiré de l'ONA, série II, n° 4:

#### *Conditions*

3. Un certificat de navigabilité n'est délivré à l'égard d'un aéronef que si
  - a) l'aéronef est entretenu selon un programme d'entretien conforme aux normes établies par le Ministre en vertu de l'article 211 du Règlement de l'Air; et

- b) une inscription est faite au carnet de route de l'aéronef par une personne autorisée, attestant que l'aéronef est
    - (i) en état de navigabilité, ou
    - (ii) disponible pour la remise en service, selon le cas, aux heures et aux dates et selon les procédures prévues dans le *Manuel de navigabilité* ou le *Manuel du mécanicien et de l'inspecteur*.
5. Nonobstant les dispositions de la présente ordonnance, un certificat de navigabilité délivré pour un aéronef devient nul si les conditions à l'alinéa 3 a) ou b) ne sont pas respectées.

Les inspecteurs de Transports Canada Randy Pitcher et Ole Nielsen ont déclaré lors des audiences que le certificat de navigabilité d'un aéronef devient nul (donc invalide) si le moindre équipement de bord essentiel est hors service et si la réparation n'a pas été différée en vertu de la liste des équipements indispensables au vol (MEL) de l'aéronef. Ce sujet est détaillé davantage plus loin dans ce chapitre.

#### **Antécédents de l'homologation canadienne de C-FONF**

Le 6 mai 1988, le ministre des Transports de la République française a émis le certificat de navigabilité pour exportation numéro 14638 pour l'avion en cause. Sur le certificat était dactylographié «L'avion identifié dans ce certificat a été examiné et a été jugé conforme à l'homologation de type numéro A-108». Le ministère des Transports a émis l'homologation de type A-108 le 27 février 1973 au nom du Fokker F-28 Mk1000 (homologué le 3 août 1972) et du Mk2000 (homologué le 30 août 1972).

Le 11 mai 1988, Transports Canada a émis un certificat d'immatriculation temporaire et un permis de vol, ce qui autorisait Air Ontario à faire voler l'avion entre la France et London, en Ontario. Le 19 mai 1988, Transports Canada a délivré un certificat d'immatriculation pour vols privés et, le 10 juin 1988, pour vols commerciaux. Un autre certificat d'immatriculation a été délivré le 13 juin 1988. (Apparemment, le certificat contenait des erreurs typographiques, le certificat du 10 juin précisait F28 MK100 et celui du 13 juin, F28 MK1000.)

Une certification acoustique a été accordée à l'avion le 26 mai 1988.

La demande de certificat de navigabilité canadien a été faite en vertu du numéro d'approbation de la compagnie ACA 57078 (18 mai 1988). Le 30 mai 1988, Transports Canada a délivré un certificat de navigabilité pour catégorie «normale», à la suite d'une inspection de l'avion effectuée à London, en Ontario, par un inspecteur de Transports Canada.

Le Manuel de contrôle de maintenance d'Air Ontario a été modifié pour tenir compte du F-28. La modification numéro 3 a été approuvée par Transports Canada le 3 juin 1988.

### **Lettre d'approbation**

Le 22 mars 1989, soit douze jours après l'écrasement à Dryden, une lettre d'approbation a été envoyée à la compagnie Air Ontario de London en Ontario par Transports Canada (Réglementation aérienne). Le Fokker F-28 avait été ajouté à la liste d'aéronefs qu'Air Ontario était autorisé à entretenir. Dans son témoignage, madame Elaine Summers, présidente du groupe des dossiers et des documents de l'enquête du BCSA et anciennement inspectrice en navigabilité chez Transports Canada, a déclaré qu'une lettre d'approbation est normalement envoyée dès que la modification au Manuel de contrôle de maintenance de la compagnie à propos d'un nouvel aéronef est approuvée, dans ce cas, le 3 juin 1988. Dans son témoignage, M. Ole Nielsen a déclaré que la délivrance d'un certificat d'exploitation ne dépend pas de la délivrance d'une lettre d'approbation. Cette lettre n'est aucunement régie par législation, et l'autorité que détient une compagnie pour assurer la maintenance d'un type d'aéronef particulier est accordée dans le Manuel de contrôle de maintenance approuvé.

La Directive visant le personnel de la navigabilité aérienne, dossier ARD 5009-003-33, Approbation, vérification et surveillance des transporteurs aériens a été publiée par le directeur par intérim de la Direction de la navigabilité de Transports Canada, le 20 juillet 1987. Cette directive avait pour objet d'établir les normes nationales en matière de certification, de vérification et d'inspection des transporteurs aériens. La directive fournissait de l'information au sujet de la lettre d'approbation ainsi qu'un modèle de cette lettre. Le paragraphe 1.3.4 de la partie II intitulée «Délivrance d'une approbation à une compagnie» précise ce qui suit: «Lorsqu'il a l'assurance que le transporteur aérien répond à toutes les exigences de Transports Canada, le directeur régional de la navigabilité peut lui envoyer une lettre d'approbation» (pièce 494, p. 18). La directive susmentionnée ne précise pas qu'une lettre d'approbation est nécessaire pour qu'un aéronef puisse être exploité par une compagnie. Pour corriger l'ambiguïté des directives qui portent sur les lettres d'approbation, je propose que ces lettres soient rendues obligatoires dans les plus brefs délais et qu'elles soient interprétées comme une attestation que Transports Canada a l'assurance que le transporteur aérien concerné respecte tous les critères de Transports Canada.

### **Liste d'équipement minimal**

La plupart des aéronefs de grande taille sont conçus et homologués avec de nombreux systèmes redondants, ce qui permet de s'assurer que les normes de navigabilité minimales sont satisfaites avec une bonne marge de sécurité. La liste des équipements indispensables au vol (MEL) est un document d'atténuation qui régleme l'utilisation d'un aéronef dont

l'un des équipements indispensables au vol est inexploitable. Fondamentalement, l'exploitant peut se conformer à la MEL en reportant la réparation ou le travail d'entretien nécessaire et en utilisant un aéronef sans que tous les équipements indispensables au vol soient en état de marche afin de terminer un segment de vol, ou jusqu'à ce que les réparations puissent être effectuées. On peut se conformer à une MEL de l'une, ou de plusieurs, des manières suivantes : en modifiant les limites d'utilisation des équipements pour fournir un niveau de sécurité équivalent; en transférant des fonctions ou en faisant un renvoi à d'autres composants d'exploitation; en modifiant les procédures d'exploitation; ou en modifiant les procédures de maintenance. Il est bien entendu qu'il convient de minimiser le plus possible l'exploitation d'un aéronef dont l'un des équipements indispensables au vol est inexploitable. Au Canada, les MEL sont préparées par l'exploitant et elles doivent être approuvées par Transports Canada.

L'ONA, Série II, numéro 20, à l'article 2 («Interprétation») définit un équipement indispensable au vol de la façon suivante :

«équipement essentiel d'aéronef» désigne un article, élément ou système, installé dans un aéronef,

- (a) dont le rôle essentiel consiste à fournir des renseignements ou à exécuter une fonction exigée par un règlement ou une ordonnance, ou
- (b) qui est directement relié à la navigabilité de l'aéronef.

(Pièce 311, p. 1)

La Commission se préoccupe du fait qu'au cours des nombreux témoignages entendus, aucun témoin, y compris les pilotes professionnels et les employés de Transports Canada, n'a trouvé que la définition «équipement essentiel d'aéronef» était facilement utilisable ou utile aux pilotes et aux techniciens en cours d'exploitation normale des aéronefs. J'aborderai plus en détail la question de cette absence d'une définition utilisable des équipements indispensables au vol au chapitre 16, Le programme F-28 : le Groupe auxiliaire de bord, la Liste d'équipement minimal et le dilemme auquel a été confronté l'équipage du vol 1363.

L'Ordonnance sur la navigation aérienne, Série II, numéro 20, aux articles 4, 7 et 8 stipule ceci :

- 4. Un transporteur aérien peut présenter pour approbation une liste d'équipement minimal pour chaque type d'aéronef qu'il exploite.
- 7. Aucun transporteur aérien ne peut exploiter un aéronef dont une partie quelconque de l'équipement essentiel est inexploitable, à moins qu'il n'agisse ainsi conformément à la liste d'équipement minimal.



8. Nonobstant l'article 7, aucun aéronef ne peut être exploité si, de l'avis du commandant de bord, la sécurité de vol est ou peut être compromise.

(Pièce 311, p. 2)

De juin 1988 à décembre 1988, Air Ontario a exploité le F-28 sans qu'une MEL pour le F-28 n'ait été approuvée par Transports Canada. L'exploitation d'un aéronef sans une MEL approuvée est autorisée; toutefois, le F-28 d'Air Ontario n'aurait pu être exploité légalement de juin à décembre 1988 avec un équipement indispensable au vol inexploitable. La preuve recueillie a démontré qu'Air Ontario a exploité le F-28 de juin à décembre 1988 alors qu'au moins un équipement indispensable au vol était inexploitable.

## **Antécédents de maintenance**

### **Cellule**

L'avion immatriculé C-FONF, ayant le numéro de série 11060, portait comme date de construction le 3 novembre 1972. L'appareil avait été initialement vendu à la Turk Hava Yollari (THY) (une compagnie aérienne turque d'Istanbul) vers le mois de janvier 1973. La THY l'avait par la suite vendu à Transport Aérien Transrégional (TAT) (France) vers le mois de janvier 1988, et TAT l'avait ultérieurement loué à Air Ontario pour la période du 15 mars 1988 au 14 mars 1989. L'avion avait été accepté par Air Ontario vers la mi-mars 1988. À ce moment là, l'appareil totalisait 20 394:38 heures de vol et 23 316 cycles. (Un cycle correspond à un décollage et un atterrissage). Au moment de l'accident, l'avion totalisait 21 567:23 heures de vol et 24 635 cycles.

Les antécédents de maintenance de l'avion, entre le moment où l'on a préparé l'appareil en vue de sa livraison à Air Ontario et le moment de l'accident, ont été examinés de près par les enquêteurs de la Commission et ont été minutieusement vérifiés au cours des audiences de la présente enquête. Avant d'être livré à Air Ontario, l'avion a été inspecté et réparé pour qu'il satisfasse aux normes normales de TAT et du Canada. Le témoignage de M. Teoman Ozdener, ancien directeur de la maintenance auprès d'Air Ontario et ancien technicien responsable du F-28 auprès de THY, a révélé que l'avion avait été stationné et entreposé pendant environ deux ans chez THY, à Istanbul, avant son acquisition par TAT. M. Ozdener est titulaire d'une maîtrise ès sciences en génie mécanique de la California State University et il a été à l'emploi de McDonnell Douglas comme agent principal de liaison pour les structures et les sous-structures. M. Ozdener a déclaré que pendant le type d'entreposage auquel le C-FONF a été soumis, des pièces de l'avion, notamment les joints hydrauliques, se détériorent, ce qui cause des

pannes qui, à leur tour, causent des délais et l'annulation de certains vols.

Les dossiers de maintenance concernant les travaux effectués depuis l'entrée de l'avion au Canada indiquent que l'appareil a été entretenu conformément au programme de maintenance approuvé par Transports Canada dans le Manuel de contrôle de la maintenance d'Air Ontario. Les dossiers indiquent également que toutes les exigences du programme de maintenance approuvé ont été respectées à temps et selon les tolérances approuvées (10 pour cent de l'intervalle d'inspection ou autre activité connexe, ou 50 heures non cumulatives, selon la plus courte période des deux). De même, au moment de l'accident, aucun des composants de l'avion n'avait dépassé sa date prévue d'inspection, de remplacement ou de révision selon le calendrier de maintenance.

Au cours de l'étude des dossiers de maintenance, on a découvert que ceux-ci contenaient de nombreuses inscriptions erronées ainsi que de nombreuses erreurs de calcul. Toutefois, selon M<sup>me</sup> Summers, au moment de l'accident, aucun composant n'avait dépassé sa durée de vie prévue ni manqué une inspection à cause de ces erreurs. (On a découvert pendant l'examen de l'épave que les freins des roues intérieures gauche et droite étaient usés au-delà des limites prescrites, mais les erreurs dans les dossiers n'étaient pas en cause dans le cas présent.)

L'avion avait été pesé pour la dernière fois le 16 mai 1988 par la TAT en France, et sa masse de base à vide était de 36 501,89 livres et son centre de gravité était situé à 483,22 pouces derrière la ligne de référence. La masse et le centrage de l'avion ont été modifiés le 19 octobre 1988 pour être portés à 36 539,00 livres et 483,06 pouces respectivement afin de tenir compte de certains ajouts, de certaines suppressions et substitutions mineurs (dont notamment l'installation d'un enregistreur de données de vol d'un type différent). Même si une masse supplémentaire de quelque 136 livres a été ajoutée lorsqu'on a posé un nouveau matériau pare-feu sur les sièges en décembre 1988, les corrections appropriées à la masse et au centrage de l'avion n'ont pas été apportées. Le Manuel du mécanicien et de l'inspecteur auquel on fait référence dans le Règlement de l'Air stipule que l'exploitant doit modifier au besoin le devis de masse et centrage et soumettre la version modifiée à Transports Canada. Même si la variation totale de la masse était petite, elle devait quand même être incluse dans les calculs de masse et de centrage. En omettant de calculer de nouveau et de réviser le devis de masse et de centrage du C-FONF et de le soumettre à Transports Canada, Air Ontario ne s'est pas conformé aux exigences du Manuel du mécanicien et de l'inspecteur de Transports Canada et a par conséquent enfreint le Règlement de l'Air.

### Moteurs

Les antécédents des moteurs sont les suivants :

	<b>Gauche (n° 1)</b>	<b>Droit (n° 2)</b>
Marque	Rolls-Royce	Rolls-Royce
Modèle	Spey RB 183-2 Mk555-15	Spey RB 183-2 Mk555-15
Spécification	1037	1037
Numéro de série	9130	9187
Date de fabrication	décembre 1971	février 1973
Date d'installation sur le C-FONF	28 avril 1988	4 mai 1988

Au moment où ces moteurs ont été installés sur le C-FONF, cet appareil totalisait 20 393:03 heures de vol et 23 315 cycles. Les temps d'utilisation et les cycles des moteurs au moment de leur installation sur le C-FONF étaient les suivants :

	<b>Gauche (n° 1)</b>	<b>Droit (n° 2)</b>
Nombre total d'heures depuis la mise en service initiale	21 729 h 55	10 026
Nombre d'heures depuis la dernière révision	8 380 h 10	4 037
Nombre total de cycles depuis la mise en service initiale	20 938	6 641
Nombre de cycles depuis la dernière révision	9 055	2 357
Nombre de cycles depuis la dernière vérification du corps chaud (HSI)	aucun	aucun

Avant qu'il effectue son premier vol du 10 mars 1989, le C-FONF totalisait 21 565:7 heures de vol et 24 632 cycles. Selon le carnet SOC d'Air Ontario, le 10 mars 1989, l'avion a volé 1,41 heure et a effectué trois cycles. On a calculé qu'au moment de l'accident les moteurs totalisaient les temps et cycles suivants :

	Gauche (n° 1)	Droit (n° 2)
Nombre total d'heures depuis la mise en service initiale	21 901 h 57	10 198 h 02
Nombre total de cycles depuis la mise en service initiale	21 258	6 961

Au 10 mars 1989, toutes les consignes de navigabilité (CN) pertinentes aux moteurs avaient été appliquées. Les inscriptions au carnet technique confirment que les deux moteurs étaient entretenus conformément au programme de maintenance approuvé.

### Anomalies techniques différées

Une étude exhaustive du carnet de bord du C-FONF, menée pendant les audiences de la présente Commission, a révélé que la correction de nombreuses anomalies techniques avait été remise ou différée par le service de maintenance d'Air Ontario pendant les quelque six mois qu'Air Ontario a exploité le F-28 sans une MEL approuvée. Voici une liste des anomalies techniques différées à partir du 9 juin 1988, moment où Air Ontario a commencé à exploiter commercialement le F-28, jusqu'au 19 décembre 1988, lorsque la MEL du F-28 a reçu l'approbation de Transports Canada et a été officiellement utilisée par Air Ontario. La preuve a démontré que Transports Canada avait donné une approbation verbale à la MEL proposée, mais il y avait désaccord sur la date réelle où l'approbation intérimaire verbale de la MEL par Transports Canada avait été reçue par Air Ontario. Ce sujet est traité en profondeur au chapitre 16 du présent rapport, Le programme F-28, le Groupe auxiliaire de bord, la Liste d'équipement minimal et le dilemme auquel a été confronté l'équipage du vol 1363.

- [1] 9 juin 1988 – Le contrôle de la circulation aérienne de Toronto (YZ ATC) signale que du carburant s'écoule par les orifices de mise à l'air libre de la voilure. Correction - différée contrôle MX n° 0158 YAM 9-6-8.
- [2] 19 juin 1988 – Fonctionnement intermittent de la pompe hydraulique c.a. auxiliaire du circuit n° 2. Correction – reportée.
- [3] 22 juin 1988 – Montre de bord du copilote défectueuse – Correction – reportée.
- [4] 23 juin 1988 – Voyant de commande de vol gauche (pompe hydraulique) constamment allumé. Correction – reportée.
- [5] 24 juin 1988 – L'équipage de conduite signale que la jauge hydraulique n° 1 est hors service. Correction – exploitation selon le Vol. 1 de la liste des anomalies d'exploitation du manuel de vol. Différée.

- [6] 28 juin 1988 – Antidérapiage hors service. Le côté gauche ne répond pas aux essais en vol. Correction – reportée. Exploitation selon le manuel de vol.
- [7] 15 juillet 1988 – Montre de bord du commandant de bord défectueuse – Correction – échange avec la montre du copilote. Montre de bord du copilote défectueuse. Correction reportée.
- [8] 27 juillet 1988 – Commande du groupe température du poste de pilotage réglable sur la position manuelle seulement. Correction – reportée.
- [9] 15 août 1988 – L'équipage de conduite signale que l'indicateur d'essai du système d'extinction incendie de l'APU fonctionne par intermittence. Correction – reportée. Exploitation conformément à la liste d'écarts de configuration [CDL] du manuel de vol.
- [10] 31 août 1988 – Amortisseur de lacet légèrement instable. Correction – reportée.
- [11] 1<sup>er</sup> septembre 1988 – Volant de commande des ailerons du pilote accuse un léger mouvement de gauche à droite en vol de croisière; le pilote automatique cause un mouvement continu de l'amortisseur de lacet. – Correction – déjà reportée... Outil d'entretien commandé.
- [12] 12 septembre 1988 – l'amortisseur de lacet se remet à nouveau à faire pivoter l'empennage, ce qui provoque un déplacement des ailerons et un léger mouvement de balancement. Correction – reportée. Exploitation selon le manuel de vol du F-28.
- [13] 22 septembre 1988 – Altimètre du copilote non éclairé. Correction – reportée. Pièces commandées.
- [14] 22 septembre 1988 – Chronomètre du tableau de bord du commandant de bord non éclairé. Correction – reportée.
- [15] 25 septembre 1988 – Bande zébrée apparaît au moins une fois pendant la course au décollage et à l'atterrissage. Indications de problème seulement, les destructeurs de portance ne fonctionnent pas. Correction – reportée. Équipement d'essai commandé.
- [16] 25 septembre 1988 – Le débitmètre carburant n° 2 fonctionne par intermittence (environ 75 p. 100 du temps). Il présentait la même anomalie la veille sur la position n° 1. Correction – reportée. Pièces commandées.
- [17] 9 octobre 1988 – Veuillez régler les pédales du palonnier du copilote pour l'alignement gauche droit. Correction – reportée.
- [18] 14 octobre 1988 – L'indicateur magnétique du groupe de climatisation du poste de pilotage indique «hors circuit» la plupart du temps. On ne peut régler la température que manuellement. Correction – reportée. Poursuivre l'utilisation en mode manuel.
- [19] 19 octobre 1988 – L'APU plafonne à 20 p. cent du régime maximal, la température tuyère s'élève alors jusqu'à la ligne rouge (705 degrés) sans que le régime n'augmente davantage. L'APU a été coupé. Correction – APU hors service – différée.

- [20] 29 octobre 1988 – L'éclairage du tableau d'antigivrage de la voilure et de l'empennage s'éteint lorsqu'on met l'antigivrage en marche et se rallume lorsqu'on coupe l'antigivrage. Correction – reportée.
- [21] 15 novembre 1988 – Si la climatisation du poste de pilotage n'est pas réglée sur «froid» après le décollage, le groupe passe à la chaleur maximale et produit une odeur de brûlé. Correction – déjà reportée.
- [22] 23 novembre 1988 – Le bouton de l'indicateur de poussée gauche glisse. Correction – reportée. Pièce commandée.
- [23] 28 novembre 1988 – Désaccouplement du raccord d'entraînement de la génératrice n° 1. Correction – reportée.
- [24] 30 novembre 1988 – Commande du groupe température du poste de pilotage inutilisable en mode automatique. Correction – reportée.
- [25] 2 décembre 1988 – Moitié supérieure du tableau d'antigivrage voilure sans éclairage (fonctionnement intermittent, lorsqu'on met la pression, les lumières s'allument). Correction – différée.
- [26] 2 décembre 1988 – Commande automatique du groupe de climatisation du poste de pilotage fonctionne par intermittence. L'indicateur magnétique indique «hors circuit» la plupart du temps, et revient parfois «en circuit». Correction – déjà reportée.
- [27] 14 décembre 1988 – Le pilote automatique incline latéralement les ailes, ce qui entraîne du lacet à une altitude supérieure à 15 000 pieds et à une vitesse de 0,60 Mach comme à la page 18866 n° 1. Correction – reportée.
- [28] 18 décembre 1988 – La fréquence de l'alternateur n° 3 baisse lorsque l'APU est en charge. Correction – reportée conformément à l'ONA, Série II, numéro 20. Alternateur non ESS (essentiel?) au vol.

Comme nous le verrons au chapitre 16 du présent rapport, qui traite en détail de la MEL, la définition donnée à l'ONA, Série II, numéro 20 du terme «équipement essentiel» est ambiguë. En l'absence d'une définition claire de ce qu'est un équipement indispensable au vol, on peut considérer que certaines des anomalies techniques mentionnées ci-dessus ne concernent pas des équipements indispensables au vol; toutefois, il est évident que c'est le cas de certains d'entre eux. Certaines des anomalies techniques qui touchent de façon plus évidente des équipements indispensables au vol sont celles qui portent dans la liste ci-dessus les numéros 2, 4, 9, 15, 19, 23 et 25, mais cette liste n'est pas nécessairement complète. *Tout report d'une anomalie technique ayant trait à un équipement indispensable au vol doit être fait conformément à une MEL approuvée.* Cette procédure doit être respectée afin de s'assurer que le report est fait en parfaite connaissance des conséquences que l'anomalie peut entraîner sur les opérations et la maintenance; elle est également

exigée par la loi. Compte tenu de la preuve qui m'a été présentée, j'en suis venu à la conclusion que *tout report d'une anomalie technique ayant trait à un équipement indispensable au vol, fait sans référence à une MEL approuvée, a pour conséquence de rendre nul le certificat de navigabilité de l'appareil.* Cela étant dit, il en découle, et je le constate, qu'Air Ontario a exploité le F-28, immatriculé C-FONF, à plusieurs reprises sans certificat de navigabilité valide.

## Incidents devant être signalés

Le Règlement sur le Bureau canadien de la sécurité aérienne, dans le cadre de la *Loi sur le BCSA*, définit, à l'article 2, ce qu'est un «incident devant être signalé» et exige, aux termes de l'article 5(1), que ces incidents soient signalés au BCSA. L'article 32 de la *Loi sur le BCSA*, traite des infractions à la loi ou à ses règlements et stipule que : «À défaut de peine spécifique prévue à cet égard, quiconque contrevient à la présente loi ou à ses règlements commet une infraction punissable sur déclaration sommaire de culpabilité.»

L'apparition de fumée dans un aéronef est un type d'incident qui doit être signalé. L'étude des dossiers d'Air Ontario a révélé trois incidents devant apparemment être signalés ayant trait à la présence de fumée en vol dans la cabine du C-FONF. Rien n'indique que ces incidents aient été signalés au BCSA. Les trois incidents ont été inscrits dans les carnets techniques d'Air Ontario de la façon suivante :

- [1] 21 janvier 1989 – Groupe de climatisation du poste de pilotage produit de la fumée dans la cabine. Groupe coupé pour le reste du vol. Correction – reportée.
- [2] 27 février 1989 – Au cours des 1<sup>er</sup> et 2<sup>e</sup> vols de la journée, la cabine s'est remplie de fumée d'huile – très épaisse. Correction – on a découvert que le conduit de purge de la turbine de réfrigération laissait couler de l'huile sur la gaine. Relocalisation du conduit de purge.
- [3] 6 mars 1989 – Au premier décollage la cabine devient enfumée. Les passagers se plaignent. Le détecteur de fumée se déclenche. La température cabine sur le tableau plafond indique 30 degrés. La fumée disparaît après 5 à 10 minutes. Correction – de l'huile est découverte sur les gaines de sortie de l'APU, l'huile est enlevée.

Le 8 mars 1989, le C-FONF, piloté par le commandant de bord Robert Nyman, qui à ce moment-là était un pilote inspecteur auprès d'Air Ontario sans responsabilités de gestion, et par le copilote Keith Mills a décollé de Winnipeg. Juste après le décollage, la cabine s'est de nouveau remplie d'un nuage de fumée à l'odeur d'huile brûlée qui, selon le

commandant de bord Nyman, provenait de l'APU. Le commandant de bord Nyman a déclaré dans son témoignage que cet incident était un autre exemple d'un problème qui revenait périodiquement sur cet avion. L'incident n'a pas été inscrit dans le carnet de bord de l'avion, mais le commandant de bord Nyman a admis qu'il aurait dû l'être. Aucune inscription de report n'apparaît dans le carnet technique, et il n'y a aucune description d'une mesure de correction qui aurait été prise par le personnel de maintenance. Ni cet incident ni les trois autres incidents mentionnés n'ont été signalés au BCSA et l'appareil n'a pas été interdit de vol en attendant que le problème soit corrigé.

L'absence de tout rapport au BCSA en ce qui a trait aux incidents mentionnés ci-dessus indique soit que les personnes en cause, qui sont censées connaître la loi, ignoraient la nécessité de signaler ces faits, soit qu'on hésitait à signaler les incidents de peur des conséquences possibles et des mesures de suivi à prendre. Dans le pire des cas envisageables, ces incidents auraient pu nécessiter l'interdiction de vol de l'avion jusqu'à ce qu'une enquête approfondie du BCSA ait pu être menée, ce qui aurait fait perdre les revenus provenant de l'exploitation de l'appareil pendant une période considérable. Il est évident qu'on pouvait être tenté de ne pas signaler les incidents au BCSA. Selon moi, il est peu probable qu'un équipage de conduite pourrait ne pas savoir que la présence de fumée dans la cabine doit être signalée au BCSA. La preuve démontre clairement que la direction d'Air Ontario et plusieurs des équipages de vol du F-28 avaient nettement l'intention de maintenir le F-28 en exploitation, coûte que coûte.

## État de fonctionnement du C-FONF le 10 mars 1989

Selon le carnet de bord du C-FONF, les anomalies techniques suivantes n'étaient pas encore corrigées au matin du 10 mars 1989 avant le départ pour Winnipeg :

- [1] 22 septembre 1988 – Le tableau de bord du commandant de bord n'a pas de chronomètre éclairé. Différé conformément à l'ONA, Série II, numéro 20. Licence ACA 87077. (Remarque – Cette anomalie a été reportée depuis environ six mois).
- [2] 8 février 1989 – Les chaînes de roulis et de lacet ne fonctionnent pas correctement en mode de pilotage automatique. Licence ACA 87118. Différé.
- [3] 8 février 1989 – L'essuie-glace du copilote glisse lentement vers le haut en vol. Licence ACA 87118.
- [4] 23 février 1989 – Le pilote signale que l'indicateur de quantité carburant gauche fonctionne encore par intermittence (indique plein). Licence ACA 87015. Reporté. Différé.



- [5] 24 février 1989 – Le voyant d'alarme de l'entraînement à vitesse constante numéro 1 s'allume à l'essai, mais ne s'allume pas après l'arrêt moteur. Licence ACA 87042. Différé MEL 02-24.
- [6] 9 mars 1989 – L'APU ne réussit pas les essais de mise en marche. Licence ACA 87101. Différé MEL 49-04.

Lors de son témoignage, l'agente de bord Sonia Hartwick a déclaré que d'autres anomalies avaient été portées à l'attention de l'équipage de conduite, soit par elle-même, soit par l'autre agente de bord Katherine Say, avant le premier vol du 10 mars 1989. Selon ce qui a pu être déterminé au cours de l'enquête, ces anomalies n'avaient pas été inscrites dans le carnet de bord de l'avion ni dans aucun autre carnet technique. On ignore quelles étaient les intentions de l'équipage de conduite face à ces anomalies signalées, mais rien n'indique que les anomalies aient été corrigées à quelque moment que ce soit. Ces anomalies étaient les suivantes :

- 1 L'éclairage de l'enseigne indicatrice d'issue au-dessus de la porte principale ne fonctionnait pas.
- 2 L'éclairage de l'enseigne indicatrice d'issue au-dessus de la cabine, du côté cabine, ne fonctionnait pas.
- 3 L'éclairage de secours du plancher cabine était plus faible que la normale et était de couleur bleutée plutôt que blanc brillant.
- 4 Il manquait trois masques à oxygène à compensation d'altitude à l'arrière de l'avion.
- 5 On avait éprouvé de la difficulté à fermer la porte d'entrée principale à Winnipeg. Une chape de maintien en plastique qui retient normalement la poignée de porte en position de rangement lorsque la porte est fermée était brisée et la poignée était maintenue en place à l'aide de ruban collant double face. Les problèmes de fermeture de la porte pouvaient être dus au fait que la poignée de commande de la porte était maintenue en position de rangement par le ruban pendant qu'on tentait de fermer la porte. Ni le ruban en lui-même, ni le fait que la chape de maintien était brisée ne semblaient apparemment causer un risque d'ouverture inopinée de la porte.

Rien ne me permet de croire que l'équipage de conduite n'avait pas été mis au courant des anomalies mentionnées ci-dessus. Étant donné que la MEL approuvée n'a pas comblé ces lacunes et comme l'équipage a décollé sans avoir fait corriger ces anomalies, il aurait enfreint les règlements en vigueur concernant les équipements indispensables au vol hors service.

## **Validité du certificat de navigabilité du C-FONF pendant qu'il était exploité par Air Ontario**

### **Lettre d'approbation**

Selon la preuve qui m'a été présentée, une lettre d'approbation serait un simple outil administratif, sans fondement légal, à l'usage du chargé de la réglementation pour l'aider à s'assurer que les exploitants connaissent les exigences relatives au certificat de navigabilité et pour l'aider à effectuer l'audit et l'inspection de la compagnie à laquelle la lettre s'applique. Après avoir étudié la preuve concernant la lettre d'approbation d'Air Ontario, j'en conclus que l'absence de toute référence au F-28 dans la lettre n'avait pas d'effet sur la validité du certificat de navigabilité du C-FONF.

### **Manuel de contrôle de la maintenance**

Le modificatif numéro 3, qui ajoutait le F-28 au Manuel de contrôle de la maintenance d'Air Ontario avait été approuvé le 3 juin 1988. Ce modificatif accordait effectivement à Air Ontario le droit d'exploiter le C-FONF aussi longtemps que le transporteur suivrait les pratiques de maintenance décrites dans le manuel approuvé, sans prendre en considération les autres règlements. Après étude de la preuve et des renseignements qui m'ont été présentés, il semble qu'Air Ontario n'ait dérogé à son Manuel de contrôle de la maintenance qu'en ce qui a trait à la liste des équipements indispensables au vol (MEL), comme nous l'avons décrit précédemment.

### **Liste d'équipement minimal**

Conformément à la législation en vigueur, et selon le témoignage des inspecteurs de Transports Canada Randy Pitcher et Ole Nielsen, le certificat de navigabilité d'un aéronef est non valide si l'appareil est exploité alors qu'un des équipements indispensables au vol est inexploitable et qu'il n'y a pas de MEL approuvée en vertu de laquelle la réparation de la défektivité peut être différée. La MEL du F-28 exploité par Air Ontario n'a pas été approuvée avant le 19 décembre 1988. Entre juin 1988, moment où le C-FONF est entré en exploitation chez Air Ontario, et le 19 décembre 1988, l'avion a été fréquemment exploité alors qu'au moins un équipement indispensable au vol était hors service. La correction de ces équipements hors service était différée sans référence à une MEL approuvée. La correction était différée par référence à la liste des défektivités d'exploitation du manuel de vol, différée par référence à la liste des écarts de configuration, ou différée en déclarant «exploitation conforme au manuel de vol du F-28»; ou l'anomalie technique était simplement reportée. De même, il y a de nombreux témoignages à l'effet que des notes décrivant des anomalies techniques étaient écrites sur des

bouts de papier que l'on se transmettait d'un pilote à l'autre sans que les renseignements soient inscrits dans le carnet de bord avant la fin de la journée de vol; une telle pratique permettait à l'avion de voler sans qu'il soit en état de marche. Aucune de ces procédures n'est approuvée par Transports Canada. Selon la preuve qui m'a été présentée, et comme nous l'avons déjà mentionné, Air Ontario, avant le 19 décembre 1988, lorsque la MEL du F-28 a finalement été approuvée, a exploité le C-FONF sans certificat de navigabilité valide à chaque fois qu'il a exploité l'avion alors qu'un équipement indispensable au vol était inexploitable.

## Constatations

### Examen de l'épave

- L'examen de l'épave n'a révélé aucune anomalie technique de l'avion ou de ses moteurs antérieure à l'écrasement qui aurait pu contribuer à l'accident.
- Les moteurs fonctionnaient à la puissance de décollage ou à une puissance supérieure pendant le décollage.
- Le circuit d'antigivrage moteur était en marche pendant le décollage.
- Tous les dommages subis par l'avion et les moteurs étaient attribuables à l'impact avec les arbres et le sol et à l'ingestion de corps étrangers.
- Le fait que l'un des moteurs aurait, selon ce qui a été rapporté, dégagé de la fumée pendant un démarrage à Winnipeg n'a pas de lien avec l'accident.
- Le groupe auxiliaire de bord (APU) était inexploitable car il n'avait pas réussi les essais de mise en marche, et il n'avait pas été utilisé pendant l'escale à Dryden.
- Lors des essais de l'APU après l'accident, on a découvert que son régulateur de carburant était défectueux.
- Le train d'atterrissage était en mouvement vers la position rentrée au moment de l'accident.
- Les volets d'aile avaient été réglés à 18 degrés au décollage, mais après l'écrasement, on les a trouvés sortis de 25 à 27 degrés.

- Le circuit d'antigivrage de la voilure et de l'empennage était fermé pendant le décollage.
- Il n'y avait pas de trace d'incendie avant la collision avec les arbres.
- Les enregistreurs de données de vol n'ont révélé aucun renseignement utile car ils ont été détruits dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.
- Les freins des deux roues principales intérieures étaient usés au-delà des limites permises.

## **Navigabilité du C-FONF**

- Les deux moteurs principaux de l'avion étaient entretenus conformément au programme de maintenance approuvé.
- Le personnel d'Air Ontario a souvent différé des anomalies techniques de l'avion de façon non autorisée pour ensuite piloter l'appareil sans que ces anomalies soient corrigées.
- Étant donné la façon non autorisée dont certaines anomalies techniques avaient été différées, Air Ontario a exploité, en un certain nombre d'occasions, le F-28 immatriculé C-FONF sans certificat de navigabilité valide.
- Air Ontario a omis de signaler certains incidents survenus à l'avion qui auraient dû être signalés au BCSA selon les exigences de la *Loi sur le BCSA*, comme l'a démontré le fait qu'à au moins quatre occasions il y a eu de la fumée dans la cabine du F-28 d'Air Ontario, alors que le BCSA n'a aucune trace de tels rapports à cet effet.

---

## **RECOMMANDATION**

---

### **Tableaux de sauvetage d'aéronef**

Étant donné que les services de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs (CFR) de Dryden ne disposaient d'aucun tableau de sauvetage d'aéronef pour le F-28 le jour de l'accident, et que les enregistreurs de données de vol et les enregistreurs phoniques ont été détruits par l'incendie, j'avais l'intention de recommander que l'on mette de tels

tableaux à la disposition du personnel des CFR et qu'il les utilise pour l'entraînement. Toutefois, il semble que, depuis les audiences de la présente Commission, Transports Canada a réagi en s'assurant que tous les aéroports dont Transports Canada est le propriétaire et l'exploitant puissent se procurer facilement des tableaux de sauvetage d'aéronef. Ces initiatives ont plus que répondu à mes préoccupations relativement aux aéroports dont Transports Canada est propriétaire et exploitant, et c'est pourquoi il n'y a plus de raison de faire des recommandations quant à ces aéroports. Je fais toutefois la recommandation suivante à propos des aéroports dont Transports Canada n'est ni le propriétaire ni l'exploitant :

- RCM 33 Que Transports Canada, en coopération avec les exploitants des aéroports, s'assure que tous les aéroports canadiens dont Transports Canada n'est ni le propriétaire ni l'exploitant mais qui sont desservis par des transporteurs aériens réguliers, peuvent se procurer les tableaux de sauvetage d'aéronef de la même façon que les aéroports dont Transports Canada est le propriétaire et l'exploitant.

### **Résistance à l'écrasement des enregistreurs de données de vol et des enregistreurs phoniques**

Les enregistreurs de bord du C-FONF ont été détruits par l'incendie et n'ont été d'aucune utilité aux enquêteurs. Comme ces enregistreurs conservent des paramètres essentiels sur l'avion et ses performances et sont normalement la meilleure source de renseignements pour l'enquête, il est de la plus grande importance que leur résistance à l'écrasement soit améliorée. Par conséquent, je fais les recommandations suivantes :

- RCM 34 Que Transports Canada et le Bureau de la sécurité des transports du Canada continuent, au moyen d'initiatives et de comités nationaux et internationaux, d'exercer des pressions pour l'adoption de normes de résistance à l'écrasement plus rigoureuses pour les enregistreurs de bord des aéronefs.
- RCM 35 Que Transports Canada et le Bureau de la sécurité des transports du Canada entreprennent un programme de recherches visant à mettre au point un système d'enregistreurs de bord déployables ou non déployables plus approprié et qui soit raisonnablement capable de résister à tout écrasement et de fournir des données utilisables.

- RCM 36 Que Transports Canada et le Bureau de la sécurité des transports du Canada fassent, ou fassent faire, une étude sur la position des enregistreurs de bord dans les aéronefs en vue d'assurer la résistance de ces dispositifs pour tout type d'accident.

### **Exigences relatives à la lettre d'approbation**

Il n'est pas clair dans les instructions de Transports Canada si la délivrance d'une lettre d'approbation est obligatoire. Dans le processus d'homologation du manuel de contrôle de la maintenance ou de toute modification à ce manuel, cette lettre, selon moi, a une fonction précise, et je formule par conséquent la recommandation suivante :

- RCM 37 Que Transports Canada rende obligatoire la délivrance d'une lettre d'approbation à un transporteur aérien dans le cadre du processus normal d'homologation du «manuel de contrôle de la maintenance» ou de toute modification à ce manuel.

### **Définition du terme «équipement essentiel»**

Les témoignages reçus aux audiences de la présente Commission ont révélé qu'il n'existait pas présentement de définition du terme «équipement essentiel» qui soit facilement utilisable ou utile aux pilotes et aux techniciens en cours d'exploitation normale des aéronefs. Il est par conséquent recommandé :

- RCM 38 Que Transports Canada redéfinisse le terme «équipement essentiel» de l'Ordonnance sur la navigation aérienne, Série II, numéro 20 afin de supprimer toute ambiguïté et de le rendre facilement compréhensible par les pilotes et les techniciens qui ont à utiliser ce terme ou à s'y référer.

---

# 11 LES POSSIBILITÉS DE SURVIE DANS L'ÉCRASEMENT D'UN AÉRONEF

---

Le 10 mars 1989, le vol 1363 d'Air Ontario avait à son bord 65 passagers et un équipage de quatre personnes lorsqu'il s'est écrasé. Quarante-quatre passagers et un membre d'équipage ont survécu à l'écrasement de C-FONF.

La première partie de ce chapitre rapporte brièvement les comptes rendus des survivants de cet écrasement et comment ils se sont échappés des débris de l'avion. La plupart des survivants ont été interrogés et on leur a demandé, aux fins de l'enquête, de dire ce qu'ils se rappelaient de l'écrasement. Ayant entendu les témoignages de plusieurs des survivants et des sauveteurs, j'ai été frappé par le fait qu'autant de passagers aient pu survivre un accident aussi grave et s'échapper des débris et du feu. Leurs témoignages constituent un rappel constant de l'effet qu'une telle tragédie peut avoir.

Les autres parties du chapitre fournissent des descriptions plus pratiques de ce qui est arrivé à l'avion au moment de l'écrasement.

## Souvenir des passagers

L'avion frappait des arbres, frappait des arbres, et à ce moment-là je crois que l'avion ralentissait et que nous étions pris dans l'effet de mélangeur... vous prenez un mélangeur, vous y mettez du métal, quelques arbres, du monde et vous mettez le courant.

(Transcription, vol. 14, p. 91-92)

Ce sont les termes qu'a utilisés M. David Berezuk, l'un des passagers survivants et commandant de bord sur Dash-8 d'Air Ontario, pour décrire ce qu'il se rappelle de cette brève envolée. Ils dépeignent de façon vivante le tableau de l'accident. J'ai entendu plusieurs autres descriptions de l'écrasement et, pour la majorité des passagers qui ont survécu, ces quelques secondes de vol peuvent être décrites comme un film se déroulant au ralenti dans leur mémoire. À mesure qu'on réalisait de plus en plus qu'un accident était inévitable, il semble que les événements se cristallisaient dans la mémoire de chacun.

Plusieurs des passagers ont décrit comment l'avion a quitté l'aire de stationnement et s'est aligné pour sa course au décollage. Plusieurs ont décrit la façon dont l'avion a décollé du sol deux fois pendant la course au décollage, et quelques-uns ont été très précis quant à l'altitude et à l'assiette de l'avion chaque fois qu'il a décollé de la piste. Lorsque l'avion a finalement décollé près de l'extrémité ouest de la piste, plusieurs à bord savaient qu'il se passait quelque chose d'anormal. Le passager Murray Haines, un commandant de bord sur DC-9 d'Air Canada, a décrit le décollage dans les termes suivants :

Lorsque l'avion a atteint sa vitesse, je dirais qu'il a cabré d'au moins 10 degrés, il s'est soulevé quelque peu puis il a touché de nouveau la piste. Puis on a appliqué plus de puissance et il a cabré encore plus.

Et puis la mollesse des commandes dont je parle... il a conservé cette assiette et portait à peine dans l'air. Il n'y a pas eu de basculement latéral avant qu'on ne commence à frapper les arbres.

(Transcription, vol. 19, p. 45)

Quand l'avion a commencé à heurter les arbres, l'agente de bord Sonia Hartwick a crié aux passagers de se raidir, de saisir leurs chevilles et de se tenir la tête baissée. À l'arrière de la cabine, le commandant Berezuk a crié des directives semblables, tout comme M. Clyde Ditmars l'a fait à l'avant.

Après le premier impact sur les arbres, l'avion s'est stabilisé brièvement et quelques passagers ont cru que l'appareil réussirait à s'envoler. Puis l'avion a heurté d'autres arbres et le martellement contre la partie inférieure du fuselage s'est intensifié. Le constable spécial Dennis Swift de la Gendarmerie royale du Canada nous a fait part de ce qu'il a ressenti au moment où l'aéronef s'est abîmé dans les arbres :

J'étais plié et je tenais bon et c'était – les arbres continuaient d'arriver, ils arrivaient, ils arrivaient. Je pouvais – je me représentais visuellement ce qui se passait.

Lorsque l'avion a passé à travers les arbres, je pouvais entendre qu'ils frottaient contre le ventre de l'avion. J'ai cru que cela ne cesserait jamais. C'était – cela a semblé durer terriblement longtemps.

Et je pensais seulement, je ne sais pas, inconsciemment, combien cela prendrait de temps avant que les arbres ne traversent finalement les panneaux de plancher de l'avion et à ce qui pourrait arriver à ce moment-là.

Cela semblait simplement prendre beaucoup de temps. Le grondement à travers les arbres et le déchirement du métal.

(Transcription, vol. 18, p. 84-85)



On peut s'imaginer l'horreur des passagers lorsque l'avion s'est déchiré à travers les arbres. En position arc-bouté, quelques passagers ont vu un éclair lumineux à l'extérieur sur le côté gauche de l'avion, et d'autres ont vu l'éclair à travers la cabine. Provenant de quelque part à l'arrière gauche de l'avion, cet éclair, décrit par certains comme une boule de feu, a traversé la cabine de l'arrière jusqu'à l'avant. L'éclair a été suivi d'un giclement de carburant réacteur à travers la cabine, carburant qui a trempé les vêtements de plusieurs passagers. Puis l'avion s'est arrêté subitement. M. Brian Perozak a comparé la brutalité de l'arrêt à une expérience qu'il a déjà vécue :

Oui je me rappelle lorsqu'on a frappé les arbres et c'était comme si nous étions presque arrêtés, et puis – et puis l'impact a été pire, comme, nous nous sommes arrêtés net.

...

J'ai eu un accident il y a quelques années. Nous avons frappé un arbre et le camion s'est arrêté net à 40 milles à l'heure et, comme ça, même plus durement, sans bouger.

(Transcription, vol. 16, p. 241)

D'après le témoignage, il est évident que l'arrêt brutal a assommé ou rendu momentanément inconscients beaucoup de passagers qui ont survécu. Ceux qui étaient demeurés conscients ont témoigné que lorsque le fuselage s'est arrêté, les porte-bagages ont été arrachés; les bagages de cabine en ont jailli et sont tombés sur les passagers qui se trouvaient en dessous. De la neige, de la boue et des bouts d'arbre ont pénétré dans la cabine et recouvert des passagers. Une plus grande quantité de carburant a pénétré par les trous dans la cabine et a giclé sur les passagers toujours attachés à leur siège. En tâtonnant pour trouver leur ceinture de sécurité, ils ont senti de la fumée, ils ont vu du feu et ils ont cherché un moyen de sortir de la cabine assombrie.

L'avion s'était brisé en trois sections et il avait pris la forme d'un grand U. La partie avant de l'avion, comprimée sur la gauche, formait un bras du U; le fuselage principal constituant la partie cabine de l'avion formait la base; et la section arrière était placée parallèlement au nez de l'avion.

L'avion comprenait 13 rangées de sièges, chacune comportant trois sièges à gauche de l'allée centrale et deux à droite de cette dernière. (Voir la figure 5-2 au chapitre 5, Événements et circonstances qui se sont produits à l'aéroport municipal de Dryden avant le décollage.) Lorsque la section arrière s'est décrochée du fuselage, la dernière rangée de sièges, la rangée 13, y est restée. Le commandant Murray Haines et l'une de ses filles se sont trouvés presque à l'extérieur du côté droit de cette section. Deux constables spéciaux de la GRC et un prisonnier ont été plus enfermés sur la gauche. À l'exception du constable spécial

Dennis Swift, toutes ces personnes sont sorties facilement de l'avion. Il a subi une grave fracture à la jambe et, après avoir détaché sa ceinture, il est tombé dans l'ouverture entre le fuselage et la section arrière. On lui a marché dessus alors qu'il se trouvait là, jusqu'à ce que d'autres passagers, M. Alfred Bertram et M. John Biro l'eurent traîné jusqu'à un endroit plus sécuritaire.

Les passagers à partir de la rangée 8 jusqu'à l'arrière de l'aéronef ont découvert que l'issue à l'avant de l'aéronef était bloquée par ce qui a semblé être un mur impénétrable de débris. L'aile gauche de l'avion s'était désintégrée lorsque l'aéronef avait pénétré dans les arbres, et un mur de feu bloquait l'issue à gauche. M. Thomas Harris, assis à côté de l'issue de secours gauche au niveau de la rangée 8, a été le seul survivant à utiliser cette issue, et il a subi de graves brûlures aux mains en empruntant cette issue. Les passagers qui étaient assis à l'arrière de la cabine sont sortis soit par l'ouverture dans le fuselage à l'arrière de l'avion soit en empruntant l'issue du hublot du côté droit. Il se peut que cette issue ait été partiellement bloquée à l'intérieur ou à l'extérieur du fuselage et ceux qui l'ont utilisée n'ont pu déterminer si l'issue qu'ils ont emprunté était réellement l'issue de secours.

Quelques familles qui voyageaient à l'occasion de la relâche scolaire du printemps prenaient place à l'arrière de l'avion. Les quatre membres de la famille Godin de Thunder Bay étaient assis dans la rangée 9. M. Daniel Godin voyageait avec son épouse et deux enfants. Après avoir aidé son épouse et un enfant à sortir des débris en feu (son autre enfant avait suivi un autre passager hors de l'avion), il est revenu à l'intérieur de la partie arrière de l'aéronef, où il a aidé deux survivants à s'extirper des débris et les a transportés vers l'ouverture à l'arrière du fuselage. Il a quitté l'épave seulement après s'être assuré qu'il n'y avait plus d'autres passagers dans les débris de la section arrière visible à travers l'épaisse fumée noire et âcre. Après s'être assuré que sa famille était en sécurité à l'extérieur de l'avion, M. Godin s'est rendu à la partie avant qui brûlait et il y est entré. Il a alors aidé quatre survivants blessés à s'éloigner à distance sécuritaire de l'avion qui brûlait. Ensuite, il a ouvert des valises éparpillées et il a distribué des vêtements à quelques survivants pour les protéger de la neige et du froid. Même s'il avait été aspergé de carburant pendant l'écrasement, il est revenu à l'avion et il a tenté de sauver deux passagers d'un feu intense dans la partie gauche de l'intérieur de l'appareil, mais les flammes et la chaleur l'ont forcé à reculer. On a estimé qu'outre sa famille, M. Godin a aidé douze passagers à s'échapper de l'avion.

Le commandant Haines, qui avait d'abord transporté l'une de ses filles loin de l'avion est revenu pour en extraire son épouse. Son autre fille est sortie par où aurait pu se trouver l'issue de secours de droite.

Dans la partie avant de l'épave, les passagers qui avaient survécu ont dû faire face à des dangers encore plus grands. C'est à cet endroit que le feu a progressé le plus rapidement et que la cabine a été comprimée par l'impact de l'écrasement. C'est à partir de la rangée 7 vers l'avant, et surtout du côté gauche de l'avion que la majorité des victimes décédées se trouvaient.

Deux amis, M. Brian Adams et M. Brian Perozak, qui allaient participer à un tournoi de curling, se trouvaient dans les deux sièges du côté droit de l'avion dans la rangée 4. Après l'écrasement, ils se sont trouvés enterrés sous les arbres, la neige, les bagages et une partie de l'avion. Ils pouvaient sentir que d'autres passagers sortaient en passant par-dessus la partie de l'épave qui les recouvrait. Après s'être débattu quelques minutes pour se libérer des débris, M. Perozak a été capable de détacher sa ceinture. Ensuite, il a rampé par une petite ouverture à travers les débris et il a pu s'éloigner de l'avion. En se retournant, il a aperçu son ami M. Adams dont les jambes étaient prises sous l'épave. M. Perozak a immédiatement entrepris d'enlever les débris qui emprisonnaient les jambes de son ami. Pendant ce temps, d'autres personnes qui se hâtaient de sortir de l'épave de l'avion sont tombées sur les deux hommes. M<sup>me</sup> Nancy Ayer, le corps en flamme, s'est affaissée sur M. Adams qui ne pouvait pas bouger; M. Godin aida alors M<sup>me</sup> Ayer à s'éloigner de l'avion qui brûlait. Malgré le fait qu'elle avait subi des brûlures qui s'avèreraient fatales, elle a incité les sauveteurs à s'occuper des autres. M<sup>me</sup> Shelley Podiluk, tenant son bébé, est sortie de l'épave de l'avion aidée par M. Ricardo Campbell. Pendant ce temps, le feu à l'intérieur de l'avion s'approchait rapidement de M. Perozak et de M. Adams qui étaient toujours emprisonnés. Les flammes étaient suffisamment proches pour que M. Perozak sentent les fibres synthétiques de son veston sport fondre sous l'effet de la chaleur. M. Adams, emprisonné et couché sur le dos, a vu un arbre prendre feu à proximité et il a réalisé qu'il restait peu de temps pour s'échapper. Il a décrit la scène de la façon suivante :

Et la chaleur était – la chaleur devenait suffocante et Brian [Perozak] disait la chaleur devient insupportable, je ne peux pas la supporter ou quelque chose du genre.

...

Et je me rappelle que j'ai pensé que nous avions le temps d'essayer encore une fois de libérer ma jambe. Si nous ne pouvons pas le faire, il faut que je lui dise de sortir et de me laisser me débrouiller seul.

Et Brian à ce moment-là s'est agrippé à mon mollet avec ses mains et j'ai pu pousser un peu sur mon – avec mon pied droit sur quelque chose et nous avons tiré et tout à coup ça a arraché.

(Transcription, vol. 16, p. 203-204)

Plusieurs des passagers qui étaient sortis du côté droit de l'avion se sont rassemblés dans les bois; l'agente de bord Sonia Hartwick et d'autres ont dit à tout le monde de rester regroupé loin de l'avion. Du côté gauche de l'appareil, on a trouvé plus tard deux passagers pris dans l'épave et ils en ont été sortis par les sauveteurs; M. Michael Kliever, souffrant de brûlures et de lésions graves, se trouvait pris sur M. Uwe Teubert, son corps protégeant M. Teubert de la chaleur et du feu. M. Teubert a crié à l'aide mais, même si certains ont pu entendre ses appels, il semble que personne n'a pu discerner d'où ils provenaient. Ce n'est pas avant presque une heure après l'écrasement que ces deux hommes ont été libérés de l'épave en feu. Une fois que M. Kliever a été sorti de l'épave, M. Teubert, gravement blessé, a réussi avec de l'aide à se sortir des débris. M. Kliever est mort plus tard à l'hôpital.

La plupart des survivants sont sortis du bois en suivant le sentier dégagé par les premiers sauveteurs arrivés sur place. Le premier groupe de survivants a atteint Middle Marker Road moins de 20 minutes après l'écrasement. À 12 h 32, 21 minutes après l'écrasement, le chef des pompiers Ernest Parry a transmis par radio environ 20 à 25 survivants se dirigeaient vers l'intersection des routes McArthur et Middle Marker. Plusieurs de ces personnes qui avaient subi des brûlures et autres blessures diverses, ont quitté le lieu de l'écrasement en manches de chemise et sans chaussures. On les a fait monter dans des véhicules ou on les a conduits à une maison proche pour les tenir au chaud. Tous ces gens ont été par la suite transportés à l'hôpital de Dryden par ambulance et dans les véhicules des personnes de l'endroit qui étaient venus aider.

Ce que M. Alfred Bertram a fait constitue un autre exemple du dévouement d'un survivant de l'écrasement envers les passagers qui avaient survécu. Spécialiste des services aériens à Rankin Inlet, Territoires du Nord-Ouest, M. Bertram portait un laissez-passer de sécurité de couleur verte de Transports Canada. Ce laissez-passer était encore épinglé à sa chemise lorsqu'il a aidé à porter la civière sur laquelle on amenait M<sup>me</sup> Ayer du lieu de l'écrasement à la route McArthur. Lorsqu'il a atteint la route, il était trempé car il était tombé dans la neige et sa main était gelée en place sur la civière. Lorsqu'on mit finalement la civière dans l'ambulance, presque une heure après l'écrasement, l'ambulancier, voyant l'insigne de M. Bertram et croyant qu'il s'agissait d'un fonctionnaire de l'aéroport, lui a dit de retourner sur le lieu de l'écrasement. M. Bertram est revenu sur la route, il s'est arrêté et il a aidé à charger de l'équipement qu'on devait transporter jusqu'au lieu de l'écrasement. Ensuite, comme il se dirigeait à pied vers le lieu de l'écrasement, il a rencontré deux autres survivants que l'on sortait. Ceux qui aidaient les survivants lui ont demandé de trouver une ambulance. Après avoir fait ce qu'on lui avait demandé et continué pendant quelques minutes de plus à fournir son aide à l'intersection des routes, il a

repris encore une fois la direction du lieu de l'écrasement. Cette fois-ci, il n'a pu s'y rendre. Les «jambes molles», il a jugé qu'il pourrait nuire s'il retournait à l'épave. Une heure et demie après l'accident, M. Bertram a été conduit à une voiture de police pour y prendre un repos dont il avait grandement besoin.

Dennis Swift, le constable spécial de la GRC, après avoir été aidé à sortir de l'avion et que ses compagnons de voyage Bertram et Biro eurent placé une éclisse de fortune sur sa jambe cassée, s'est assis dans la neige et a consigné dans un carnet ses observations concernant l'écrasement. Le constable spécial Swift et un autre survivant, M. Michael Ferguson, ont été finalement sortis du bois couchés sur une civière plus d'une heure après l'écrasement. Ils ont été les derniers survivants à quitter le lieu de l'écrasement. Leur ambulance ne s'est pas mise en route avant 13 h 45, à peu près à la même heure à laquelle l'ambulance transportant M. Kliever et M. Teubert a quitté les lieux. M. Godin, qui a été transporté à l'hôpital avec le constable spécial Swift et M. Ferguson, a aidé à leur fournir de l'oxygène pendant le voyage et à les faire rentrer dans l'hôpital à leur arrivée. La journée de M. Godin en tant que survivant/sauveteur a finalement pris fin deux heures après l'écrasement alors que transi de froid et épuisé, il a pu rejoindre sa famille à l'hôpital.

Un certain nombre d'autres passagers qui ont survécu se sont comportés de façon héroïque ce jour-là. Le témoignage de plusieurs des passagers qui ont survécu constitue une partie du dossier de cette Commission. Ce dossier, colligé afin de rendre hommage à tous les passagers du vol 1363, a été d'une valeur inestimable.

## **Facteurs de survie**

La section suivante comprend des observations concernant les facteurs de survie des passagers propres à l'avion. Elle est fondée sur l'enquête conduite par ceux qui ont analysé les facteurs humains, tels qu'ils les ont rapportés par écrit et pendant leurs témoignages devant cette Commission d'enquête.

### **Sécurité de la cabine**

Avant le dernier décollage de C-FONF le 10 mars 1989, les agentes de bord ont fait une démonstration de sécurité avant le vol. Tous les passagers pouvaient consulter les fiches de renseignements d'urgence concernant le F-28, fiches placées dans les pochettes des sièges. La plupart des survivants ont indiqué qu'ils avaient porté une certaine attention à la démonstration de sécurité avant le vol faite par les agentes de bord et/ou qu'ils ont lu la fiche d'urgence. Des survivants ont rapporté que les porte-bagages contenaient des pardessus et au moins

une valise à vêtements, que tous les dossiers des sièges étaient en position relevée, que les plateaux de siège étaient rangés et que toutes les ceintures des passagers étaient correctement bouclées.

Pendant la semaine du 6 au 10 mars 1989, les agentes de bord Katherine Say et Sonia Hartwick ont décelé un certain nombre de problèmes dans l'avion. Chacun de ces problèmes a été consigné dans le carnet de route de l'avion et a été comparé aux diverses inscriptions afin de déterminer si on les avaient déjà consignés et si elles avaient déjà été corrigées. Sonia Hartwick a indiqué que Katherine Say possédait une liste des problèmes qu'elle avait l'intention de remettre au responsable du service cabine une fois de retour au bureau de London le 13 mars.

Plus particulièrement, de la fumée, dont la cause n'a jamais été déterminée de façon concluante, avait pénétré dans la cabine et dans le poste de pilotage à plusieurs reprises pendant cette semaine-là; il y avait des écarts concernant le nombre et les types de masque à oxygène d'urgence dans la cabine passagers; on avait eu de la difficulté à verrouiller la porte d'entrée principale de l'aéronef et il avait fallu maintenir en place la poignée de verrouillage de la porte au moyen de ruban gommé; l'éclairage d'urgence du rail de plancher était faible et bleuâtre; et les lumières des issues au-dessus de la porte d'entrée principale et de la porte d'entrée cabine côté passagers de l'avion ne fonctionnaient pas et le système de pressurisation de l'aéronef présentait des problèmes. On a indiqué que chacun des problèmes ci-dessus a été porté à l'attention du commandant de bord, consigné au carnet de route chaque fois qu'on en décelait un et rapporté au service de maintenance. Cependant, pendant cette semaine-là, aucun des problèmes n'a été corrigé.

Le 18 mai 1988, l'inspecteur J. Rutherford de Transports Canada a fait une inspection – sécurité des passagers de C-FONF. Pendant cette inspection, un certain nombre de manquements mineurs à la sécurité ont été observés, entre autres un manque d'indicateurs de direction dans le circuit d'éclairage de proximité du plancher. Le 2 juin 1988, l'inspecteur J. Brederlow de Transports Canada a fait une autre inspection de sécurité cabine de C-FONF et a relevé qu'il n'y avait pas de filet de retenue dans le cas d'un vestiaire placé à l'arrière, et que les sièges des agents de bord n'avaient pas de bretelles. De fait, il n'y avait pas d'obligation légale de doter de bretelles les sièges des agents de bord.

Étant donné que l'avion a été si fortement endommagé par l'impact et l'incendie après l'écrasement, on a eu de la difficulté à évaluer plusieurs des paramètres sécurité de la cabine. Par exemple, des passagers ont rapporté que les porte-bagages suspendus et les panneaux du plafond qui s'étaient affaissés les ont empêché de sortir de l'avion. Cependant, comme la cabine a été presque complètement détruite par

le feu, il n'a pas été possible de déterminer si cet affaissement est imputable à la conception, à la construction ou à la maintenance. Vu la nature de l'impact et la rupture de fuselage, il semblerait déraisonnable de croire que les porte-bagages et les garnitures du plafond ne se soient pas affaissés. La vitesse à laquelle le feu s'est propagé dans la cabine a également été analysée. Il existe un règlement qui stipule que les sièges passagers doivent être fabriqués d'un matériau ignifuge, mais la propagation rapide des flammes est toujours un problème dans le cas de la majorité des avions. (La question des matériaux de la cabine est traitée plus en détail dans une autre section du présent chapitre.)

Un autre point de la sécurité cabine concerne les vêtements que portent les agents de bord. La tenue de l'agent de bord Hartwick comprenait des escarpins, une jupe légère et une veste sans manches. Elle a perdu un soulier dans l'avion et l'autre dehors dans la neige. Elle a par la suite emprunté une paire de chaussures d'un passager, ce qui lui a permis d'aider les passagers mieux encore. Je crois qu'il faut porter plus d'attention à la tenue de tous les agents de bord afin qu'ils soient mieux en mesure d'assurer le leadership dont on s'attend d'eux en cas d'urgence.

## **Comportement et évacuation des passagers**

Peu après l'envol de l'avion, plusieurs passagers et au moins une agente de bord, Sonia Hartwick, ont réalisé que l'avion se comportait de façon bizarre. Même avant le premier contact avec les arbres, quelques passagers s'étaient arc-boutés, et l'agente de bord Hartwick qui prenait place dans le siège 8D de la section médiane de l'avion a ordonné aux passagers de se tenir fermement. Vingt survivants ont déclaré avoir suivi ses instructions. Certains survivants, particulièrement ceux assis à côté de membres de leur famille, ont tenté de les protéger en les recouvrant de leurs bras ou de leur corps. Tous les survivants, y compris ceux qui n'avaient pas entendu les ordres de l'agent de bord, ont tenté de s'arc-bouter d'une manière ou d'une autre avant que l'aéronef ne percute le sol.

Les survivants ont rapporté avoir entendu l'avion commencer à heurter les arbres. À mesure que l'avion s'affaissait dans les arbres, les bruits résultant des impacts sont devenus de plus en plus forts et l'avion s'est mis à frémir de plus en plus violemment. Le vacarme de l'avion qui frappait les arbres et le bruit du métal qui s'est déchiré jusqu'à l'impact final au sol inclusivement se sont mêlés aux cris de terreur et aux hurlements des passagers. Un passager assis dans la partie médiane de l'avion a rapporté avoir levé la tête avant que l'avion ne frappe le sol et qu'il a vu des passagers basculer, des articles tomber des porte-bagages, du carburant pénétrer dans la cabine et asperger les passagers, et un

éclair de feu. Après l'impact au sol et avant l'arrêt complet de l'aéronef, les passagers, la tête toujours entre les genoux, ont vu de la neige sale mouillée pénétrer dans la cabine. Cette neige était mélangée de boue et de morceaux d'arbres. Une forte odeur de carburant se dégageait de ces débris. En raison de la confusion qui régnait à l'intérieur de la cabine, ces survivants ont été incapables de préciser la direction à partir de laquelle ces débris ont pénétré dans la cabine. En outre, quatre passagers ont indiqué avoir vu et entendu des étincelles électriques, avoir vu un éclair et senti la chaleur de ce dernier.

Des survivants ont rapporté que la scène à l'intérieur des trois sections étaient chaotiques due en grande partie à la déformation du fuselage. Un grand nombre de sièges avaient été arrachés de leur point de fixation sur le plancher. Ces sièges, avec leurs occupants, étaient éparpillés, ce qui ajoutait à la confusion. Le gros des corps, des sièges et des débris se trouvait surtout du côté avant gauche du fuselage. Les survivants assis dans la section médiane ont déclaré que l'accumulation des débris variait de deux à trois pieds d'épaisseur et que dans certains cas ces derniers les recouvraient et les empêchaient de bouger. Des sections des porte-bagages avaient également été arrachées pendant les derniers moments avant l'impact, répandant leur contenu sur les passagers et dans l'allée. Ces sections brisées des porte-bagages, certains déjà en flamme et desquelles tombaient des gouttes de plastique fondu et brûlant, tombèrent sur des survivants.

Une fois l'avion immobilisé, l'intérieur des sections de la cabine a été faiblement éclairé par la lumière du jour qui entrait par les hublots et les deux grandes déchirures du côté droit de l'avion. Le système d'éclairage intérieur ne fonctionnait pas, et les rampes d'éclairage d'urgence de l'avion ne fonctionnaient pas ou, à cause des débris, elles n'étaient pas visibles. Les témoignages des passagers ont révélé que tout ce qui pouvait guider les survivants pour qu'ils puissent sortir de l'avion était la lumière du jour qui pénétrait dans la cabine par les hublots et les divers trous.

Au moment où l'aéronef s'est arrêté, quelques feux s'étaient déjà déclarés à certains endroits à l'intérieur et à l'extérieur de la cabine. Ces feux sont devenus de plus en plus intenses et celui qui dégageait le plus de chaleur, juste en avant de l'aile gauche, s'est propagé rapidement. Les flammes ont bientôt envahi les sections de la cabine, accompagnées d'une fumée noire, âcre et extrêmement épaisse qui restreignait considérablement la visibilité à l'intérieur de la cabine rompue et rendait la respiration extrêmement difficile.

Des survivants ont dit avoir été fortement secoués pendant l'écrasement et que tous étaient assommés ou plus ou moins conscients lorsque l'aéronef s'est arrêté. Les efforts pour s'échapper de l'avion ont commencé en moins de quelques secondes et sont devenus de plus en plus



frénétiques à mesure que l'intensité des flammes augmentait, que la fumée devenait plus dense et que de plus en plus de survivants reprenaient conscience. Quelques survivants se sont rappelés avoir entendu l'agente de bord ordonner aux passagers de sortir.

Quarante-sept passagers ont réussi à sortir d'eux-mêmes de l'avion ou aidés par d'autres. Deux de ces derniers sont décédés plus tard à l'hôpital. Même si la réaction des passagers pendant l'évacuation ne peut être décrite comme de la panique, cette évacuation s'est faite certainement de façon désordonnée et cahotique. Plusieurs passagers ont dit avoir vu d'autres survivants passer par-dessus eux en jouant des pieds et des mains ou en poussant leur dossier de siège contre eux pendant qu'ils tentaient frénétiquement de s'échapper. Plusieurs rapports ont indiqué que malgré l'agitation qui régnait, les survivants se sont mutuellement aidés à sortir de l'avion et aucun rapport n'a fait état de comportements égoïstes. En raison du feu qui augmentait d'intensité, de la fumée, et des nombreuses détonations faibles qu'ils pouvaient entendre, tous les passagers ont senti que leur vie était menacée.

Comme on l'a déjà mentionné, la personne qui occupait le siège 8E, siège immédiatement placé à côté de l'issue de droite, a déclaré que lorsque l'avion s'est finalement arrêté et qu'il était prêt à sortir, il est passé par cette issue sur l'aile suivi par l'agente de bord qui était assise à sa gauche, ainsi qu'un jeune passager qui se trouvait juste derrière lui dans le siège 9E. Le survivant du siège 8E croyait que la porte de la sortie de secours avait déjà été ouverte; il est sûr que ce n'est pas lui qui l'a fait. Manifestement, ces deux passagers ont été les seuls à s'échapper par l'issue d'évacuation sur l'aile droite.

Le passager du siège 7D a déclaré que pendant qu'il était pris dans son siège, il a allongé le bras derrière lui sur sa droite et qu'il a tordu et tiré un verrou. Il n'a pu identifier ce verrou avec certitude mais il se peut qu'il ait effectivement tiré sur la poignée de l'issue d'évacuation. Pendant l'enquête, on a trouvé un reste brûlé d'un coin de la porte de l'issue de secours intérieure de l'avion par le travers de cette issue. On n'a pu déterminer avec certitude de quelle façon l'issue de secours de droite a été ouverte.

La personne qui occupait le siège 8A s'est échappée en passant par l'issue de secours sur l'aile qui se trouvait immédiatement à sa gauche. Elle était sûre que la porte était ouverte ou qu'elle avait été arrachée au moment de l'écrasement. Cette personne a subi de graves brûlures en sortant de l'avion et elle a été ultérieurement transportée par avion à Winnipeg. Tout de suite après la sortie de cette personne de l'avion, un feu intense s'est déclaré à proximité de l'issue de secours de gauche, ce qui a empêché d'autres passagers de l'utiliser.

Tous les autres survivants sont sortis de l'avion en passant par les déchirures du fuselage. Quatorze survivants, y compris un bébé tenu

dans les bras de sa mère, sont passés par une échancrure dans le fuselage juste en avant de l'aile droite. Vingt-six sont sortis par l'ouverture à l'arrière de l'aile droite; et un survivant gravement blessé s'est extirpé par une échancrure à l'avant de l'aile gauche.

Sept enfants qui ont survécu avaient moins de 16 ans, et tous ont eu besoin d'aide pour s'échapper. Cette aide a été prodiguée soit par leurs parents ou par les passagers qui étaient assis près des enfants. Aucun n'a subi de blessures graves. Comme nous l'avons dit, l'un des enfants était un bébé que sa mère tenait dans ses bras à bord de l'avion.

L'avion s'est écrasé dans un secteur fortement boisé enchevêtré d'arbres morts et de broussailles. La forte neige mouillée qui était tombée avant le décollage s'était poursuivie quelque temps après l'écrasement, s'ajoutant à celle qui atteignait déjà la taille sur le lieu de l'écrasement. La température était au point de congélation.

Tous les survivants étaient mal vêtus pour faire face à ces conditions. La majorité d'entre eux avaient enlevé leurs manteaux d'hiver et leurs vestons à bord de l'appareil avant que l'avion ne décolle pour Winnipeg. Onze des 47 survivants, y compris l'agente de bord, ont perdu leurs chaussures pendant l'écrasement ou en s'extirpant de l'avion.

À mesure que les survivants sont sortis de l'avion, la plupart d'entre eux blessés et plusieurs en état de choc, ils se sont graduellement rassemblés par petits groupes parmi les arbres à environ 200 pieds de l'avion qui brûlait. Trois des survivants étaient trop grièvement blessés pour être en mesure de s'éloigner à plus de 75 pieds environ de l'avion. Des survivants moins gravement blessés les ont aidés et se sont occupés d'eux.

Après s'être éloignés du danger immédiat que présentait l'incendie, les survivants ont été plus portés à collaborer entre eux et, dans plusieurs cas, ils ont fait preuve d'altruisme en tentant de réduire les souffrances de ceux qui avaient été moins fortunés qu'eux. Des passagers ont enlevé leur veston pour que d'autres qui avaient perdu leurs chaussures s'y mettent debout, et d'autres ont donné leur chemise ou leur chandail à ceux qui avaient froid. Quelques passagers ont prodigué tant bien que mal les premiers soins aux blessés. D'autres passagers ont calmé ceux qui étaient en état de choc, et d'autres encore se sont occupés de ceux qui pouvaient difficilement marcher.

L'agente de bord qui a survécu, Sonia Hartwick, malgré son état de choc, a assumé un certain leadership afin que les groupes restent ensemble. Une fois sortie de l'avion, elle a ordonné aux survivants qui s'échappaient de continuer de s'éloigner du feu; ensuite, en attendant qu'on les évacue du lieu, elle s'est assurée que les survivants dont plusieurs étaient en état de choc n'errèrent pas dans les bois. Elle a encouragé les survivants et aidé à soigner et à reconforter un passager gravement brûlé.

## Ceintures de sécurité

Les témoignages des survivants indiquent que toutes les ceintures de sécurité ont tenu; cependant, plusieurs survivants ont déclaré avoir eu de la difficulté à défaire la boucle de leur ceinture. Il se peut que l'état d'excitation dans lequel certains des survivants se trouvaient a été la cause des efforts frénétiques et vains pour détacher leur ceinture. D'autres ont eu de la difficulté à trouver la boucle de leur ceinture parce qu'elle n'était plus là où ils s'attendaient qu'elle soit étant donné que leur corps s'était déplacé sur le siège. Quelques survivants ont indiqué qu'ils avaient eu de la difficulté parce que les débris les empêchaient d'atteindre la boucle de leur ceinture.

L'un des survivants qui a déclaré avoir éprouvé de la difficulté avec sa boucle de ceinture était M. Gary Jackson, un prisonnier menotté que l'on amenait sous escorte à un centre de détention. M. Jackson croit que la difficulté qu'il a eue était due à plusieurs facteurs : il était quelque peu dans un état de panique ou de choc, ses mains brûlées lui faisaient très mal et il était menotté. Il a été incapable de déboucler sa ceinture jusqu'à ce que l'un des constables spéciaux de la GRC qui l'escortait, M. Donald Crawshaw qui avait d'abord laissé M. Jackson dans son siège, ne soit revenu à l'épave pour aider le prisonnier après qu'il eut entendu ses appels au secours.

La partie en tissu de la majorité des ceintures de sécurité a été détruite par le feu. Par conséquent, il a été impossible de faire une évaluation physique complète de l'efficacité des ceintures. Cependant, chaque siège passager était doté à l'origine de deux points d'ancrage de ceinture, deux ancrures, et d'une boucle en deux pièces. Ainsi, il y avait 130 points d'ancrage de ceinture, 130 ancrures de ceinture et 65 boucles.

Les 130 points d'ancrage des ceintures étaient en place, mais seulement 121 ancrures de ceinture de sécurité étaient en place et intactes; deux autres ancrures de ceinture de sécurité furent retrouvées intactes, mais elles n'étaient pas en place. Seulement cinq boucles de ceinture de sécurité furent retrouvées, quatre toujours en bon état. Aucune des ceintures de sécurité des sièges des agents de bord ou des sièges du poste de pilotage n'a été retrouvée.

En tenant pour acquis que toutes les ceintures de sécurité passagers de l'avion étaient du même type que celles qui ont été récupérées, on peut dire qu'elles étaient conformes aux spécifications des règlements canadiens. Étant donné qu'aucun des composants des ceintures de sécurité des membres d'équipage n'a été retrouvé, on ne peut faire aucune déclaration de conformité ou de non-conformité aux spécifications des règlements canadiens.

## Sièges

On a découvert que plusieurs sièges passagers étaient détachés du plancher et entassés vers l'avant de l'avion. La plupart des armatures des sièges passagers ont été endommagées et déformées sous l'effet de l'impact et des forces de décélération. Les sièges des rangées 6, 7 et 9 du côté droit du fuselage étaient toujours en place après l'écrasement. Les armatures des sièges des rangées 13 de droite et 8 de gauche étaient très peu endommagées, mais ces sièges étaient déplacés et les boutons de fixation avant avaient disparus.

En règle générale, les sièges vers le côté avant gauche de l'avion ont été plus endommagés que les autres sièges. La partie la plus résistante des sièges est la poutre tubulaire jumelée formant la base de chaque rangée. Plusieurs de ces poutres ont été courbées sous l'effet d'une force excessive. La plus grande déformation des poutres a été observée dans les rangées 1 à 3 du côté droit et dans les rangées 1 à 7 du côté gauche. La majorité de ces sièges ont été soumis à des forces de décélération ayant des composantes importantes en direction latérale et vers le bas pendant la phase finale de l'écrasement. (Voir l'annexe technique 4.)

En raison de l'incendie, à part la structure de base même du siège du commandant de bord, il n'est rien resté des sièges des agents de bord ni de ceux des membres d'équipage.

Le siège d'agent de bord avant était un siège à socle sans bras, ni dispositifs de retenue latéraux ni dossier rigide. Le siège faisait face vers l'avant, il se trouvait dans le secteur de l'office de bord, à droite de l'axe de l'avion, et il était muni d'une sangle sous-abdominale mais non de bretelles. Il était placé à cet endroit pour permettre à l'agent de bord d'atteindre une issue et le seul toboggan d'évacuation de l'avion. Directement devant cette position et faisant face au siège se trouvaient les armoires et l'équipement de l'office de l'avion. Le siège et la ceinture de sécurité de l'agent de bord étaient conformes aux spécifications du Règlement de l'Air du Canada. Pour de plus amples détails concernant les bretelles des sièges, consulter le chapitre 22 du présent rapport, Le programme F-28 : Bretelles de sécurité d'agent de bord.

Tous les sièges passagers étaient rembourrés de mousse de néoprène ignifuge et conformes aux règlements de Transports Canada concernant l'inflammabilité.

En conformité avec la norme FAR 25.813 des États-Unis, les sièges placés juste devant et à côté des issues d'évacuation sur les ailes doivent être munis de dossiers non rabattables. On satisfait à cette exigence en enlevant les câbles de fonctionnement du mécanisme permettant d'incliner les sièges. Dans l'autre F-28 d'Air Ontario (C-FONF), les câbles ont été enlevés et les sièges dont il est question ne peuvent être inclinés;

pendant, dans l'avion accidenté, les câbles permettant d'incliner les dossiers étaient toujours en place.

À tous autres égards, tous les sièges de C-FONF satisfaisaient aux exigences canadiennes.

## **Éclairage intérieur**

Il y avait 16 lumières de secours et 16 voyants d'évacuation installés dans la cabine passagers de C-FONF. Il y avait sept lumières de chaque type au plafond et d'autres placées à des endroits stratégiques de la cabine. En règle générale, les lumières de secours et les voyants d'évacuation étaient co-implantés. Les lumières de secours étaient alimentées à partir des circuits d'alimentation réguliers de l'aéronef et les voyants d'évacuation l'étaient à partir de sept blocs d'alimentation autonomes montés dans la cabine et comportant des piles rechargeables. Il y a un commutateur de lumière de secours à trois positions sur le tableau supérieur du poste de pilotage, identifié OFF, TEST et ARM. Dans des conditions normales de vol, ce commutateur est à la position ARM. Lorsque ce commutateur est à la position ARM, les voyants d'évacuation, qui sont alimentés par les blocs autonomes, s'allument en cas de rupture totale de l'alimentation électrique fournie par le circuit électrique de l'avion. De plus, il y avait quatre indicateurs d'issue dans la cabine, contenant les ampoules des circuits des lumières de secours et des voyants d'évacuation.

Cet accident s'est produit de jour et, par conséquent, le non-fonctionnement des lumières n'a pas été en lui-même un problème pendant la phase d'évacuation. Cependant, selon les témoignages, de la fumée dense a envahi la cabine peu après l'écrasement, ce qui a fait que les passagers ont eu de la difficulté à s'orienter dans les parties centrales et avant de la cabine. S'il avait fait nuit lorsque l'avion s'est écrasé, les conditions dans l'épave auraient été plus cahotiques et il y aurait pu y avoir plus de pertes de vie. On a demandé aux passagers qui ont survécu s'ils avaient vu des lumières dans l'avion pendant qu'il se disloquait et au moment où tout s'est arrêté. La plupart des passagers n'ont pas remarqué si les lumières étaient allumées ou éteintes. Quelques-uns ont déclaré avoir vu des lumières mais ils n'ont pu préciser s'il s'agissait des lumières de l'avion; certains ont cru que l'éclairage provenait du feu. Deux passagers ont dit que les lumières qu'ils ont vues étaient celles de l'intérieur de la cabine.

Si l'on tient compte du désordre qui régnait dans l'aéronef, de la fumée et des débris dans la cabine qui auraient obstrué la vue des passagers, il n'est pas étonnant que peu de personnes ont pu dire si les voyants d'évacuation fonctionnaient ou non après l'écrasement. Les fils électriques alimentant les lumières ont sûrement été coupés à plusieurs

endroits lorsque le fuselage s'est rompu en trois parties distinctes. Il se peut que certains voyants d'évacuation aient clignoté ou se soient allumés au moment où les circuits d'alimentation réguliers de l'aéronef ont été coupés pendant la phase finale de l'écrasement. On ne peut déterminer avec certitude si les voyants d'évacuation ont fonctionné comme ils auraient dû.

## Enquête auprès des survivants

L'accident de Dryden, quoique tragique, nous a fourni l'occasion d'obtenir des données de valeur sur l'évacuation d'urgence d'un appareil de grosseur moyenne et sur d'autres facteurs de survie. Une étude de ces sujets pourrait mener à la découverte de manquements à la sécurité et aux recommandations nécessaires à leur redressement. Ayant cet objectif à l'esprit, le groupe d'enquêteurs du BCSA qui s'est occupé des facteurs humains et des possibilités de survie a formulé une liste de questions spécifiques à poser par les enquêteurs à chacun des survivants.

Les entrevues ont commencé le 11 mars 1989, le lendemain de l'accident. Quarante-deux survivants ont été interrogés sur leur lit d'hôpital. Leur âge et leurs antécédents varient, de même que leur degré d'expérience de vol comme passager ou pilote. Ce qui suit est un résumé des questions posées aux survivants et des réponses obtenues.

### 1 *Avant le décollage de Dryden, avez-vous porté attention à la démonstration de sécurité des agents de bord?*

Neuf survivants (21 p. 100) ont répondu qu'ils n'ont pas porté une attention particulière à la démonstration des agents de bord. Deux de ces neufs survivants étaient des pilotes, et trois autres personnes de ce groupe ont répondu qu'elles avaient été attentives aux démonstrations données avant le décollage à Thunder Bay.

Il est intéressant de noter qu'un des passagers, une fillette de 12 ans, a indiqué qu'elle n'avait ni porté attention à la démonstration ni lu la fiche d'évacuation de l'aéronef parce que «c'est toujours la même chose et je la connais de toute façon». Cette passagère a eu de la difficulté à défaire sa ceinture après l'écrasement et le passager assis à côté d'elle a dû l'aider. La boucle de la ceinture de sécurité, selon le passager qui l'a aidée, a fonctionné normalement.

### 2 *Avant le décollage de Dryden, avez-vous lu la fiche d'évacuation?*

Dix-huit survivants (43 p. 100) ont répondu qu'ils n'avaient pas lu la fiche d'évacuation.

Sept survivants (17 p. 100) n'ont ni lu cette fiche ni porté attention à la démonstration de sécurité de l'agent de bord.

3 *Vous êtes-vous raidi avant l'impact?*

Cinq survivants (12 p. 100) ont dit qu'ils ne l'ont pas fait. Cependant, après qu'on leur eut posé d'autres questions, on a déterminé que même si ces survivants n'avaient pas pris la position de protection indiquée dans le manuel, ils s'étaient tous raidis d'une certaine manière. Il est particulièrement important d'apprendre que vingt survivants (48 p. 100) ont répondu qu'ils avaient pris cette position après que l'agente de bord leur en eut donné l'ordre avant l'impact.

4 *Votre siège s'est-il affaissé sous le choc?*

Trente-deux personnes (76 p. 100) ont répondu que leur siège ne s'était pas affaissé et cinq autres (12 p. 100) ont dit que leur siège s'était affaissé.

5 *Avez-vous eu de la difficulté à défaire votre ceinture de sécurité?*

Sept personnes interrogées (17 p. 100) ont répondu qu'elles ont eu de la difficulté à défaire leur ceinture de sécurité. Parmi ces passagers se trouvait le prisonnier dont les poignets étaient menottés devant lui. Une personne a mentionné avoir débouclé sa ceinture de pantalon sous l'effet de la nervosité.

Deux survivants (5 p. 100) ont répondu avoir eu de la difficulté du fait qu'une fois la ceinture de sécurité bouclée, la boucle s'était déplacée d'un côté de l'abdomen.

6 *Avez-vous frappé un objet dans l'espace se trouvant autour de vous ou avez-vous été frappé par un objet?*

Dix-neuf survivants (45 p. 100) ont répondu soit avoir été frappés par un objet ou avoir frappé quelque chose pendant la séquence de l'écrasement. Seulement deux des personnes interrogées ont affirmé que leur tête a frappé les sièges devant eux. Dix-sept personnes (40 p. 100) n'ont pas pu se rappeler ce qu'elles avaient frappé ou ce qui les avait frappées. La majorité des personnes de ce groupe ont répondu que leur manque de mémoire était dû au fait qu'elles avaient la tête penchée vers l'avant et/ou qu'elles avaient les yeux fermés. Plusieurs ont dit qu'il y avait beaucoup trop de débris qui volaient en tous sens dans la cabine pour identifier ce qu'ils frappaient.

Dix-neuf passagers (45 p. 100) se rappellent que les porte-bagages tombaient sur eux.

7 *Avez-vous eu de la difficulté à sortir de l'avion?*

Huit personnes interrogées (19 p. 100) ont mentionné qu'elles avaient eu de la difficulté à sortir de l'avion.

La majorité des difficultés provenaient du fait qu'il y avait des débris dans l'avion. Trois survivants (7 p. 100) ont eu de la difficulté parce que leurs pieds étaient pris sous le siège devant eux pendant la séquence de l'écrasement.

8 *Avez-vous aidé quelqu'un à sortir de l'avion?*

Quinze survivants (35 p. 100) ont répondu avoir aidé d'autres passagers.

9 *Vous a-t-on aidé à sortir de l'avion?*

Onze passagers (26 p. 100) ont répondu qu'on les avait aidés.

## Survie à l'écrasement et survie à l'impact

La «survie à l'écrasement» s'entend de la capacité des occupants de l'avion à survivre à l'impact ou aux impacts, à sortir de l'avion avant que les conditions, ne deviennent intolérables à cause d'un incendie, d'une immersion ou autres dangers, et de la capacité de survivre dans les conditions prévalant après l'écrasement jusqu'à l'arrivée des secours.

La «survie à l'impact» s'entend de la capacité de l'avion de protéger l'occupant pendant un écrasement, les critères suivants étant appliqués :

- 1 L'environnement immédiat de l'occupant doit rester relativement intact, c'est-à-dire qu'il ne doit pas y avoir d'intrusion dans l'espace viable.
- 2 Les forces de décélération agissant sur les occupants ne doivent pas dépasser les limites de tolérance humaine.
- 3 Le siège/système de retenue doit prévenir les blessures pouvant résulter d'une deuxième collision.
- 4 L'environnement immédiat doit protéger les occupants attachés contre des blessures graves par contact.

Cette partie du rapport traite de la capacité de l'avion et de tous ses composants de protéger les occupants des effets de la décélération rapide et de la rupture de l'aéronef, et elle traite également de la sécurité des sièges et des ceintures de sécurité. L'analyse de la capacité de résistance à l'écrasement nous donne une idée générale de la magnitude moyenne des forces d'impact au moment de l'écrasement. La susceptibilité de l'avion au feu et les effets du feu sur les occupants sont traités dans la section suivante du présent chapitre.

M. James Hutchison, ingénieur en mécanique et chef de la division d'analyse technique du Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA), qui a agi à titre de président du groupe de l'équipe d'enquête sur les structures de l'avion a donné, dans son témoignage, la raison pour laquelle on procède à une analyse de la rupture structurale d'un avion en cas d'accident. Fondamentalement, l'analyse des structures permet d'évaluer globalement la dynamique de l'écrasement afin de déterminer la nature des schémas de rupture. Ces schémas sont ensuite comparés à ce que l'on pourrait normalement s'attendre, d'après les données



historiques, dans le cas du type d'écrasement analysé. Si un schéma particulier de rupture ne correspond pas à l'évaluation de la dynamique de l'impact, il faut alors procéder à un examen approfondi. Dans le cas de l'accident qui nous intéresse, les schémas de rupture du F-28, C-FONF, correspondaient tous à l'évaluation globale de la dynamique d'impact, et les enquêteurs n'ont relevé aucun schéma de rupture qui, du point de vue de la conception, pouvait être de nature non prévue ou qui ne pouvait pas être expliqué à leur satisfaction.

En utilisant les cartes topographiques produites par l'équipe d'arpentage, le groupe sur les structures de l'avion a estimé que l'angle du terrain dans le secteur de l'écrasement formait une pente descendante d'environ 4° dans la section supérieure du tracé de l'épave, variant à environ 8° dans la section inférieure. Les calculs de l'écrasement ont été divisés en deux volets : le premier, à partir du point où l'aéronef a commencé à frapper des arbres au sommet de la butte, à environ 726 mètres de l'extrémité de la piste jusqu'à ce qu'il frappe le sol 144 mètres plus loin; le deuxième, à partir du point où l'aéronef a frappé le sol jusqu'à ce qu'il s'arrête. L'avion a glissé sur 80 mètres environ après avoir frappé le sol.

Les calculs, en estimant que la vitesse de l'avion était de 205 à 220 pieds par seconde (121 à 130 noeuds) et un coefficient estimé de friction à travers les arbres ont donné des niveaux de décélération longitudinale d'environ 1,33 g pendant la première partie de la séquence de l'écrasement. L'angle peu prononcé du tracé de l'avion à travers les arbres sur une pente légèrement négative a eu pour effet de maintenir les niveaux de décélération (g) relativement faibles. Les niveaux de décélération pour la deuxième partie ont été calculés en utilisant la vitesse d'impact dérivée des calculs précédents. On a estimé que les niveaux de décélération longitudinale sur la deuxième partie étaient de 2,33 à 3,05 g. Les niveaux supérieurs ont été attribués à l'augmentation importante de la résistance au glissement sur le sol comparativement à la résistance qui s'est produite lorsque l'avion est entré dans les arbres. Les niveaux de décélération estimés sont les niveaux moyens se rapportant à l'aéronef dans son ensemble et sont basés sur la distance totale parcourue. En réalité, il y a eu des niveaux de décélération locale qui ont varié grandement par comparaison à la moyenne. Le niveau de décélération verticale de crête dans le côté avant gauche de la cabine, où le principal contact avec le sol s'est fait, a été calculé entre 15 et 20 g. Ces calculs ont été fondés sur une analyse de la déformation des structures de la poutre des sièges de l'une des rangées de trois sièges dans le secteur avant gauche de la cabine. Il faut noter que ces calculs de forces de décélération verticales ne représentent qu'un seul vecteur de la force d'écrasement de crête résultante qui a causé les dommages et les blessures pendant l'impact principal. Comme la décélération horizontale de

crête pendant l'impact principal est fonction de la décélération verticale de crête et de la résistance au glissement, on peut faire une approximation de la décélération horizontale de crête en estimant le coefficient de frottement de glissement. Dans son témoignage, M. Hutchinson a utilisé une valeur de 1,4 à cette fin. En appliquant cette valeur à la décélération verticale calculée, on obtient une décélération horizontale de crête de l'ordre de 21 à 28 g.

Ces forces d'écrasement de crête estimées ont touché le côté avant gauche du fuselage au cours de l'impact principal au sol. Elles étaient supérieures à la tolérance humaine à la décélération d'une personne retenue uniquement par une ceinture de sécurité, critère actuel de protection des occupants et normes d'intégrité structurale des avions de transport à réaction. L'intensité de ces forces explique pourquoi les personnes situées le plus près du point d'impact de l'avion ont été tuées, frappées d'incapacité ou emprisonnées. La survie de quelques personnes dans cette zone ne peut être attribuée qu'à la chance et à des circonstances fortuites. Les vecteurs de crête horizontal et vertical, qui ont agi simultanément, peuvent maintenant être combinés pour arriver à une force d'écrasement résultante de l'ordre de 26 à 34 g.

Tous les sièges de l'avion ont été récupérés. Ceux qui se trouvaient du côté avant gauche dans les rangées 1 à 7 ont été les plus fortement déformés, et les sièges qui semblaient provenir du côté droit des rangées 1 à 3 étaient également déformés. À l'exception des sièges provenant des rangées 6, 7 et 9 du côté droit, tous les sièges étaient arrachés de leurs ancrages de plancher. Les positions originales de certains des sièges ont été déterminées en assortissant les surfaces cassées et selon la position relative des sièges et l'évaluation des dommages. Tous les sièges passagers, sauf ceux provenant du côté droit des rangées 6, 7, 9 et 13, et tous ceux provenant de la rangée 8, ont été déformés partiellement ou en totalité sous l'effet des forces d'impact ou de décélération.

Les règlements adoptés par le Canada, qui précisent la résistance requise des sièges passagers et de l'équipage des avions de transport sont énoncés aux articles 25.561 et 25.562 des United States Federal Aviation Regulations (FAR). Les règlements actuels étaient en vigueur le 10 mars 1989. Cependant, le FAR 25.561 a été amendé et le FAR 25.562 a été ajouté après que le F-28 eut reçu sa certification canadienne, et ces amendements aux règlements n'étaient pas rétroactifs. En résumé, le FAR 25.561, en ce qui concerne les forces inertielles et s'appliquant aux sièges du F-28 porte que la structure soit conçue de façon que chaque occupant ait une chance raisonnable d'éviter d'être grièvement blessé en cas d'atterrissage forcé mineur où les forces de décélération subies par l'occupant n'excèdent pas 2,0 g vers le haut, 9,0 g vers l'avant, 1,5 g latéralement et 4,5 g vers le bas. En outre, la déformation des sièges ne doit pas se produire aux forces de décélération indiquées ou sous ces

dernières. Les règlements actuels, nommément ceux qui sont couverts par l'amendement au FAR 25.561, augmentent les minima indiqués ci-dessus à 3,0 g vers le haut, 9,0 g vers l'avant, 3,0 g latéralement sur la cellule et 4,0 g sur les sièges et leurs dispositifs de fixation, 6,0 g vers le bas et 1,5 g vers l'arrière. Le FAR 25.562 contient des précisions en ce qui concerne les essais dynamiques et les forces inertielles relatifs aux sièges des avions et à leurs dispositifs de fixation. L'un des critères de conception des sièges avion est que les sièges doivent rester attachés à tous leurs points de fixation, même si la structure peut avoir cédé sous l'effet d'une décélération de crête minimale de 14 g.

Comme nous l'avons expliqué ci-dessus, le côté avant gauche de l'avion ont été soumis à des forces d'écrasement de crête de l'ordre de 26 à 34 g; par conséquent, il n'est pas surprenant que de nombreux sièges aient été déformés et arrachés et que le fuselage se soit ouvert en deux endroits.

En revoyant les éléments de preuve concernant l'analyse des structures, je ne peux trouver quoi que ce soit à redire ou donner une importance négative en ce qui concerne la conception et l'intégrité de l'avion F-28 ou aux critères de conception des sièges actuels. Ce fut vraiment un coup de chance pour les passagers qui ont survécu que l'avion se soit cassé pendant les dernières étapes de l'écrasement, ce qui a créé une voie de sortie pour s'échapper de l'épave et du feu.

## **Incendie de l'avion**

### **Introduction**

La majorité des renseignements contenus dans la présente section du rapport ont été colligés et analysés par M. Brian Boucher, pilote d'Air Canada, spécialiste de la lutte contre le feu et actuel directeur de la formation des sapeurs-pompiers de Niagara-on-the-Lake (Ontario). Il est l'adjoint du Commissaire aux incendies de l'Ontario depuis 1983 et membre du Comité de planification d'urgence Lester B. Pearson. M. Boucher a été un membre actif des organismes suivants : Association canadienne des pilotes de lignes aériennes (ACPLA), Fédération internationale des associations de pilotes de ligne (FIAPL) et Organisation de l'aviation civile internationale (OACI). Parmi les divers groupes concernant la protection incendie au sein desquels il a travaillé, il y a le Comité de sauvetage et d'extinction d'incendie d'aéronef pour la National Fire Protection Association, le Comité sur les installations fixes des aéroports de la FIAPL et le groupe d'études sur le sauvetage et l'extinction des incendies d'aéronef de l'OACI. Même si ses titres et son expérience en matière de lutte contre les incendies d'immeuble sont impressionnants, M. Boucher a souligné au cours de son témoignage

qu'il n'a jamais eu l'occasion de participer comme pompier à la lutte contre un grave incendie d'aéronef.

M. Boucher est diplômé de l'Ontario Fire Academy et, en avril 1990, il était à terminer ses études de bachelier ès sciences de l'université de Cincinnati avec concentration en technique du feu et sécurité. Compte tenu de la formation considérable et de la vaste expérience de M. Boucher, on lui a demandé de participer à l'enquête et à l'analyse des paramètres de l'incendie qui s'est déclaré au moment de l'écrasement de C-FONF. Comme il n'avait pas participé aux premières étapes de l'enquête, il a colligé les renseignements nécessaires à son analyse à partir de l'inspection de l'épave récupérée, des photographies, des bandes vidéo, des transcriptions d'entrevues, des entrevues personnelles et des documents pertinents, ainsi que des témoignages devant la Commission. Il a préparé son rapport d'analyse de l'incendie, qui a été déposé comme Pièce 514 et qui, avec son témoignage sous serment, a permis de tirer la majeure partie des données contenues dans la section suivante.

## **Propagation de l'incendie**

### **Phase dynamique**

La phase dynamique de l'incendie s'entend de la période pendant laquelle l'aéronef était en mouvement et en feu. La preuve démontre que lorsque l'avion a commencé à frapper le boisé dense, à quelque 726 mètres de l'extrémité de la piste, le réservoir carburant de gauche a été éventré. Le carburant du réservoir a commencé à se vaporiser et à fuir derrière l'aéronef sous forme de bruine. M. Boucher a été d'avis que tout le carburant provenant du réservoir de gauche s'est échappé pendant que l'avion était en vol. Il est possible que l'aile droite se soit également rompue et que du carburant s'en soit échappé pendant la phase dynamique, mais il n'y a pas de preuve permettant de le confirmer. Le carburant du côté gauche de l'avion s'est enflammé et il y a des traces de feu sur la voie que l'avion s'est ouverte à travers les arbres à partir d'un point situé à quelque 50 mètres après avoir touché les arbres jusqu'à l'endroit où l'avion s'est finalement arrêté. Les arbres ont été roussis mais n'ont pas continué de brûler une fois que la bruine de carburant qui les recouvrait eut fini de brûler. Il n'y a pas de preuve que le côté droit de l'aéronef était en feu pendant la phase dynamique.

Le panache de vapeur de carburant qui s'est développé pendant la phase dynamique de l'incendie, dans sa zone d'inflammabilité, a probablement pris feu sous l'effet de la chaleur du moteur de gauche et/ou des éléments électriques et des fils nus sous tension qui se sont brisés pendant la rupture de l'aile gauche. Le panache de vapeur de carburant et le feu ont suivi l'avion jusqu'à l'endroit où il s'est arrêté. Un

certain nombre de passagers ont dit avoir vu des gerbes de feu du côté gauche de l'avion lorsqu'il a fauché les arbres.

Les enquêteurs qui ont marché dans la voie que l'aéronef s'est ouverte à travers les arbres ont indiqué qu'il y avait une forte odeur de carburéacteur partout sur ce tracé. L'odeur provenait du carburant brut qui s'était échappé et qui n'avait pas pris feu, ainsi que des résidus de carbone résultant de l'incendie.

### **Phase statique**

La phase statique s'entend de la période débutant une fois l'avion complètement arrêté et en feu. Lorsque l'avion s'est arrêté, une grande section du côté avant gauche du fuselage s'est détachée, exposant les passagers qui étaient assis dans cette partie. Le panache de feu a rattrapé l'avion puis il s'est arrêté, brûlant au début les débris et le carburant qui se trouvaient à l'avant gauche de l'avion. Selon des témoins, le panache de feu a atteint 30 pieds de hauteur.

Plusieurs passagers ont dit qu'il y avait une forte odeur de carburant à l'intérieur de la cabine. La senteur provenait soit de la bruine de carburant qui suivait l'avion, soit du carburant et des vapeurs de carburant provenant du réservoir carburant de droite qui s'était rompu, mais ne brûlait pas encore. Du carburant s'était répandu dans la cabine, certains passagers ayant témoigné qu'ils en étaient trempés. Le carburant provenant du réservoir d'aile de droite s'est déversé sur le sol et a traversé la couche de neige. La neige a effectivement emprisonné les vapeurs de carburant et empêché qu'un feu ne se déclare du côté droit de l'avion. Le panache de vapeur provenant du réservoir de l'aile gauche s'est probablement mélangé à un nuage de neige soulevé pendant l'impact final. Une partie du carburant contenu dans le panache de vapeur a pénétré dans l'avion, mais à cause de la neige, il est resté hors de sa zone d'inflammabilité, ce qui a constitué un coup de chance du fait qu'il y avait au début un passage libre de feu à l'extérieur du côté droit de l'aéronef, passage que les passagers capables de marcher pouvaient suivre. Il est évident que le carburant répandu sur les passagers qui ont survécu n'était pas dans sa zone d'inflammabilité puisque ces passagers n'ont pas pris feu.

Le panache de feu a pénétré dans l'avion par la grande déchirure qu'il y avait dans la partie avant gauche du fuselage; il a touché les garnitures latérales du fuselage, les porte-bagages et les bagages à main combustibles (collectivement désignés «combustibles intérieurs»). La preuve démontre que les plastiques et autres articles en feu ont commencé à dégoutter presque immédiatement sur les survivants et sur ceux qui étaient morts. Étant donné la forte concentration probable de vapeur de carburant qui a pénétré dans l'avion et saturé les combustibles intérieurs, la vitesse de propagation des flammes a été très élevée. La partie avant

gauche par laquelle le feu a pénétré dans l'avion est l'endroit où l'on a trouvé le plus de victimes décédées. De là, le feu a ensuite progressé vers l'avant jusque dans l'habitacle et vers l'arrière en suivant le plafond de la cabine, allumant tous les combustibles intérieurs. Les gaz toxiques et inflammables se sont propagés par convection jusqu'au plafond et vers l'extérieur par les ouvertures du fuselage. Le feu a brûlé de haut en bas, comme l'indique le fait que la partie supérieure de l'aéronef a brûlé alors que les parties inférieures du fuselage sont restées intactes.

L'incendie a été fonction du combustible : en raison des ruptures de l'avion, il y avait suffisamment d'oxygène pour entretenir la combustion et le feu a brûlé tant qu'il y a eu des matériaux à brûler ou jusqu'à ce qu'il soit éteint. Il est peu probable que le feu ait jailli dans le fuselage. (Le jaillissement est l'autocombustion des gaz surchauffés.) Pour qu'il y ait autocombustion, la température des gaz dans la partie fermée d'un fuselage doit dépasser 550 °C. Dans ce cas-ci, même s'il se peut que la température ait dépassé 550°, les grandes ouvertures qu'il y avait dans le fuselage ont permis aux gaz surchauffés de s'échapper et, en conséquence, le feu s'est propagé normalement. Les vapeurs du carburant de l'aile droite ont le plus vraisemblablement pris feu à cause de la chaleur rayonnée et des flammes provenant de la cabine de l'avion lorsque le feu a progressé. Le feu dans le secteur de l'aile droite n'a pas été intense; la majeure partie du carburant s'était infiltré dans la neige, ce qui en a de fait emprisonné les vapeurs. Le feu a été le plus intense dans la partie avant gauche du fuselage comme en témoigne la destruction complète de cette partie; par contre, une bonne partie du côté droit du fuselage n'a pas été brûlée dans la même mesure.

La preuve démontre que deux camions des Services de sauvetage et d'extinction des incendies d'aéronef (CFR) sont arrivés à l'intersection de McArthur Road et de Middle Marker Road vers 12 h 18 (Red 3) et à 12 h 19 (Red 1). Le véhicule d'intervention rapide des Unorganized Territories of Ontario (UT of O) est arrivé sur place vers 12 h 34 et le camion-citerne de l'UT of O est arrivé vers 12 h 40. Red 2 (CFR) est arrivé vers 12 h 43. À 12 h 44, deux camions d'incendie de la ville de Dryden sont arrivés. Le capitaine Roger Nordlund, chef des pompiers des UT of O, est arrivé vers 12 h 45.

Malgré la présence de matériel moderne de lutte contre l'incendie et de plusieurs pompiers, il est assez troublant qu'aucune tentative n'ait été faite pour éteindre l'incendie avant environ 14 h, une heure et cinquante minutes après l'écrasement. Un peu après 13 h 30, le camion-pompe des UT of O a quitté l'intersection de McArthur Road et de la route d'accès Middle Marker où il était stationné depuis 12 h 30, il a emprunté la route d'accès Middle Marker pour se rendre à un point situé vis-à-vis le lieu de l'écrasement et à quelque 360 pieds de ce dernier. Huit à dix volontaires ont alors traîné une lance manuelle du camion en traversant

le bois pour atteindre le lieu de l'écrasement, puis vers 14 h, on a déversé un produit ignifuge sur le feu. Les pompiers ont continué d'éteindre de petits foyers spontanés pendant environ une autre heure. À 18 h, le camion-pompe et le réservoir portatif ont été rapprochés du lieu de l'écrasement en empruntant une voie d'accès nouvellement ouverte au bulldozer. Les pompiers sont restés sur le lieu de l'écrasement jusque vers 23 h 30 et les pompiers des UT of O sont revenus sur les lieux pendant les deux jours suivants afin de s'assurer que le feu ne s'était pas rallumé. Les Services de sauvetage et d'extinction des incendies d'aéronef (Services CFR) sont le sujet du chapitre 9 du présent rapport, Services de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronef de l'aéroport municipal de Dryden.

Le Fokker F-28 Mk1000 a été homologué dans la catégorie transport par Transports Canada le 3 août 1972 et, conséquemment, il a reçu l'homologation canadienne de type n° A-108. Parmi d'autres normes, les suivantes s'appliquent : CAR 4b, septembre 1962, amendements 4b-1 à 4b-16 inclusivement; et FAR 25, amendements 25-1 à 25-12 inclusivement, 25-14 à 25-22 inclusivement, et 25-24.

En conséquence, les matériaux de la cabine de l'aéronef F-28, y compris les sièges et les panneaux intérieurs, devaient, selon l'homologation de type, satisfaire aux normes d'ignifugation des amendements n° 25-15 et n° 25-7 du FAR 25, lesquels, respectivement, exigeaient l'essai du bec Bunsen vertical et, précisaient l'application de la norme en rapport avec certains matériaux et composants spécifiques.

Étant donné que le F-28 est un gros porteur utilisé par l'aviation commerciale, l'ONA, Série VII, numéro 2 s'appliquait. Ces ordonnances exigent, conformément à l'ordonnance relative aux normes d'ignifugation des coussins de siège d'aéronef (ONA, Série II, numéro 28 promulguée le 6 juin 1986), que les coussins de siège satisfassent aux normes d'ignifugation stipulées dans l'amendement n° 25-59 du FAR 25, publié le 26 octobre 1984.

Le 21 juillet 1986, la FAA a publié deux modificatifs aux règlements : amendement n° 25-61 établissant les normes d'ignifugation améliorées et amendement n° 121-189 concernant l'application des nouvelles normes. Compte tenu des représentations de l'industrie concernant la possibilité de répétition des tests et les délais d'exécution, après d'autres recherches et essais, la FAA a publié le 25 août 1988 les amendements n° 25-66 et n° 121-198. Ces amendements définissent des procédures et des appareils d'essai améliorés concernant la possibilité de répétition des tests, ajoutent une norme d'essai d'émission fumigène et des critères visant à minimiser la possibilité qu'une évacuation d'urgence ne soit empêchée par l'obscurcissement dû à la fumée, et contiennent des dispositions relatives aux délais d'exécution supplémentaires dans le cas

de composants particuliers pour lesquels les délais prescrits ne peuvent être respectés.

Transports Canada a tenté d'adopter les nouvelles normes de la FAA s'appliquant aux intérieurs des cabines dans le cadre des ordonnances sur les normes améliorées d'ignifugation des matériaux utilisés dans les avions (ONA, Série II, numéro 38). Le 1<sup>er</sup> octobre 1991, l'ONA, Série II, numéro 32 n'avait pas été promulguée; par conséquent, elle ne s'appliquait pas au F-28 immatriculé C-FONF.

## **Combustibilité des matériaux**

Les matériaux des sièges de C-FONF satisfaisaient aux exigences des spécifications énoncées dans l'Ordonnance sur la navigation aérienne (ONA) Série II, numéro 28 qui stipule que les matériaux des aéronefs comme le F-28 doivent satisfaire aux normes de protection incendie énoncées dans le FAR 25.853(c). Les normes relatives aux matériaux traitent de sujets comme la facilité d'allumage, la vitesse de propagation des flammes, la capacité d'auto-extinction, l'écoulement des flammes et la toxicité des gaz produits pendant la combustion. Les inspecteurs de Transports Canada ont homologué les sièges de l'avion comme étant conformes le 10 décembre 1988.

Étant donné la difficulté à retracer l'historique de C-FONF, la description exacte des aménagements intérieurs de l'avion n'a pu être faite avec certitude. Au cours de la période pendant laquelle Air Ontario a exploité C-FONF, on a changé le revêtement des sièges et installé de nouveaux tapis. Il n'y a aucune preuve que l'intérieur de l'avion a été refait en utilisant de nouveaux matériaux de cabine et l'on tient pour acquis que, sauf pour ce qui est des sièges et des tapis, les matériaux utilisés dans l'aéronef au moment de l'accident étaient tel que décrit par Fokker Aircraft B.V. comme faisant partie de l'avion au moment de la première livraison. Comme dans la plupart des avions modernes, les aménagements intérieurs de C-FONF étaient surtout faits de matériaux plastiques. Ce qui suit est une description des matériaux prédominants trouvés dans la cabine au moment de l'écrasement, et leur utilisation :

- polystyrène-butadiène-acrylonitrile (ABS) : garniture des panneaux latéraux, stores et dispositifs de retenue
- polychlorure de vinyle (PVC) : recouvrement décoratif des panneaux latéraux et des cloisons de séparation
- nylon (polyamides) : supports de fenêtre
- acryliques (PMMA) : glaces extérieures et intérieures
- laminé époxy et fibre de verre et nomex : panneaux latéraux, cloisons de séparation et garnitures de soute
- polychloroprène : joints étanches des fenêtres



- sandwich époxy fibre de verre recouvert de tedlar, âme nomex : panneaux de plafond et garniture de porte-bagages
- polycarbonate : couvre-plafonniers
- oxyde de polyphénylène modifié (PPO appelé Noryl) : panneaux du bloc service passagers, panneaux de hauts-parleurs, panneaux de conduite d'air, panneaux de store
- néoprène : coussins de siège
- aluminium : bâti de porte-bagages, panneaux de plancher.

Les thermoplastiques (ABS, PVC, PPO, PMMA et polycarbonate) constituaient la majeure partie des aménagements intérieurs. Ces plastiques ont normalement des températures d'ignition plus élevées que les produits du bois, mais ils peuvent facilement prendre feu s'ils sont exposés à une petite flamme et ils brûlent violemment. La vitesse de propagation des flammes des plastiques en feu peut atteindre deux pieds par seconde, environ dix fois plus que la vitesse de propagation des flammes du bois qui brûle. La fumée qui se dégage des plastiques qui brûlent est dense, noire et fuligineuse. Les produits chimiques ajoutés aux plastiques comme inhibiteur d'inflammabilité produisent souvent des contaminants plus toxiques dans la fumée. Les sous-produits des plastiques qui brûlent sont souvent des agents toxiques chimiques comme l'oxyde de carbone (CO), l'acide cyanhydrique (HCN), le chlorure d'hydrogène (CH<sub>1</sub>), le phosgène (benzène, toluène, styrène) et l'acroléine. Sous l'effet de la chaleur et des flammes, les plastiques fondent, s'écoulent et dégouttent, ce qui brûle l'épiderme et crée des foyers d'incendie secondaires. Au cours de son témoignage, M. Ricardo Campbell, un passager qui se trouvait dans le siège 7D du côté droit de l'avion, a déclaré qu'une substance en fusion et brûlante provenant des porte-bagages a dégoutté sur lui et sur le bébé Podiluk après que l'avion se fut arrêté. Le polychloroprène (joints étanches de fenêtre) et le néoprène des coussins de siège ont des caractéristiques semblables au caoutchouc naturel pour ce qui est de la résistance au feu. En général, il n'y avait pas beaucoup de caoutchouc dans les joints étanches des fenêtres, et les coussins de siège ont brûlé très lentement en raison de leur ignifugation. L'apport des produits du caoutchouc, de la résine et de l'aluminium pour ce qui est des mortalités causées par l'incendie et ses effets secondaires a été jugé minimal comparativement à l'apport des plastiques.

Après étude de tous les éléments de preuve concernant les possibilités de survie à l'impact de cet accident, je suis arrivé à la conclusion que le taux élevé de survie de ce grave accident est attribuable à des facteurs imprévisibles et incontrôlables tels que :

- le fait qu'il faisait jour;

- l'épaisse couche de neige sur la pente descendante, et
- la rupture du fuselage de l'avion pendant les dernières étapes de l'écrasement final, ce qui a permis à de nombreux occupants de s'échapper de l'épave et de l'incendie.

De concert avec les problèmes d'enquête associés à la destruction presque totale de l'appareil par l'impact et l'incendie, ces facteurs m'ont empêché de formuler toute recommandation de sécurité technique portant spécifiquement sur les possibilités de survie de cet accident.

## Constatations

- Pendant l'écrasement, les forces de décélération de l'avion ont atteint 15 à 20 g, les forces locales atteignant peut-être 34 g.
- Les schémas de rupture de l'avion F-28, C-FONF, correspondaient tous à l'évaluation générale de la dynamique de l'impact, et l'on n'a pas observé de schéma qui, au sens de la conception technique, pouvait être de nature inattendue ou que l'on ne pouvait expliquer. Par conséquent, je constate que la conception et l'intégrité de l'avion F-28 ne sont pas en cause.
- Les aménagements intérieurs de l'avion ont brûlé en dégageant une fumée dense fuligineuse et des gaz toxiques; une substance semblable à du plastique fondu et brûlant est tombée sur les passagers.
- Les vêtements et les escarpins que portait l'agente de bord Sonia Hartwick ne lui ont pas assuré une protection appropriée après l'écrasement. Il faisait froid et M<sup>me</sup> Hartwick a perdu ses chaussures dans l'écrasement.
- Les sièges passagers ont été déformés, se sont détachés du plancher de l'avion et se sont empilés à l'avant de la cabine après l'écrasement.
- Les espaces de rangement supérieurs sont tombés sur au moins 19 passagers.
- Plusieurs survivants ont déclaré que leur fuite de l'avion a été rendue difficile par les débris qui s'y trouvaient; certains de ces débris étaient certainement des bagages à main provenant des porte-bagages et de sous les sièges de l'avion. (Le sujet des bagages à main est traité au chapitre 24 du présent rapport, Sécurité des vols d'Air Ontario.)

## RECOMMANDATION

---

Il est recommandé :

- RCM 39      Que Transports Canada insiste pour qu'on adopte des normes quant à l'utilisation, à l'intérieur des avions, de matériaux qui empêchent une propagation rapide du feu et qui ne dégagent pas de fumées toxiques.

---

# 12 PERFORMANCES ET DYNAMIQUE DE VOL DU FOKKER F-28, Mk1000

---

M. Ralph E. Brumby, ingénieur principal en aérodynamique auprès de la Douglas Aircraft Company, dans un article écrit en 1979, abordait la question des effets de la rugosité de surface des ailes sur les performances des avions :

Les équipages de conduite et les enquêteurs connaissent pour la plupart les effets aérodynamiques hautement nocifs que peuvent produire une rugosité importante des surfaces alaires, comme les formes irrégulières qui apparaissent sur les bords d'attaque lorsqu'on rencontre des conditions givrantes. Toutefois, ce qui est moins connu, c'est qu'une rugosité apparemment insignifiante sur les surfaces alaires peut également compromettre les caractéristiques de vol d'un aéronef. Cette rugosité peut être causée par le givre, la neige ou le brouillard givrant qui adhèrent à la voilure, par d'importantes accumulations de débris d'insectes, par de la peinture fortement écaillée, ou par des rivets présentant des barbures répartis sur la surface de l'aile.

(Pièce 532, doc. 11, «Wing Surface Roughness, Its causes and effects», *DC Flight Approach* (janvier 1979), 32)

Un certain nombre de témoins présents à bord du C-FONF lors de son dernier vol ont déclaré qu'ils avaient observé de la neige et de la glace sur les ailes de l'avion avant le décollage de Dryden. Ces témoins, ainsi que d'autres témoins, ont décrit en termes généraux les performances de vol de l'appareil au décollage et sa trajectoire de vol. Leurs descriptions ont grandement aidé les enquêteurs et la présente Commission à déterminer les causes qui ont pu amener le F-28 à se comporter de la façon dont il l'a fait et, ce qui est plus important, pourquoi il ne s'est pas comporté de façon normale pendant sa course au décollage et son court vol.

La source de renseignements la plus importante et la plus utile habituellement à la disposition des enquêteurs pour connaître les performances et la dynamique de vol d'un aéronef est l'enregistreur de données de vol (FDR) et l'enregistreur phonique (CVR). Toutefois, comme les enregistreurs du C-FONF ont été détruits dans l'incendie, la Commission d'enquête a dû poursuivre d'autres avenues pour déterminer les causes du profil de vol du C-FONF.

Le membre d'équipage survivant, de nombreux passagers du vol fatidique, dont deux pilotes de ligne professionnels, et de nombreux observateurs au sol, dont plusieurs pilotes, ont tous déclaré que, selon eux, la neige et la glace collées à l'extrados des ailes du C-FONF étaient la cause matérielle de l'écrasement. La preuve présentée par ces témoins, appuyée par l'enquête approfondie effectuée par les enquêteurs du BCSA à l'appui de la Commission, n'a laissé pratiquement aucun doute à l'effet qu'il y avait une contamination substantielle de l'extrados des ailes pendant le décollage. Le processus d'enquête sur les accidents aériens et le mandat confié à la présente Commission d'enquête nécessitent qu'une analyse détaillée et complète soit menée pour déterminer dans quelle mesure la contamination de surface a compromis la dynamique de vol du C-FONF et si les performances de l'avion ont été compromises au point que l'appareil a été incapable de poursuivre son vol.

J'ai déclaré dans la deuxième partie du premier *Rapport provisoire* dans la section qui portait sur la contamination des ailes, ce qui suit :

Les effets nocifs décrits par les pilotes professionnels dans leur témoignage, de cette contamination – qu'elle soit attribuable à la neige, à la glace, au givre ou à d'autres matières – des surfaces portantes de l'appareil, ont été prouvés et sont connus de tous les aviateurs (p. 25).

Dans une section suivante, sur la sensibilisation à la sécurité, j'ai ajouté :

Il est particulièrement inquiétant de constater que, malgré que bien des pays aient des lois qui interdisent le décollage lorsque les surfaces portantes d'un appareil sont contaminées et malgré aussi qu'il se trouve des interdictions semblables dans les manuels d'exploitation de bien des compagnies aériennes canadiennes, il se produit encore au décollage des accidents attribuables au givrage des appareils. Cela pourrait s'expliquer par le fait que, peut-être, ni le personnel navigant ni le personnel non navigant ne sont suffisamment conscients du danger véritable que représente la contamination par la glace, la neige et le givre et de ses incidences sur le fonctionnement de l'appareil (p. 28).

Le fait que l'équipage expérimenté du C-FONF ait quitté le terminal de l'aéroport de Dryden et ait choisi de décoller dans des conditions météorologiques qui auraient dû non seulement semer un doute mais sérieusement mettre en garde un pilote même beaucoup moins expérimenté que le commandant de bord Morwood sur la possibilité d'une contamination des ailes par de la neige et de la glace, me laisse clairement entendre soit que l'équipage ait délibérément choisi pour un motif inconnu de ne pas tenir compte de ces conditions de toute

évidence dangereuses ou, plus probablement, que l'équipage n'avait pas parfaitement conscience des effets contraires du phénomène de sur-refroidissement et des problèmes de dégradation des performances au décollage causés par une contamination des surfaces portantes. Ces problèmes sont examinés ailleurs dans ce chapitre.

Afin d'examiner adéquatement la dynamique de vol du Fokker F-28 Mk1000 et de déterminer de quelle façon la contamination de sa surface alaire a pu compromettre ses performances au décollage, le groupe exploitation de l'équipe d'enquête a formé un sous-groupe performances comprenant des experts en aérodynamique et en génie aéronautique. Le sous-groupe était présidé par M. Donald J. Langdon, ingénieur des systèmes auprès du Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA), qui est maintenant le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST), à l'aéroport d'Uplands à Ottawa (Ontario).

Lorsque la Commission d'enquête a repris l'enquête menée jusque-là par le BCSA sur cet accident aérien, j'ai demandé et obtenu l'assistance d'experts hautement qualifiés qui ne participent normalement pas aux enquêtes sur les accidents aériens. Pour l'examen et les recherches sur la dynamique de vol du Fokker F-28 Mk1000, et pour la préparation d'un rapport sur ce sujet, j'ai obtenu la collaboration de M. J. Murray Morgan, physicien, pilote d'essai en génie auprès de l'Établissement aéronautique national (ÉAN) du Conseil national de recherches du Canada (CNRC), et expert à la fois dans le comportement humain dans le poste de pilotage et dans les simulations élaborées par ordinateur; de M. Richard H. Wickens de l'ÉAN du CNRC, aérodynamicien spécialiste de l'aérodynamique des basses vitesses; et M. Gary A. Wagner, pilote auprès d'Air Canada, membre de l'Association canadienne des pilotes de lignes aériennes (ACPLA), ingénieur en aéronautique et professeur assistant adjoint à l'université chargé de cours en aérodynamique. Je suis reconnaissant à ces personnes hautement spécialisées, recrutées par M. Langdon, d'avoir fourni une analyse approfondie et complète des questions de dynamique de vol et de performances.

Pour les questions de performances des aéronefs, la Commission a également pu profiter de l'aide de M. David G. Rohrer, enquêteur du BCSA sur les accidents aériens détaché à mon personnel comme conseiller technique, ainsi que de celle du commandant Allan Murray, pilote de ligne principal et commandant de bord auprès des Lignes aériennes Canadien International et qui possède une grande expérience du pilotage du F-28 Mk1000. M. Rohrer était le président du groupe exploitation; le commandant Murray, membre de ce groupe, a participé au nom de l'ACPLA, qui a préparé un document de travail pour le groupe exploitation et par la suite le rapport du groupe exploitation.

Parce que les témoins avaient observé de la neige et de la glace sur les ailes de l'avion et en raison des préoccupations de mes enquêteurs au

tout début de l'enquête à propos de la contamination par la glace, M. Langdon, également pour le compte de la Commission d'enquête, a aussi demandé la collaboration du Laboratoire des basses températures du CNRC. M. Myron M. Oleskiw, chercheur en météorologie expert et expérimenté dans l'étude de la formation de givre sur les profils aérodynamiques, a répondu à la demande visant à déterminer le processus d'accumulation et d'adhérence des précipitations sur les surfaces d'aéronef.

J'ai pris note du fait que par le passé le BCSCA avait demandé à plusieurs reprises l'aide des experts du CNRC et de l'ÉAN et avait coopéré de façon informelle avec eux pour des projets tels que les essais en vol d'ultra-légers et d'aéronefs de construction amateur, les accidents d'hélicoptère, l'interprétation et la transcription des FDR, la mise au point de logiciels pour l'analyse des rubans de FDR, et l'analyse de carburants et de lubrifiants. Je loue ce type de coopération, je l'encourage fortement et je recommande au BST de continuer à chercher à utiliser les ressources expertes du CNRC et de l'ÉAN.

## **Antécédents**

Au cours de la première semaine du mois de mai 1989, les membres du groupe exploitation se sont rendus à Charlotte (Caroline du Nord) et à Tampa (Floride) pour visiter les centres de formation théorique et d'entraînement au vol de Piedmont Aviation Inc. et d'USAir. USAir a fait l'acquisition de Piedmont Aviation Inc. au début de 1987, et au cours des deux années suivantes, USAir et Piedmont Aviation Inc. ont fusionné leurs opérations, et cette fusion a été complétée durant l'été 1989. À moins qu'il ne s'agisse spécifiquement d'USAir, je ferai référence aux opérations collectives de Piedmont Aviation Inc. et d'USAir en disant Piedmont Airlines ou simplement Piedmont.

Le but de la visite du groupe consistait à étudier en détail le cours de formation théorique destiné aux équipages de Fokker F-28 qui avait été donné par Piedmont, sous contrat, aux membres d'un certain nombre d'équipages de conduite des Fokker F-28 d'Air Ontario, dont le commandant George Morwood et le copilote Keith Mills. M. David Adams, expert de la Commission sur les facteurs humains, qui a travaillé avec le groupe exploitation, était parmi ceux qui ont examiné l'entraînement donné aux agents de bord par Piedmont. Pendant qu'il était sur place, le groupe exploitation a également étudié les dossiers d'entraînement et de progression de Piedmont se rapportant au commandant Morwood et au copilote Mills et il a rencontré l'instructeur qui avait donné le cours théorique aux deux pilotes.

De plus, certains des membres de l'équipe ont utilisé le simulateur de vol du Fokker F-28 Mk1000/4000 de Piedmont situé à Tampa afin de tenter de reproduire les performances et le profil de vol du C-FONF tels que décrits par les témoins et estimés d'après les renseignements obtenus pendant l'enquête initiale sur l'accident.

L'examen de l'épave par les enquêteurs a révélé qu'il n'y avait aucune défaillance mécanique ni aucun indice d'une perte de puissance moteur. L'étude et l'examen des données météorologiques disponibles ont indiqué qu'il y avait peu de chance qu'il y ait eu un phénomène de cisaillement du vent à basse altitude.<sup>1</sup> Des témoins ont cependant déclaré avoir vu de la neige et de la glace sur les ailes. Les déclarations des témoins et les données tirées de la reconstitution de la trajectoire de vol ont révélé un profil de vol plat avant l'écrasement de l'avion, et des témoins ont décrit la façon dont l'avion avait quitté la piste, était retombé sur la piste, puis avait redécollé tout près, ou à la toute fin, de l'extrémité ouest de la piste.

L'équipe d'enquête sur le vol comprenait M. Rohrer; M. Ronald Coleman, enquêteur d'accident aérien auprès du BCSCA; le commandant Allan Murray; et le commandant Robert Nyman, pilote principal qualifié sur F-28 auprès d'Air Ontario et membre du groupe d'exploitation. De concert avec le personnel de Piedmont Airlines, l'équipe a programmé divers paramètres de performances dans le simulateur de vol du Fokker F-28 de Piedmont et a effectué 30 profils de décollage dans le but de dégager les facteurs qui ont pu amener l'avion à se comporter de la manière décrite par les témoins.

Le simulateur utilisé est en mesure de simuler le vol avec une fidélité qui répond aux normes réglementaires du Canada et des États-Unis. L'équipe était spécifiquement intéressée aux modes de vol nécessaires pour reproduire des anomalies de vol telles qu'une perte de puissance, de la névase sur la piste, un cisaillement du vent et des pannes mécaniques. La contamination de la piste pouvait être simulée, mais pas la contamination des ailes.

Au cours des essais menés par le groupe exploitation, le simulateur était piloté par le commandant Nyman d'Air Ontario et par le commandant Allan Murray des Lignes aériennes Canadien International, deux pilotes qualifiés sur le F-28.

---

<sup>1</sup> Le cisaillement du vent est un phénomène atmosphérique dans lequel le vecteur vitesse du vent (la vitesse et la direction du vent) change significativement avec de faibles variations de position horizontale ou verticale. Au décollage, le cisaillement du vent peut causer une diminution importante des performances si l'avion traverse en montée un vent de face qui diminue rapidement, un vent arrière qui augmente rapidement ou un fort courant d'air descendant.



L'équipe d'enquête a effectué tous les profils de décollage à partir d'un démarrage après arrêt complet sur la piste en utilisant la puissance nominale et un réglage des volets de 18°. Les données d'altitude d'aéroport, de longueur de piste, de température et de pression ambiantes qui correspondaient à celles de Dryden au moment de l'accident ont été programmées dans le simulateur. Les performances de l'avion ont été mesurées en fonction de diverses épaisseurs de contaminants sur la piste, et ce, jusqu'à un demi-pouce de névasse.

En plus de faire les décollages à partir d'une piste recouverte de névasse, l'équipe a effectué un certain nombre de décollages en ajoutant ou en modifiant à chaque fois des facteurs qui avaient pour effet de diminuer progressivement le niveau de performances de l'avion. Dans des vols distincts, un moteur a été mis en panne à la vitesse minimale en cas de panne d'un moteur critique ( $V_1$ )<sup>2</sup>, on a simulé un cisaillement du vent en introduisant 30 noeuds de vent arrière à  $V_1$ , on a cabré l'avion à des vitesses excessives et on l'a cabré à des assiettes longitudinales supérieures à celles recommandées, et on a programmé le simulateur pour empêcher l'avion de se cabrer à des angles d'inclinaison longitudinale supérieurs à 6°. Dans chacun des cas où l'on simulait l'un de ces facteurs, il n'y avait pas de perte significative des performances et l'avion pouvait compléter le décollage sans difficultés.

Le groupe exploitation est arrivé à la conclusion que les performances de l'avion étaient adéquates et que la poussée disponible était plus que suffisante pour faire décoller le C-FONF d'une piste de 6 000 pieds à la masse brute estimée, dans les conditions de température, de pression et de vent qui régnaient à Dryden le 10 mars 1989. Toutefois, le simulateur de vol de Piedmont n'était pas parfaitement étalonné et, après avoir analysé les résultats des vols, le groupe exploitation s'est rendu compte qu'il fallait procéder à des études plus approfondies.

Afin d'en apprendre davantage sur les performances du Fokker F-28, les membres du groupe exploitation se sont rendus aux usines de conception et de fabrication de Fokker Aircraft B.V. à l'aéroport

---

<sup>2</sup>  $V_1$ , la vitesse de décision, est calculée pour chaque décollage et elle est, dans les grandes lignes, la vitesse au-dessous de laquelle le décollage doit être interrompu en cas de panne d'un moteur et au-dessus de laquelle il faut poursuivre le décollage.  $V_1$  est calculée de manière à ce qu'en cas de panne d'un moteur à cette vitesse ou à une vitesse moindre sur une piste de longueur critique, il reste une longueur de piste suffisante pour immobiliser l'appareil. De plus, si la panne moteur se produit à  $V_1$  ou à une vitesse supérieure et que le pilote poursuit le décollage, il devrait être possible de manoeuvrer l'appareil en toute sécurité et d'obtenir un niveau de performances qui permette d'atteindre une hauteur d'au moins 35 pieds au-dessus de l'extrémité de la piste. D'autres critères complexes sont pris en considération dans le calcul de  $V_1$  et dans les règles de certification, mais ce qui précède donne une idée générale du concept et de la fonction de la vitesse de décision  $V_1$ .

Schiphol, à Amsterdam, aux Pays-Bas. Ils ont pu y rencontrer de nombreux responsables techniques de Fokker, notamment MM. Rinse Jellema, Frans Hollestelle et Jack van Hengst.

M. Jellema, ingénieur en aéronautique, est le directeur du service de navigabilité de la flotte et, à ce titre, il est responsable de la navigabilité, du contrôle de la qualité et des enquêtes de sécurité de la flotte de Fokker. Il a représenté Fokker Aircraft au cours des premières étapes du processus d'enquête et il a collaboré avec le Laboratoire technique du BCSA pour l'examen de l'épave et pour les questions relatives à la résistance à l'écrasement de l'appareil.

M. Hollestelle, qui est l'ingénieur des opérations de Fokker, en charge de l'entraînement des équipages de conduite et du soutien opérationnel, a examiné avec le groupe exploitation les données de performances du F-28 et sa capacité opérationnelle, et il a aidé à déterminer le niveau des performances de l'avion selon les renseignements à la disposition de l'équipage de conduite du C-FONF à Dryden avant le décollage et l'écrasement.

M. van Hengst est chef aérodynamicien et directeur du service d'aérodynamique et d'aéroélasticité de Fokker Aircraft. Il a travaillé à la conception et à la mise au point du Fokker F-28 Mk1000 original et de la série F-28 subséquente, il a travaillé à la mise au point du Fokker-100 et il a participé à divers projets de recherche menés par Fokker Aircraft et non reliés aux programmes du F-28 et du Fokker-100. M. van Hengst a fourni aux membres du groupe exploitation et du sous-groupe performances les antécédents historiques sur la conception et la mise au point du F-28 Mk1000, de même que des études aérodynamiques ayant trait à la rugosité de surface des profils aérodynamiques et à la contamination des ailes. Fokker Aircraft a également partagé avec les enquêteurs de la Commission ses connaissances collectives des accidents antérieurs de Fokker F-28 qui avaient pour cause la contamination des ailes.

## **Essais et recherches du constructeur sur les performances**

Le manuel de vol du Fokker F-28 a été préparé par Fokker Aircraft B.V. (ci-après nommé Fokker Aircraft ou Fokker) afin de fournir aux membres des équipages de conduite de même qu'au personnel d'exploitation un manuel comprenant tous les renseignements requis sur l'exploitation et les performances de l'appareil. Le manuel de vol comprend trois volumes. Le volume 1 contient les données d'exploitation; le volume 2, les données de performances homologuées; et le volume 3, des renseignements supplémentaires sur les performances. Les données de performances générales du manuel sont présentées de

manière à satisfaire aux critères de performances appropriés et aux exigences d'homologation de l'U.S. Special Civil Air Regulation n° SR-442B.

Les procédures techniques et autres conditions décrites dans ces manuels ont été mises au point et recommandées par Fokker Aircraft et ont été approuvées par la Rijks Luchtvaart Dienst (RLD), l'organisme de réglementation de navigabilité néerlandais, pour utilisation dans l'exploitation du F-28. Fokker souligne le fait que les procédures ne sont offertes que pour servir de guide pour l'identification des procédures d'exploitation acceptables; elles ne sont pas considérées d'application obligatoires et elles n'ont pas pour but d'empêcher les exploitants de mettre au point des procédures équivalentes.

Par conséquent, des manuels comme le manuel d'exploitation du F-28 de Piedmont Aviation Inc., le manuel d'exploitation du F-28 d'USAir (connu également sous le nom de manuel du pilote du Fokker F-28 d'USAir), et l'ébauche de manuel d'exploitation préparée par Air Ontario, sont des exemples de procédures équivalentes mises au point par les exploitants pour mieux correspondre à leur propre exploitation. Toutefois, les manuels d'exploitation préparés et mis au point par les exploitants ne peuvent jamais être moins restrictifs que les procédures, techniques et autres conditions contenues dans le manuel de vol du Fokker F-28.

Pour l'homologation du F-28, Fokker Aircraft a choisi de se conformer aux critères d'homologation de la Civil Aviation Regulation 4(b) (CAR 4(b)) des États-Unis, qui porte maintenant le nom de Federal Aviation Regulation 25 (FAR 25). La RLD néerlandaise s'est adaptée et s'est conformée au CAR 4 (b) et au FAR 25 des États-Unis au niveau de ses critères et de ses normes d'homologation. Dans son processus d'homologation, Fokker Aircraft s'est également conformé aux British Civil Aviation Regulations (BCAR) équivalentes.

L'examen de la réglementation en vigueur et l'étude des éléments de preuve par la Commission ont confirmé que l'avion répondait à toutes les exigences du CAR 4(b) (et maintenant du FAR 25) et des BCAR; par conséquent, l'avion satisfaisait à la réglementation canadienne équivalente pertinente pour son exploitation au Canada. Je suis également convaincu que, comme l'avion répondait à tous les critères des CAR néerlandais, des CAR et FAR américains, et des CAR britanniques, Transports Canada était en droit d'émettre les certificats d'immatriculation et de navigabilité appropriés pour le Fokker F-28 Mk1000 ayant l'immatriculation canadienne C-FONF.

## Ingestion d'eau et de névasse par les moteurs au décollage

L'équipage d'un Twin Otter de NorOntair a décollé de l'aéroport de Dryden aux environs de 12 h 50, le 10 mars 1989, soit quelque 39 minutes après l'écrasement du C-FONF. Dans leur témoignage devant la Commission, les membres d'équipage ont déclaré qu'il y avait à ce moment-là sur l'aire de trafic de l'aérogare et sur la moitié est de la piste 29 entre un quart de pouce et un demi-pouce de névasse. Deux témoins au sol ont entendu des bruits moteur provenant du C-FONF pendant sa course au décollage qu'ils ont décrit de diverses façons pendant leur témoignage comme étant des bruits «d'érucciation», «perçants», «explosifs» et «rapides» puis «plus rien». À la suite de ces témoignages, on a jugé nécessaire de déterminer si les bruits entendus par ces deux témoins pouvaient avoir été causés par l'ingestion de névasse dans les moteurs pendant la course au décollage de l'avion.

Afin de se conformer au FAR 25.1091 des États-Unis – critères d'homologation de type, Fokker Aircraft a dû concevoir et localiser les conduits d'entrée d'air moteur du F-28 de manière à minimiser l'ingestion de corps étrangers pendant le décollage, l'atterrissage et le roulage au sol, et il a dû démontrer que la conception de l'avion empêchait qu'une quantité dangereuse d'eau ou de névasse présente sur la piste ne soit dirigée dans les entrées d'air moteur. La preuve a révélé que des essais de vol et de course au sol ont été effectués dans des conditions naturelles de névasse à l'aéroport Schiphol d'Amsterdam le 5 février 1968 en présence d'observateurs du RLD néerlandais.

Fokker a décrit les essais, les résultats des essais et les conclusions tirées dans son rapport d'homologation n° V-28-7 du 11 mars 1968 à la rubrique intitulée «Examen des caractéristiques d'ingestion de névasse du F-28». Les essais comprenaient un décollage avec les volets sortis à 25° et deux courses au sol avec accélération et arrêt avec les volets sortis respectivement à 42° et à 25°. Au cours de ces essais, la forme des écla-boussures était observée de l'intérieur de l'avion et elle était observée et photographiée à partir de deux postes d'observation situés le long de la piste. Il y avait d'importantes variations de densité et d'épaisseur de la couche de névasse. La première partie de la piste, où l'avion effectuait son accélération, était recouverte de flaques formées de neige relativement sèche et de névasse de faible densité d'une profondeur pouvant atteindre deux pouces. Sur la partie de la piste où l'avion passait à grande vitesse ou s'arrêtait, il y avait surtout de la névasse à grande densité et d'une épaisseur variant d'un quart de pouce à un demi-pouce. La température était légèrement supérieure à zéro. Des déflecteurs d'eau étaient montés sur les roues avant.

L'eau et la névasse projetées par les roues avant prenaient la forme d'un disque plat et étroit qui passait sous la voilure et le fuselage entre les jambes du train principal. On a retrouvé une petite quantité de névasse qui s'était déposée sur les trappes du train avant sur le dessous du fuselage à l'arrière du logement du train avant. Les entrées d'air moteur avaient été efficacement protégées par le fuselage contre les éclaboussures secondaires des roues avant. On n'a vu aucune éclaboussure en provenance des roues avant passer par-dessus l'aile ou pénétrer dans les entrées d'air. L'eau et la névasse projetées par les roues des trains principaux avaient la même forme et, à part une petite éclaboussure de névasse projetée à un angle plus raide en provenance des deux roues de chaque train principal, elles sont passées bien en-dessous de l'avion passant par la partie inférieure du fuselage arrière. Les entrées d'air avaient été efficacement protégées des éclaboussures de névasse par les sections intérieures des ailes et des volets.

Il a été conclu que, dans des conditions représentatives des conditions de névasse que l'on peut s'attendre à rencontrer dans un service de transport aérien, la conception de l'avion empêchait qu'une quantité dangereuse d'eau ou de névasse, ou des deux, ne soit projetée dans les entrées d'air moteur. Comme aucune ingestion n'a été observée, Fokker a conclu que les essais avaient également démontré que l'emplacement des moteurs permettait également de minimiser l'ingestion d'autres types de contaminant sur la piste.

Fokker a fourni à la Commission le rapport d'homologation n° V-28-7, de même que les photographies prises par Fokker, qui décrit et démontre les essais et les conclusions. La figure 12-1 est l'une des photographies fournies par Fokker Aircraft et qui montre le F-28 qui se déplace à grande vitesse dans la névasse au cours des essais d'homologation. M. van Hengst, qui était présent pendant les essais, a décrit en détail les conclusions de Fokker Aircraft au cours de son témoignage devant la Commission. Il a également déclaré qu'à sa connaissance, aucun exploitant n'avait jamais signalé que des contaminants aient pénétré dans les moteurs à partir de pistes recouvertes de névasse.

M. van Hengst a témoigné à l'effet que, à un réglage des volets de 25°, de la névasse pouvait se loger entre les volets et les déflecteurs de volet, ce qui, selon Fokker, risque d'endommager les volets au moment de leur fermeture. Par conséquent, Fokker recommande, afin d'éviter tout dommage au dispositif de déflecteurs de volet dû à un compactage de la névasse entre le volet et les déflecteurs, que l'on sorte les volets à 18° pour les décollages dans la névasse. Dans sa déposition, Fokker a démontré qu'un réglage des volets à 18° assure un effet de protection semblable à celui d'un réglage à 25°, mais sans exposer les volets et les déflecteurs aux dommages de compression par la névasse.

Il se peut que de la neige, de la névasse ou de la glace qui aurait quitté l'extrados de l'aile pendant la course au décollage ait été ingérée par les moteurs. Le manuel d'exploitation de Piedmont, dans la section sur les conditions météorologiques défavorables, contient des renseignements sur le risque de formation de glace sur l'extrados des ailes pendant que l'avion est au sol. La glace peut se former soit à cause du carburant chaud, qui transforme la neige en eau qui regèle par la suite, soit à cause d'un carburant sur-refroidi, comme cela peut se produire après un long vol à des températures ambiantes très basses, qui fait geler l'eau provenant de la condensation ou de la pluie. On précise ceci dans le manuel : [p]endant le décollage, la glace ainsi formée risque de se détacher au moment du cabrage et d'entrer dans les moteurs pour causer un décrochage du compresseur ou des dommages au moteur, ou les deux.» (p. 34-24-1). Toutefois, au cours des témoignages, personne n'a déclaré avoir vu quelque chose qui aurait pu ressembler à des quantités anormalement grandes de glace ou de neige et qui aurait quitté les ailes du C-FONF pendant la course au décollage. De plus, au cours de l'examen des moteurs, on n'a découvert aucun dommage qui aurait pu être attribuable à l'ingestion de névasse ou de glace. (Pour plus de détails, voir la section sur l'examen des moteurs au chapitre 10, Enquête technique, du présent rapport.) Au cours des épreuves d'homologation de Rolls-Royce, le motoriste du F-28, telles que décrites au chapitre 10, on a démontré que les moteurs étaient en mesure d'ingérer de grandes quantités d'eau sans difficulté apparente. Eu égard à ce fait, et puisque la majorité des témoins a déclaré que les moteurs avaient fonctionné normalement pendant toute la course au décollage, il est probable que si les moteurs avaient ingéré de la neige, de la névasse ou de la glace en provenance des ailes pendant le décollage, cette ingestion n'avait causé qu'une perturbation passagère et peut-être un bruit anormal.

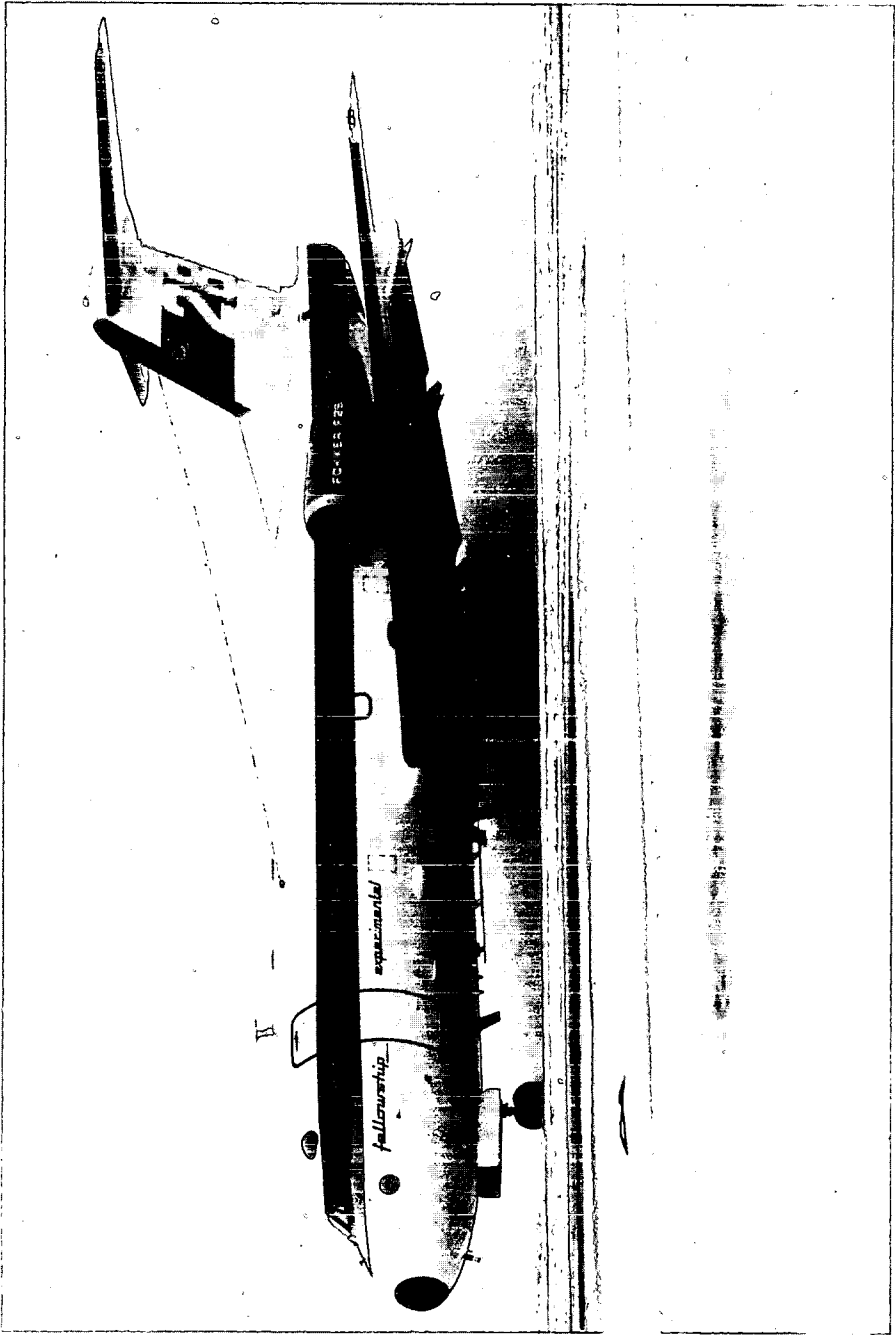
En fonction des témoignages entendus et des documents étudiés, je suis persuadé qu'au cours de la course au décollage du C-FONF à l'aéroport de Dryden le 10 mars 1989, les moteurs de l'avion n'ont pas ingéré de névasse en provenance de la piste; si les moteurs avaient ingéré des contaminants en provenance des ailes de l'avion, cela n'aurait pas causé de baisse de poussée ni de défaillance moteur suffisamment importante pour modifier de façon tangible les performances au décollage de l'appareil.

## **Dommages aux bords d'attaque des ailes**

### **Bosselure**

On a informé les enquêteurs de la Commission que les bords d'attaque de l'une des ailes, ou des deux ailes, du F-28 d'Air Ontario pouvaient avoir été bosselés. Comme il est essentiel à la production de portance

Figure 12-1 Photo du F-28 pendant un essai dans la névase, 5 février, 1968



Source: Fokker Aircraft R.V.

que la surface des bords d'attaque soit bien lisse, les enquêteurs ont pensé qu'il était important de tenter de déterminer dans quel état se trouvaient les bords d'attaque du C-FONF avant l'accident. Ils ont également demandé à Fokker de leur indiquer les effets que pouvaient avoir des bords d'attaque bosselés sur les performances de l'avion. On a également interrogé sur ce sujet les pilotes d'Air Ontario qui ont comparu devant la Commission. Certains de ces pilotes se sont souvenus avoir eu connaissance de bosselures sur les ailes d'un F-28, mais un seul a déclaré qu'il y avait des bosselures sur le C-FONF. Le commandant Monty Allan, un copilote du F-28 au moment de l'accident, a déclaré qu'il savait qu'il y avait des bosselures sur les ailes, notamment un creux de la grosseur d'un poing sur le bord d'attaque de C-FONF. Comme les bosselures avaient fait l'objet d'une inscription dans les carnets techniques appropriés et n'avaient apparemment pas été réparées, il croyait que celles-ci étaient dans les limites prescrites. Aucun des autres pilotes n'était certain des dimensions ou de la position des bosselures. M<sup>me</sup> Elaine Summers, présidente du groupe de l'équipe d'enquête sur les dossiers, a déclaré dans son témoignage que, pendant l'examen du C-FONG après le 10 mars 1989, à la suite d'un autre incident, elle avait remarqué des bosselures sur le bord d'attaque de l'aile gauche.

Fokker Aircraft a déclaré que le 15 août 1971, un F-28 exploité par Martin's Air Charter avait rencontré de la grêle en vol à une vitesse de 230 noeuds et à une altitude de 10 000 pieds. Les bords d'attaque des ailes, l'empennage (la queue), et les entrées d'air moteur avaient été bosselés, et la pointe avant du fuselage s'était usée. La profondeur maximale des creux était de quelque 4 mm, et il y avait approximativement 25 creux par mètre d'envergure de la voilure. L'intégrité structurale des bords d'attaque n'était pas compromise, et le RLD néerlandais a autorisé que l'on poursuive les vols à condition que Fokker puisse démontrer que les capacités aérodynamiques de l'avion n'étaient pas affaiblies. (La voilure devait être en mesure de produire le coefficient de portance maximale ( $C_{zMAX}$ ) conformément au certificat d'homologation de l'avion.)

Le 16 août 1971, on a fait un essai en vol de l'avion au cours duquel on a effectué des essais de décrochage pour évaluer le coefficient de portance maximale et les caractéristiques de décrochage de l'appareil. Le vol a été exécuté par un pilote d'essai de Fokker et un commandant de bord de F-28 auprès de Martin's Air Charter faisant office de copilote. Les observateurs à bord comprenaient des représentants du service d'aérodynamique de Fokker et du RLD néerlandais. Les essais n'ont révélé aucun effet mesurable sur le coefficient de portance maximale et sur les caractéristiques de décrochage attribuable aux bosselures des bords d'attaque de la voilure.



Dans son rapport sur les essais, Fokker a décrit l'incident relatif à la grêle et les résultats des essais. On a constaté que les caractéristiques de décrochage de l'avion étaient très satisfaisantes et n'avaient pas du tout été compromises par les bosselures du bord d'attaque des ailes. Fokker a conclu dans son rapport que, selon l'angle d'attaque indiqué pendant les essais, les coefficients de portance au point de décrochage<sup>3</sup> de l'avion étaient au moins égaux aux coefficients de portance au point de décrochage lorsque l'avion avait été homologué et que, plus probablement, ils étaient meilleurs.

Selon M. van Hengst, ce rapport, rédigé à la suite des vols d'essai, a été utilisé par Fokker Aircraft comme base pour la liste d'écarts de configuration (CDL) du F-28, qui spécifie la quantité de bosselures autorisée sur le bord d'attaque de la voilure. En résumé, M. van Hengst a affirmé dans son témoignage que la CDL stipulait fondamentalement que la quantité de bosselures permise sur le bord d'attaque d'une aile d'avion ne pouvait dépasser 25 p. 100 de la quantité de bosselures présente sur l'avion d'essai et que la profondeur maximale de tout creux était de 4 mm. Pour déterminer les critères de la CDL, on a tenu compte de l'intégrité structurale de l'aile de même que des performances de l'avion.

Dans son témoignage, M. van Hengst a parlé des autres types de dommages de bord d'attaque. Selon lui, les creux aux arêtes vives sur le bord d'attaque de l'aile compromettent le plus la portance, tandis que les dépressions lisses sur le bord de fuite n'ont aucun effet nocif. À l'exception de ces essais décrits dans le rapport d'aérodynamique fourni à la présente Commission, Fokker n'a effectué aucun autre essai sur les effets des bosselures sur la voilure de l'avion. Comme l'opinion de M. van Hengst sur les effets des bosselures sur le bord d'attaque est importante, j'ai cru bon d'inclure la citation suivante :

R. ... Lorsque nous avons effectué ce vol d'essai avec les bosselures, au fond de moi, j'étais convaincu qu'il y avait un effet. Et j'ai beaucoup appris. J'ai appris que l'effet était peut-être relié à la netteté et à la profondeur de la perturbation, et en examinant toutes les données et les essais effectués en soufflerie dans les premiers jours, cela m'a convaincu que c'était une règle.

Dans la mesure où le bord de la perturbation n'est pas vif mais arrondi, les effets sur l'aérodynamique sont légers. Je ne dis pas qu'il n'y a pas d'effet. Cela dépend de l'emplacement de la

---

<sup>3</sup> En termes simples, le point de décrochage (g-break) est le point où un avion ne peut plus maintenir un vol en palier d'un g. Cet état est utilisé pendant une épreuve de certification en vol pour définir la vitesse de décrochage de l'avion et le coefficient de portance maximal ( $C_{LMAX}$ ) correspondant.

dépression. Si elle se trouve sur le bord d'attaque, il y aura un effet. Si elle se trouve sur le bord de fuite, il n'y aura pas d'effet.

Q. Et si elles sont vives, si les dépressions sont plus vives?

R. Si elles sont plus vives, c'est pire. C'est la pire des choses ... que vous pouvez avoir.

(Transcription, vol. 71, p. 147)

M. van Hengst a également répondu à une question sur les effets des bosselures sur l'adhérence de la contamination au bord d'attaque des ailes :

R. Eh bien, je ne suis pas un [physicien], mais si l'on considère le mécanisme, si la précipitation est simplement de la pluie, cela n'a pas d'importance que la surface soit lisse, par exemple, une surface métallique. Dans la mesure où la surface est froide, la précipitation va y adhérer. Elle va coller à la surface. Et peu importe si la surface est légèrement rugueuse, elle va simplement y adhérer.

(Transcription, vol. 71, p. 148)

### État de la peinture

Afin de compléter les renseignements sur l'état des bords d'attaque des ailes des F-28 exploités par Air Ontario, on a interrogé les pilotes d'Air Ontario sur l'état de la peinture des bords d'attaque. Pendant son témoignage, le commandant Robert Perkins a déclaré qu'il avait appris pendant le cours sur le F-28 que les bords d'attaque de cet appareil étaient susceptibles d'être endommagés. Il avait remarqué de la peinture écaillée sur l'avion qu'il croyait être le C-FONF, et il a déclaré que la peinture du C-FONF était plus ancienne que celle du C-FONG. Le commandant Allan a déclaré que la peinture du C-FONF pelait et s'écaillait tandis que sur le C-FONG elle formait des bulles et des boursouflures; les bulles étaient «très, très petites, minuscules» (Transcription, vol. 91, p. 68), à peu près de la dimension du bout d'un stylo. Le commandant Allan ne s'était jamais réellement préoccupé de l'état de la peinture des bords d'attaque du F-28.

M. van Hengst n'a pas donné une opinion très élaborée sur les effets aérodynamiques de l'écaillage de la peinture sur les bords d'attaque de la voilure. Il a déclaré que les ailes devaient être maintenues aussi lisses que possible afin de minimiser le frottement sur le revêtement pendant le vol. Il a également déclaré que la rugosité des ailes due à la peinture écaillée et pelée n'est pas particulièrement significative et que cela ne modifie pas de façon sensible les caractéristiques de portance de l'avion.

Même si le bord d'attaque des ailes des deux F-28 d'Air Ontario pouvait être bosselé et avoir de la peinture endommagée, rien ne me permet de croire que l'état des bords d'attaque des ailes aurait pu

contribuer de façon sensible à une diminution des performances au décollage du C-FONF. J'en arrive à cette conclusion en me basant sur le fait qu'il n'y a jamais eu aucun cas rapporté de diminution des performances au décollage de l'un des deux F-28 d'Air Ontario au cours de leur durée de vie opérationnelle. Par conséquent, je ne crois pas que des bosselures ou de la peinture écaillée sur les bords d'attaque des ailes du C-FONF aient pu contribuer à la perte de performances au cours de cette malheureuse course au décollage à Dryden le 10 mars 1989.

## **Décrochage intempestif attribuable à une fuite d'air d'antigivrage des ailes**

Des membres de la Fédération internationale des associations de pilotes de ligne (FIALPL) ont porté à l'attention des enquêteurs de la Commission le fait qu'ils avaient observé des décrochages intempestifs lors d'un atterrissage ayant pour cause une fuite d'air de prélèvement d'antigivrage chaud par les joints de bord d'attaque de l'aile. Les fuites modifient les caractéristiques d'écoulement d'air sur le profil. Le décollement partiel des filets d'air qui se produit alors sur les parties de l'aile touchées par les fuites a un effet nocif sur les caractéristiques de décrochage de l'avion. À la suite de ce témoignage, une étude a été menée pour déterminer si un tel phénomène avait pu se produire au cours du décollage de C-FONF.

Le manuel de vol de Fokker F-28 et les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir insistent tous sur le fait que l'antigivrage des ailes ne doit pas être mis en marche pendant toute la durée du décollage et pendant que l'avion vole à moins de 1 500 pieds au-dessus du sol. L'antigivrage des ailes nécessite un prélèvement d'air des réacteurs, ce qui entraîne une certaine perte de poussée. Afin que les pilotes puissent disposer de toute la poussée produite par les réacteurs au décollage, on leur recommande de ne pas utiliser l'antigivrage des ailes pendant le décollage. Même si les observations faites par les membres de la FIALPL concernaient le vol à faible vitesse pendant l'approche et l'atterrissage lorsque l'antigivrage des ailes est en marche, les enquêteurs ont voulu déterminer si le système d'antigivrage était fermé pendant le décollage à Dryden. Les recherches avaient pour but de confirmer que le C-FONF disposait réellement de la poussée maximale pendant le décollage et également d'éliminer tout doute face à la possibilité d'un décrochage des ailes provoqué par une fuite d'air de prélèvement d'antigivrage des ailes. L'examen de l'épave a confirmé que les vannes d'antigivrage voilure étaient dans la position fermée après l'écrasement et, comme il n'y avait pas de débris dans les passages d'air du système d'antigivrage, qu'elles étaient fermées pendant que l'appareil passait au travers des arbres.

D'ailleurs, étant donné la perte de performances que cela aurait entraîné, il est peu probable que les pilotes aient utilisé l'antigivrage des ailes dans ces conditions : le C-FONF devait décoller d'une piste de 6 000 pieds de longueur et la masse au décollage de l'avion était proche de la masse structurale maximale permise au décollage. Même si on a observé un abaissement des ailes peu après le décollage, on a également observé que les ailes étaient par la suite revenues de niveau.

Il y a des éléments de preuve convaincants que le système d'antigivrage était fermé pendant le décollage du C-FONF, et personne n'a jamais signalé de problème de fuite d'air d'antigivrage sur l'un des F-28 d'Air Ontario. Le fait que les vannes d'antigivrage aient été fermées devrait supprimer toute préoccupation relativement à une fuite d'air qui aurait pu modifier les caractéristiques de vol de l'avion. Je suis par conséquent convaincu qu'une fuite d'air d'antigivrage d'ailes n'était pas en cause pendant le décollage de Dryden.

## **Incidents pertinents reliés à la contamination de la surface alaire des F-28**

Afin de déterminer si les F-28 avaient souvent par le passé fait l'objet d'accidents reliés à la contamination des ailes, les enquêteurs ont étudié les antécédents d'accidents de ce type d'avion. Les dossiers des accidents et incidents du F-28, selon les bases de données sur les faits aéronautiques de l'Organisation de l'Aviation civile internationale (OACI) et du BCSCA, ne présentent rien d'inhabituel. Les dossiers n'indiquent aucune tendance particulière, non plus qu'aucune caractéristique de vol anormale. Au contraire, le Fokker F-28 Mk1000 semble offrir de relativement bonnes performances et on considère généralement qu'il est facile à piloter.

Deux faits aéronautiques mettant en cause la contamination des ailes d'un Fokker F-28 et qui présentent un intérêt pour la présente enquête méritent qu'on décrive en détail les circonstances les entourant et les conclusions de l'enquête. Le premier s'est produit en Allemagne, à l'aéroport de Hanovre, le 25 février 1969, et le second en Turquie, à l'aéroport de Cumaovasi, à Izmir, le 26 janvier 1974.

### **Hanovre, Allemagne, le 25 février 1969**

L'équipage du F-28 a tenté de décoller de la piste 09 gauche pour un vol de démonstration à l'aéroport de Hanovre aux environs de 16 h 26 GMT (17 h 26 heure locale), le 25 février 1969. La piste 09 gauche mesure 2 387 m (7 832 pieds) de longueur sur 45 m (150 pieds) de largeur, et elle ne présente pas de pente. L'aéroport est situé à une altitude de 170 pieds au-dessus du niveau moyen de la mer (ASL).

À la vitesse de cabrage, le commandant de bord a cabré l'appareil de quelque 12°, et l'avion a quitté le sol. Il s'est immédiatement incliné à droite selon un angle de quelque 25°, ce qui n'a pu être corrigé à l'aide des ailerons. L'avion n'a pas réussi à accélérer et il est descendu jusqu'à ce que l'extrémité de l'aile droite heurte la piste. L'avion s'est incliné vers la gauche et ensuite vers la droite, et le commandant de bord a interrompu le décollage. L'avion s'est immobilisé à quelque 50 m (164 pieds) à droite de la piste et à 1 975 m (6 480 pieds) du point de départ de la course au décollage. Le vibreur de manche s'était mis en marche à trois reprises pendant que l'avion était en vol. Seuls l'aile droite, le volet droit et l'aileron droit ont été endommagés. Ni les deux membres d'équipage, ni les neuf passagers n'ont été blessés.

Dans les conditions qui régnaient au moment du décollage, l'avion aurait dû atteindre la vitesse de cabrage de 103 noeuds après une course au sol de 475 m (1 558 pieds) et il aurait dû prendre l'air à 113 noeuds. Le manuel de vol du Fokker F-28 recommande que l'on cabre l'avion de 5° à 10° au décollage. L'enregistreur de données de vol a révélé qu'on avait cabré l'avion à 105 noeuds après une course au sol de 535 m (1 755 pieds) et que celui-ci avait décollé à une vitesse de 110 noeuds. L'avion a atteint une hauteur maximale de 50 à 60 pieds et une vitesse maximale de 127 noeuds. Le premier décrochage a eu lieu de trois à cinq secondes après le décollage.

Le commandant de bord était titulaire d'une licence de pilote de ligne valide et il totalisait 11 500 heures de vol et avait récemment piloté la Caravelle, le Hansa Jet et le Nord 262. Il était qualifié sur F-28 et avait accumulé 12 à 14 heures de vol sur cet appareil. Le copilote était titulaire d'une licence de pilote de ligne valide et il totalisait 8 000 heures de vol, dont 10 à 15 heures sur le F-28.

L'avion portait le numéro de série 11004 et était immatriculé PH-ZAA, et il s'agissait du quatrième prototype et du premier appareil exploité commercialement de la série F-28. Il appartenait à une compagnie d'affrètement allemande (LTU). L'avion avait été modifié en fonction des plus récentes normes de production de la série et il était conforme aux exigences de navigabilité néerlandaises (RLD). Rien n'indique qu'il y ait eu une anomalie technique ou une défectuosité qui aurait pu contribuer à l'incident. La masse et le centrage étaient dans les limites prescrites. Pour ce vol, le stabilisateur avait été réglé à 1° de cabrage; dans le manuel de vol on recommandait un réglage de 1° de piqué. Le réglage incorrect du stabilisateur aurait diminué la force à exercer sur le manche pour faire cabrer l'avion.

L'appareil était demeuré en stationnement pendant environ cinq heures avant la tentative de vol. Pendant cette période, les températures avaient varié entre -1 et -2 °C, l'humidité relative était proche de 100 p. 100, la base du couvert nuageux était à une hauteur de 700 à 900

pieds, et il y avait des précipitations sous la forme de neige légère et de bruine surfondue. Au moment du décollage, la température était de -2 °C et la visibilité était de 3 km dans la neige. Le vent soufflait du 060° à 7 noeuds. La piste était couverte de givre blanc ou de glace, mais elle avait été déglacée chimiquement et sablée pendant la journée. Le freinage mesuré était de moyen à bon. Le décollage précédent avait été celui d'un Viscount effectué 15 minutes avant l'incident. Compte tenu des conditions météorologiques, les enquêteurs ont conclu qu'il n'y avait pas eu de cisaillement du vent, ni en force ni en direction, et que toute turbulence produite par le décollage précédent s'était dissipée.

Au cours de la visite pré-vol, le commandant de bord et un technicien de l'usine avaient remarqué que les précipitations avaient formé une mince couche de glace par endroits sur la voilure. Le commandant a jugé que cette accumulation n'était pas suffisante pour justifier le déglacage de l'appareil. On a par la suite déterminé que la glace se trouvait surtout à l'avant de la voilure, à l'arrière jusqu'à environ 30 p. 100 de la corde et qu'elle se prolongeait sur toute l'envergure de l'aile. Le commandant et le technicien ont décrit l'accumulation comme étant une mince couche irrégulière de plaques de glace, les cristaux de glace ayant une forme granulaire. Un passager, qui a quitté l'avion par la sortie de secours située au-dessus de l'aile droite, a éprouvé de la difficulté à garder son équilibre à cause de la glace sur l'aile.

Fokker Aircraft, qui a participé à l'enquête, a été en mesure de déterminer le degré et la quantité de contamination sur la voilure. En ce qui a trait à la surface couverte par la contamination, M. van Hengst a déclaré ce qui suit dans son témoignage :

- R. La contamination était répartie sur l'ensemble de la voilure, et ce qui est également arrivé c'est qu'elle est demeurée à cet endroit, et selon ce qu'a pu se rappeler l'un des témoins, tôt ce matin-là, le soleil est également apparu au milieu de toute cette bruine givrante. C'était le matin.

Et l'une des parties de la voilure avait en fait commencé à fondre et l'autre non. Comme l'avion était disposé de cette façon et que le soleil se levait par là, cette partie de l'avion commençait à fondre et l'autre non.

Ainsi ... ce qui est arrivé, c'est qu'ils ont décollé et, en fait, l'une des ailes était propre à cause du soleil et l'autre non, et c'est la raison pour laquelle l'avion s'est incliné.

(Transcription, vol. 70, p. 78)

Pendant le décollage, le pilote a trop cabré l'avion. On a découvert que le stabilisateur était incorrectement réglé, ce qui nécessitait une force moindre pour cabrer l'appareil. Toutefois, l'angle maximal de cabrage

atteint, environ 12°, n'aurait pas provoqué le décrochage d'un F-28 aux ailes propres.

On a par conséquent conclu que la contamination de l'aile, sous la forme d'une mince couche de cristaux de glace granuleux, a dû être le facteur qui a provoqué le décrochage de l'aile.

Fokker Aircraft a déterminé que la rugosité des surfaces avant et supérieure de l'aile était équivalente à des particules de glace d'un diamètre de 1 ou 2 mm, distribuées approximativement à raison d'une particule par cm carré de surface alaire.

#### **Izmir, Turquie, le 26 janvier 1974**

À bord du F-28 de Turkish Airlines, portant le numéro de série 11057 et le numéro d'immatriculation TC-JAO, l'équipage a tenté de décoller de l'aéroport de Cumaovasi, à Izmir, en Turquie, à approximativement 7 h 10, heure locale, le 26 janvier 1974. L'avion a pris l'air après une course au décollage de quelque 975 m (3 200 pieds); toutefois, lorsqu'il a atteint 8 à 10 m (26 à 33 pieds) au-dessus du sol, il a décrit un mouvement de lacet à gauche et a piqué du nez. L'avion a heurté le sol dans une assiette presque de niveau, le carénage extérieur du volet gauche a touché en premier le sol, suivi du dessous du fuselage du côté gauche. L'avion s'est désintégré et a pris feu en parcourant une distance de 100 m (328 pieds). Quatre membres d'équipage et 62 passagers sont morts dans l'accident; un membre d'équipage et 6 passagers ont survécu.

Dans les conditions qui régnaient au moment du décollage, l'avion aurait dû atteindre la vitesse de cabrage après une course au sol de 850 m (2 800 pieds). L'enregistreur de données de vol a révélé que l'avion a pris l'air à une vitesse de 124 noeuds après une course de 975 m (3 200 pieds). La vitesse est passée à 133 noeuds et a ensuite chuté à 124 noeuds, et l'avion s'est déporté vers la gauche.

Le commandant de bord était un ancien pilote de chasseur à réaction de l'armée de l'air, était titulaire d'une licence de pilote de ligne valide, et totalisait 2 600 heures de vol dont 577 heures sur le F-28. Il était commandant de bord de F-28 depuis 1972 et pilote inspecteur de F-28 depuis 1973. Le copilote était également un ancien pilote de l'armée de l'air, et il avait surtout l'expérience des avions de transport et des hélicoptères. Il totalisait 2 794 heures de vol dont 395 heures sur le F-28, et il était titulaire d'une licence de pilote de ligne valide.

L'appareil s'est rompu en trois sections principales : l'empennage, le fuselage et le poste de pilotage. Le fuselage s'est immobilisé à l'envers. Rien n'indique qu'il y ait eu une anomalie technique ou une défaillance de l'avion avant l'accident.

L'appareil était demeuré en stationnement sur une aire ouverte de l'aéroport pendant toute la nuit. Au matin du 26 janvier, la température était de 0 °C et l'humidité relative était à 95 p. 100. Au moment du

décollage, la température était de 3 °C et l'humidité relative était à 97 p. 100. Aucun givre n'avait été noté au cours de la visite pré-vol avant le décollage. Le lendemain, toutefois, avec des conditions météorologiques quasi identiques, du givre a été vu sur les ailes d'un autre F-28 qui avait passé la nuit stationné à l'extérieur. Il y avait plus de givre sur l'aile gauche que sur l'aile droite qui était près des bâtiments.

On a conclu que la cause, ou la cause probable, de l'accident était un décrochage attribuable à l'excès de cabrage de l'avion et à la présence de givre sur les ailes.

## Recherches sur la contamination des ailes

Après l'incident au décollage du F-28 survenu à Hanovre le 25 février 1969, Fokker a passé en revue les recherches antérieures sur la rugosité de surface des profils aérodynamiques et a effectué une série d'essais en soufflerie et en simulateur. Fokker désirait confirmer les conclusions des recherches déjà publiées et déterminer les effets d'une contamination apparemment négligeable sur la capacité des ailes du F-28 à produire de la portance.

Les documents publiés dans les années 1930 sur les effets des protubérances et de la rugosité de surface sur les caractéristiques des profils aérodynamiques concluaient que les protubérances sur l'extrados d'un profil aérodynamique, si petites qu'elles passeraient ordinairement pour de la rugosité de surface, compromettaient significativement les caractéristiques de portance maximale et de traînée. Plus la partie du profil touchée par cette rugosité se rapproche du bord d'attaque le long de l'extrados, plus ses effets deviennent critiques.

M. Richard Wickens, expert de l'aérodynamique des basses vitesses et membre du sous-groupe performances, a déclaré dans son témoignage que les données publiées dans les rapports et les mémoires des années 1930 indiquaient que, sur des profils aérodynamiques lisses, la rugosité à grains plus petits a un effet nocif plus grand sur la portance que la rugosité à grains plus gros. Lorsqu'on lui a demandé si ces documents indiquaient que plus le fini des profils aérodynamiques était lisse, plus celui-ci était sujet à une réduction de portance en présence d'une rugosité quelconque, M. Wickens a répondu ceci :

- R. C'est ce que les documents semblent dire. Le ... un profil aérodynamique au fini plus lisse est en mesure de produire des coefficients de portance maximale plus grands, et cette courbe continue de monter. Ainsi, lorsque le profil devient plus rugueux, la perte relative est plus grande.

(Transcription, vol. 69, p. 88)



M. Wickens a également déclaré que même si la diminution du niveau de portance n'est pas très grande lorsque la partie arrière du profil devient plus rugueux, il y a quand même une perte, mais rien de comparable à ce qui se produit lorsque la rugosité touche tout le profil, y compris la partie avant. M. Wickens a déclaré ce qui suit :

- R. Il y avait un autre point, c'est que certaines données indiquent que lorsque la moitié arrière seulement du profil est rendue rugueuse, selon ces recherches, les performances semblent redevenir équivalentes à celles du profil propre original, avec cette exception.
- Q. Ainsi, lorsque la moitié arrière seulement du profil était rugueuse, le niveau de portance était presque le même que celui offert par la surface parfaitement propre?
- R. Il y avait une légère perte, mais rien de comparable à la perte de portance lorsque la rugosité touchait tout le profil, y compris la partie avant.
- Q. Ainsi, est-ce que je peux en conclure que la rugosité de la partie avant de l'aile est plus critique que la rugosité de la partie arrière de l'aile?
- R. Oui.

(Transcription, vol. 69, p. 89-90)

M. van Hengst a avec justesse résumé les conclusions des premiers rapports de recherche de la façon suivante :

- R. En fait, la conclusion fondamentale que vous pouvez tirer de ce rapport est que la contamination d'une aile donnera lieu à une perte de portance, et notamment à une perte de la portance maximale.

(Transcription, vol. 70, p. 82)

À partir de ces premières recherches et selon la description faite par les membres de l'équipage de conduite et par le technicien qui ont inspecté le F-28 avant le décollage à Hanovre, Fokker a effectué des essais en soufflerie à l'aide d'une maquette de F-28 à l'échelle 1/20<sup>e</sup> dont on avait rendu les deux ailes rugueuses en répartissant également sur elles une contamination de l'ordre d'une particule de 1 mm de diamètre par cm carré de surface alaire.

Après les essais en soufflerie et les études effectués par Fokker Aircraft, la compagnie a rédigé un rapport intitulé «Notes sur les modifications des caractéristiques de vol de l'avion lorsque les ailes sont couvertes de givre, de glace ou de pluie givrante, 16 décembre 1969». Ce rapport appelé «Soufflerie» (n° L-28-222), avait été expédié à l'époque à tous les exploitants de F-28. Le rapport traitait des effets d'une rugosité de type papier de verre sur les ailes des avions à réaction et à hélice, et

décrivait plus spécifiquement la dégradation des caractéristiques de portance au décollage et d'accélération du F-28 causée par la rugosité des ailes. Ce document est présenté au complet en tant qu'annexe technique 6 du rapport final. La maquette du F-28 utilisée pour les essais en soufflerie est reproduite comme figure 12-2.

Les essais ont révélé qu'il y avait une perte de 25 p. 100 du coefficient de portance maximale et que l'angle d'attaque maximal était réduit de 5° environ. Les premières expériences avaient démontré qu'en débarrassant de toute contamination la moitié avant de la corde du profil, on rétablissait la plus grande partie des caractéristiques de portance. Pour tenter de déterminer plus précisément quelle partie de l'aile du F-28 était la plus sensible à la rugosité de surface, Fokker a supprimé la rugosité des premiers 15 p. 100 de la corde de l'aile en commençant par l'avant du bord d'attaque. Fokker a constaté que le niveau de portance de l'aile était presque complètement rétabli.

Les essais en soufflerie ont également démontré que, en cas de rugosité importante, l'aile risque de décrocher avant d'atteindre l'angle d'attaque qui déclencherait habituellement l'avertisseur de décrochage de l'appareil.<sup>4</sup>

Le stabilisateur du F-28, pour les opérations normales, y compris le décollage, est conçu pour ne pas dépasser un angle d'attaque de quelque 7°. Fokker a conçu le stabilisateur de manière à assurer la contrôlabilité continue de l'appareil même en cas de décrochage de l'aile.

Des essais similaires en soufflerie ont démontré que la rugosité due à la contamination du stabilisateur n'avait que peu ou pas d'effet sur ses performances, même lorsque l'aile a décroché à cause de la contamination. Les essais ont confirmé que la contamination du stabilisateur n'aurait pas eu un effet significatif sur la contrôlabilité de l'appareil et n'aurait pas compromis la portance totale engendrée par les surfaces portantes. Généralement, le stabilisateur assure une portance négative (l'intrados du stabilisateur non contaminé est la surface critique) et l'angle d'attaque du stabilisateur est réglé bien en deçà de son angle d'attaque de décrochage.

Selon M. van Hengst, l'avertisseur de décrochage du F-28 se déclenche à un angle d'attaque de 11°. Le décollement total de l'écoulement aérodynamique où les ailerons perdent toute efficacité se produit, sur

---

<sup>4</sup> Un avertisseur de décrochage (SWS) est un dispositif conçu pour prévenir le pilote de l'imminence d'un décrochage. Le système comprend un ou des détecteurs d'angle d'attaque, un dispositif d'entrée de données de configuration et un mécanisme d'avertissement mécanique, généralement un vibreur de manche. L'avertisseur de décrochage est réglé pour se mettre en marche à un angle d'attaque prédéterminé, soit quelque degrés sous l'angle d'attaque de décrochage normal de l'aile. Lorsqu'il se déclenche, l'avertisseur fait vibrer le manche du pilote. En temps normal, l'avertisseur de décrochage sert à indiquer la limite prudente de portance utilisable.

Figure 12-2 Maquette du F-28 en soufflerie



Source: Fokker Aircraft R.V.

une aile propre, à un angle d'attaque compris entre 19 et 20°. Toutefois, dans le cas d'une aile contaminée, le décollement total de l'écoulement aérodynamique avec perte d'efficacité des ailerons survient à un angle d'attaque de 9 à 10°. Autrement dit, dans le cas d'une rugosité de 1 à 2 mm sur chaque cm carré de la voilure, l'avion décrochera avant le déclenchement de l'avertisseur de décrochage; dans certains cas, une perte totale d'efficacité des ailerons peut survenir avant un tel avertissement.

Les données tirées des essais en soufflerie ont été introduites dans le simulateur de vol technique de Fokker pour déterminer quel serait le comportement de l'avion en présence de divers degrés de rugosité des ailes. Les résultats ont été interprétés de diverses façons, mais à chaque fois, il y avait perte de capacité des ailes à produire de la portance lorsqu'elles étaient contaminées. Les deux graphiques préparés par Fokker pour les données de son simulateur de vol technique sont inclus afin de démontrer la perte de portance engendrée par divers degrés de contamination des ailes.

Jusqu'à un certain point, comme le montre la figure 12-3, plus les ailes étaient contaminées, plus la perte de portance était importante. Par exemple, au cours d'un décollage à une masse de 60 000 livres, avec 18° de volets et une aile propre, la vitesse de décrochage de l'avion était de quelque 104 noeuds. Lorsque les ailes étaient légèrement givrées, la vitesse de décrochage était de quelque 117 noeuds, et lorsqu'elles étaient lourdement givrées, elle atteignait quelque 128 noeuds. La vitesse  $V_R$  (vitesse de cabrage)<sup>5</sup> de l'avion était de 121 noeuds et la vitesse  $V_2$  (vitesse de sécurité au décollage)<sup>6</sup> était de 127 noeuds. Dans le cas d'une aile propre, il y avait une marge de l'ordre de 17 noeuds entre la vitesse de cabrage et celle de décrochage. Dans le cas d'une aile légèrement givrée, cette marge tombait à 5 noeuds. Dans le cas d'une aile lourdement givrée, l'aile était en état de décrochage au moment du cabrage.

La figure 12-4 montre la diminution de la marge par rapport au décrochage entre une aile normalement propre et une aile légèrement givrée, et elle montre également qu'un avion dont les ailes sont plus lourdement givrées n'est pas en mesure de poursuivre le vol, car l'aile est en état de décrochage au moment du cabrage.

<sup>5</sup>  $V_R$ , la vitesse de cabrage, est, en termes généraux, définie comme étant la vitesse à laquelle on amorce le cabrage au décollage pour atteindre  $V_2$ , la vitesse de montée, à la hauteur de franchissement de 35 pieds.  $V_R$  ne doit pas être inférieure à la vitesse minimale de contrôle en vol ( $V_{MCA}$ ) ni inférieure à  $V_1$ .

<sup>6</sup>  $V_2$ , la vitesse de sécurité au décollage, est, en termes généraux, égale à la vitesse réelle à la hauteur de franchissement de 35 pieds telle que démontrée en vol et elle doit être égale ou supérieure à 1,20 fois la vitesse de décrochage en configuration de décollage et à 1,10 fois la vitesse minimale de contrôle en vol ( $V_{MCA}$ ).

Figure 12-3 Comparaison des marges de manoeuvre entre deux ailes contaminées par du givre choisies arbitrairement et une aile propre normale

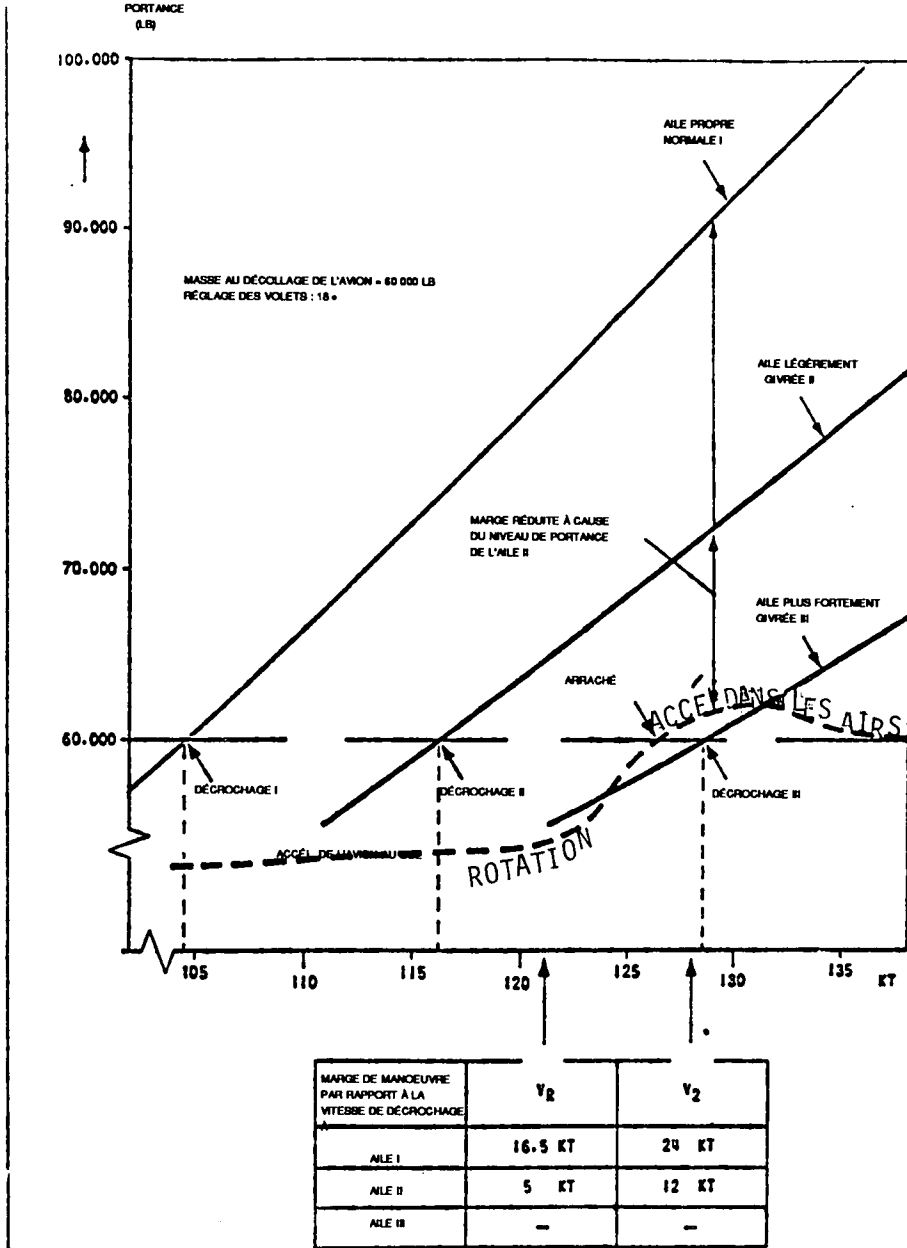
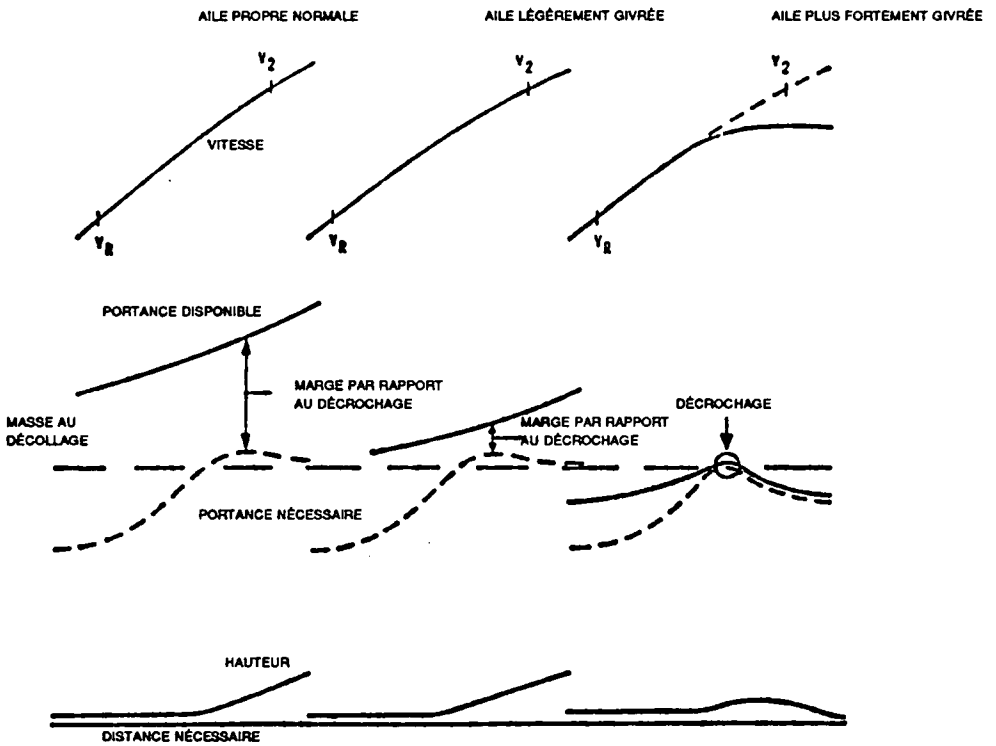


Figure 1

Source: Shipwise (Fokker Aircraft), 15 février 1974

Figure 12-4 Comparaison entre les marges de manoeuvre par rapport au décrochage<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Cette figure montre sous un autre angle la comparaison entre les marges de manoeuvre des deux mêmes ailes contaminées par du givre choisies arbitrairement (figure 12-3) et une aile propre normale.

À la suite des recherches et des essais, Fokker Aircraft a conclu en donnant cet avertissement alarmant imprimé en lettres majuscules sur une page séparée: «Comme il n'y a aucune façon d'établir une relation entre la quantité de contamination par le givre et ses effets sur le niveau de portance de l'aile, faites dégivrer l'avion avant le départ» (Pièce 532, doc. 4).

## **Dynamique de vol du Fokker F-28 Mk1000**

Après les vols d'essai initiaux effectués par le groupe exploitation dans le simulateur de vol du F-28 de Piedmont, le groupe a confirmé qu'un examen plus détaillé des performances du F-28 était nécessaire pour identifier les facteurs pouvant produire un profil de décollage similaire au profil de l'accident à Dryden. Comme on l'a déjà mentionné, certains membres du groupe exploitation se sont rendus à Amsterdam pour visiter les installations de Fokker Aircraft afin de comparer le programme de formation des équipages de conduite donné à contrat par le constructeur avec celui de Piedmont. À cette occasion, le sous-groupe performances s'est également rendu aux installations de Fokker Aircraft à Amsterdam pour entreprendre son étude du profil de vol du F-28. Cette partie du rapport final repose sur deux rapports préparés à la suite de ces enquêtes.

Le premier rapport, «Étude en simulateur des effets de la névase sur la piste et de la glace sur les ailes sur les performances au décollage d'un Fokker 100», a été publié en août 1989 par Fokker Aircraft B.V. Ce document, nommé le rapport «Simulation de vol», résume les données et les conclusions de Fokker sur les performances au décollage d'un simulateur de vol technique de Fokker 100 réglé de manière à reproduire approximativement les caractéristiques de vol d'un F-28 Mk1000. (Le rapport «Simulation de vol» a été déposé comme pièce 544 au cours du témoignage de M. Jack van Hengst.)

Le second rapport intitulé «Rapport sur la dynamique de vol du Fokker F-28 Mk-1000 en ce qui concerne l'accident survenu à Dryden (Ontario) en mars 1989» (le rapport «Dynamique de vol») a été préparé par MM. Murray Morgan, Gary Wagner et Richard Wickens qui ont également fait les recherches.

M. Morgan, directeur du simulateur en vol du laboratoire de recherches en vol de l'ÉAN à Ottawa, est un diplômé en physique et un pilote d'essai en génie qui possède une vaste expérience des logiciels en temps réel et des techniques mathématiques. M. Wagner, pilote auprès d'Air Canada et membre de l'ACPLA, est également ingénieur en aéronautique et assistant professeur adjoint à l'université. M. Wickens, agent principal des recherches au laboratoire d'aérodynamique des

basses vitesses de l'ÉAN du CNRC, est un ingénieur mécanicien spécialisé en aérodynamique des basses vitesses.

L'objectif de l'équipe était de recréer le profil de vol du C-FONF au décollage à Dryden le 10 mars 1989 et de déterminer les conditions qui auraient pu donner lieu à un tel profil. Leur rapport, déposé en tant que Pièce 526, a été traité par chacun des auteurs à l'occasion de leur témoignage.

Je crois que les données contenues dans les rapports «Simulation de vol» et «Dynamique de vol» fournissent, en détail et avec beaucoup de clarté, une récapitulation complète des recherches et des constatations sur la contamination des ailes et les performances de l'avion, et c'est pourquoi j'ai joint ces deux rapports en annexes techniques de mon rapport final. (Le rapport «Simulation de vol» de Fokker est joint au rapport en tant qu'annexe technique 3 et le rapport «Dynamique de vol» en tant qu'annexe technique 4.) Je crois que la communauté aéronautique, notamment les équipages de conduite, trouvera les renseignements complémentaires explicatifs et détaillés, les procédures d'essai et les graphiques contenus dans ces deux rapports très utiles pour mieux comprendre les effets insidieux de la contamination des ailes.

Étant donné la nature complexe de certains renseignements contenus dans ces rapports, j'ai fourni le résumé et l'analyse qui suivent pour aider les organismes de sécurité aéronautique et les autres groupes d'intérêt à faire connaître les renseignements qui peuvent s'appliquer de façon générale à tous les types d'aéronef.

## **Rapport de simulation de vol de Fokker**

Dans le but de faciliter le travail de mes enquêteurs, Fokker a accepté de mettre à leur disposition le simulateur de vol technique à base fixe du Fokker 100 afin d'effectuer des essais de vol sur le F-28 Mk1000. Le Fokker 100 est un nouveau modèle plus grand dérivé des avions de la série F-28 et, même s'il ressemble au F-28, il présente des différences aérodynamiques appréciables. Il était possible de régler le simulateur de vol technique du Fokker 100 pour que ses caractéristiques de vol se rapprochent de celles du F-28 Mk1000, et il était également possible de simuler la résistance au roulage au sol causée par la présence de névasse sur la piste. De plus, le simulateur pouvait simuler la dégradation des performances causée par le givrage des bords d'attaque. À l'aide de formules mathématiques, Fokker a pu reproduire la dégradation des performances de vol causée par le givrage des bords d'attaque avec la rugosité causée par la contamination de la surface alaire. Les essais aérodynamiques ont démontré que 1 pouce de givre irrégulier sur le bord d'attaque engendrait à peu près les mêmes 30 p. 100 de perte de



portance qu'une rugosité formée de particules de 1 à 2 mm de diamètre à raison d'une par cm carré de surface alaire.

Afin d'étudier les effets de la contamination des ailes et de la névasse sur la piste, Fokker a réglé le simulateur de vol technique du Fokker 100 afin qu'il puisse se comporter comme le C-FONF aurait dû se comporter pendant la course au décollage à Dryden si la piste avait été propre et sèche et si les ailes avaient été propres. On a choisi comme paramètres une piste d'aéroport de 6 000 pieds de longueur, une altitude de 1 500 pieds ASL et une pente nulle afin de reproduire d'aussi près que possible les conditions de l'aéroport de Dryden. Des décollages ont été simulés à partir d'une piste sèche et à partir d'une piste contaminée jusqu'à une profondeur d'eau équivalente (EWD) de 0,5 pouce.<sup>7</sup> La plupart des décollages ont été simulés avec de la névasse sur la piste de 0,15 pouce EWD, ce qui correspondait le plus possible à l'EWD moyenne que l'on estime avoir été présente sur la piste 29 de l'aéroport de Dryden selon les estimations, les rapports et les études en simulateur. Les décollages ont été effectués en simulant un givrage équivalent des ailes allant d'une contamination nulle, représentant une aile propre, jusqu'à une contamination de 1,00, représentant une contamination d'une quantité égale à une particule de 1 à 2 mm de diamètre par cm carré de surface alaire. Le sous-groupe performances a simulé au total 30 décollages avec 18° de volets les 7 et 8 juin 1989, et Fokker Aircraft a simulé 12 autres décollages le 1<sup>er</sup> août 1989 avec 25° de volets. Les profils de décollage normaux ont été modifiés en soulevant le train avant hors de la névasse pendant la course au décollage, en faisant cabrer l'avion plus lentement à  $V_R$  et en simulant une panne du moteur critique à  $V_1$ .

Les détails des essais en simulateur, les conclusions et les observations sont résumés dans les pages 3 à 9 et dans les figures 35, 36 et 37 (reproduites ci-après) du rapport «Simulation de vol». Fokker a formulé les observations suivantes :

- 1 La distance de décollage d'un F-28 Mk1000 sans névasse sur la piste ni contamination sur les ailes a été reproduite fidèlement par le simulateur du F-100 en réglant les paramètres de masse et de poussée.
- 2 L'augmentation de la distance de décollage d'un F-28 Mk1000 due à de la névasse sur la piste, mais sans contamination sur les ailes a été reproduite fidèlement par le simulateur du F-100.
- 3 L'effet du givrage des ailes est considérable. Au-delà d'un certain niveau de contamination des ailes, la perte de performances est si

---

<sup>7</sup> La profondeur d'eau équivalente (EWD), en termes généraux, est la profondeur d'eau libre qui équivaut à une profondeur donnée de précipitation. (Les précipitations couvrent toute la gamme des densités, de la neige sèche à la névasse et à l'eau libre.)

grande que l'avion n'est plus en mesure de quitter l'effet de sol à l'aide des techniques de pilotage normales.

- 4 Une panne moteur à  $V_1$  est catastrophique lorsqu'elle se produit en présence de névasse sur la piste et d'une certaine contamination des ailes de l'avion.
- 5 Les conséquences d'une contamination des ailes sont plus importantes pendant le vol à plus haute altitude à cause de la diminution des performances de l'avion.

Les figures du rapport «Simulation de vol» mentionnées ci-dessus décrivent graphiquement l'augmentation de la distance de décollage (TOD) et de la course au décollage (TOR) engendrée par la contamination des ailes et la névasse sur la piste<sup>8</sup>. Elles sont reproduites ci-après comme figures 12-5, 12-6 et 12-7.

La figure 12-5 montre le simulateur de vol du Fokker 100 qui simule un décollage avec 18° de volets au niveau de la mer à une puissance et une masse équivalentes à la pleine puissance du F-28 à 63 500 livres. En chargeant les ailes d'une contamination allant de 0, ce qui représente une aile propre, jusqu'à 1,00, ce qui représente une contamination d'une quantité égale à une particule de 1 à 2 mm de diamètre par cm carré de surface alaire, mais sans simuler de névasse sur la piste, la course au décollage du F-28 prenait de 3 100 à 3 250 pieds. Toutefois, lorsque la contamination des ailes passait de 0,5 à 1,00, la distance de décollage augmentait d'environ 4 150 à 8 800 pieds.

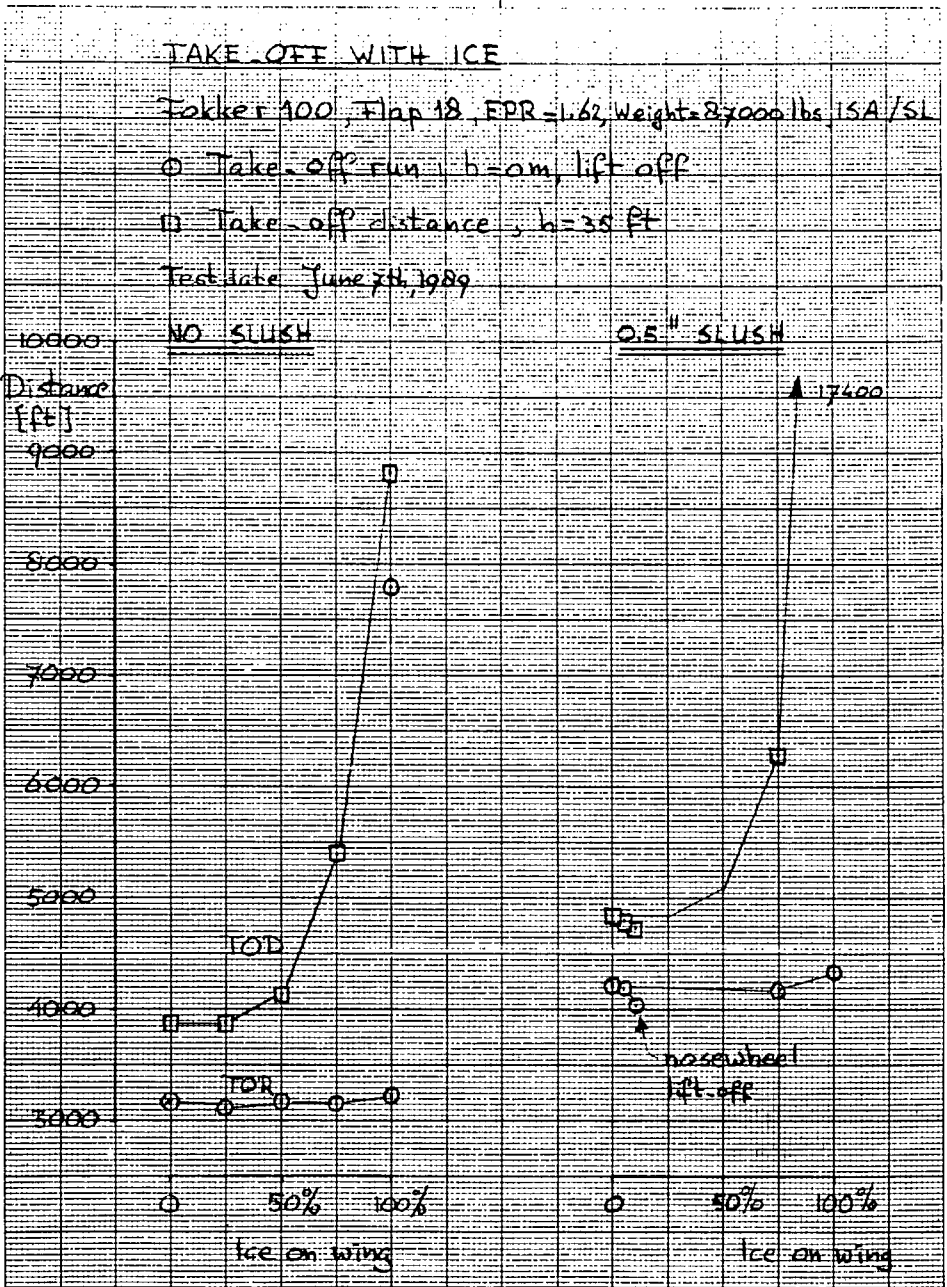
Au cours des décollages avec 0,5 pouce de névasse sur la piste, la plage de la course au décollage était entre 4 200 et 4 350 pieds, ce qui représente une augmentation de la course au décollage d'environ 1 000 pieds à cause de la névasse. Soulever le train avant hors de la névasse réduisait légèrement la course au décollage.

Lorsque les paramètres prévoyaient 0,5 pouce de névasse sur la piste et une contamination des ailes comprise entre 0,5 et 1,00, la distance de décollage augmentait de façon dramatique. Avec 0,5 pouce de névasse sur la piste et une contamination alaire de 0,5, la distance de décollage était de 5 100 pieds. Fokker a estimé qu'en augmentant le niveau de contamination des ailes à 1,00, ce qui représente des ailes complètement contaminées avec des particules de 1 à 2 mm sur chaque cm carré de surface alaire, la distance au décollage du F-28 serait de 17 400 pieds. Autrement dit, l'avion n'était pas en mesure de quitter l'effet de sol.

---

<sup>8</sup> La distance de décollage (TOD) est la distance horizontale mesurée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'appareil atteint une hauteur de franchissement de 35 pieds. La course au décollage (TOR) est la distance horizontale mesurée à partir du début du décollage jusqu'au point où le train d'atterrissage principal quitte la piste.

Figure 12-5 Simulation de décollage avec glace, Fokker 100, 18° de volets



Source : pièce 544, figure 35

La figure 12-6 fournit des renseignements qui reflètent la quantité de névasse que l'on estime avoir été présente sur la piste à Dryden lorsque le C-FONF s'est écrasé. Tous les décollages ont été effectués en simulant sur la piste de la névasse d'une profondeur d'eau équivalente (EWD) de 0,15 pouce et un réglage volets de 18°. Les courses au décollage ont augmenté de 4 400 à 6 000 pieds et les distances de décollage sont passées de 5 100 à 7 900 pieds lorsque la contamination des ailes a augmenté de 0 à 0,8.

On tient pour acquis que le niveau de contamination voilure équivalent du C-FONF était d'au moins 0,8 pendant le décollage. Avec une contamination voilure supérieure à 0,8, et de la névasse d'une EWD de 0,15 pouce, la course au décollage (TOR) et la distance de décollage (TOD) sont toutes deux supérieures à la longueur de piste disponible à Dryden.

La figure 12-7 montre les performances au décollage estimées du C-FONF avec des volets réglés à 25° et une EWD de névasse de 0,15 pouce. Même si les performances de la course au décollage sont meilleures lorsque les volets sont réglés à 25° plutôt qu'à 18°, pour un degré de contamination voilure plus élevé, la distance de décollage requise est encore élevée et même augmente, et à un niveau de contamination voilure de 0,8, l'avion ne peut plus quitter la piste.

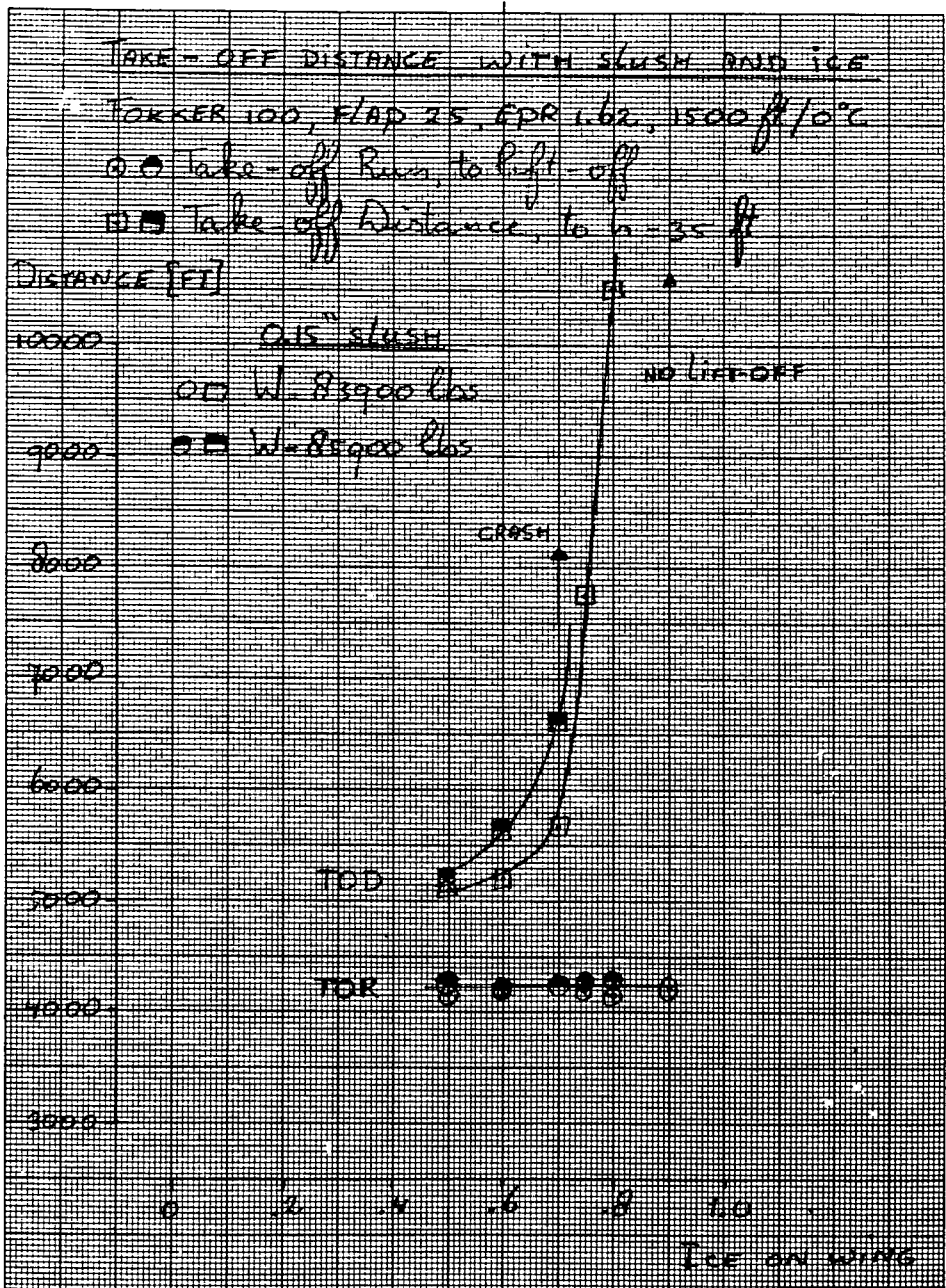
Dans tous les cas où l'on a simulé une panne moteur à  $V_1$ , avec une contamination voilure modérée, l'avion a été incapable de voler et il s'est écrasé à chaque fois.

Les essais ont clairement démontré que pour un taux de cabrage plus lent à  $V_R$ , la course au décollage augmente légèrement, mais la distance de décollage diminue. On a remarqué que, dans des conditions similaires de névasse et de contamination voilure, dans le cas d'un taux de cabrage lent, la course au décollage a augmenté de 10 m (32,8 pieds) passant de 1 545 m (5 070 pieds) à 1 555 m (5 100 pieds) et la distance de décollage a en fait diminué de 435 m (1 427 pieds) passant de 2 285 m (7 495 pieds) à 1 850 m (6 070 pieds).

M. van Hengst a fait la déclaration suivante concernant l'utilisation d'un taux de cabrage plus lent lorsque les ailes de l'avion sont contaminées :

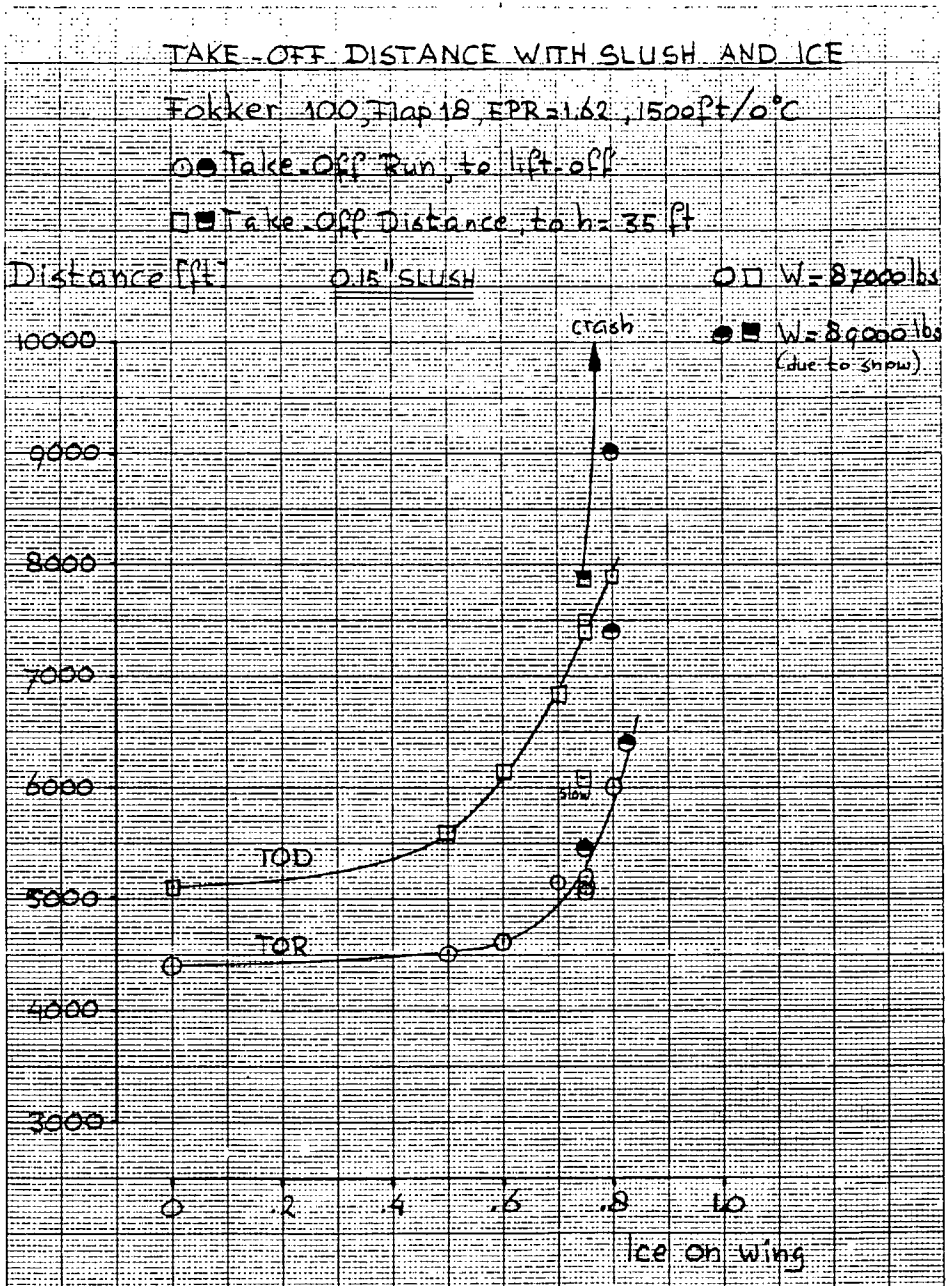
- Q. Ainsi, s'il y a contamination et que le pilote se doute que les ailes sont contaminées, il est vraiment profitable pour lui de faire un cabrage plus lent?
- R. Oui. En fait, c'est la même chose que ce que nous avons déjà dit dans l'information que nous avons envoyée à nos clients, et ce qui est montré dans le Boeing Airliner, ce dont nous avons parlé hier.

Figure 12-6 Simulation de décollage avec neige fondante et glace, Fokker 100, 10° de volets



Source : pièce 544, figure 36

Figure 12-7 Simulation de décollage avec neige fondante et glace, Fokker 100



Source : pièce 544, figure 37

- Q. Ainsi vous avez conseillé, dans les manuels de vol, et vous avez avisé vos clients de ce fait, qu'un cabrage plus lent peut en fait sauver une situation qui autrement pourrait donner lieu à un écrasement?
- R. Eh bien, nous avons indiqué que vous augmentez ainsi votre marge de manoeuvre, mais notre conseil est avant tout de faire nettoyer les ailes.

(Transcription, vol. 71, p. 35)

Lorsqu'on lui a demandé quelles conclusions générales Fokker Aircraft avait tirées des essais en simulateur de vol, M. van Hengst a répondu ce qui suit :

- R. Eh bien, qu'il était impossible de tenter de faire décoller un avion dont les ailes étaient contaminées. Et il ne faut jamais oublier que les essais en simulateur mettaient en jeu une contamination également répartie de 1 à 2 millimètres. Il s'agit d'un équivalent, et si la répartition de la rugosité était pire que les plus hautes valeurs étudiées, ce que vous avez vu sur la plaque grise, cela devrait être pire, et cela peut être pire. C'est le premier point dont il faut se rappeler.

Le second point est que de telles études sont très instructives pour les ingénieurs et les pilotes techniques. Nous l'avions fait avec notre pilote d'essai en 1969, mais il ne faut jamais tirer la conclusion qu'on peut prendre la chance de décoller parce que, en conditions réelles, on ne peut jamais interpoler de façon linéaire de zéro à 100 p. 100 ce que la nature peut nous réserver.

(Transcription, vol. 71, p. 36-37)

## Rapport sur la dynamique de vol

Les pages suivantes présentent un résumé du rapport «Dynamique de vol» du sous-groupe performances ainsi que des témoignages des auteurs devant la Commission d'enquête.

La fonction du sous-groupe performances était d'enquêter sur les performances au décollage du F-28 et sur les effets des conditions environnementales qui régnaient au moment de l'accident sur les performances de l'avion. Le sous-groupe s'est servi des données de performances du F-28 fournies par Fokker et a mis au point des programmes informatiques pour la modélisation mathématique des caractéristiques aérodynamiques du F-28 avec et sans contamination. À la suite de ces travaux, le sous-groupe a validé et a mis en corrélation les résultats et il a présenté ses conclusions sur les raisons techniques pouvant expliquer la trajectoire de vol observée à Dryden. Les travaux de simulation par ordinateur avaient pour objectif d'élaborer une gamme de scénarios de trajectoires de vol possibles similaires à la trajectoire

suivie par le C-FONF et ensuite de déterminer une gamme de conditions ayant pu amener le C-FONF à suivre une telle trajectoire.

Le but de la simulation et de la modélisation était de déterminer, en l'absence de données enregistrées, les causes possibles de la trajectoire de vol rapportée du C-FONF. La modélisation fournissait également une confirmation indépendante des résultats de l'étude effectuée sur le simulateur de vol technique du Fokker 100, ce qui était nécessaire puisque l'étude avait été effectuée sur un avion d'un modèle légèrement différent. La modélisation permettait également l'exploration d'autres domaines pertinents tels que les performances avec un moteur en panne et les techniques de pilotage non conventionnelles. L'analyse aérodynamique décrite dans le rapport «Dynamique de vol» a été effectuée pour appuyer les efforts de simulation et pour fournir des antécédents plus détaillés pour les besoins de la présente Commission d'enquête.

Les auteurs se sont servis des renseignements disponibles sur le C-FONF au 10 mars 1989, y compris les déclarations des témoins relativement aux performances de l'avion de même qu'à la contamination des ailes de l'avion et de la piste. L'analyse des renseignements disponibles faite par les auteurs suggère une séquence d'événements semblable à ce qui suit, qu'ils ont utilisée pour les besoins de la modélisation et qu'ils ont appelé le «scénario Dryden» :

L'avion, les volets étant sortis de 18°, a commencé sa course au décollage à partir de la position normale sur la piste, il a atteint la vitesse de cabrage un peu plus loin sur la piste que la normale, et il a amorcé le cabrage. Pendant le cabrage initial, l'appareil a peut-être brièvement pris l'air, ou les amortisseurs des jambes du train se sont simplement déployées, et il est retombé sur la piste, en réduisant quelque peu l'angle du fuselage. Un deuxième cabrage effectué très près de l'extrémité de la piste a permis à l'avion de prendre l'air, mais il est demeuré à très basse altitude jusqu'à ce qu'il heurte les arbres. L'examen technique subséquent a révélé qu'à un moment donné au cours de la tentative de décollage les volets d'aile ont été sortis de 18 à 25 degrés et qu'au moment de l'impact le train d'atterrissage était en mouvement (ni complètement sorti, ni complètement rentré).

(Pièce 526, p. 67)

La modélisation était plus simple, car puisque l'avion n'a pas atteint une altitude significative, il n'était pas nécessaire de prendre en considération la dimension verticale. Le sous-groupe a tenu compte du changement de réglage des volets après le premier cabrage. La petite variation du coefficient de traînée totale causée par le train d'atterrissage n'était pas significative pour la partie pertinente des performances au décollage.



On a indiqué aux enquêteurs de la Commission et des pilotes de Air Ontario ont témoigné que la peinture des bords d'attaque et de la surface d'une des ailes, ou des deux, du F-28 d'Air Ontario était craquelée et détériorée. La peinture originale des bords d'attaque et des ailes d'un F-28 a une épaisseur de 0,016 pouce et elle comprend de trois à quatre couches. Même si une certaine preuve m'a été présentée à l'effet que la peinture des bords d'attaque des ailes du C-FONF était détériorée, les auteurs du rapport «Dynamique de vol» et les aérodynamiciens de Fokker, notamment M. van Hengst, étaient d'avis que l'effet de la peinture craquelée sur le coefficient de portance maximale et sur l'angle d'attaque de décrochage n'était pas significatif. Il n'a pas été déterminé dans quelle mesure, la peinture craquelée ou détériorée aurait pu contribuer à l'adhérence de la contamination sur les ailes.

Pour faire leurs analyses, les auteurs du rapport «Dynamique de vol» se sont basés sur les hypothèses suivantes :

- 1 Les moteurs ont fourni une poussée normale pendant toute la tentative de décollage (mais on a étudié les effets de la panne d'un moteur pour rendre l'étude plus complète).
- 2 Il n'y avait aucune défaillance structurale avant l'impact.
- 3 Il n'y avait aucune défaillance des freins ou des pneus qui aurait pu prolonger la course au décollage.
- 4 Il n'y avait aucune défaillance d'un circuit de commandes de vol.
- 5 Il n'y avait aucune interférence dans le système de commandes de vol en provenance d'une source quelconque.
- 6 L'équipage de conduite a piloté l'appareil selon les techniques de pilotage normales.
- 7 Il n'y avait aucune défaillance d'un système ou d'un instrument qui aurait pu empêcher l'équipage de conduite de piloter l'avion avec la précision nécessaire au vol aux instruments.
- 8 Il n'y avait aucun vent défavorable qui aurait pu nuire aux performances de l'avion.

Tous les éléments de preuve qui m'ont été présentés, comme je l'indique dans le rapport final, confirment soit que les hypothèses des auteurs étaient justes, soit qu'aucun indice n'a été découvert pendant l'enquête et qu'aucun témoignage n'a été apporté qui puissent laisser croire que ces hypothèses étaient incorrectes.

Selon les témoignages, les volets du C-FONF étaient réglés à 18° avant le début de la course au décollage. Toutefois, l'enquête a révélé que les volets étaient sortis de quelque 25° lorsque l'avion s'est écrasé, ce qui laisse entendre que l'équipage de conduite aurait sorti les volets de 18° à 25° à un moment donné après le début de la course au décollage. Il est probable que le réglage des volets à 25° ait été fait après le premier

décollage, lorsque l'équipage de conduite s'est peut-être rendu compte qu'il aurait de la difficulté à décoller. L'analyse des performances effectuée par Fokker et par les auteurs du sous-groupe indique que, en présence de contamination sur les ailes, le réglage des volets à  $25^\circ$  n'aura pas pour effet d'améliorer les performances de l'avion après le décollage. M. Wagner et M. van Hengst affirment tous deux qu'il est déconseillé de sortir les volets au-delà de la position choisie et utilisée pour le décollage en cas de contamination des ailes; l'angle de braquage plus élevé des volets aurait dans ce cas un effet nocif sur les performances de l'avion si ce dernier parvenait tout de même à prendre l'air.

### **Aérodynamique**

La partie aérodynamique du rapport «Dynamique de vol», rédigée par M. Richard Wickens, porte sur les principes aérodynamiques qui s'appliquent au Fokker F-28 pendant la course au sol et la phase de montée initiale. M. Wickens a également étudié dans quelle mesure le degré de rugosité de surface alaire, comme la contamination par la glace, a pu influencer la partie basse vitesse du domaine de vol de cet avion. Fokker a fourni les données aérodynamiques au sous-groupe performances. Les renseignements fournis comprenaient les résultats des essais en soufflerie effectués au National Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium (NLR), le laboratoire d'aérospatial national des Pays-Bas; une description de l'aérodynamique du décrochage d'aile; les résultats des essais en vol de l'avion; la distribution des pressions sur le profil aérodynamique selon divers angles d'attaque; les données de couche limite pour une section de profil aérodynamique du F-28; et la base de données de Fokker à partir de laquelle le modèle de simulateur de vol du F-28 a été créé.

Ce qui suit est un résumé des constatations et des conclusions de M. Wickens, qui se trouvent au long à la partie aérodynamique du rapport «Dynamique de vol».

Le profil d'aile du F-28 est conçu pour une vitesse de croisière d'un nombre de Mach de 0,75 et pour offrir son coefficient de portance maximale à basses vitesses. (Le nombre de Mach 1,0 correspond à la vitesse du son.) La partie avant très arrondie de l'aile réduit les risques de décollement des filets d'air dans des conditions de portance élevée et favorise un décrochage à partir du bord de fuite. La section médiane avant de l'aile est munie d'une cloison de décrochage. Le décrochage de l'aile de base lisse se fait à partir du bord de fuite. Le décrochage se propage ensuite vers l'extérieur à partir de la cloison de décrochage du bord de fuite en prenant une forme d'éventail vers l'extrémité et l'emplanture de l'aile. Ces zones décrochent en dernier et, comme les ailerons sont situés près des extrémités d'aile, le contrôle de roulis demeure possible même après le décrochage des autres sections de l'aile.

De même, étant donné la position des cloisons de décrochage, l'écoulement de l'air vers les moteurs demeure régulier jusqu'à des angles d'attaque élevés. Dans l'effet de sol, lorsque les roues principales sont au sol, le décrochage se produit à un angle d'attaque de quelque 4° de moins qu'en vol hors de l'effet de sol, mais seule la section intérieure de l'aile décroche. Le coefficient de portance maximale ( $C_{zMAX}$ ) demeure inchangé.

Au cours des essais en soufflerie menés par Fokker Aircraft, la rugosité artificielle de l'extrados de l'aile d'une maquette de F-28 a causé un décrochage prématuré pendant lequel le décollement de la couche limite aurait pu se produire tout le long du bord d'attaque. La rugosité correspond à un élément de dimensions comprises entre 1 et 2 mm sur l'aile de F-28 pleine grandeur, alors que la distribution correspond approximativement à un élément par cm carré de la même aile. Le volets de la maquette étant réglés à 30°, l'aile a décroché à un angle d'attaque de 7° de moins que pour une aile propre. En comparaison de l'aile propre, la maquette a montré une perte de 33 p. 100 du coefficient de portance maximale.

Les recherches sur les sections d'aile de maquette à des nombres de Reynolds<sup>9</sup> compris entre 100 000 et 10 000 000 ont démontré que la rugosité ne faisait pas seulement augmenter la traînée sous le point de décrochage, mais qu'elle augmentait aussi le risque de décrochage prématuré, notamment lorsque l'avant de l'aile est rendu plus rugueux. Comme le nombre de Reynolds augmente aux environs des valeurs qui correspondaient à celui de l'aile du F-28 pendant le décollage (plus de 10 000 000), la perte de portance maximale peut atteindre jusqu'à 50 p. 100 par rapport à une surface propre.

---

<sup>9</sup> Le nombre de Reynolds, une mesure de l'effet d'échelle, est un facteur de correction utilisé pour extrapoler à pleine échelle les résultats obtenus par des essais sur une maquette à petite échelle. Il permet également de déterminer à quel point se fait la transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent. Du point de vue physique, c'est le rapport des forces d'inertie aux forces de viscosité de tout écoulement. Les forces d'inertie sont les filets d'air qui circulent à l'extérieur de la couche limite, tandis que les forces de viscosité sont les filets d'air qui circulent à l'intérieur de la couche limite. Les nombres de Reynolds sont sans dimension. Dans le cas du F-28, en fonction de la corde aérodynamique moyenne de son aile, les nombres de Reynolds sont compris entre quelque 15 000 000 à la vitesse de décrochage et 30 000 000 à la vitesse de croisière. Sur une plaque à surface plate, la turbulence apparaît normalement lorsque le nombre de Reynolds atteint approximativement 1 000 000. Les nombres de Reynolds sont utilisés pour les recherches classiques du comportement sur les ailes de la couche limite en fonction des nombres de Reynolds.

Dans certains cas, le profil est sensible à la dimension des éléments de rugosité, la perte de portance maximale étant moins prononcée dans le cas des éléments de rugosité de très petite hauteur. Toutefois, la plupart des sections de profil réagissent aux rugosités de toutes dimensions en décrochant prématurément et en subissant des pertes importantes de portance maximale. En supprimant toute rugosité sur l'avant du profil et sur les premiers 15 p. 100 de la corde on redonne au profil des caractéristiques proches de ce qu'elles étaient à l'origine lorsque la surface était «propre».

## Simulations dynamiques

La partie sur les simulations dynamiques du rapport «Dynamique de vol», rédigée par M. Gary Wagner, présente une description accompagnée de commentaires des résultats des simulations de vol effectuées par le sous-groupe performances. M. Wagner traite du rapport «Simulation de vol» de Fokker et de son contexte. Il aborde également les diverses techniques de vol et de modélisation utilisées, conventionnelles et non conventionnelles, utilisées par le sous-groupe dans leurs travaux et il résume l'expérience de simulation. Ce qui suit est un résumé du matériel qui traite des travaux de simulation.

Les simulations dynamiques sont les essais et les expériences effectués dans le simulateur technique à base fixe du Fokker 100. Trois séries de simulations dynamiques ont été effectuées en utilisant divers niveaux de contamination des ailes et de la piste. Deux séries de simulations ont été effectuées les 7 et 8 juin 1989 par M. Wagner, sous la surveillance de M. Murray Morgan, et la troisième série a été effectuée par M. Jan Hofstra, pilote d'essai de Fokker Aircraft, le 1<sup>er</sup> août 1989. Les données des simulations ont été tracées sous forme graphique dans le rapport de Fokker afin de donner une représentation picturale et numérique des profils de vol et des modifications survenues dans les performances de l'avion.

M. Wagner a donné dans son témoignage le résumé suivant :

Une hypothèse fondamentale utilisée au cours des exercices de simulation veut que les pilotes de l'avion accidenté étaient convaincus que leur appareil était en mesure de voler et que, par conséquent, ils ont utilisé des techniques de pilotage normales. Ainsi, pour les simulations Dryden, on n'a utilisé aucune procédure ni technique spéciales qui auraient offert un meilleur profil de vol en raison du fait que les pilotes du simulateur connaissaient a priori les conditions externes qui allaient être utilisées. Des expériences ad hoc faisant appel à des techniques de pilotage non conventionnelles ont clairement démontré que la technique de pilotage pouvait grandement influencer le profil de vol obtenu en présence de contamination.

Cette observation a été par la suite confirmée par une modélisation numérique indépendante.

(Pièce 526, p. 62)

### **Simulations dynamiques : modélisation et techniques de vol**

**Contamination de la piste** Au cours des simulations, on a fait varier de 0 à 0,45 pouce la profondeur de la névasse afin de déterminer le niveau de contamination par la névasse requis pour prolonger la course au décollage jusqu'à la distance rapportée par les témoins à Dryden (c'est-à-dire, quelque 500 pieds de plus que la course au décollage normale). On a déterminé qu'une profondeur de névasse de 0,15 pouce correspondait à cette augmentation. M. Wagner a noté qu'en raison de la réduction du coefficient de portance maximale causée par la contamination des ailes, l'avion doit être cabré selon un angle plus élevé que la normale afin qu'il puisse déjauger, ce qui nécessite plus de temps et une course au décollage plus longue. Ce composant supplémentaire a été pris en considération dans la simulation.

Pour les décollages sur piste contaminée, on a sollicité le volant de commande de façon normale pour toutes les courses à l'exception de quelques-unes où l'on a soulevé le nez de l'avion de 2 à 3° à quelque 80 noeuds afin de sortir le train avant de la névasse (la procédure recommandée dans le manuel de vol du Fokker F-28). On a constaté que le fait de soulever le train avant diminuait la course au décollage de quelque 100 pieds.

**Contamination de la voilure** On a simulé la contamination de la voilure en se servant des données de simulation de rugosité de Fokker pour toute la voilure. Le facteur de contamination pouvait varier de 0 à 1,00. Ce facteur n'est pas équivalent à l'épaisseur de la contamination, mais il est identifié de la sorte sur les graphiques fournis dans le rapport de Fokker. Les contaminants de voilure présentant des caractéristiques diverses, même s'ils ont la même épaisseur, donneront lieu à des performances très différentes. Par exemple, une mince couche d'un contaminant rugueux peut entraîner une perte de performances beaucoup plus grande qu'une mince couche d'un contaminant qui suit le contour de l'aile. Dans toute considération de performances d'une voilure, la forme et la position de la contamination des ailes sont des facteurs beaucoup plus importants que l'épaisseur.

Au cours des essais dynamiques, les auteurs ont déterminé que, pour des niveaux de contamination voilure supérieurs à 0,8 environ, l'avion ne pouvait décoller de la piste aux vitesses et conditions qui correspondaient dans l'ensemble à celles du C-FONF. Toutefois, en choisissant des niveaux de contamination compris entre 0,5 et 0,8, on obtenait des profils de vol qui correspondaient généralement au profil de vol du

C-FONF. Les courses au décollage qui correspondaient le plus au profil de vol décrit par les témoins à Dryden ont été obtenues à une profondeur de névase de 0,15 pouce et à un niveau de contamination voilure d'environ 0,8.

Dans le cas des décollages avec les ailes contaminées, même lorsqu'on exerçait des forces de cabrage normales sur le volant de commande, la vitesse de cabrage obtenue était légèrement plus lente que dans la cas du modèle à voilure propre. Si la vitesse de cabrage était plus lente, c'était parce que la contamination de la voilure avait pour effet d'augmenter le moment de piqué des ailes et, par conséquent, en exerçant des forces normales sur le volant de commande, le moment de cabré causé par la commande profondeur produisait un effet de cabrage moins prononcé sur l'avion.

À mesure que l'on augmentait les niveaux de contamination, il y a eu de nombreuses courses au décollage où le vibreur de manche s'est mis en marche dès le décollage, ou juste après. Ce phénomène se produisait à cause des angles d'attaque notablement plus élevés obtenus dans ces cas. Selon les enquêteurs, la réaction normale du pilote en pareil cas serait de diminuer l'angle d'attaque pour désactiver le vibreur de manche. On a donc sollicité le volant de commande en piqué pour tenter de maintenir l'assiette de l'avion juste avant le point de déclenchement du vibreur de manche. La raison de cette manoeuvre, c'est que la plupart des pilotes, étant donné leur formation actuelle aux manoeuvres de correction du cisaillement du vent et leur formation théorique, s'attendent à obtenir la portance disponible maximale le plus près possible du point de déclenchement du vibreur de manche.

En faisant remarquer que l'aile était en décrochage avant le déclenchement du vibreur de manche, M. Wagner dans le rapport «Dynamique de vol» a déclaré ce qui suit :

Il faut remarquer que, dans les cas de contamination importante de la voilure, l'aile peut se trouver bien au-delà de l'angle d'attaque de décrochage au moment du déclenchement du vibreur de manche. Essentiellement, le vibreur de manche réagit à l'angle d'attaque maximal qui est normalement prévu pour une aile propre. L'avertisseur de décrochage ne détecte pas réellement le décrochage et le décollement des filets d'air de la voilure, mais il déduit plutôt l'amorce de décrochage en fonction des performances connues de l'aile et il est programmé pour se mettre en marche à un angle d'attaque géométrique fixe basé sur ce paramètre.

(Pièce 526, p. 64)

Il est important de savoir que, pour toute quantité de contamination voilure, l'avion peut décrocher avant que soit atteint l'angle d'attaque requis pour déclencher le vibreur de manche.

**Panne moteur au décollage** M. Wagner a tenté quelques décollages au cours desquels on simulait une panne moteur à  $V_R$ . Toutes les pannes moteur étaient totales (c'est-à-dire qu'on n'a fait aucune simulation de vol avec une panne moteur partielle). En dépit de tous les niveaux de contamination voilure, la maîtrise en direction de l'appareil ne posait pas de problème après la panne moteur. On a sollicité les commandes d'une façon normale et adéquate pour tenter de maintenir une bonne direction et des vitesses appropriées. Les caractéristiques de montée de l'avion étaient normales pour une panne moteur, sauf qu'on ne pouvait faire face qu'à une contamination voilure très limitée.

Le niveau de contamination voilure auquel l'avion était encore capable de déjauger et de monter était considérablement réduit. Des décollages réussis ont été faits avec une contamination voilure inférieure à 0,5, bien qu'à ce niveau les performances étaient minimales. Étant donné que le rapport entre les niveaux de contamination voilure et l'épaisseur du contaminant est loin d'être linéaire, les auteurs de cette partie du rapport «Dynamique de vol» préviennent qu'on ne peut tirer de ce résultat la conclusion qu'un avion est en mesure de supporter la moitié de la charge de contaminant lorsqu'un des moteurs est en panne. La rapport stipulait que : «il est clair que la perte de poussée au moment du cabrage a réduit fortement la marge de performances disponible et a ainsi limité la capacité de l'avion à réussir à décoller en présence de toute contamination voilure.» (Pièce 526, p. 61)

**Résumé de l'expérience de simulation** Ce qui suit est un résumé des observations et des conclusions faites par les auteurs à la suite de leur expérience de simulation de vol et de leur analyse :

- L'effet de l'augmentation de la profondeur de la névase était limité, dans l'ensemble, à une augmentation de la distance de la course au décollage. Des effets supplémentaires sont devenus apparents en ce qui a trait à la capacité de l'avion à accélérer après le cabrage en présence d'une contamination voilure significative.
- L'effet de la contamination des ailes produisait une dégradation de la performance des ailes, le degré de cette dégradation étant en rapport non linéaire avec le niveau de contamination. Dès l'apparition de la contamination voilure (niveau supérieur à 0), les performances de montée de l'avion étaient immédiatement réduites.
- À des niveaux modérés de contamination voilure, le vibreur de manche se déclenchait peu après le décollage, et le profil de vol après ce point témoignait de la tentative du pilote de maintenir l'avion très près du point de déclenchement, qui était réglé à un angle d'attaque de  $13^\circ$  pour le simulateur. Pour une voilure contaminée, cet angle d'attaque était déjà au-delà du point de

décrochage dans la majorité des cas. Il devenait impossible de grimper hors de l'effet de sol dans bien des cas.

- À des degrés critiques de contamination voilure, soit entre 0,75 et 0,825, l'avion pouvait encore décoller et parfois voler. Toutefois, au moment où l'avion grimpait hors de l'effet de sol, la perte de performances faisait redescendre l'avion sur la piste ou le faisait s'écraser après l'extrémité de piste.
- En augmentant le niveau de contamination voilure, il fallait augmenter l'angle de cabrage et la vitesse pour produire une portance suffisante pour le décollage. Comme l'augmentation des niveaux de contamination voilure diminuait l'angle d'attaque de décrochage, le décollage se faisait de plus en plus près et ensuite au-delà de l'angle d'attaque de décrochage réel. Finalement, soit le décollage se produisait après le décrochage, soit l'avion décrochait peu après le décollage, au moment de quitter l'effet de sol. Lorsque les niveaux de contamination étaient compris entre 0,7 et 0,825, il devenait effectivement impossible de réussir le vol à l'aide des techniques de pilotage normales. Les profils de vol obtenus à ces niveaux de contamination voilure étaient généralement représentatifs du profil de vol du C-FONF qui a mené à l'accident de Dryden.
- Dans les cas de simulation d'une panne moteur, il était impossible de faire voler l'avion même à des niveaux modérés de contamination voilure. Les angles d'attaque nécessaires pour produire une portance adéquate en présence de contamination voilure engendraient des traînées si élevées que la poussée fournie par un seul moteur était insuffisante pour permettre à l'avion d'accélérer. La traînée après décrochage était également extrêmement élevée. La seule façon de faire voler l'avion en cas de contamination voilure est de disposer d'une poussée suffisante pour accélérer à une vitesse assez élevée. La poussée d'un seul moteur est insuffisante pour permettre une telle accélération.

(Pièce 526, p. 64-65)

**Techniques de pilotage non conventionnelles** Les auteurs ont étudié les techniques de pilotage non conventionnelles afin de déterminer s'il était possible de palier la perte de performances de l'avion engendrée par la contamination des ailes. On a dans certains cas réussi des vols qui auraient pu autrement se terminer par un refus de l'avion de décoller ou par un décollage suivi d'un écrasement. Les auteurs étaient toutefois incapables de prévoir avec précision dans quels cas ces vols allaient réussir; lorsqu'on utilisait des procédures non conventionnelles, les décollages réussis à des niveaux de contamination voilure compris entre 0,7 et 0,825 étaient irréguliers et ne pouvaient être garantis. Néanmoins, on a déterminé que les techniques de pilotage non conventionnelles suivantes permettaient un plus grand nombre de décollages réussis :



- Choix de la vitesse de cabrage. Un pilote qui utilise une vitesse plus élevée au-dessus de  $V_1$  avant le cabrage augmente les probabilités de réussir le décollage. L'inverse est également vrai.
- Taux de cabrage plus lent. Un pilote qui utilise un taux de cabrage plus lent augmente les probabilités de réussir le décollage.
- Cabrage partiel (par opposition à un cabrage continu jusqu'au décollage). Un pilote qui cabre l'avion jusqu'à l'assiette de décollage habituelle et qui maintient cette assiette plutôt que de cabrer davantage augmente les probabilités de réussir le décollage.

Les techniques recommandées ci-dessus se trouvent également dans le manuel de vol du Fokker F-28. Fokker recommande de recourir à ces techniques lorsque l'on n'est pas entièrement certain que la voilure et l'empennage sont exempts de glace ou de neige.

Les auteurs insistent dans leur rapport sur le fait que l'utilisation des techniques de pilotage non conventionnelles n'est pas recommandée pour favoriser ni pour approuver l'exploitation d'un appareil dont les ailes sont contaminées. Il y a beaucoup d'autres facteurs de compromis technique dont il faut tenir compte pour tout décollage. Les auteurs déclarent que les techniques de pilotage non conventionnelles précédentes risquent de nuire à ces compromis.

Ces techniques de pilotage non conventionnelles peuvent cependant aider un équipage de conduite qui se retrouve, pour une raison ou une autre, dans une situation de décollage où il est impossible d'interrompre en toute sécurité le décollage et où les performances de l'avion ne sont pas ce qu'elles devraient être. Une telle situation peut être engendrée par un certain nombre de facteurs, tels la contamination voilure, la surcharge de l'avion, un mauvais réglage des volets ou un choix de vitesse inapproprié. La situation peut également survenir à l'occasion d'un atterrissage interrompu et d'une remise des gaz si, au moment de l'approche, les ailes de l'avion givrent.

Lorsque l'avion a atteint la vitesse de cabrage ( $V_R$ ), il est habituellement presque impossible d'interrompre le décollage. Lorsqu'on lui a demandé si un équipage qui subit les effets de la contamination voilure au moment du cabrage ou immédiatement après le décollage devrait poursuivre ou interrompre le décollage, M. Wagner a répondu ce qui suit :

- R. Je pense que dans la mesure où je peux en juger, après avoir cabré l'appareil et avoir réussi tout juste à décoller l'avion du sol, il est peu probable qu'un pilote consacre beaucoup d'efforts à interrompre le décollage plutôt que de mettre ses énergies à

trouver une façon de réussir le décollage. C'est là mon humble avis, monsieur.

(Transcription, vol. 73, p. 146-147)

Sur la foi des éléments de preuve qui m'ont été présentés, j'ai la ferme conviction que les pilotes devraient être mieux informés des dangers inhérents à la contamination des ailes. Il est d'une importance vitale pour un pilote de comprendre de quelle façon la contamination de la voilure modifie les caractéristiques aérodynamiques d'un avion, et de comprendre comment l'utilisation de certaines techniques, comme celles décrites ci-dessus par M. Wagner, peut permettre à un pilote de faire face à une situation anormale. Il incombe à tous les pilotes et à leurs organisations respectives de s'assurer que cette formation soit suivie. Sans spécifier la façon dont un tel entraînement devrait se dérouler, je dirais que l'utilisation des simulateurs de vol pourrait être utile à cet égard. Il faut insister, le plus fermement possible, sur le fait que ni le sous-groupe performances, ni la présente Commission ne recommandent l'utilisation des techniques de pilotage non conventionnelles pour exploiter un appareil dans des conditions météorologiques défavorables en remplacement d'une préparation adéquate de l'avion pour le vol.

### **Modélisation mathématique et validation du modèle**

M. Murray Morgan est l'auteur des parties du rapport «Dynamique de vol» qui portent sur la modélisation mathématique et la validation du modèle. Voici un résumé des méthodes utilisées pour l'analyse mathématique et la validation de la dynamique de vol de la tentative de décollage du C-FONF ainsi que des résultats obtenus.

Un modèle informatique a été mis au point pour permettre l'étude des effets de la contamination de l'avion et de la piste sur les performances de décollage de l'avion. Il n'y a pas de «facteur humain» (pilote) dans un modèle informatique, on élimine ainsi l'une des variables des équations. Le modèle était ainsi en mesure de refléter plus fidèlement les effets de la contamination de l'avion et de la piste. Au départ, deux modèles informatiques indépendants autonomes du F-28 ont été mis au point simultanément par M. Morgan et M. Wagner. On comparait périodiquement les données de sortie de chaque modèle et, lorsqu'il y avait des divergences entre ces données, on en recherchait la cause et on la corrigeait. Lorsque les deux programmes ont été opérationnels et qu'ils ont produit des résultats comparables, on a retenu l'ordinateur plus puissant utilisé par M. Morgan à l'ÉAN pour la plus grande partie de l'enquête et pour la préparation des résultats.

Aucune tentative n'a été faite pour tenir compte dans le modèle de la contamination du stabilisateur. Il y avait essentiellement deux raisons pour cela : premièrement, comme il y avait une puissance suffisante (portance) sur l'empennage pour faire cabrer l'avion pendant le

décollage, la contamination du stabilisateur n'était pas un facteur pendant le cabrage; deuxièmement, l'angle d'attaque de l'empennage diminue lorsque l'avion accélère après avoir pris l'air, ce qui réduit encore plus l'effet de toute contamination.

Les modèles d'aérodynamique et de performances étaient basés sur deux sources de données : la base de données de simulation du F-28 fournie par Fokker; et l'étude en soufflerie du modèle de contamination menée par Fokker sur les caractéristiques de portance et de traînée du F-28 lorsque les surfaces portantes étaient contaminées par une rugosité artificielle. Pour mettre au point une simulation qui tenait compte du «facteur humain» dans le contrôle de l'avion, les connaissances d'ingénieur et de pilote de M. Morgan et de M. Wagner ont également joué un rôle important. À l'aide du modèle de performances et de contamination de Fokker ainsi que des algorithmes de réponse aux commandes mis au point par les auteurs, une simulation autonome fonctionnelle a été mise au point pour le F-28. Afin de vérifier la précision de la simulation informatique, on s'est servi des données tirées de l'enregistreur de données de vol (FDR) du C-FONF pour les 21 décollages précédents. En effet, un mois avant l'accident de Dryden, le C-FONF avait été victime d'un accident mineur mettant en cause la défaillance d'une roue à l'atterrissage. L'enquête sur cet accident avait nécessité la dépose du ruban du FDR et, par conséquent, les auteurs ont pu se servir des données de ce ruban.

**Passage d'une matrice de modèle** Une fois la modélisation terminée et validée, on a déterminé empiriquement une matrice de cas et on l'a fait passer. Pour tous les cas, la configuration de base était un avion d'une masse de 63 500 livres, disposant de la pleine poussée de décollage, les volets sortis de 18°, et une  $V_R$  de 122,5 noeuds. Le cabrage nominal était un taux de variation d'assiette en tangage initial de 3° par seconde vers une assiette longitudinale cible de 10° suivi d'un autre cabrage à 1° par seconde jusqu'à une assiette longitudinale de 13° après le décollage. C'est la procédure recommandée par Fokker Aircraft. Par conséquent, on a fait varier trois paramètres de première importance : la profondeur de la névasse, la proportion de contamination des ailes, et le choix de  $V_R$ . Ces passages du modèle ont été faits en se servant de la technique de cabrage nominale, décrite ci-dessus, de même que du profil que l'on avait appelé ci-dessus le «scénario Dryden». Des taux de cabrage nominaux (3° par seconde) et réduits (2° par seconde) ont été utilisés pour le cabrage initial. Les ensembles de conditions suivants ont fait l'objet des essais :

- a. Profondeur de névasse : 0, 0,1, 0,2, 0,3 et 0,4 pouce.
- b. Proportion de contamination : 0 et 0,50 à 1,00 en échelons de 0,01. (Zéro à 1,00 représente 0 p. 100 à 100 p. 100 de contamination. Lorsque ces degrés de précision produisaient des

- résultats ambigus, les limites étaient redéfinies en effectuant des passages spéciaux à une plus grande résolution.)
- c. Vitesse de cabrage : 117,5 noeuds, 122,5 noeuds (nominal) et 127,5 noeuds.
  - d. Taux de cabrage : 3° et 2° par seconde.

(Basé sur la pièce 526, p. 73)

**Présentation des résultats** Le rapport «Dynamique de vol» comprend des tracés des passages d'essai (annexe technique 4, pages 76-85). Ces tracés démontrent que la présence de névasse sur la piste augmente de façon significative la distance requise pour atteindre  $V_R$ , tandis que la contamination voilure a peu d'effet sur cette distance. Toutefois, à mesure que le niveau de contamination des ailes augmente, la distance avant le décollage augmente très rapidement, en raison de l'accroissement marqué de la traînée produite par les ailes contaminées aux angles d'attaque élevés après le cabrage. Cette caractéristique représente une situation où il peut arriver que l'équipage de conduite ne se rende pas compte de l'amplitude de la perte de performances avant le cabrage de l'avion. Avant ce point, la diminution de l'accélération est à peine plus prononcée que ce que l'on pourrait attribuer à une couche de névasse. La figure 5 de la page 76 du rapport «Dynamique de vol» montre les causes de ce phénomène. À mesure que le niveau de contamination des ailes augmente, même en l'absence de névasse, la distance entre  $V_R$  et le point de décollage n'augmente que lentement, jusqu'à ce qu'un «coude» dramatique soit atteint numériquement juste après le taux de contamination 0,6. Cela se produit lorsque l'avion atteint, ou dépasse, le coefficient de portance maximale ( $C_{zMAX}$ ) pour une voilure contaminée à son angle de cabrage de 10° et qu'il doit produire la portance nécessaire en augmentant la vitesse plutôt qu'en augmentant le coefficient de portance ( $C_z$ ).

L'augmentation de traînée, causée par la contamination après le cabrage de l'avion, a donné lieu à des taux d'accélération peu élevés, ce qui signifie que l'avion a dû parcourir une distance excessive pour atteindre la vitesse requise pour générer une portance suffisante. Une autre conséquence est l'augmentation de l'angle  $\theta$  nécessaire au cabrage à mesure que le niveau de contamination augmente. ( $\theta$ , ou angle de fuselage, est l'angle entre l'avion et l'horizontale.) Une augmentation modérée de  $\theta$  pouvait compenser pour la diminution du coefficient de portance causée par la contamination jusqu'à un taux de contamination d'environ 0,58. À ce point, le taux d'augmentation de  $\theta$ , par rapport au niveau de contamination, s'élève de façon marquée à cause du niveau de portance réduit de la voilure.

Les deux graphiques «limites diverses» du rapport «Dynamique de vol» (p. 77) représentent le noeud de l'enquête sur les performances. Ces graphiques démontrent qu'il est possible de définir deux conditions

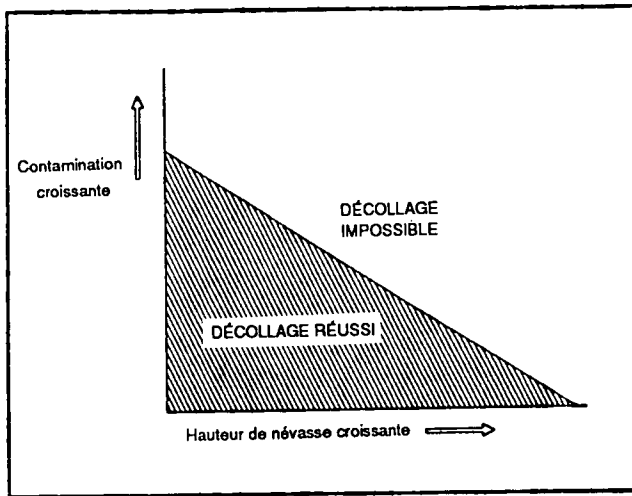
limites, en combinant la profondeur de névasse et le facteur de contamination voilure, qui peuvent mener à des résultats catastrophiques au cours d'une tentative de décollage. Une «condition limite» signifie dans ce contexte «un rapport continu entre le niveau de contamination voilure et la profondeur de la névasse sur la piste qui représente la ligne de démarcation entre un décollage réussi et un décollage raté» (p. 73-74). Ce rapport limite, qui est montré dans le rapport «Dynamique de vol», est reproduit ci-dessous en tant que figure 12-8. Les graphiques de «limites diverses» (figures 6 et 7 du rapport «Dynamique de vol») peuvent être interprétés en fonction de la figure 12-8 ci-dessous.

Les figures 8a - 10 b du rapport «Dynamique de vol» montrent en détail les divers passages d'essai. L'étude des figures révèle qu'il y a des limites bien définies de profondeur de névasse et de niveau de contamination selon lesquelles l'avion peut, ou ne peut pas, réussir le vol. Par exemple, pour une vitesse de cabrage ( $V_R$ ) de 122,5 noeuds, une profondeur de névasse de 0,25 pouce, et un niveau de contamination voilure de 0,65, l'avion peut voler. À un niveau de contamination voilure de 0,68, l'avion réussit à prendre l'air, mais, à 500 pieds au-delà de l'extrémité de la piste, il n'est qu'à 10 pieds de hauteur. À une contamination de 0,69, l'avion retombe au sol et sort en bout de piste. Dans un autre exemple, pour une vitesse de cabrage de 127,5 noeuds, une profondeur de névasse de 0,10 pouce, et un niveau de contamination voilure de 0,823, l'avion parvient à voler malgré le déclenchement à deux reprises du vibreur de manche. À une contamination voilure de 0,824, la hauteur de l'avion ne peut dépasser 5 pieds, et il finit par retomber au sol à 1 100 pieds de l'extrémité de la piste. Les figures révèlent également que la technique de pilotage peut avoir un effet déterminant sur le succès ou l'échec du décollage.

La signification des résultats présentés dans cette partie du rapport «Dynamique de vol», notamment les deux ensembles de conditions limites, est la suivante : «il existe une combinaison de valeurs de profondeur de névasse et de contamination voilure qui peuvent causer des trajectoires de vol du type de celle décrite par les témoins de l'accident de Dryden» (Pièce 526, p. 75).

**Validation** M. Morgan a suivi un processus de validation approfondi afin de s'assurer que le modèle informatique représente de façon juste et précise le comportement de base du F-28, et que les données et graphiques du rapport «Dynamique de vol» indiquent qu'on a obtenu une correspondance très poussée entre les performances enregistrées du C-FONF et le modèle mathématique. Par conséquent, les auteurs du rapport étaient convaincus que les données et les résultats produits par le modèle informatique étaient précis.

Figure 12-8 Un tracé des conditions limites pour un décollage réussi



Source : pièce 526, figure 3.

### Constataions et conclusions

Les auteurs du rapport «Dynamique de vol» ont déclaré que la simulation dynamique a démontré que l'augmentation de la course au décollage et le court segment de vol pouvaient avoir eu pour cause les conditions de névasse sur la piste et de contamination voilure ayant fait l'objet des essais en simulation. Les simulations numériques viennent fortement corroborer les observations faites dans le simulateur technique du Fokker 100. Une observation générale faite par les auteurs de ce rapport est que plus la vitesse de cabrage est élevée et plus le taux de cabrage est lent, plus la probabilité de réussir le décollage est élevée. Cette observation est conforme au conseil donné dans le manuel de vol du Fokker F-28. Toutefois, dans ses conclusions, le rapport «Dynamique de vol» insiste sur le fait que le sous-groupe performances n'a tenu compte que des aspects aérodynamique et pilotage de l'avion accidenté, et il a pris pour acquis qu'aucun autre facteur n'était en cause dans l'accident. Les auteurs soulignent que des défaillances majeures des systèmes de l'avion ou d'autres facteurs non mentionnés dans leur rapport et dont il n'a pas été tenu compte dans la simulation pourraient également avoir donné lieu à un profil de vol comme celui en cause, seuls ou de concert avec la contamination connue des ailes.

Après avoir fait cette mise en garde, les auteurs du rapport «Dynamique de vol» ont formulé les conclusions suivantes :

1. Les trajectoires de vol rapportées par les témoins et le «scénario Dryden» qui était basé sur les rapports des témoins sont matériellement possibles d'un point de vue technique.
2. Il ne fait aucun doute que les performances aérodynamiques du F-28 ... étaient compromises par la contamination des ailes...les contaminants sur les ailes ont dégradé le niveau de portance de l'avion accidenté et ont augmenté sa traînée.
3. La course au sol prolongée jusqu'au point rapporté du décollage pouvait être attribuable aux facteurs suivants, seuls ou combinés :
  - a) de petites accumulations de névase sur la piste;
  - b) le choix d'une vitesse de cabrage plus élevée que la normale.
4. Un facteur contributif supplémentaire à l'augmentation de la course au sol jusqu'au décollage était la vitesse plus élevée et (ou) l'assiette longitudinale plus prononcée nécessaires pour le décollage à cause de la contamination des ailes ... Cela était une conséquence du temps supplémentaire requis pour atteindre la vitesse requise [pour le décollage] et (ou) pour le cabrage de l'avion à l'assiette de décollage plus prononcée. À la vitesse de décollage du F-28, qui était de quelque 130 noeuds dans le cas de Dryden, chaque seconde supplémentaire pendant le cabrage prolongeait la course au sol de quelque 200 pieds.
5. Le mauvais état de la peinture du bord d'attaque des ailes n'a probablement pas compromis directement les caractéristiques aérodynamiques de l'avion. Toutefois, on ignore l'effet qu'a pu avoir la détérioration de la peinture sur les caractéristiques d'adhérence des contaminants au bord d'attaque, mais cela a pu jouer un rôle mineur dans la quantité de contamination qui est demeurée sur la voilure.
6. Les travaux de simulation et d'analyse effectués [par les auteurs du rapport «Dynamique de vol»] ont permis de dégager une plage de conditions en termes de niveaux de contamination de la voilure et de la piste qui, en eux-même, **auraient pu** donner lieu au profil de l'accident.
7. En l'absence des données [de l'enregistreur phonique et de l'enregistreur de données de vol], sans le témoignage des pilotes eux-mêmes et sans une description mathématique des niveaux de contamination de la voilure et de la piste, il est **IMPOSSIBLE** d'affirmer de façon définitive que la contamination de la voilure ou de la piste est la **SEULE** cause de l'écrasement de l'avion.

(Pièce 526, p. 109-10).

Au cours de son témoignage, M. Morgan a expliqué chacune des conclusions précédentes. Lorsqu'on lui a demandé de donner son avis sur la cause de l'accident, en supposant qu'il n'y avait eu aucune défaillance importante des systèmes de l'avion et aucune dégradation des performances moteur, il a répondu :

- R. S'il n'y a réellement eu aucun autre facteur, je serais d'avis que ... l'accident a probablement été causé par la contamination.  
(Transcription, vol. 72, p. 155)

Pour résumer ses conclusions, M. Wagner a déclaré dans son témoignage :

- R. ... en tenant pour acquis que tout le reste a fonctionné comme prévu et qu'il n'y a eu aucune défaillance d'aucune sorte, comme nous l'avons décrit, je dirais qu'il y a de fortes probabilités que la cause technique du profil de vol était la contamination de l'avion.

(Transcription, vol. 73, p. 78)

Au cours de son témoignage, M. van Hengst, chef des analyses aérodynamiques auprès de Fokker Aircraft, a reçu d'un autre témoin, un météorologiste, l'information selon laquelle il devait y avoir au moins 1,4 mm de précipitation rugueuse sur les ailes du F-28 à Dryden. Lorsqu'un avocat lui a suggéré : «Ainsi, la conclusion est qu'à Dryden, avec 1,4 millimètre, il n'y avait aucun décollage possible» (Transcription, vol. 71, p. 124), M. van Hengst a acquiescé.

## Effets particuliers de la contamination d'un aéronef

### Avion à hélice

Même si le rapport final de la présente Commission d'enquête traite principalement des performances du F-28, on a recueilli des renseignements au cours de l'enquête portant sur les performances des avions à hélice et des effets de la contamination de la voilure sur ces performances.

Même si l'étude des performances était spécifiquement dirigée vers le F-28, les résultats obtenus sont applicables à tout autre aéronef de cette catégorie, c'est-à-dire, à tout avion à réaction à ailes en flèche. Toutefois, la contamination taxe plus lourdement les performances d'un avion à réaction que celles d'un avion à hélice. En effet, la pente de la courbe de portance moins prononcée et le coefficient de portance maximale réduit des ailes en flèche rendent les performances de l'avion à réaction plus vulnérables à la dégradation. De plus, l'avion à hélice a l'avantage qu'une zone relativement importante de son aile est immergée dans un écoulement d'air à grande vitesse produit par le souffle de l'hélice. Dans le cas d'un avion à réaction, par contre, son seul moyen de produire de la portance est le mouvement relatif de l'avion par rapport à l'air. Les



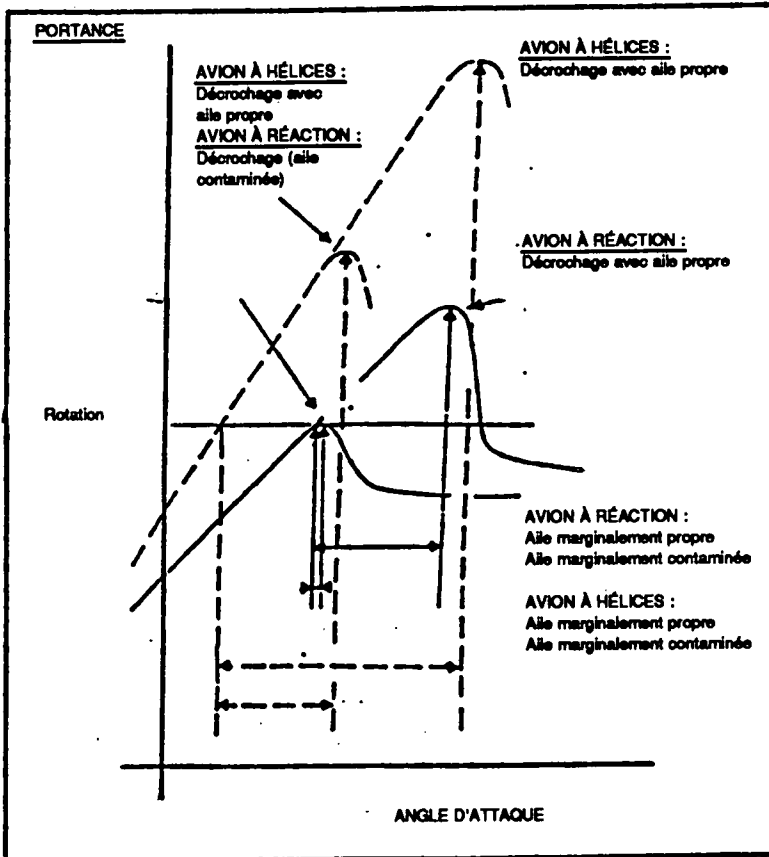
diagrammes du rapport de Fokker n° L-28-222 (voir l'annexe technique 2 du rapport final) et le rapport «Dynamique de vol» (voir l'annexe technique 4) montrent des comparaisons de performances entre les avions à réaction et les avions à hélice lorsque leurs ailes sont contaminées. La figure 12-9, du rapport «Dynamique de vol», montre cette comparaison.

On a demandé à M. van Hengst, chef des analyses aérodynamiques auprès de Fokker Aircraft, de comparer les effets de la contamination entre un avion à hélice et un avion à réaction. Il a conclu qu'il était dangereux de voler dans des avions aux ailes contaminées quel que soit le type de propulsion et il a expliqué les dangers spécifiques à un avion à hélice. Il a expliqué que si une panne moteur survient lorsque les ailes sont contaminées, l'une des ailes perd alors le bénéfice de l'écoulement d'air à grande vitesse, ce qui confère un mouvement de roulis à l'avion.

M. Richard Wickens, en faisant les recherches pour la rédaction de la partie aérodynamique du rapport «Dynamique de vol», s'est également penché sur la documentation des années 1930 traitant des effets de la rugosité de surface sur les profils aérodynamiques. Ces documents avaient été étudiés par Fokker Aircraft au cours de ses études sur la contamination des ailes effectuées après l'écrasement du F-28 à Hanovre en Allemagne. M. Wickens et l'ÉAN voulaient obtenir leurs propres données de même que des renseignements plus récents pour confirmer à la fois les premières recherches et les études menées par Fokker Aircraft en 1969 sur le F-28 Mk1000. M. Wickens voulait également déterminer s'il y avait des différences entre les divers profils. Comme il ne pouvait simuler des nombres de Reynolds élevés dans la soufflerie du CNRC pour déterminer les différences entre les sections d'aile de divers profils d'aile d'avion à réaction, il a utilisé une maquette demi-grandeur de profil aérodynamique NACA 4415 avec une nacelle moteur et une propulsion par hélice. Le profil avait un allongement légèrement supérieur à 6. La forme générale de l'aile correspondait à celle du de Havilland Twin Otter et son épaisseur relative était de 15 p. 100, ce qui correspond à la fois approximativement aux ailes du Twin Otter et du F-28. On a fait des essais sur l'aile propre et sur l'aile rendue rugueuse, et des essais avec et sans propulsion.

On a ainsi déterminé qu'une aile propre qui bénéficie de l'écoulement d'air à grande vitesse produit par le souffle de l'hélice peut obtenir un coefficient de portance maximale ( $C_{zMAX}$ ) supplémentaire de 25 p. 100 aux vitesses de décollage par rapport à la même aile sans le bénéfice du souffle de l'hélice. Dans le cas d'une aile contaminée qui profite du souffle de l'hélice, le  $C_{zMAX}$  serait similaire à celui de la même aile propre sans le souffle de l'hélice. Dans le cas de l'aile contaminée d'un avion à hélice qui perd le souffle de l'hélice (panne moteur), le  $C_{zMAX}$  serait à peu

Figure 12-9 L'avion à réaction comparé à l'avion à hélices



Source : Pièce 526, figure 1.

près le même que celui de l'aile contaminée d'un appareil qui ne peut profiter de l'écoulement aérodynamique d'une hélice (avion à réaction).

Comme on peut le constater, si l'un des moteurs d'un bimoteur à hélice tombe en panne, l'aile qui perd le souffle de l'hélice perd également le supplément de  $C_{zMAX}$  engendré par l'écoulement aérodynamique. Lorsque les ailes sont propres et que l'avion vole à grande vitesse, la maîtrise de l'appareil ne devrait poser que peu de problème. Toutefois, si les ailes sont contaminées et que l'avion vole à basse vitesse pendant que les moteurs produisent une grande puissance, la perte de  $C_{zMAX}$  causée par l'arrêt du moteur pourrait provoquer le décrochage de l'aile qui perd le souffle de l'hélice. L'avion accuserait alors un mouvement de roulis du côté du moteur en panne. Ce scénario serait particulièrement dangereux lorsque l'avion est à basse altitude pendant le

décollage; l'altitude ne serait alors pas suffisante pour permettre une ressource.

MM. Wickens et V.D. Nguyen, dans un rapport basé en partie sur des recherches effectuées pour la présente Commission d'enquête, ont résumé les effets de la dégradation des performances des avions à hélice causée par la contamination des ailes :

Un essai en soufflerie a permis d'évaluer les effets de la rugosité répartie sur l'extrados et de la formation de givre sur le bord d'attaque d'un modèle aile-hélice.

Dans le cas du modèle non propulsé, il a été conclu que la rugosité réduisait la pente de portance et la portance proprement dite de l'ordre de 30 à 50 p. 100, compte tenu du calibre des particules rugueuses et du nombre de Reynolds. Le bord d'attaque est particulièrement sensible à de telles perturbations, cependant, la diminution de la rugosité sur une petite partie de la partie avant permettait de rendre à l'aile une bonne part de sa performance d'origine.

Avec le fonctionnement du moteur et l'accroissement de la pression dynamique du souffle d'hélice, il y a augmentation de la pente de portance et de la portance maximale; cependant, cet avantage est annulé si la surface de l'aile devient rugueuse. En soustrayant les réactions d'hélice, on a conclu que le souffle d'hélice est responsable de la moitié de l'augmentation de la portance et entraîne une réduction de traînée lorsque l'aile devient rugueuse, ce qui indique que la dégradation de performance de l'aile causée par la rugosité est sensiblement supérieure en présence d'un souffle d'hélice, en comparaison d'une aile non propulsée.

L'accumulation de givre sur le bord d'attaque entraîne d'importantes pertes de portance de même nature et augmente la traînée de forme, quoiqu'une comparaison des deux types de contamination démontre que le givre accumulé sur le bord d'attaque entraîne une réduction moindre de la pente de portance avant qu'il y ait décollement aérodynamique. En ce qui a trait aux deux types de contamination, le nombre de Reynolds revêt une importance certaine et permet de mettre l'accent sur la nécessité d'effectuer des essais à une échelle proche de la pleine grandeur.

(«Étude en soufflerie de la dégradation des performances d'un modèle aile-hélice causée par la rugosité sur l'extrados et la modification de forme du bord d'attaque», p. 1)

Les auteurs ont formulé sept conclusions, et les conclusions numéros (1), (5) et (6) sont particulièrement significatives :

1) Le principal effet de la rugosité sur l'extrados d'une aile non propulsée se traduit par une réduction de la pente de portance et de

la portance maximale de 30 à 50 p. 100, compte tenu de l'ampleur de la rugosité, du nombre de Reynolds et, dans une moindre mesure, de la superficie de la rugosité.

2) L'importance de la perte de portance maximale augmente avec la grosseur des particules de rugosité ainsi qu'avec le nombre de Reynolds, c'est pourquoi les essais sur les ailes rugueuses devraient être faits au plus grand nombre de Reynolds possible.

3) La rugosité augmente la traînée parasite à la portance nulle et provoque également un décrochage prématuré, ce qui a pour conséquence d'augmenter fortement la traînée de forme.

4) La région du bord d'attaque est particulièrement sensible à la rugosité répartie, sans égard à la grosseur des particules; il y a une augmentation considérable de la traînée et une réduction équivalente du phénomène d'aspiration du bord d'attaque aux angles d'attaque inférieurs au point de décrochage. Inversement, l'élimination de la rugosité sur une petite partie de l'avant de l'aile redonne presque à l'aile ses performances originales.

5) Si l'aile est propulsée et lisse, l'action du souffle d'hélice augmente la pente de portance et la portance maximale de 25 p. 100, pour des coefficients de poussée appropriés aux conditions de décollage. Si l'aile est rugueuse, la portance maximale diminue d'un taux de plus de 25 p. 100, ce qui entraîne un rendement de portance quelque peu en-deçà de celui d'une aile non propulsée mais lisse. Cela peut être important en cas de panne de moteur, puisque l'aile contaminée non propulsée subira une perte accrue de portance maximale.

6) On a tenté d'isoler l'action du souffle d'hélice sur l'aile en soustrayant l'effort d'hélice estimé. En comparant la performance d'une aile propulsée à celle d'une aile non propulsée, on a observé que la rugosité produisait des pertes légèrement supérieures sur l'aile soumise au souffle d'hélice.

7) La perte de portance attribuable à l'accumulation de givre blanc ou de verglas sur le bord d'attaque de l'aile peut atteindre jusqu'à 50 p. 100 même dans le cas d'une aile propulsée, et elle est sensible au nombre de Reynolds. La perte de portance maximale est plus grande dans le cas de givre blanc épais que dans le cas d'une rugosité importante répartie.

(Ibid., p. 11-12)

Comme de nombreux transporteurs aériens exploitent des avions à hélice, je pense que les équipages de conduite et les autres membres du personnel qui exploitent ce type d'avion devraient pouvoir profiter de l'information contenue dans le rapport de MM. Wickens et Nguyen. J'ai par conséquent inclus à titre d'annexe technique 5 le rapport intégral de M. Wickens sur la dégradation des performances des avions à hélice ainsi que le texte de la conférence donnée par le Groupe consultatif pour la recherche et les réalisations aérospatiales (AGARD) sur «Les effets des

conditions météorologiques défavorables sur les caractéristiques aérodynamiques» à Toulouse, en France, le 30 avril 1991.

## **Ailes munies de dispositifs de bord d'attaque et ailes simples**

Il y a une controverse dans le milieu aéronautique sur la question de la contamination des ailes au décollage. On ne s'entend pas pour dire si les effets de la contamination sont plus prononcés sur les ailes munies de dispositifs de bord d'attaque (p. ex., becs de bord d'attaque ou volets de bord d'attaque) que sur les ailes qui n'en ont pas. On qualifie souvent une aile dépourvue de dispositifs de bord d'attaque d'aile «simple».

La documentation sur le sujet laisse entendre que le braquage des volets de bord de fuite a tendance à augmenter les effets nocifs de la rugosité de surface sur le coefficient de portance maximale ( $C_{zMAX}$ ). Les dispositifs de bord d'attaque ont tendance à supprimer les effets nocifs de petites quantités de rugosité de surface; toutefois, on reconnaît que les dispositifs de bord d'attaque ne suppriment pas les effets nocifs des niveaux plus élevés de rugosité. On a rapporté que des appareils comme le Boeing 737, équipés de becs et de volets de bord d'attaque, avaient présenté des mouvements d'auto-cabrage et d'abattée sur une aile immédiatement après le décollage dans des conditions météorologiques propices à la formation de glace et à l'accumulation de neige sur les bords d'attaque des ailes. Dans la plupart des cas, les équipages de conduite étaient parvenus à redresser l'avion par des sollicitations extrêmes du manche et l'utilisation de la puissance maximale. Dans le cas du Boeing 737 d'Air Florida, Inc., qui s'est écrasé à Washington, D.C., le 13 janvier 1982, l'équipage n'étant pas parvenu à redresser l'appareil, le National Transportation Safety Board des États-Unis a découvert, notamment, que la contamination par la neige et (ou) la glace sur les bords d'attaque des ailes avait causé un moment de tangage en cabré au moment du cabrage de l'avion pour le décollage.

Deux témoins experts, MM. Jack van Hengst et Gary Wagner, ont laissé entendre que l'effet de la contamination des ailes est tout aussi dangereux sur une aile munie de dispositifs de bord d'attaque que sur une aile simple.

M. Wagner, dans un article intitulé : «Takeoff & Landing in Icing Conditions, Aerodynamic & Performance Issues» (CALPA's *Pilot*, décembre 1989), énonce ce qui suit :

Ces dernières années, on s'est beaucoup préoccupé au Canada des accidents attribuables au givrage, notamment de ceux qui mettaient en cause des ailes dites simples (c'est-à-dire, sans dispositifs de bord d'attaque). Toutefois, l'analyse des performances des appareils dont les ailes sont munies de dispositifs de bord d'attaque révèle, dans

l'ensemble, que ceux-ci présentent le même genre de problèmes de performances lorsqu'ils sont exploités alors que la voilure est contaminée. Comme les avantages procurés par les dispositifs de bord d'attaque dans de telles conditions sont faibles, on suggère que les pilotes d'appareils munis de tels dispositifs ne se leurrent pas du fait que l'avion a des becs ou des fentes de bord d'attaque ou tout autre dispositif, et qu'ils traitent comme il se doit toute contamination du profil aérodynamique. En omettant de nettoyer la contamination, on s'expose au même degré de diminution des performances, que les ailes soient équipées de dispositifs de bord d'attaque ou non.

(Pièce 550, p. 12)

Dans son témoignage, en se référant à son article et en donnant sa propre opinion sur les performances relatives des ailes simples par rapport aux ailes munies de dispositifs de bord d'attaque, M. Wagner a déclaré ce qui suit :

R. Je pense que le fait demeure que, si l'avion n'est pas pour voler, fort probablement, il ne volera pas, et si vous en venez au point où votre appareil est tellement contaminé et que vous cabrez l'avion et que vous décollez légèrement de terre, ce que je voulais faire comprendre dans mon article – et je pense l'avoir dit suffisamment clairement, monsieur – c'était que, si l'avion est contaminé, vous devez le faire nettoyer et ne pas vous fier au fait qu'il a des becs de bord d'attaque.

Je ne pense pas qu'il y ait lieu de tenter de déterminer si une configuration est meilleure ou pire que l'autre, car, monsieur, il existe tellement de conceptions différentes de becs de bord d'attaque, de volets de bord d'attaque, cela peut dépendre du réglage des volets de bord de fuite – c'est un problème très complexe.

Mais de toute manière, que l'avion soit muni de becs, de fentes de volets ou autres, si les ailes sont contaminées, la contamination produira des effets d'un ordre de grandeur similaire sur les performances.

(Transcription, vol. 73, p. 144)

M. van Hengst a expliqué que, au niveau des caractéristiques aérodynamiques, le pilote peut se rendre compte qu'il éprouve un problème de performances à divers moments du décollage, selon le type d'avion. Si l'aile est contaminée, alors, pour un pilote d'avion à aile simple ou dont les dispositifs de bord d'attaque sont rentrés, le problème devient évident au moment du cabrage pour le décollage et avant de quitter la piste. Il est possible que l'appareil puisse prendre l'air, mais il ne pourra pas quitter l'effet de sol. Dans le cas d'un avion dont les dispositifs de bord d'attaque sont sortis, le problème peut ne devenir évident aux yeux du pilote qu'après le décollage. Ainsi, pour des avions

de type Boeing 737, les équipages de conduite ont décrit de l'auto-cabrage et des abattées sur une aile qui survenaient immédiatement après le décollage. Les résultats peuvent être les mêmes pour un phénomène ou l'autre : il est possible que l'avion ne puisse accélérer jusqu'à une vitesse suffisante pour réussir à quitter l'effet de sol.

Que le pilote subisse des problèmes de performances tel un décrochage, qui peut être causé par la contamination, au moment du cabrage de l'avion, ou que le problème, identifié comme de l'auto-cabrage ou une abattée sur une aile, ne devienne évident qu'une fois l'avion en l'air, l'élément important est la correction immédiate de cette situation dangereuse. Et même si les deux types d'ailes, lorsqu'elles sont contaminées, peuvent présenter des caractéristiques de vol différentes au décollage, de l'avis des témoins experts, il est clair que l'effet de la contamination sur chaque type d'aile est également dangereux.

Afin de mettre en relief la plus grande partie de la preuve qui m'a été présentée, j'inclus la déclaration suivante faite en septembre 1988 à l'occasion d'une conférence sur le dégivrage à Denver, au Colorado, par M. Ralph E. Brumby de la Douglas Aircraft Company :

[U]ne simple liste de certains des accidents attribuables au givrage ... même si elle est loin d'être exhaustive ... montre bien à quel point la contamination par la glace est démocratique. Des avions à hélice à aile simple comme le Nord 262, de petits turboréacteurs à voilure classique comme le Learjet, et des avions plus gros à voilure classique comme le F-28, le DC-9 et le DC-8, de même que des avions dont les bords d'attaque sont munis de dispositifs de bord d'attaque hypersustentateurs comme le 737 ont tous subis les effets nocifs de la contamination.

(Pièce 532, doc. 10, p. 7)

## **Précipitation verglaçante sur les surfaces d'aéronef**

### **Description par les témoins de la contamination des ailes**

De nombreux témoins oculaires ont affirmé que de la neige s'était accumulée sur les ailes de l'avion pendant l'escale à Dryden. On a fourni diverses descriptions sur la façon dont l'aspect et la quantité de neige sur les ailes avaient changé pendant la course au décollage et le cabrage.

M. Brian Perozak, qui était assis dans la rangée n° 4 près de l'avant de l'appareil, et le commandant David Berezuk d'Air Ontario, qui était assis dans la rangée n° 12, près de l'aile gauche, ont respectivement

décrit la neige sur les ailes comme étant de la «neige duveteuse» et «une couche de neige mouillée» en quantité approximative d'un demi-pouce avant la course au décollage (Transcription, vol. 16, p. 229; vol. 14, p. 79).

M<sup>me</sup> Sonia Hartwick, l'agente de bord ayant survécu à l'accident, qui était assise dans la rangée n° 8, a déclaré : «La neige s'est cristallisée et s'est transformée en givre» (Transcription, vol. 10, p. 239). Dans une conversation téléphonique avec un directeur d'Air Ontario, qui avait été enregistrée environ une heure après l'écrasement, M<sup>me</sup> Hartwick déclarait : «Les ailes se couvraient de givre ... avant le décollage, il y avait passablement de neige mouillée sur les ailes. Elle s'est mise à geler pendant le décollage.» (Pièce 126, p. 2).

M. Murray Haines, commandant auprès d'Air Canada et qui était assis dans la rangée n° 13, a déclaré : «Après que l'avion eut parcouru environ un tiers de la piste, lorsque – à mesure que la vitesse augmentait, la neige se cristallisait et ne bougeait plus.» (Transcription, vol. 19, p. 37).

Le commandant Berezuk a déclaré : «Je l'ai vue (la neige) se dissiper ... elle ressemblait à de la moquette à motif, les parties qui étaient blanches ont pris une teinte grise opaque, et les parties qui étaient grises sont devenues plus grises.» (Transcription, vol. 14, p. 84).

M. Perozak, qui pouvait apercevoir clairement la partie avant de l'aile droite, avait observé au moment du décollage initial que le bord d'attaque de l'aile ressemblait à un «beigne glacé». (Transcription, vol. 16, p. 234). Le verglas n'y était pas au début du décollage. Il a déclaré : «La neige paraissait s'être cristallisée.» (p. 236).

M. John Biro, adjudant à la retraite de l'aviation militaire canadienne et qui était assis dans la rangée n° 11 près de l'aile droite, a déclaré dans son témoignage :

R. Nous commençons à rouler sur la piste et je regardais attentivement l'aile en espérant que la neige mouillée glisse vers le sol à mesure que nous prenions de la vitesse.

Il me semble que nous avons atteint la vitesse de cabrage à peu près au même moment que d'habitude. Pendant que l'avion se cabrait, la neige sur la partie arrière de l'aile, à la mi-aile environ, s'est décollée subitement, comme si elle avait explosée.

Ensuite, la neige sur la partie avant de l'aile a semblé geler et devenir opaque, tel du givre opaque mat, pratiquement en un rien de temps. Le givre était rugueux, pas extrêmement rugueux, mais certainement un peu rugueux.

(Transcription, vol. 21, p. 12)

M. Biro a également déclaré que tout de suite après le décollage, la partie peinte de l'aile est devenue visible, la neige a été soufflée et la



partie avant de l'aile est devenue en glace. La surface de la glace était rugueuse comme celle «d'un couvre-pieds sur le lit ... presque une surface gaufrée» (p. 32), et M. Biro était d'accord pour dire qu'il y avait «une différence perceptible dans la couleur entre l'avant et l'arrière de l'aile» (p.37).

Étant donné que dès le début de l'enquête on s'était préoccupé de la contamination des ailes, on avait décidé d'examiner les phénomènes qui pourraient expliquer les observations des passagers et les raisons pour lesquelles les précipitations ont adhérentes aux ailes. On a obtenu l'aide du Conseil national de recherches du Canada à cet égard.

### **Rapport du Conseil national de recherches du Canada : «Précipitation verglaçante sur les surfaces portantes»**

Cette partie du chapitre est basée sur un rapport préparé à l'appui de l'enquête et qui est intitulé «Précipitation verglaçante sur les surfaces portantes». La recherche a été effectuée et présentée par M. Myron M. Oleskiw, Ph. D., et le rapport a été déposé en tant que pièce 521 au cours de son témoignage. M. Oleskiw est un chargé de recherches associé au laboratoire des basses températures de la division du génie mécanique du CNRC. En tant que chercheur météorologiste, il possède une expertise en simulation informatique sur la formation de givre blanc sur les profils aérodynamiques. Dans un but de concision et de simplification, la plupart des renseignements sur le contexte, et de nombreuses procédures d'essai, des tableaux et des calculs du rapport «Précipitation» n'ont pas été reproduits dans la présente partie. Toutefois, afin que les données techniques et les résultats des recherches de M. Oleskiw soient disponibles au lecteur, l'étude a été jointe en entier en tant qu'annexe technique 6 au rapport final.

On a demandé au laboratoire des basses températures d'effectuer les analyses suivantes en fonction des conditions météorologiques connues à Dryden (Ontario) le 10 mars 1989 :

- une estimation de la masse de neige par unité de surface qui aurait pu s'accumuler sur l'aéronef avant le décollage;
- une analyse qui permettrait de déceler si oui ou non des cristaux de neige mouillée s'étaient amoncelés sur le bord d'attaque de l'aile pendant le décollage;
- une analyse pouvant indiquer si oui ou non la neige accumulée sur l'extrados de l'aile aurait pu se transformer en givre (comme l'indiquaient les témoins) par l'effet du refroidissement adiabatique ou par évaporation entraînée par l'écoulement d'air au-dessus de l'aile.

On avait également demandé à M. Oleskiw d'examiner la possibilité d'un refroidissement de la surface des ailes causé après l'atterrissage par le carburant froid dans les réservoirs d'aile, le carburant ayant refroidi pendant le vol, et de déterminer l'effet que le refroidissement aurait pu avoir sur la précipitation qui est tombée sur les ailes pendant que l'avion était au sol. Dans la plupart des témoignages présentés devant la présente Commission, on a appelé «sur-refroidissement» (cold soaking) le phénomène de refroidissement du revêtement de l'avion et du carburant pendant que l'appareil vole à des températures très froides à hautes altitudes, et qui fait que le revêtement de l'avion, à l'atterrissage, est plus froid que la température ambiante. Je traiterai de la question du sur-refroidissement plus loin, dans une partie ultérieure du présent chapitre.

Voici un résumé du rapport «Précipitation».

### **Quantité de précipitation accumulée**

On évalue à 1,38 mm l'épaisseur de la neige mouillée qui s'est accumulée sur les ailes du C-FONF pendant l'escale à Dryden. On a pu calculer ce résultat à partir des données sur la visibilité consignées par l'observateur du Service de l'environnement atmosphérique à l'aéroport de Dryden et par le transmissomètre situé près du seuil de la piste 11. La relation utilisée pour évaluer le taux de précipitation à partir de la visibilité est une relation empirique et les données qui ont permis de la déduire sont très peu homogènes. La principale incertitude de cette relation réside dans la variation de la vitesse limite des flocons causée par la variation de leurs dimensions et de leur humidité et, par conséquent, de leur masse volumique. Malgré les efforts déployés pour corriger les données sur la visibilité en fonction de la relation du taux de précipitation, on peut s'attendre à ce que des flocons anormalement mouillés aient pu entraîner une accumulation de précipitation d'une épaisseur plus grande que 1,38 mm.

Au cours de son témoignage, M. Oleskiw a déclaré qu'il n'avait pas tenu compte dans ses calculs des renseignements obtenus des témoins. Étant donné les déclarations des témoins à l'effet que la neige ne tombait pas de la manière indiquée par les données météorologiques «pures», M. Oleskiw a estimé que la neige pouvait être jusqu'à trois fois plus épaisse que le résultat de 1,38 mm qu'il a obtenu. Selon des témoins, la neige était lourde et les flocons étaient très gros. De plus, les données de visibilité utilisées par M. Oleskiw pour ses calculs avaient été prises au centre et à l'extrémité ouest de l'aéroport. Lorsqu'on lui a demandé à l'occasion de son témoignage s'il était possible qu'il y ait eu un «rideau» de neige entre l'aérogare et l'extrémité est de la piste, et que le transmissomètre en ait été isolé à l'extrémité ouest de la piste, M. Oleskiw a déclaré : «une chute de neige comparativement plus intense et non consignée peut s'être produite à l'extrémité est de la piste. (Transcrip-

tion, vol. 68, p. 281). Il considère qu'il est probable que si l'on avait tenu compte de ces renseignements dans les calculs de l'épaisseur de neige, la valeur estimée aurait sans doute été plus grande.

M. Oleskiw a estimé que l'équivalent en eau de la chute de neige accumulée pendant que l'avion était au sol était de 0,50 mm. Cette accumulation équivaut à 0,5 kg par mètre carré. Étant donné la forme et l'inclinaison des surfaces de l'avion et la consistance et l'humidité de la neige, il est difficile d'estimer la masse de la neige et de la névase qui est demeurée sur l'avion.

### **Gel de la précipitation accumulée**

*Refroidissement adiabatique et par évaporation* Certains des passagers à bord du C-FONF ont vu de la neige être soufflée des ailes et ont observé la névase sur les ailes se transformer en glace pendant la course au décollage, notamment au moment du cabrage de l'avion ou près de ce moment. Des calculs élaborés ont été faits pour déterminer les effets du refroidissement adiabatique et du refroidissement par évaporation pendant la course au décollage afin d'évaluer si ces mécanismes auraient pu entraîner des déperditions de chaleur suffisantes pour expliquer le gel de la névase.

Le refroidissement adiabatique de l'air immédiatement à l'extérieur de la couche limite plus le refroidissement par évaporation entraîné par l'air moins que saturé qui passait au-dessus de l'aile produisaient une déperdition de chaleur, mais celle-ci était plus ou moins compensée par l'échauffement par frottement de la couche limite combiné à la déperdition de chaleur requise pour congeler les flocons partiellement fondus qui frappaient l'aile. Étant donné que le flux thermique net était si petit, et étant donné la très courte période pendant laquelle on aurait pu agir sur lui pendant la course au décollage, il aurait été essentiellement impossible qu'un changement se produise dans la couche de précipitation. Les flocons de neige qui frappaient l'aile pendant la course au décollage auraient donc sans doute touché une couche de précipitation superficielle partiellement mouillée.

M. Oleskiw a estimé qu'entre 25 et 32 p. 100 des flocons de neige qui se trouvaient sur la trajectoire de l'aile pendant la course au décollage auraient collé au bord d'attaque dans la zone comprise de 3 p. 100 jusqu'à environ 19 p. 100 de la corde. Plus en arrière sur l'aile, les flocons de neige auraient effleuré la surface et n'y aurait pas adhéré. Le fait que la neige sur l'aile était partiellement mouillée, combiné au fait que les flocons qui frappaient l'aile étaient sans doute également mouillés, permet de conclure qu'une bonne part de ces flocons se seraient collés sur la zone avant de la couche de précipitation pendant la course au décollage.

M. Oleskiw a conclu que les refroidissements adiabatique et par évaporation pendant la course au décollage n'étaient pas suffisants pour expliquer le gel de la couche de précipitation sur les ailes.

*Conduction de la chaleur vers les réservoirs de carburant des ailes* L'aile du F-28 est munie de réservoirs structuraux dont le carburant, lorsque les réservoirs sont pleins, touche le revêtement de voilure sur la majeure partie de sa longueur entre deux longerons d'aile situés à environ 12 p. 100 et 56 p. 100 de la corde. Afin de calculer le transfert de chaleur, il fallait d'abord connaître la température du carburant dans le réservoir avant et après l'avitaillement à Dryden. Les calculs des températures du carburant ont été faits entre le moment où l'avion a quitté Winnipeg et le moment où l'avitaillement a été complété à Dryden. Les données évaluées étaient la température initiale et la masse du carburant dans l'avion, les températures et les masses du carburant livré et déchargé, la température de l'air extérieur au sol et pendant le vol en altitude (les froides températures en altitude causant un refroidissement du carburant), et la durée de l'étape de vol. Au cours d'un vol du sistership F-28 d'Air Ontario, immatriculé C-FONG, on a mesuré les températures de surface voilure et les températures carburant pour établir des normes. Les durées des étapes de vol étaient les mêmes que celles suivies par le C-FONF le 10 mars 1989, et les températures extérieures étaient approximativement les mêmes. Ces normes ont été utilisées par M. Oleskiw pour ses calculs. On a calculé que la température du carburant du C-FONF à Dryden juste avant le vol en cause était de  $-6,4$  °C avant l'avitaillement et de  $-4,7$  °C après l'avitaillement. La température de l'air extérieur à l'aéroport de Dryden à ce moment-là était comprise entre  $0,4$  °C et  $1,0$  °C.

Dans certaines circonstances et en combinaison avec d'autres termes de flux thermique, la contribution du transfert du flux thermique de conduction à partir de la couche de précipitation sur l'aile vers les réservoirs structuraux aurait pu être suffisant pour congeler complètement la fraction en eau de la couche de précipitation pendant la période de 10 minutes où la chute de neige était plus importante et où l'avion se trouvait au sol. On a démontré que la valeur présumée de la fraction en eau des flocons pouvait modifier sensiblement la période de congélation de la couche de précipitation. On a également démontré que l'épaisseur de la couche de précipitation a influé fortement sur la période de congélation.

Étant donné que la profondeur de la couche de neige mouillée sur les ailes était sans doute plus élevée que la meilleure estimation de 1,38 mm calculée à partir des données disponibles, il semble probable que la conduction thermique vers les réservoirs aurait entraîné la congélation d'une épaisseur inférieure de la couche d'eau dans la couche de neige

mouillée, tout en laissant une épaisseur supérieure à l'état partiellement liquide. Étant donné que la masse volumique de la neige mouillée se situait entre celle de la neige sèche et celle de la glace, cette couche était composée d'un réseau de cristaux de glace déformés et coagulés intercalés de poches d'air et d'eau. À mesure que l'eau gelait dans la partie inférieure de cette couche, elle aurait créé une surface très rugueuse entre les parties inférieure et supérieure de la couche de précipitation.

Au moment de la course au décollage de l'avion sur la piste, les variations de pression à l'extérieur de la couche limite et les forces aérodynamiques de l'air s'écoulant sur l'aile à grandes vitesses, à plus de 300 noeuds à certains endroits, ont pu forcer l'évacuation de l'eau qui restait dans la partie supérieure de la couche de précipitation, et cette eau aurait peut-être entraîné avec elle une partie de la névase, de la neige mouillée et de la glace qui se trouvaient là. La surface très rugueuse sur les ailes qui aurait été ainsi produite aurait eu des conséquences importantes sur le rendement aérodynamique de l'avion.

Il est par ailleurs intéressant de remarquer que la conductivité thermique du revêtement d'aluminium de l'avion est à peu près 100 fois plus élevée que celle de la neige mouillée, de l'air ou du carburant dans les réservoirs. En conséquence, le revêtement d'aluminium pourrait avoir retiré la chaleur de la couche de précipitation à un endroit de l'aile encore plus à l'avant que l'emplacement du longeron formant la paroi extérieure des réservoirs. Ainsi, la surface de la couche de précipitation rugueuse hypothétique aurait pu s'étendre vers l'avant jusqu'à la partie de l'aile plus aérodynamiquement critique.

### **Discussion et résumé**

La description donnée par M. Oleskiw pendant son témoignage fournit une explication claire du phénomène observé par les passagers :

- R. ... il y a des variations de pression causées par la portance produite par les ailes, et ces variations de pression, ainsi que la force de l'air qui passe sur l'aile pourraient avoir été suffisantes pour aspirer ou pousser l'eau encore présente dans la partie supérieure de l'aile – ou plutôt dans la couche de précipitation.

Il est également possible que la force de l'air ait fait décoller une certaine partie de la neige mouillée qui se trouvait sur la couche supérieure de la précipitation, en mettant à nu la couche de précipitation qui était entièrement gelée.

Alors, comme la structure cristalline de cette couche de précipitation était très rugueuse, il me semble que ce déplacement d'air pendant la course au décollage aurait pu soudainement mettre à nu une couche très rugueuse, beaucoup plus rugueuse que la couche présente avant la course au décollage,

et que par conséquent, les passagers de l'avion qui ont indiqué qu'ils avaient noté un changement brusque pendant la course au décollage peuvent en fait avoir été témoins de ce type de phénomène.

Si c'est vraiment là ce qui s'est produit, il me semble, et peut-être que des experts en aérodynamique pourraient le confirmer, que cette surface très rugueuse qui se serait soudainement présentée à l'écoulement aérodynamique sur la surface extérieure de l'aile aurait peut-être eu un effet très nocif sur le rendement aérodynamique de l'avion.

(Transcription, vol. 68, p. 219-20)

### Constatations

Les constatations de M. Oleskiw que j'accepte et que je fais miennes sont résumées ci-après :

- Il a été impossible de déterminer la masse de neige et de névasse accumulée sur l'avion, principalement à cause de la difficulté à calculer la quantité de neige et de névasse qui aurait pu coller aux surfaces inclinées de l'avion.
- Les mécanismes de refroidissement adiabatique et de refroidissement par évaporation ne peuvent expliquer adéquatement le phénomène de la névasse qui se transforme en glace pendant le cabrage et le décollage.
- Le transfert thermique de la névasse vers le carburant froid a probablement causé la congélation d'au moins les couches inférieures de névasse sur l'aile. Au moment où l'eau était évacuée des surfaces des ailes pendant la course au décollage, en laissant surtout de la glace rugueuse sur les ailes, le changement d'aspect de la couche de névasse et de glace peut avoir donné l'impression aux témoins que la névasse s'était transformée en glace.
- La partie aérodynamiquement critique des ailes, les 15 p. 100 de l'avant de la corde, était fort probablement contaminée par de la neige rugueuse et de la glace. Premièrement, à cause de la conductivité thermique du revêtement d'aluminium, l'effet de refroidissement du carburant des réservoirs aurait agi au-delà des limites des réservoirs de carburant vers les bords d'attaque, entraînant la formation de glace sur les bords d'attaque, la limite de la partie avant du réservoir de carburant elle-même se trouvant à l'intérieur des premiers 12 p. 100 de la corde de l'aile. Deuxièmement, on a conclu que la neige mouillée qui tombait pendant la course au décollage aurait adhéré au bord d'attaque de l'aile.

## Décollages à partir de pistes mouillées ou contaminées

On considère qu'une piste, située ou non dans une région éloignée, est contaminée lorsque plus de 25 p. 100 de sa surface, à l'intérieur de la zone utilisée en longueur et en largeur, est couverte d'eau en surface d'une profondeur supérieure à 3 mm (0,125 pouce), ou par une quantité de névasse ou de neige poudreuse équivalente à plus de 3 mm d'eau. L'analyse de tous les renseignements disponibles sur l'état de la piste à Dryden au moment du décollage du C-FONF avant l'accident indique qu'il y avait entre un quart et un demi pouce de névasse sur la piste à partir de l'extrémité est jusqu'à, au moins, l'intersection de la voie de circulation Alpha, soit sur une distance de quelque 3 500 pieds. On peut par conséquent conclure que la piste était, à ce moment-là, contaminée.

Tous les renseignements sur le décollage publiés dans le manuel de vol du Fokker F-28 sont donnés en fonction d'accélération et d'arrêts qui ont lieu sur des pistes en dur lisses et sèches, alors que tous les dispositifs de freinage sont en état de marche. On tient également compte des effets de facteurs variables comme la température, l'humidité, l'altitude densité et le vent sur les performances de l'avion.

Les critères de performances, qui s'appliquent aux avions commerciaux à réaction, y compris le Fokker F-28 Mk1000, s'appellent normalement les critères accélération-arrêt et accélération-départ.

En termes généraux, aux fins de l'homologation des aéronefs, la distance accélération-arrêt est définie comme étant la distance requise par un aéronef pour accomplir la manoeuvre suivante : il accélère jusqu'à la vitesse de décision  $V_1$  avec tous les moteurs qui fonctionnent normalement à la poussée de décollage; il subit une panne du moteur critique<sup>10</sup> à  $V_1$ ; les pilotes se rendent compte de la panne et, une fois la panne reconnue, ils ramènent toutes les manettes des gaz au régime de ralenti; ensuite, ils freinent au maximum et sortent les aérofreins; finalement, ils poursuivent la course en freinant au maximum jusqu'à l'arrêt complet de l'appareil. Même si l'on ne tient pas compte de l'inversion de poussée dans le calcul de la distance accélération-arrêt, les pilotes, pour aider au freinage de l'aéronef, utilisent également l'inversion de poussée sur le ou les moteurs disponibles, s'il y a lieu. (Le F-28 ne possède pas de mécanisme d'inversion de poussée.) La distance accélération-arrêt est fonction de variables comme le vent, la température

---

<sup>10</sup> Le moteur critique est celui dont la panne cause l'effet le plus défavorable sur les caractéristiques de l'aéronef à l'étude. Dans le cas du F-28, aucun de ses deux moteurs n'aurait, en cas de panne, un effet plus défavorable que l'autre sur les performances de l'avion.

ambiante, l'altitude de l'aérodrome, la pente de la piste, la masse de l'aéronef et sa configuration.

La distance de décollage, souvent appelée distance accélération-départ est, en termes généraux, la distance requise par un aéronef pour accomplir la manoeuvre suivante : il accélère jusqu'à la vitesse de décision  $V_1$  avec tous les moteurs qui fonctionnent normalement à la poussée de décollage; il subit une panne du moteur critique à  $V_1$ ; les pilotes se rendent compte de la panne et, une fois la panne reconnue, ils poursuivent le décollage et ils cabrent l'appareil à une vitesse non inférieure à  $V_R$  jusqu'à l'assiette longitudinale désirée; finalement, ils atteignent  $V_2$  avant ou à la hauteur de 35 pieds au-dessus de l'extrémité de la piste (souvent appelée hauteur de franchissement).

Si la longueur d'une piste permet d'effectuer une accélération-arrêt ou une accélération-départ après que l'appareil a subi une panne moteur à  $V_1$ , on parle alors de longueur de piste équivalente ou piste équivalente.

Le fait de décoller d'une piste contaminée compromet de différentes façons les performances de décollage d'un avion, selon le type et la quantité de précipitation sur la piste. Une piste glissante, mais qui présente une faible épaisseur de contamination, prolonge la distance accélération-arrêt, mais ne modifie pas tellement les performances d'accélération-départ de l'avion. Même si une piste glissante réduit l'efficacité du freinage aux roues de l'avion, elle n'engendre pas de traînée importante pouvant nuire à l'accélération.

Les distances accélération-arrêt et accélération-départ sont toutes deux prolongées lorsque la piste est contaminée par de l'eau stagnante, de la névasse ou de la neige. L'accélération est compromise par la traînée des roues dans le contaminant et par les effets des éclaboussures projetées contre le dessous du fuselage par les roues de l'avion. Cette traînée augmente la distance requise par l'avion pour accélérer jusqu'à  $V_1$ ,  $V_R$  et finalement  $V_{LOF}$  (la vitesse d'envol).<sup>11</sup> Lorsqu'une panne moteur se produit à  $V_1$ , et que l'on prend la décision de poursuivre le décollage, la traînée causée par la contamination peut ralentir l'accélération au point qu'il devienne impossible d'accélérer jusqu'à la vitesse d'envol après la panne moteur. Lorsqu'on prend la décision d'interrompre le décollage et d'immobiliser l'appareil, la réduction du coefficient de frottement de la piste causée par la contamination augmente la distance d'arrêt requise.

Comme il est difficile de prévoir de façon précise les effets de la contamination de la piste sur les distances d'accélération et de freinage, les manuels de vol recommandent généralement d'éviter le plus possible de décoller d'une piste couverte d'eau stagnante, de névasse ou de

---

<sup>11</sup>  $V_{LOF}$ , la vitesse d'envol, exprimée sous forme de vitesse corrigée, est la vitesse à laquelle l'avion quitte le sol pour la première fois. On considère que l'avion a quitté le sol lorsque ses roues ne sont plus en contact avec la piste.



neige. En dépit des progrès réalisés de façon générale dans les techniques pour débarrasser les pistes des contaminants, Fokker admet que ses exploitants considèrent qu'il est parfois nécessaire de décoller à partir de pistes contaminées. Le manuel de vol du F-28 de Fokker contient des renseignements sur la façon de calculer les performances de décollage de l'avion lorsqu'il faut utiliser des pistes en dur contaminées par de l'eau stagnante, de la névasse ou de la neige poudreuse.

Les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir, qui étaient les manuels utilisés par Air Ontario pour l'exploitation des F-28, contenaient également des renseignements sur les pistes contaminées, de même qu'un avertissement au sujet de la dégradation des performances. Le passage suivant se trouve dans les deux manuels :

En plus de l'augmentation importante de la distance d'arrêt requise lorsque le décollage est interrompu sur une piste contaminée, la dégradation de l'accélération causée par la neige, la névasse ou l'eau stagnante sur la piste peut, dans des conditions défavorables, doubler la distance de décollage normalement requise par l'avion.

(Pièce 307, p. 3A-24-4; pièce 329, p. 3-125-7)

Tous deux conscients des effets nocifs de l'eau stagnante, de la névasse ou de la neige sur les performances de décollage, Piedmont et USAir ont fourni des tables de correction identiques qui recommandent des masses maximales autorisées au décollage pour diverses longueurs de piste. Puisque les pilotes d'Air Ontario utilisaient les manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir comme guide pour l'exploitation quotidienne du F-28, et puisque des témoins ont déclaré qu'il y avait entre un quart de pouce et un demi-pouce de névasse au moins sur la partie est de la piste 29 lorsque le C-FONF a amorcé sa dernière course au décollage à Dryden le 10 mars 1989, je pense qu'il est important d'inclure, en tant que figure 12-10, les tables de correction et de limites au décollage de Piedmont et d'USAir.

Les sections d'exploitation normale des manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir contiennent des tables de correction identiques. Air Ontario avait inclut l'avertissement mentionné ci-dessus tiré des deux manuels d'exploitation dans la première version du manuel d'exploitation de ses F-28, mais ce passage avait été supprimé de la version du manuel soumise à Transports Canada pour approbation. La table de correction avait été retirée après une discussion entre les auteurs, le commandant Robert Perkins et le commandant Steven Burton; le chargé de projet du programme F-28, le commandant Joseph Deluce; et le directeur des normes de vol d'Air Ontario, le commandant Larry Raymond. La discussion avait porté principalement sur le fait que les tables de Piedmont étaient beaucoup plus restrictives que les tables du F-28 de Fokker.

Figure 12-10 Tables de correction et de limites au décollage de Piedmont et d'USAir

5. Décollage dans l'eau stagnante, la névasse ou la neige

L'utilisation de l'avion à partir de pistes recouvertes de précipitations est acceptable; toutefois, il faut évaluer les effets négatifs de ces précipitations sur les performances de décollage. Les renseignements qui suivent ont une valeur purement indicative et n'ont pas été homologués par la FAA.

La présente partie contient des renseignements et des recommandations qui devraient permettre de déterminer si l'avion sera en mesure de décoller à partir d'une piste recouverte de neige, de névasse ou d'eau. Il est admis que les précipitations ont une épaisseur uniforme sur toute la longueur de la piste.

Il n'est pas recommandé de décoller s'il y a plus de 0,25 pouce d'eau stagnante, plus de 0,50 pouce de névasse ou plus de 2 pouces de neige sèche. La masse maximale au décollage indiquée dans le tableau qui suit est fondée sur le fonctionnement des deux réacteurs tout au long du décollage. Les masses présentées sont toujours inférieures aux masses maximales admissibles sur piste sèche. Il n'y a donc pas besoin de faire des comparaisons. Voici les masses maximales admissibles au décollage à partir de pistes contaminées :

LONGUEUR DE PISTE EN PIEDS	EAU STAGNANTE 0,25 POUCE	VOLETS A 18°	
		NEIGE = 1,0 POUCE NEVASSE = 0,25 POUCE	NEIGE = 2 POUCE NEVASSE = 0,50 POUCE
5 000	48 800 lbs	52 700 lbs	49 500 lbs
5 500	49 800 lbs	54 000 lbs	51 500 lbs
6 000	50 800 lbs	55 400 lbs	53 000 lbs
6 500	51 900 lbs	56 800 lbs	54 300 lbs
7 000	52 900 lbs	58 000 lbs	55 600 lbs
7 500	53 800 lbs	59 100 lbs	56 800 lbs
8 000	54 700 lbs	60 100 lbs	57 500 lbs
8 500	55 600 lbs	61 000 lbs	58 200 lbs
9 000	56 300 lbs	61 700 lbs	58 900 lbs
9 500	56 900 lbs	62 200 lbs	59 500 lbs
10 000	57 300 lbs	62 800 lbs	60 100 lbs

**MASSE MAXIMALE ADMISSIBLE AU DÉCOLLAGE DU F-28 MK 1000  
À PARTIR DE PISTES CONTAMINÉES**

Nota : ces renseignements sont valables quelle que soit la température et s'appliquent aux aéroports situés à 3 000 pieds d'altitude ou moins.

Les tableaux de performances sur piste contaminée préparés pour le F-28 par Piedmont, USAir et Fokker étaient tous basés sur l'hypothèse que les deux moteurs fonctionnaient normalement pendant toute la durée du décollage.

En prenant les tableaux de Fokker et la distance de décollage disponible de 6 000 pieds sur la piste 29 à Dryden, une température de 1 °C, une pression barométrique de 1 020 millibars, et une composante vent arrière de 1 noeud (les conditions qui régnaient à Dryden le 10 mars 1989), et avec un demi-pouce de névasse (EWD 0,425 pouce), le groupe exploitation a calculé que la masse maximale autorisée au décollage pour un F-28 aurait été de 64 400 livres. Pour les mêmes conditions, les tables de correction de Piedmont et d'USAir donnaient une masse maximale autorisée au décollage pour le F-28 comprise entre 53 000 et 54 300 livres.

Il y a pour moi deux sujets de préoccupation en ce qui a trait à l'information dont disposaient les pilotes de F-28 d'Air Ontario sur les performances de l'avion exploité à partir de pistes contaminées. Ma première préoccupation est l'importante différence qu'il y avait entre les facteurs de correction fournis par Fokker Aircraft et ceux fournis dans les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir utilisés par Air Ontario. Ma deuxième préoccupation est que les tables de correction de contamination ne tiennent pas compte du risque d'une panne moteur pendant le décollage; ces tables sont basées sur l'hypothèse que les deux moteurs fonctionnent normalement pendant toute la durée du décollage. Même si on fournit aux pilotes les renseignements nécessaires pour déterminer la masse maximale autorisée au décollage et les longueurs de piste équivalentes dans le cas d'une piste sèche, aucun renseignement équivalent n'est fourni pour une piste contaminée.

Les tables fournies dans les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir imposent des limites de masse très restrictives pour les décollages à partir de pistes couvertes de névasse. En supposant que la partie prévue pour le décollage de la piste de Dryden était couverte d'un demi-pouce de névasse, alors, si l'équipage du C-FONF avait, avant le décollage, consulté les renseignements fournis dans les manuels de Piedmont et d'USAir et qu'il s'y était conformé, il n'aurait pas pu décoller sans que la piste ait d'abord été débarrassée de la névasse ou que la masse de l'avion ait été ramenée au plus à 54 300 livres. Les calculs effectués à l'aide des tables de Fokker pour les mêmes conditions à Dryden indiquent que la longueur de piste était suffisante pour que l'avion décolle à une masse de 64 400 livres, même s'il y avait un demi-pouce de névasse sur la piste. Ce grand écart entre les masses maximales autorisées au décollage par Fokker Aircraft et par Piedmont/USAir indique clairement la différence entre les critères d'homologation de l'avionneur et la philosophie opérationnelle de Piedmont et d'USAir. Un

transporteur qui adopte une attitude prudente dans sa façon de considérer les exigences relatives aux pistes contaminées peut imposer des limites sévères, comme c'était le cas de Piedmont et d'USAir. La version provisoire du manuel d'exploitation des F-28 d'Air Ontario qui avait été envoyée à Transports Canada ne contenait pas de table de correction de névasse. Un transporteur moins prudent peut tout simplement adopter la table moins restrictive fournie par Fokker Aircraft. De plus, l'approbation des toutes les tables de correction de névasse mentionnées n'est pas exigée par les organismes de réglementation du Canada, des Pays-Bas ou des États-Unis.

Le commandant Robert Perkins, un pilote inspecteur de F-28 auprès d'Air Ontario, a déclaré dans son témoignage qu'étant donné que les tables de correction de névasse de Piedmont et d'USAir étaient «passablement restrictives» (Transcription, vol. 43, p. 31), il avait l'impression qu'il pouvait utiliser le tableau du manuel de vol du F-28 de Fokker qui était moins restrictif. Toutefois, après un interrogatoire serré, il a admis, comme d'autres pilotes témoins de Transports Canada et d'Air Ontario, qu'il était difficile de déterminer les paramètres de décollage à l'aide des tables détaillées du manuel de vol de Fokker et que cela prenait beaucoup de temps. Le commandant Robert Nyman, directeur des opérations aériennes d'Air Ontario, considérait que les tables des manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir s'appliquaient, car ces manuels étaient utilisés par les pilotes de F-28 d'Air Ontario. En ce qui a trait aux tables de Fokker, le commandant Nyman a déclaré : «J'ai essayé après l'accident d'examiner ces tables. J'ai reçu la formation sur l'utilisation des tables de performances. J'ai trouvé que ces tables étaient très difficiles à utiliser et, comme l'ont fait remarquer d'autres personnes, les réponses obtenues ne sont pas toujours uniformes. Je les trouve difficiles à utiliser» (Transcription, vol. 109, p. 210). Au cours des audiences de la Commission, les témoignages ont révélé que, parmi les pilotes d'Air Ontario, les avis étaient partagés sur l'utilisation des données de Fokker ou de Piedmont pour les opérations à partir de pistes couvertes de névasse. Il est évident que cette absence de consensus constituait une situation alarmante au sein d'Air Ontario.

À la lumière des témoignages sur la nature des tables contenues dans le manuel de vol du F-28 de Fokker, il n'est pas seulement probable, mais à peu près certain, que l'équipage du C-FONF ne disposait pas du temps nécessaire pour les utiliser afin de déterminer les facteurs de correction pour la névasse. De plus, le fait que le C-FONF, à une masse estimée à 63 500 livres, ait décollé de Dryden à partir d'une piste couverte de névasse laisse fortement entendre soit que l'équipage n'a pas tenu compte des renseignements contenus dans les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir sur les corrections pour la névasse, soit qu'il en a tenu compte mais qu'il a choisi de ne pas les appliquer.

L'incertitude concernant le manuel qu'il fallait utiliser pour calculer le facteur de correction de névasse a dû poser un sérieux dilemme aux pilotes du vol 1363 d'Air Ontario. Ce dilemme aurait dû être résolu par Air Ontario bien avant le 10 mars 1989.

Le dernier décollage du C-FONF a eu lieu sur une piste qui était contaminée par de la névasse au moins sur la première moitié de sa longueur et dont l'autre moitié était mouillée. De nombreux témoins ont déclaré, sans qu'aucun d'eux ne l'ait réellement mesurée, que la névasse avait une épaisseur d'au moins un demi-pouce. Le sous-groupe performances a déterminé, à l'aide d'études analytiques et techniques précises, que pour que l'avion atteigne son point de cabrage de la manière décrite par plusieurs témoins, l'EWD de la névasse devait être de l'ordre de 0,15 pouce. Même s'il n'y a pas eu de panne moteur, l'équipage devait être en mesure de faire face à une panne moteur au décollage et de choisir entre poursuivre le décollage et immobiliser l'appareil sur la piste. Les calculs ont démontré que, en fonction de la masse de l'avion et des conditions ambiantes, la piste de Dryden était proche de la longueur de piste équivalente pour l'exploitation sur piste sèche. S'il y avait eu une panne moteur au décollage à  $V_1$  ou juste avant, il est probable que, comme la deuxième moitié de la piste était au moins mouillée et par conséquent glissante, il aurait été impossible d'immobiliser l'avion sur la piste. Toutefois, s'il n'y avait pas eu en fait de névasse sur la deuxième moitié de la piste, l'avion, dans des circonstances normales, aurait dû être en mesure de compléter le décollage après une panne moteur à  $V_1$ . Les essais en simulateur effectués par le sous-groupe performances et Fokker Aircraft aux installations de Fokker à Amsterdam ont révélé que s'il y avait eu un demi-pouce de névasse sur toute la longueur de la piste et que les ailes de l'avion avaient été propres, l'appareil aurait atteint  $V_1$  en quelque 3 100 pieds et la course au décollage aurait été de quelque 4 250 pieds. On n'a pas fait d'essais de panne moteur dans ces conditions. Toutefois, si un moteur était tombé en panne à  $V_1$ , il est possible qu'à cause de la névasse l'avion n'aurait pas été en mesure de prendre l'air dans les 6 000 pieds de longueur de piste disponible à Dryden.

Ni les Federal Aviation Regulations des États-Unis, qui représentent la norme de référence pour les critères d'homologation de la plupart des transporteurs aériens, ni les règlements de l'air et ni les ordonnances sur la navigation aérienne du Canada ne traitent de la question d'une panne moteur pendant le décollage sur une piste mouillée ou contaminée; en fait, aucune norme n'est disponible pour permettre aux constructeurs ou aux exploitants de déterminer quelles corrections de masse il faut apporter. On est par conséquent amené inévitablement à tirer la conclusion que les passagers et les membres d'équipage sont exposés à divers

degrés de risque au décollage, selon que celui-ci se fait sur une piste propre ou sur une piste contaminée ou mouillée.

De toute évidence, il s'agit d'un problème de sécurité aérienne qui existe depuis fort longtemps et qui doit maintenant être traité. Comme nous le verrons dans un chapitre ultérieur, les renseignements disponibles indiquent que les organismes de réglementation prennent finalement des mesures pour le régler.

Le fait que Transports Canada et le BCSA étaient au courant de ce problème depuis déjà longtemps est mis en évidence par les résumés suivants de deux rapports sur fait aéronautique préparés par le BCSA, par les recommandations contenues dans ces rapports et par la réponse de Transports Canada à ces recommandations.

Les renseignements qui suivent sont tirés du rapport n° 86-A60024 du BCSA. Le 20 juillet 1986, un Boeing 737 décollait de Wabush (Terre-Neuve) lorsque, au moment où la vitesse de l'avion approchait de  $V_1$ , le réacteur gauche a aspiré un oiseau et a perdu de la puissance. L'équipage a interrompu le décollage, et l'avion s'est arrêté dans une fondrière, 200 pieds au-delà de l'extrémité de la piste. Personne n'a été blessé. Le BCSA a déterminé que, vu l'état mouillé de la piste, la distance nécessaire pour que l'appareil s'arrête était supérieure à la distance disponible. Le calcul des performances au décollage effectué avant le vol n'avait pas tenu compte de l'état de la piste, et ce calcul n'était pas, et n'est toujours pas, exigé par les règlements. Le BCSA a également constaté qu'il n'existait aucune donnée dans les manuels de vol existants pour tenir compte de l'effet d'une piste mouillée sur les distances accélération-arrêt.

Le chapitre «Mesures de sécurité» du rapport préparé par le BCSA sur ce fait aéronautique dit ce qui suit :

Étant donné qu'il n'existe pas de données officielles sur la performance et que les équipages de conduite semblent ne pas connaître assez la performance au décollage sur piste mouillée, le BCSA recommande :

que le ministère des Transports révise les procédures des transporteurs aériens quant aux décollages sur piste mouillée afin d'offrir une marge de sécurité comparable à celle des décollages sur piste sèche.

BCSA 87-45

que le ministère des Transports exige des transporteurs aériens qu'ils améliorent les connaissances de leurs équipages de conduite quant aux effets des pistes mouillées sur la performance au décollage et aux moyens possibles pour que les

équipages de conduite disposent d'une marge de sécurité comparable à celle des pistes sèches.

BCSA 87-46

La réponse de Transports Canada aux recommandations mentionnées ci-dessus a été la suivante :

Nonobstant la quantité d'information déjà disponible, Transports Canada demandera au Conseil du développement des Transports de mettre sur pied un projet de recherches pour étudier les effets des pistes mouillées sur la performance au décollage des aéronefs.

Dans une lettre de réponse à Transports Canada, le BCSA a manifesté sa déception en constatant que les mesures prises par Transports Canada se limiteraient à une étude à long terme. Le BCSA a également exprimé sa préoccupation du fait que des dépassements de piste pourront continuer de se produire à chaque fois qu'un décollage sera interrompu à  $V_1$ , ou près de cette vitesse, sur une piste mouillée où les performances sont réduites, et il demandait à Transports Canada de reconsidérer sa position sur cette importante question.

Les renseignements qui suivent sont tirés du rapport n° 86-P64053 du BCSA. Le 14 juillet 1986, un Boeing 737 a atterri à Kelowna (Colombie-Britannique) peu après un orage accompagné d'une pluie torrentielle. Pendant la course à l'atterrissage, l'avion s'est mis en hydroplanage, ses inverseurs de poussée et ses déporteurs sol ne se sont pas déployés, et il est sorti en bout de piste. Le BCSA a déterminé que les procédures d'atterrissage sur piste mouillée employées par le pilote, combinées aux limitations imposées par le système de référence air-sol de l'avion, ont empêché le déploiement des déporteurs sol et des inverseurs de poussée. À cause de cela, l'équipage n'est pas parvenu à immobiliser l'avion sur la longueur de piste disponible.

Au sujet des performances sur piste mouillée, le chapitre «Mesures de sécurité» de ce rapport contient les renseignements assez étonnants suivants :

Le BCSA est au courant de 16 faits aéronautiques survenus au Canada entre 1980 et 1987, au cours desquels des avions de plus de 12 500 livres sont sortis de piste à l'atterrissage. La plupart se sont produits à cause d'une perte d'efficacité au freinage sur une piste mouillée ou contaminée. Les exploitants canadiens utilisent régulièrement des pistes mouillées ou contaminées qui exigent une exploitation à la limite ou presque des performances homologuées des avions de leur flotte. Il est impossible de se conformer aux distances d'arrêt prévues dans les manuels de pilotage lorsque le freinage laisse à désirer.

Le BCSA fait remarquer dans son rapport que les critères d'homologation actuellement en vigueur pour déterminer la distance d'atterrissage des avions de transport homologués en vertu du Federal Aviation Regulation 25 exigent que les essais soient effectués sur pistes en dur dégagées, sèches et lisses. Sans décrire en détail les autres points mis en lumière dans ce fait aéronautique, autres que les performances sur piste mouillée, je vais citer la recommandation formulée par le BCSA à la suite de cette enquête. Le BCSA recommande que :

Le ministère des Transports veille à ce que soient soulignées, dans le cadre des stages de formation périodiques des équipages de conduite d'avions de transport, l'effet cumulatif des facteurs compromettant les performances et des incertitudes associées aux distances d'arrêt prévues sur pistes mouillées ou contaminées. L'accent doit être mis particulièrement sur l'importance de pouvoir décider à temps de faire demi-tour.

BCSA 88-05

Même s'il ne formule pas de recommandation en ce qui a trait à l'absence de critères d'homologation pour les performances d'arrêt à l'atterrissage sur pistes mouillées ou contaminées, le BCSA indique sa préoccupation à ce sujet dans les termes suivants :

Le Bureau s'inquiète également du fait que les normes d'homologation actuelles des avions en ce qui a trait aux performances à l'atterrissage sur pistes contaminées ne comportent pas de données suffisamment précises pour permettre aux équipages de fonder leurs décisions d'atterrissage. Les marges de sécurité prévues dans les procédures existantes sont dérivées des distances d'atterrissage sur piste sèche qu'on a modifiées arbitrairement. En conséquence, les équipages de conduite se posent souvent sur des pistes qui limitent les performances d'exploitation parce qu'ils s'appuient sur des données pour lesquelles il n'est pas absolument établi qu'un avion puisse s'immobiliser sur la longueur de piste disponible.

La réponse de Transports Canada à la recommandation BCSA-05 mentionnée ci-dessus a été la suivante :

Les inspecteurs des transporteurs aériens de Transports Canada ont été avisés de surveiller l'entraînement aux atterrissages sur pistes contaminées et d'être vigilants face à toute dégradation des normes.

Cela constitue apparemment la dernière correspondance entre le BST et Transports Canada au sujet des faits aéronautiques mentionnés ci-dessus et de la question des pistes mouillées ou contaminées.



Le 5 février 1991, sur la base d'enquêtes sur des faits aéronautiques, notamment celui du dépassement de piste du Boeing 737 à Wabush, et sur la base d'autres renseignements recueillis, et après que des éléments de preuve sur ce sujet eurent été présentés à la présente Commission d'enquête, Transports Canada a publié un Avis de proposition de modification au Manuel de navigabilité, APM n° 91-2, n° de dossier 5009-006-525, intitulé : «Décollage sur des pistes mouillées et contaminées». Cette proposition nécessite une modification aux exigences de navigabilité de la section 525.1581 du chapitre 525 en ajoutant le nouvel alinéa (g) qui se lit comme suit :

(g) Le manuel de vol de l'avion doit présenter, sous la forme d'indications approuvées, les renseignements qui concernent les procédures d'exploitation et les données de performance supplémentaires pour l'utilisation de pistes mouillées et contaminées.

Cette proposition a pour but de faire en sorte que des indications approuvées convenables soient inscrites dans le manuel de vol de l'avion fourni par l'avionneur comme faisant partie de la définition de type.

Dans la note explicative qui accompagne la proposition de modification, Transports Canada souligne l'attitude de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis et de la Joint Aviation Authorities (JAA) européenne en ce qui a trait à l'utilisation des pistes mouillées ou contaminées, et je cite le passage suivant de ce document :

La FAA a publié la circulaire consultative AC 91-6A le 24 mai 1978, laquelle fournit des renseignements, des lignes directrices et des recommandations concernant l'utilisation de turboréacteurs lorsqu'il y a de l'eau, de la névase et de la neige sur la piste. Cette circulaire examine les problèmes de performance, elle fournit des exemples d'ajustement de performance et indique que des renseignements appropriés doivent être inclus dans le manuel d'exploitation du transporteur aérien. La proposition de révision AC 91-6B a été annoncée dans le Federal Register du 1<sup>er</sup> août 1986, mais elle n'a pas encore été promulguée. Cette révision préliminaire met à jour la circulaire consultative et apporte une clarification, savoir que les exigences d'exploitation de la Part 121 (pour les exploitants commerciaux de gros avions) et de la Part 135 (pour les exploitants d'avions-taxis et les exploitants commerciaux) nécessitent un ajustement des données qui concernent le décollage et l'atterrissage lorsque des pistes mouillées et contaminées sont utilisées. La circulaire consultative révisée indique aussi que les renseignements doivent être inclus dans le manuel de vol de l'avion ou dans le manuel d'exploitation, mais que si les renseignements sont inscrits dans le manuel de vol de l'avion, ils n'ont pas alors besoin d'être approuvés par la FAA.

En novembre 1987, la FAA a publié le document NPRM [Notice of Proposed Rulemaking] 87-13, Standards for Approval of a Reduced  $V_1$  Methodology for Take-off on Wet and Contaminated Runways (Normes d'approbation d'une méthode de réduction de la  $V_1$  pour les décollages sur des pistes mouillées et contaminées). La proposition introduit le concept qui vise à utiliser une hauteur-écran de 15 pieds (au lieu de 35 pieds) pour les pistes mouillées et contaminées, avec une réduction correspondante de la  $V_1$ . Même si les véritables performances accélération-arrêt ne sont pas nécessaires, il est implicite dans la proposition que la sécurité en cas d'interruption de décollage serait améliorée sur les pistes mouillées et contaminées au dépens d'une réduction de la hauteur-écran. Jusqu'à maintenant, il n'y a pas eu de nouveaux règlements émanant de ce NPRM.

La JAA européenne a publié le document JAR 25X1591 qui exige que des renseignements supplémentaires concernant les performances soient fournis par l'avionneur dans un document approuvé, sous la forme d'indications, pour aider les exploitants à mettre au point des indications, des recommandations ou des instructions convenables pour utilisation par leurs équipages de conduite lorsque ces derniers utilisent des pistes mouillées et contaminées. Il mentionne en outre que si les renseignements sont inclus dans le manuel de vol de l'avion, ils doivent alors être séparés, identifiés comme indications et clairement distingués des limites d'exploitation spécifiées dans les JAR 25.1533 et 1587.

Il est évident que pour le moment aucun organisme de réglementation n'est prêt à aller aussi loin qu'à obliger les équipages à suivre les critères de longueur de piste équivalente lorsqu'ils utilisent des pistes mouillées ou contaminées. Il y a toutefois consensus sur le fait que des indications sont requises. La proposition de modification de Transports Canada stipule que, puisque les renseignements sont fournis à titre d'indications seulement, le fait de ne pas s'y conformer ne sera pas un obstacle à l'approbation de navigabilité. Cette approbation restera une décision d'exploitation couverte par les règlements ou les procédures d'exploitation appropriés, ou les deux, de chaque exploitant. À cause de la difficulté à définir l'état exact de la surface d'une piste contaminée, dans une situation pratique, l'avion peut ou non satisfaire aux performances prédites dans les indications. Néanmoins, l'inscription obligatoire dans le manuel de vol de l'avion, ou dans un autre manuel, d'indications approuvées concernant les procédures d'exploitation sur des pistes mouillées ou contaminées permettra, à mon avis, d'améliorer considérablement la sécurité de ces opérations. Les décisions d'exploitation

devraient être basées sur des performances prévisibles et non, comme c'est le cas présentement, sur des conjectures.

Il semble que divers organismes de réglementation cherchent activement une solution au problème de l'exploitation en toute sécurité des aéronefs sur des pistes mouillées ou contaminées, et que leurs propositions de modification à la réglementation, si elles sont toutes adoptées, amélioreront la sécurité des passagers et des membres d'équipage.

Toutefois, on peut douter que des simples lignes directrices peuvent produire les résultats désirés sur la sécurité. Même si les exploitants peuvent accepter les indications approuvées, s'ils n'y sont pas contraints, ils peuvent les ignorer. De plus, étant donné la difficulté déjà mentionnée de définir l'état de la surface d'une piste, le respect des lignes directrices ne garantira pas nécessairement qu'un aéronef donné pourra être exploité en toute sécurité sur une piste mouillée ou contaminée donnée. Je crois que les organismes de réglementation, en coopération avec les avionneurs et les exploitants, devraient continuer à chercher des moyens techniques pour définir l'état exact de la surface d'une piste et les effets de la contamination sur les performances de l'aéronef, ainsi que des moyens équitables pour obliger les exploitants à se conformer à des critères de longueur de piste équivalente lorsqu'ils utilisent des pistes mouillées ou contaminées. Je suis conscient des contraintes économiques que ces mesures imposeraient aux transporteurs aériens, mais seul le processus de réglementation peut assurer un niveau de sécurité uniforme élevé dans toutes les conditions d'exploitation.

Nonobstant les efforts que les organismes de réglementation consacrent actuellement à la question de la performance des aéronefs sur les pistes mouillées ou contaminées, les exploitants d'aéroport devraient faire un effort concerté pour faire en sorte que les pistes ne soient pas contaminées lorsque des aéronefs décollent et atterrissent.

## **Information et procédures disponibles pour une exploitation en toute sécurité par temps froid**

La présente partie résume l'information et les procédures touchant l'exploitation par temps froid qui étaient à la disposition des pilotes de F-28 d'Air Ontario, y compris l'équipage du C-FONF. Le chapitre 1.7.5.1, section 1, volume 1, du manuel de vol du F-28 de Fokker fournit l'information et les procédures suivantes pour une exploitation en toute sécurité du F-28 par temps froid :

## 1.7.5 CONDITIONS MÉTÉOROLOGIQUES DÉFAVORABLES

### 1. EXPLOITATION PAR TEMPS FROID

Le présent chapitre contient l'information et les procédures nécessaires à une exploitation en toute sécurité du F-28 par temps froid. Pour les critères de performances, voir la sous-section 2.

#### 1.1 Généralités

De petits dépôts de glace et de neige en apparence insignifiants qui peuvent s'accumuler sur les surfaces aérodynamiques de l'avion pendant une escale risquent de compromettre gravement la portance maximale de la voilure ainsi que la contrôlabilité et les performances de l'avion.

Pendant un décollage normal, l'angle d'attaque atteint quelque 9 degrés au moment du cabrage.

De minces couches de glace provenant, par exemple, de givre ou de brouillard givrant, peuvent causer une certaine rugosité de type papier de verre sur la voilure et les surfaces supérieures de l'empennage.

Cette rugosité peut causer un décollement de l'écoulement aérodynamique à des angles d'attaque de moins de 9 degrés entraînant des problèmes de maîtrise, l'abaissement d'une aile ou même un décrochage complet peu après le cabrage.

Le carburant relativement chaud embarqué pendant une escale peut faire fondre la neige sèche qui tombe sur la voilure. Après une période de refroidissement subséquente, cette eau risque de geler à nouveau et de former ainsi une couche de glace invisible sous la neige sèche.

Lorsque les réservoirs contiennent suffisamment de carburant à des températures inférieures à zéro comme cela peut être le cas, par exemple, après de longs vols à des températures ambiantes très basses, l'eau condensée ou la pluie risquent de geler sur l'extrados de la voilure pendant l'escale et de former une couche de glace lisse à peine visible.

Pendant le décollage, la glace risque de se détacher au moment du cabrage, de pénétrer dans un réacteur et de l'endommager ou de provoquer le décrochage du compresseur.

La neige qui tombe sur des bords d'attaque chauds fond et risque de former, dans certaines conditions de vent, des dégoulinades de glace vers l'arrière sur les ailes et le stabilisateur, ce qui peut entraîner des problèmes de perte de portance ou de contrôlabilité, ou les deux.

COMPTE TENU DE CE QUI PRÉCÈDE, IL EST DE LA PLUS HAUTE IMPORTANCE QUE LE FUSELAGE, LA VOILURE, LES ENTRÉES D'AIR RÉACTEUR, L'EMPENNAGE, LES GOUVERNES, LES CHARNIÈRES ET EN PARTICULIER LES BORDS D'ATTAQUE DES AILES ET DU STABILISATEUR SOIENT DÉBARRASSÉS DE TOUTE TRACE DE GLACE OU DE NEIGE AVANT LE DÉCOLLAGE.

Lorsqu'il faut rouler dans de la névasse, on recommande d'enduire de graisse ou de liquide de dégivrage les surfaces supérieure et inférieure des déflecteurs de volet et des zones du carénage d'aile et des volets qui entrent en contact avec la surface des déflecteurs.

L'efficacité de l'application avant le vol d'un liquide de dégivrage repose sur de nombreux facteurs comme l'importance des dépôts de neige ou de glace, la température ambiante, l'humidité relative, la température du revêtement de l'avion et le type de mélange eau/glycol utilisé.

Planifier le départ de façon à ce qu'il s'écoule le moins de temps possible entre le moment du dégivrage et le décollage.

Si l'application du liquide de dégivrage se fait pendant que les passagers et (ou) l'équipage sont à bord, fermer le système de conditionnement d'air afin d'éviter que des vapeurs de glycol ne pénètrent dans la cabine et (ou) le poste de pilotage.

(Pièce 314, Manuel de vol du F-28 de Fokker;  
p. 1.7.5.1)

Les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir reprennent la plus grande partie des renseignements de Fokker et rajoutent ce qui suit sous la rubrique «Exploitation par temps froid» :

La présente section contient l'information et les procédures nécessaires à une exploitation en toute sécurité du F-28 par temps froid. La plupart de ces recommandations sont le fruit de l'expérience acquise pendant les opérations hivernales dans le nord de l'Europe, au Canada et dans les états du nord des États-Unis.

De petits dépôts de glace et de neige en apparence insignifiants qui peuvent s'accumuler sur les surfaces aérodynamiques de l'avion

pendant une escale risquent de compromettre gravement la portance maximale de la voilure ainsi que la contrôlabilité et les performances de l'avion.

Pendant un décollage normal, l'angle d'attaque atteint quelque 9 degrés au moment du cabrage. De minces couches de glace provenant, par exemple, de givre ou de brouillard givrant, peuvent causer une certaine rugosité de type papier de verre sur la voilure et les surfaces supérieures de l'empennage. Cette rugosité peut causer un décollement de l'écoulement aérodynamique à des angles d'attaque de moins de 9 degrés entraînant des problèmes de maîtrise, l'abaissement d'une aile ou même un décrochage complet peu après le cabrage.

Le carburant relativement «chaud» embarqué pendant une escale peut faire fondre la neige sèche qui tombe sur la voilure. Après une période de refroidissement subséquente, cette eau risque de geler à nouveau et de former ainsi une couche de glace invisible sous la neige sèche.

Lorsque les réservoirs contiennent suffisamment de carburant à des températures inférieures à zéro comme cela peut être le cas après de longs vols à des températures ambiantes très basses, l'eau condensée ou la pluie risquent de geler sur l'extrados de la voilure pendant l'escale et de former une couche de glace lisse à peine visible.

Pendant le décollage, la glace risque de se détacher au moment du cabrage, de pénétrer dans un réacteur et de l'endommager ou de provoquer le décrochage du compresseur.

La neige qui tombe sur des bords d'attaque «chauds» fond et risque de former, dans certaines conditions de vent, des «dégoulinades de glace» vers l'arrière sur les ailes et le stabilisateur, ce qui peut entraîner des problèmes de perte de portance ou de contrôlabilité, ou les deux.

COMPTE TENU DE CE QUI PRÉCÈDE, IL EST DE LA PLUS HAUTE IMPORTANCE QUE LE FUSELAGE, LA VOILURE, LES ENTRÉES D'AIR RÉACTEUR, L'EMPENNAGE, LES GOUVERNES, LES CHARNIÈRES ET EN PARTICULIER LES BORDS D'ATTAQUE DES AILES ET DU STABILISATEUR SOIENT DÉBARRASSÉS DE TOUTE TRACE DE GLACE OU DE NEIGE AVANT LE DÉCOLLAGE.

(Pièce 307, Manuel d'exploitation du F-28 de Piedmont;  
p. 3A-24-1)

(Pièce 329, Manuel d'exploitation du F-28 d'USAir;  
p. 3-125-1)

Les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir traitent des procédures de dégivrage sous des rubriques toutes deux intitulées : «Liquides pour le dégivrage et l'antigivrage». Je cite en entier les dispositions recommandées par Piedmont :

Lorsqu'il faut rouler dans de la névase, on recommande d'appliquer du liquide de dégivrage sur les surfaces supérieure et inférieure des déflecteurs de volet et des zones du carénage d'aile et des volets qui entrent en contact avec la surface des déflecteurs.

La durée de la protection (durée d'efficacité) varie considérablement entre divers types de liquide antigivrage. De plus, la durée d'efficacité dépend en grande partie des conditions météorologiques et des méthodes d'application.

La durée de la protection sera raccourcie, entre autres choses, par la neige, par une élévation du degré d'humidité, par des surfaces d'aéronef mouillées, par une température relativement élevée de la surface de l'aéronef et du liquide utilisé, par des vents soufflant à grande vitesse ou dans une direction défavorable. Toutes ces conditions entraînent une dilution non désirée du film protecteur. Lorsque ces facteurs défavorables s'additionnent, la durée de la protection peut diminuer considérablement.

**ATTENTION** : AVANT DE DÉGIVRER L'EXTÉRIEUR DE L'AVION, FERMER L'APU ET LE GROUPE DE CONDITIONNEMENT D'AIR.

Dans la mesure du possible, utiliser l'alimentation de parc pour satisfaire aux besoins électriques de l'avion pendant le dégivrage. Avant le dégivrage, il faudrait prévenir les passagers que l'on s'apprête à dégivrer l'appareil et qu'il risque d'y avoir un peu de vapeur ou de fumée après l'opération. Après le dégivrage, faire démarrer l'APU et le laisser fonctionner pendant deux (2) minutes environ avant de mettre en marche le groupe de conditionnement d'air.

Le circuit d'antigivrage réacteur doit fonctionner pendant toutes les opérations au sol et en vol lorsqu'il y a des conditions givrantes et (ou) lorsque le voyant de détection givrage est allumé.

Lorsqu'on pénètre ou que l'on se trouve dans des conditions givrantes en vol, maintenir le régime à au moins 83 p. 100 de la puissance maximale afin d'assurer le fonctionnement complet et simultané des circuits d'antigivrage réacteur et voilure.

Il y a des conditions givrantes lorsque l'OAT est de 50 °F/10 °C ou moins et qu'il y a de l'humidité visible sous une forme ou une autre (comme des nuages, du brouillard avec une visibilité d'un mille ou

moins, de la pluie, de la neige, du grésil, des cristaux de glace); ou qu'il y a de l'eau stagnante, de la névase, de la glace ou de la neige sur les aires de trafic, les voies de circulation ou les pistes.

(Pièce 307, Manuel d'exploitation du F-28 de Piedmont;  
p. 3A-24-2)

Aucun des renseignements ci-dessus contenus dans le manuel de vol du F-28 de Fokker ou dans les manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir n'est contenu dans la version provisoire du manuel d'exploitation du F-28 d'Air Ontario daté du 1<sup>er</sup> juin 1989. Les seules dispositions contenues dans le manuel d'exploitation d'Air Ontario (15 septembre 1987) sur la question de la contamination des ailes au sol et sur ses effets se trouvent à la section 7, «Consignes d'exploitation». Une courte phrase à l'alinéa 7.1.1, «Conditions givrantes», stipule : «Il ne faut pas tenter de décoller lorsque du givre ou des précipitations givrantes adhèrent aux surfaces de l'avion» (pièce 146, p. 73). Cette interdiction est incluse dans la consigne d'exploitation plus générale qui traite des procédures d'exploitation en vol générales dans des conditions givrantes. En tant que consigne d'exploitation, cette interdiction s'applique à tous les avions, y compris le F-28. Toutefois, il n'y a aucun renseignement ni procédure sous la forme de mises en garde et d'avertissements, contrairement aux manuels de Piedmont, d'USAir et de Fokker.

Ce manque évident de renseignements, de mises en garde et de directives face à la contamination des ailes au sol dans la version provisoire du manuel d'exploitation du F-28 d'Air Ontario et dans le manuel de vol d'Air Ontario témoigne d'un manque de minutie, de rigueur et de compréhension de la part des auteurs de ces manuels. Le commandant de bord Morwood et le copilote Mills avaient à leur disposition des renseignements clairs dans les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir de même que dans le manuel de vol du F-28 de Fokker. (Les pilotes amènent habituellement avec eux leurs propres manuels d'exploitation et le manuel de vol demeure généralement dans l'appareil en tout temps.) De nombreux pilotes d'Air Ontario ont déclaré que le cours théorique donné par Piedmont était excellent : les effets de la contamination sur les performances aérodynamiques du F-28 y étaient traités en détail, et les pilotes étaient adéquatement mis en garde.

## **Le phénomène du «sur-refroidissement»**

La section du chapitre du manuel de vol du F-28 de Fokker que j'ai citée plus haut met les pilotes en garde contre les petits dépôts de glace et de neige en apparence insignifiants qui risquent de compromettre gravement le niveau de portance et la contrôlabilité de l'avion, phénomènes



qui risquent à leur tour de causer un décrochage total peu après le décollage. Fokker prévient également que de la neige sèche qui tombe sur des ailes qui contiennent du carburant d'appoint chaud risque de former une mince couche de glace sur l'extrados de l'aile. Fokker indique que le carburant des réservoirs d'aile à des températures inférieures à zéro peut engendrer de la condensation ou faire geler la pluie sur l'extrados des ailes pendant que l'avion est au sol. Finalement, Fokker Aircraft souligne l'importance primordiale que l'avion soit débarrassé de toute trace de givre ou de neige avant le décollage. Les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir réitèrent les renseignements, avertissements et consignes de Fokker.

Comme nous l'avons déjà mentionné, les manuels du F-28 font état d'un phénomène qui est peut-être compris par la plupart des pilotes, mais certainement pas par tous les pilotes; il s'agit du carburant froid contenu dans les réservoirs d'aile qui provoque la congélation des précipitations sur les surfaces de l'avion. Le «sur-refroidissement» (cold-soaking) est un terme utilisé pour indiquer qu'un objet a été exposé suffisamment longtemps à des températures froides pour que sa propre température descende jusqu'à la température ambiante ou presque. La température en altitude est presque toujours plus froide que la température au niveau du sol, et, même si le revêtement extérieur d'un avion se refroidit rapidement en vol, le carburant des réservoirs d'aile, à cause de sa chaleur latente, se refroidit plus lentement. Plus l'avion demeure longtemps en altitude, plus la température du carburant se rapprochera de la température ambiante. À l'atterrissage, c'est la situation inverse qui se produit. Le revêtement de l'avion se réchauffe rapidement jusqu'à la température ambiante, tandis que le carburant se réchauffe plus lentement. Toutefois, les sections du revêtement de l'avion qui sont en contact avec le carburant sur-refroidi demeureront près de la température du carburant qui les touche.

Phénomène bien connu qui se produit fréquemment sur un avion qui a atterri avec du carburant sur-refroidi dans ses réservoirs d'aile, l'humidité de l'air se dépose sous la forme de givre sur les surfaces en contact avec le carburant froid. Ces dépôts de givre se forment sous les réservoirs d'aile. À l'atterrissage, le carburant des réservoirs d'aile est habituellement épuisé; comme aucun carburant ne touche le revêtement de l'extrados des ailes, il ne se forme habituellement pas de givre à cet endroit.

Toutefois, il reste parfois suffisamment de carburant froid dans les réservoirs d'aile à l'atterrissage pour toucher le revêtement d'extrados des ailes. L'ajout de carburant plus chaud augmentera le niveau du carburant jusqu'à ce qu'il touche l'extrados des ailes, et la température résultante du carburant ne sera peut-être pas au-dessus du niveau de congélation. Du givre peut alors se former sur l'extrados des ailes en

contact avec le carburant froid. La pluie peut geler sur l'extrados sous la forme d'une couche de glace lisse et transparente, souvent à peu près invisible. De la neige mouillée peut également geler sur l'extrados de l'aile, et la surface de la glace peut être irrégulière.

Comme l'a démontré l'étude de M. Oleskiw, et comme il l'a indiqué au cours de son témoignage devant la Commission, le phénomène du sur-refroidissement était à l'oeuvre à Dryden pendant que le C-FONF était au sol avant l'écrasement. Tout porte à croire que la neige mouillée qui tombait a gelé sur l'extrados des ailes, ce qui a finalement empêché l'avion de voler.

Au cours de l'enquête, on a demandé aux pilotes de Air Ontario de dire ce qu'ils savaient du sur-refroidissement. La plupart connaissait le phénomène, mais certains d'entre eux en ignorait l'existence avant l'écrasement du C-FONF. Comme on l'a indiqué ci-dessus, tous les manuels du F-28 auxquels les pilotes d'Air Ontario avaient accès contenaient des renseignements sur le phénomène du sur-refroidissement, même si le terme lui-même de sur-refroidissement n'était pas utilisé.

Les manuels d'exploitation de Piedmont et d'USAir offrent également des renseignements aux pilotes sur l'utilisation de liquide de dégivrage et ils donnent un avertissement à l'effet que la durée de la protection contre le givre fournie par les liquides de dégivrage peut diminuer considérablement, selon le type de neige, la teneur en eau de la neige, la température des surfaces de l'avion et le type de liquide utilisé. Les manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir préviennent notamment qu'il y a des conditions givrantes lorsque la température extérieure de l'air est de 50 °F/10 °C ou moins et qu'il y a de l'humidité visible sous une forme ou une autre ou qu'il y a de l'eau stagnante, de la névase, de la glace ou de la neige sur les aires de trafic, les voies de circulation ou les pistes.

Étant donné tous les conseils, tous les avertissements et toutes les instructions donnés par le manuel de vol du F-28 de Fokker et les manuels d'exploitation du F-28 de Piedmont et d'USAir, on est en droit de se demander quels renseignements supplémentaires il aurait fallu fournir aux pilotes du C-FONF pour les convaincre que le décollage dans des conditions météorologiques qui peuvent engendrer la formation de glace ou de givre sur les ailes ne peut se faire qu'une fois que des mesures ont été prises pour évaluer ces conditions et pour y remédier de façon appropriée. Même si des procédures de dégivrage et d'antigivrage sont disponibles, je considère que, pour exploiter l'avion en toute sécurité, il est nécessaire de bien comprendre tous les aspects de la contamination des ailes, y compris sa formation, son élimination et sa prévention, ainsi que ses effets sur l'aérodynamique de l'avion. Une telle

compréhension ne peut s'obtenir que par un programme d'éducation et d'entraînement complet.

## Comment déterminer l'état extérieur de l'avion

Pour satisfaire à l'exigence de décoller avec un avion «propre», il faut inspecter celui-ci avant le décollage lorsque les conditions météorologiques sont telles qu'il y a le moindre risque que les ailes puissent être contaminées.

Dans mon *deuxième rapport provisoire*, qui portait sur le dégivrage au sol des aéronefs et les questions de sécurité aériennes connexes, j'ai mentionné, toutefois, que plusieurs pilotes de ligne expérimentés ont déclaré qu'il était difficile, et même impossible sur certains appareils, pour un commandant de bord de déterminer de l'intérieur de l'avion si les surfaces des ailes et de l'empennage sont propres au moment où il reçoit l'autorisation de décoller. La noirceur, les précipitations, les fenêtres sales ou fendillées, les limites de distance et la conception de l'avion sont tous des facteurs qui compromettent la capacité d'un membre de l'équipage de conduite de déterminer avec précision à partir du poste de pilotage ou de la cabine l'état des surfaces portantes et des gouvernes de l'avion.

De même, il est impossible d'observer l'extrados des ailes et de l'empennage des gros avions de l'extérieur sans avoir recours à des structures élevées comme des échelles, des véhicules au sol et des camions à échelle. Même s'il est possible de voir dans une certaine mesure l'extrados des ailes de l'intérieur de l'avion, il est toujours impossible de voir l'extrados du stabilisateur, en particulier dans le cas d'un empennage en T comme sur les DC-9, B727, F-28 et F-100. Il est également difficile de discerner les détails à cause de la distance entre les fenêtres et l'extrémité des ailes. De plus, pour regarder par une fenêtre, le pilote doit quitter le poste de pilotage, ce qui est de toute évidence une activité inopportune, notamment lorsqu'on attend une autorisation de décollage.

De même, sans avoir recours à des dispositifs élévateurs, on ne peut voir de l'extérieur l'extrados des ailes et du stabilisateur des avions à ailes hautes comme le Dash-8, l'ATR42 ou le BAe 146, et, comme les fenêtres se trouvent sous le niveau des ailes, il est impossible d'apercevoir ces surfaces de l'intérieur de ces appareils.

On a demandé à un certain nombre de témoins experts de donner leur avis sur des moyens pouvant permettre à des équipages de conduite d'évaluer l'état des surfaces extérieures de l'avion, notamment l'extrados des ailes et de l'empennage, sans avoir recours à du personnel extérieur

ni à du matériel extérieur à l'avion. Le besoin pour les équipages de conduite d'observer l'extrados des ailes et le dessus du fuselage n'est pas nouveau. M. Murray Morgan, pilote chercheur auprès de l'ÉAN du CNRC, a fait appel à son expérience acquise comme pilote de la Royal Air Force. En tant qu'ancien pilote du gros bombardier britannique Vulcan «V» à aile delta, il a déclaré qu'il disposait d'un périscope rétractable monté dans le plafond de l'avion. M. Morgan a expliqué que l'équipage pouvait utiliser ce périscope articulé pour observer les diverses surfaces supérieures de l'avion.

M. Gary Wagner, pilote auprès d'Air Canada et ingénieur en aéronautique, a suggéré dans son témoignage que l'on fasse des recherches pour mettre au point des détecteurs de contamination. M. Wagner a également suggéré que l'on utilise une caméra vidéo montrée dans l'avion pour détecter la présence de givre (contamination) et pour déterminer l'état de l'extérieur de l'avion, y compris les volets.

M. Eugene Hill, directeur du programme d'homologation auprès de la division Renton de Boeing Aircraft, a suggéré dans son témoignage que, plutôt que de demander à une personne dans un camion à échelle à l'extrémité de la piste de donner au pilote son avis sur la contamination de l'appareil, on pourrait utiliser une caméra vidéo montée dans l'avion pour déterminer l'état de l'extérieur de l'appareil. M. Hill a suggéré qu'un système de télévision en circuit fermé équipé d'une caméra munie d'un téléobjectif et d'un projecteur permettrait d'inspecter à la fois les ailes et l'empennage de l'avion.

M. Jack Lampe, directeur des services de fret et commissaire chargé du dégivrage pour United Airlines à l'aéroport O'Hare de Chicago, a fourni à la Commission de la documentation sur un système de détection de givrage de la Vibro-Meter Corporation. Ce système comprend une sonde, à peu près de la dimension d'un vingt-cinq sous, située sur l'aile. La sonde est reliée à une conduite qui traverse le réservoir de carburant et le fuselage jusqu'à une boîte noire qui est elle-même reliée par câble à un indicateur situé dans le poste de pilotage. La sonde détecte le givre qui adhère à sa surface et déclenche un affichage dans le poste de pilotage.

M. Lampe a déclaré que McDonnell Douglas avait affecté un avion à la mise à l'essai de ce système. La compagnie a passé 22 jours en Alaska où elle a effectué des essais sous diverses conditions, et elle a conclu que ce système de détection de givrage représentait une solution acceptable au problème du givre transparent sur le MD80. M. Lampe, qui a déclaré que McDonnell Douglas avait l'intention d'équiper de ce système tous les nouveaux MD-80 qui seront construits après le milieu de 1991, a indiqué également qu'un kit de rattrapage sera disponible pour être monté sur tous les MD-80 en service. À cette époque, le kit était mis en

marché, principalement par McDonnell Douglas, pour régler le problème du givre transparent sur le MD-80.

En tant que gestionnaire à United Airlines, M. Lampe a déclaré :

R. C'est quelque chose que nous allons exiger pour tous les nouveaux avions que nous achèterons, et nous prévoyons monter ce système en rattrapage sur tous nos avions présentement en service dès que Boeing aura approuvé ce montage.

... Je pense que c'est peut-être la seule façon intelligente de régler le problème de l'inspection avant le décollage, à l'exception, peut-être, du montage d'une caméra qui pourrait permettre une certaine observation des bords d'attaque.

Nous avons procédé à quelques expériences à l'aide de caméras que nous utilisions déjà pour les autobus, par exemple, et qui fonctionnent bien par faible luminosité afin de déterminer si cela pourrait permettre une certaine surveillance à partir du poste de pilotage afin de mieux juger si les ailes sont contaminées ou non.

(Transcription, vol. 82, p. 85-86)

Toutes ces approches présentent un certain mérite. En l'absence de procédures efficaces et d'installations appropriées, il n'est pas pratique et il est potentiellement dangereux d'inspecter un avion de l'extérieur près de l'extrémité de la piste avant le décollage. J'ai formulé des commentaires à ce sujet afin d'attirer l'attention du milieu aéronautique sur le fait qu'il existait d'autres solutions au problème de l'inspection extérieure des avions.

## Constatations

- Pendant que le C-FONF était au sol à Dryden le 10 mars 1989, la conduction thermique à l'intérieur des réservoirs de carburant des ailes (le phénomène du sur-refroidissement) a permis à la partie inférieure formée d'eau de la couche de neige mouillée qui s'était accumulée sur les ailes de geler, en laissant la partie supérieure de la couche dans un état partiellement liquide. Il est probable que la congélation de l'eau dans la partie inférieure de cette couche de neige a laissé une interface rugueuse entre les couches de précipitation inférieure et supérieure sur les ailes.
- Pendant le roulage de l'avion sur la piste au décollage, les variations de pression à l'extérieur de la couche limite des ailes et les forces aérodynamiques de l'air qui circulait sur les ailes ont probablement forcé l'eau restante dans la partie supérieure de la couche de précipitation à s'écouler de l'aile, emportant avec elle la névasse, la neige

mouillée et la glace, et laissant derrière elle une surface de glace rugueuse sur les ailes. Ce phénomène aurait grandement compromis les performances aérodynamiques de l'avion.

- De plus, il est probable que les flocons de neige qui se trouvaient sur la trajectoire des ailes de l'avion pendant la course au décollage ont collé au bord d'attaque des ailes, sur une bande comprise entre 3 p. 100 et quelque 19 p. 100 de la corde de l'aile, ce qui aurait contribué à la dégradation des performances aérodynamiques de l'avion.
- Pendant le décollage du C-FONF de l'aéroport de Dryden, les ailes de l'avion étaient contaminées à un niveau critique, ce qui a causé une dégradation des performances aérodynamiques de l'avion en diminuant sa capacité de portance et en augmentant sa traînée jusqu'au point où, lorsque l'appareil est sorti de l'effet de sol, la perte de performance a causé la descente et l'écrasement de l'avion.
- Pendant la course au décollage du C-FONF à l'aéroport de Dryden, il est probable qu'aucune névase projetée de la piste n'a pénétré dans les moteurs.
- Si, pendant la course au décollage du C-FONF à l'aéroport de Dryden, de la contamination en provenance des ailes de l'avion a pénétré dans les réacteurs, cette contamination n'a pas causé de panne d'un ou des réacteurs ni de perte de poussée suffisante pour compromettre de façon tangible les performances de décollage de l'avion.
- Même si certains indices laissent croire que les bords d'attaque des ailes du C-FONF pouvaient être bosselés et que leur peinture pouvait être écaillée, aucun de ces deux facteurs n'a eu d'influence appréciable sur la dégradation des performances de décollage de l'avion pendant le décollage de l'aéroport de Dryden, à l'exception du rôle mineur que cela a pu jouer en ce qui a trait à la quantité de contaminant qui a pu demeurer collée sur les ailes.
- Une fuite d'air d'antigivrage, qui aurait été suffisamment importante pour causer des problèmes de maîtrise de l'avion, n'a pas été un facteur contributif au cours du décollage du C-FONF de l'aéroport de Dryden.
- La contamination des ailes est aussi dangereuse pour les avions à réaction que pour les avions à hélice.

- La contamination des ailes est aussi dangereuse pour les avions à ailes simples que pour les avions dont les ailes sont munies de dispositifs de bord d'attaque hypersustentateurs.
- Le manuel d'utilisation du F-28 provisoire soumis par Air Ontario à Transports Canada ne contenait pas de tableau de correction et de limites au décollage pour les pistes contaminées (également appelés tableaux de correction de névasse).
- Certains des pilotes de F-28 d'Air Ontario se servaient du manuel d'utilisation du F-28 d'USAir tandis que d'autres se servaient du manuel d'utilisation du F-28 de Piedmont, et ces deux manuels comprenaient des tableaux de correction et de limites au décollage (portant la mention «À titre indicatif seulement») qui étaient beaucoup plus restrictifs que le tableau et le graphique contenus dans le manuel de vol du F-28 de Fokker (manuel de vol), qui était également à la disposition des pilotes de F-28.
- Air Ontario ne possédait aucune politique pour indiquer à ses pilotes de F-28 quels tableaux de correction de névasse ils devaient utiliser pour un décollage sur une piste contaminée, et il n'existait aucun consensus parmi les pilotes de F-28 sur le tableau qui devait être utilisé. Cette situation laissait beaucoup à désirer.
- Le tableau de correction et de limites au décollage ainsi que le graphique contenus dans le manuel de vol du F-28 de Fokker auxquels avaient accès les pilotes de F-28 d'Air Ontario étaient très longs à utiliser, et il était difficile et peu pratique de s'en servir dans le poste de pilotage de l'avion.
- Si les pilotes du vol 1363 avaient suivi les lignes directrices contenues dans les tableaux de correction et de limites au décollage de Piedmont et d'USAir à Dryden, ils n'auraient pas été autorisés à décoller à moins que la piste n'ait d'abord été débarrassée de la contamination, ou que la masse de l'avion n'ait été réduite à 54 300 lb avant le décollage. (La masse réelle de l'avion au décollage a été estimée à 64 440 lb, soit tout juste en-dessous de la limite autorisée par le tableau de correction de Fokker.)
- Si les pilotes du vol 1363 ont utilisé le tableau et le graphique contenus dans le manuel de vol du F-28 de Fokker, alors, selon ces documents, le décollage à Dryden le 10 mars 1989 était autorisé.

- L'approbation des tableaux de correction de névase n'est présentement pas exigée par les organismes de réglementation du Canada, ni par ceux des Pays-Bas, ni par ceux des États-Unis.
- L'absence de données homologuées en ce qui concerne les exigences de performance au décollage sur pistes contaminées rend impossible tout calcul visant à déterminer s'il aurait été possible d'immobiliser l'avion sur la piste en cas de panne moteur à  $V_1$  ou avant cette vitesse.
- Ni la réglementation américaine de la FAA, ni les Règlement de l'Air, ni les Ordonnances sur la navigation aérienne du Canada n'abordent la question des performances au décollage des avions sur pistes contaminées.
- Transports Canada et le Bureau de la sécurité des transports du Canada, ainsi que son prédécesseur le BCSCA, étaient au courant depuis longtemps de l'absence de données homologuées en ce qui concerne les exigences de performance au décollage sur pistes contaminées.
- Étant donné l'absence de réglementation portant sur la détermination des exigences de performance au décollage pour l'exploitation sur pistes glissantes ou contaminées, le degré de risque encouru par les passagers et les membres d'équipage n'est pas le même lorsqu'un avion décolle d'une piste glissante ou contaminée que lorsqu'il décolle de la même piste sèche.
- Les initiatives déjà entreprises par des organismes de réglementation, y compris Transports Canada, pour déterminer et fournir des lignes directrices aux exploitants d'aéronef pour l'exploitation sur des pistes contaminées auront pour effet, si elles sont promulguées, d'améliorer la sécurité des passagers et des membres d'équipage.
- Les pilotes de F-28 d'Air Ontario avaient accès à de nombreux documents contenant des mises en garde, des avertissements et des instructions leur conseillant de ne pas décoller à moins que les surfaces portantes de l'avion ne soient parfaitement exemptes de givre, de glace ou de neige.
- En général, le personnel du milieu aéronautique ne connaît pas suffisamment bien la nature et les effets de la contamination des ailes.
- En général, les pilotes ne connaissent pas suffisamment bien les effets du sur-refroidissement du carburant par rapport à l'adhérence des



précipitations et du givre sur les surfaces alaires, non plus que les conditions pouvant entraîner ce phénomène.

---

## RECOMMANDATIONS

---

Il est recommandé :

- RCM 40 Que Transports Canada s'assure que toutes les personnes qui participent aux opérations des transporteurs aériens, notamment les gestionnaires, les agents d'exploitation, le personnel de maintenance et les pilotes, soient entièrement informées de la nature et des dangers de la contamination voilure, tant pour les avions à réacteurs que pour ceux à hélices.
- RCM 41 Que Transports Canada s'assure que toutes les personnes qui participent aux opérations des transporteurs aériens, notamment les gestionnaires, les agents d'exploitation, le personnel de maintenance et les pilotes, possèdent et soient en mesure de le démontrer une bonne compréhension de tous les aspects de la contamination voilure, notamment sa formation, son élimination, sa prévention et ses effets sur les caractéristiques aérodynamiques de l'avion, un accent tout particulier étant mis sur le phénomène de «sur-refroidissement».
- RCM 42 Que Transports Canada informe par écrit les pilotes sur la façon dont l'utilisation de techniques de pilotage non conventionnelles, comme celles décrites dans le rapport «Dynamiques de vol» préparé pour la présente Commission et inclus dans le rapport final en tant qu'annexe technique numéro 4, dans le manuel de vol du F-28 de Fokker, et dans les déclarations des témoins experts, peuvent aider un pilote à faire face à une situation anormale découverte pendant le décollage. La présente Commission insiste sur le fait qu'elle ne préconise pas l'utilisation de techniques de pilotage non conventionnelles pour exploiter un avion dans des conditions météorologiques défavorables comme solution de remplacement à une préparation adéquate de l'avion pour le vol.

- RCM 43 Que Transports Canada exige que les manuels de vol des avions et les manuels d'utilisation connexes comprennent des indications approuvées concernant les procédures d'exploitation supplémentaires, y compris les performances des avions lorsque ces derniers utilisent des pistes mouillées ou contaminées.
- RCM 44 Que Transports Canada, en collaboration avec les aviateurs et les exploitants, accélère les recherches sur des moyens techniques précis capables de définir l'état de la surface des pistes et les effets de cet état sur les performances des avions.
- RCM 45 Que Transports Canada oblige les transporteurs aériens à fournir un entraînement adéquat aux équipages de conduite traitant des effets des pistes contaminées sur les performances des aéronefs lors des atterrissages, des décollages et des décollages interrompus.
- RCM 46 Que Transports Canada, en collaboration avec les aviateurs et les exploitants, accélère les recherches sur des moyens équitables et pratiques pour obliger les exploitants à respecter des critères de longueur de piste équivalente lorsqu'ils utilisent des pistes mouillées ou contaminées.
- RCM 47 Que Transports Canada, en collaboration avec les exploitants d'aéroport, accélère les recherches sur des méthodes plus efficaces pour faire en sorte que les pistes demeurent exemptes des contaminants qui compromettent les performances de décollage des avions.
- RCM 48 Que Transports Canada participe à des recherches sur les dispositifs visant à permettre aux pilotes de déterminer l'état extérieur de l'avion à partir de l'intérieur du poste de pilotage et encourage de telles recherches. En plus d'aider les pilotes à déceler tout risque de contamination de l'avion, de tels dispositifs devraient aider les pilotes à évaluer tout problème mécanique ou technique qui pourrait survenir à l'extérieur de leur appareil.

---

# RAPPORT FINAL

## ANNEXES TECHNIQUES

---

- 1 Accident numéro 825-89-C0048 : Rapport des groupes des structures et d'inspection du lieu de l'accident, Rapport LP38/89 : *Accident: Fokker F28, Mk 1000, Numéro d'immatriculation C-FONF, 10 mars 1989 Bureau canadien de la sécurité aérienne*
- 2 Avion Fokker B.V. Amsterdam, Aérodynamiques Fokker, Rapport numéro L-28-222 : Notes sur les caractéristiques de l'avion quand elles sont modifiées par des dépôts de givre, de glace ou de verglas sur les ailes.
- 3 Avion Fokker B.V. Amsterdam, Aérodynamiques Fokker, Rapport numéro V-28-25 : Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100.
- 4 Étude sur simulateur de vol des effets sur les performances au décollage de la neige fondante sur la piste et de la glace sur les ailes d'un Fokker 100
- 5 Étude en soufflerie de la dégradation des performances d'un modèle aile-hélice causé par la rugosité sur l'extrados et la modification de forme du bord d'attaque  
*R.H. Wickens et V.D. Nguyen*
- 6 Précipitation verglaçante sur les surfaces portantes  
*Myron M. Oleskiw*
- 7 Étude du rôle des facteurs humains dans l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario) : *Analyse et recommandations présentées à la Commission d'enquête sur l'accident d'Air Ontario à Dryden (Ontario)*  
*Robert L. Helmreich*

SBN 0-660-93587-2

N° de cat. MAS C32-55/4-1992F