

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE
A98Q0087

INCENDIE EN VOL DANS LE
LOGEMENT DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

SWEARINGEN SA226-TC C-GQAL
EXPLOITÉ PAR PROPAIR INC.
AÉROPORT INTERNATIONAL
DE MONTRÉAL (MIRABEL)
(QUÉBEC)
LE 18 JUIN 1998



Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête sur un accident aéronautique

Incendie en vol dans le logement du train d'atterrissage

Swearingen SA226-TC C-GQAL
exploité par Propair Inc.

Aéroport international de Montréal (Mirabel) (Québec)
le 18 juin 1998

Rapport numéro A98Q0087

Résumé

Vers 7 h 1, heure avancée de l'Est, un Fairchild-Swearingen Metro II (SA226-TC) immatriculé C-GQAL, numéro de série TC 233, décolle sous l'indicatif de vol Propair 420 de l'aéroport international de Montréal (Dorval) au Québec à destination de l'aéroport de Peterborough (Ontario), avec à son bord neuf passagers et deux membres d'équipage. Près de 12 minutes après le décollage, à une altitude de 12 500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), l'équipage avise le contrôle de la circulation aérienne (ATC) qu'il a un problème hydraulique et demande l'autorisation de revenir vers Dorval, ce qui est accordé par l'ATC. Vers 7 h 19, à 8 600 pieds asl, l'équipage informe l'ATC que le moteur gauche vient d'être coupé parce qu'il était en feu. Vers 7 h 20, l'équipage décide de se diriger vers l'aéroport international de Montréal (Mirabel) au Québec. À 7 h 23, l'équipage avise l'ATC qu'il n'y a plus d'incendie moteur. Alors que l'appareil est établi en finale pour la piste 24, l'équipage informe l'ATC que le moteur gauche est de nouveau en feu. L'équipage sort le train d'atterrissage en courte finale, et, alors que l'appareil est au-dessus de la piste, l'aile gauche se rompt vers le haut. Le fuselage pivote de plus de 90° vers la gauche autour de l'axe longitudinal de l'appareil avant de heurter le sol. Les 11 occupants de l'appareil subissent des blessures mortelles.

This report is also available in English.

1.0	Renseignements de base	1
1.1	Déroulement du vol	1
1.2	Victimes.....	2
1.3	Dommages à l'aéronef	2
1.4	Autres dommages	2
1.5	Renseignements sur le personnel	3
1.5.1	Généralités.....	3
1.5.2	Le commandant de bord.....	3
1.5.3	Le premier officier	3
1.5.4	Horaires de travail de l'équipage de conduite	4
1.6	Renseignements sur l'aéronef	4
1.6.1	Généralités.....	4
1.6.2	Moteurs et hélices	5
1.6.2.1	Moteurs.....	5
1.6.2.2	Hélices.....	5
1.6.3	Performances de l'appareil	5
1.6.4	Train d'atterrissage	6
1.6.4.1	Description générale	6
1.6.4.2	Dommages observés	7
1.6.5	Circuit de freinage.....	7
1.6.5.1	Description générale	7
1.6.5.2	Freins de parc	7
1.6.5.3	Maîtres-cylindres.....	8
1.6.5.4	Clapets navettes du circuit de freinage	10
1.6.5.5	Ensemble de freinage	11
1.6.5.5.1	Description	11
1.6.5.5.2	Ensembles roue gauche et freins.....	13
1.6.6	Circuit hydraulique de l'aéronef	15
1.6.6.1	Description générale	15
1.6.6.2	Défaillance du circuit	16
1.6.7	Analyses des liquides hydrauliques	16

1.6.8	Circuit électrique.....	17
1.6.8.1	Description générale.....	17
1.6.8.2	Renseignements sur les composants électriques pertinents à l'accident	17
1.6.8.3	Détecteurs de surchauffe de l'aile.....	17
1.6.8.4	Indication de surchauffe de l'aile	18
1.6.8.5	Circuit d'allumage continu des moteurs.....	19
1.6.9	Circuit d'alimentation en carburant.....	20
1.6.9.1	Description générale.....	20
1.6.9.2	Conduite d'intercommunication de carburant.....	20
1.6.9.3	Soupape d'arrêt de carburant de gauche	20
1.7	Renseignements météorologiques	21
1.8	Aides à la navigation	21
1.9	Télécommunications.....	21
1.10	Renseignements sur les aérodromes	22
1.10.1	Aéroport de Dorval	22
1.10.2	Aéroport de Mirabel.....	23
1.11	Enregistreurs de bord	23
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	23
1.13	Renseignements médicaux.....	24
1.14	Incendie	25
1.14.1	Incendie de la nacelle gauche.....	25
1.14.2	Domages causés par le feu à l'aile gauche.....	26
1.14.3	Domages causés par le feu au fuselage	26
1.15	Questions relatives à la survie des occupants.....	26
1.16	Essais et recherches.....	27
1.16.1	Essais de résistance dynamique de l'ensemble roue et frein.....	27
1.16.2	Essais dynamométriques.....	27
1.16.3	Essais d'auto-inflammation	29
1.17	Renseignements supplémentaires	30
1.17.1	Normes de certification des matériaux de rembourrage.....	30
1.17.2	Problèmes du circuit de freinage	31

1.17.2.1	Historique des problèmes du circuit de freinage sur les avions SA226 et SA227	31
1.17.2.2	Historique d'entretien des freins du C-GQAL	31
1.17.2.3	Freins de conception similaire	33
2.0	Analyse	35
2.1	Introduction	35
2.2	Décollage	35
2.3	Perte du circuit hydraulique principal.....	36
2.4	Allumage continu	36
2.5	Voyant de surchauffe de l'aile	37
2.6	Contrôle de la circulation aérienne.....	37
2.7	Séquence de dislocation et séquence d'impact.....	37
2.8	Médecine et pathologie.....	38
2.9	Source de l'incendie	38
3.0	Conclusions.....	41
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs.....	41
3.2	Faits établis quant aux risques.....	41
3.3	Autres faits établis	42
4.0	Mesures de sécurité.....	43
4.1	Mesures prises	43
4.1.1	Surchauffe du logement de train et d'aile	43
4.1.2	Détection de la surchauffe des freins et vulnérabilité du logement de train.....	44
4.1.3	Mélange de liquides hydrauliques	45
4.2	Réponses aux recommandations	47
4.2.1	Généralités.....	47
4.2.2	Réponse à la recommandation A98-02 (NTSB A-98-115).....	47
4.2.3	Réponse à la recommandation A98-03 (NTSB A-98-116).....	47
4.2.4	Réponse à la recommandation A98-04 (NTSB A-98-118).....	48

4.2.5	Réponse à la recommandation A98-05	48
4.2.6	Réponse à la recommandation A98-06	48
4.3	Mesures à prendre	49
4.3.1	Indicateur de pression du circuit de freinage	49
5.0	Annexes	
	Annexe A - Route suivie par l'avion du vol Propair 420.....	51
	Annexe B - Liste des rapports de laboratoire.....	53
	Annexe C - Sigles et abréviations	55

Figures

Figure 1 - Ensemble de freinage de l'avion	11
Figure 2 - Plan de l'aéroport de Dorval	22
Figure 3 - Plan de l'aéroport de Mirabel	23

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le matin du 18 juin 1998, le vol Propair 420, un Fairchild-Swearingen Metro II (SA226-TC) immatriculé C-GQAL, décolle de Dorval (Québec) pour effectuer un vol selon les règles de vol aux instruments à destination de Peterborough (Ontario). L'appareil décolle de la piste 24 gauche (L)¹ à 7 h 1, heure avancée de l'Est (HAE)². Pendant la phase d'accélération au sol, l'appareil a tendance à se diriger vers la gauche de l'axe de piste, et il faut appuyer sur le palonnier droit pour maintenir l'axe de décollage. Deux minutes plus tard, Propair 420 est autorisé à monter à l'altitude de 16 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). (Voir l'Annexe A pour des renseignements sur le vol.)

À 7 h 13, l'équipage signale au contrôleur qu'il vient d'observer une chute de pression hydraulique et demande l'autorisation de revenir à l'aéroport de départ, Dorval. Le contrôleur autorise aussitôt l'équipage à faire un virage de 180° suivi d'une descente à 8 000 pieds asl. Pendant ce temps, l'équipage indique qu'il n'y a pas d'urgence à bord pour le moment. L'appareil amorce son virage 70 secondes après avoir reçu l'autorisation.

À 7 h 13 min 36 s, il y a un problème avec les commandes. Peu après, il y a une première indication de problème moteur, et le voyant de surchauffe de l'aile gauche s'allume quelque 40 secondes. Dans les 30 secondes suivantes, sans que l'on prenne semble-t-il aucune mesure de la liste de vérifications, le voyant de surchauffe s'éteint. À 7 h 18 min 12 s, l'équipage coupe le moteur gauche qui semble en feu. Moins d'une minute plus tard, le commandant prend les commandes de l'appareil.

Les commandes de vol ne répondent pas normalement, en ce sens qu'il n'est pas normal qu'autant de pression soit nécessaire sur l'aileron droit pour maintenir le cap. À 7 h 19 min 19 s, l'équipage informe le contrôle de la circulation aérienne (ATC) que le moteur gauche a été coupé et, après une deuxième suggestion de l'ATC, l'équipage accepte de se diriger vers Mirabel au lieu de Dorval. Moins de 90 secondes plus tard, l'équipage informe l'ATC que des flammes s'échappent de la tuyère du moteur. On prépare l'appareil pour un atterrissage d'urgence et on revoit la procédure d'urgence pour la sortie manuelle du train d'atterrissage.

À 7 h 23 min 10 s, l'équipage informe l'ATC qu'il n'y a plus de feu au moteur gauche, mais trois minutes et demie plus tard, l'équipage informe l'ATC que le feu a repris. Pendant ce temps, l'appareil devient plus difficile à contrôler en roulis, et l'équipage utilise le compensateur d'aileron au maximum. Vers 7 h 27, alors que l'appareil est en courte finale pour la piste 24L, l'équipage sélectionne le levier du train d'atterrissage, mais seulement deux des voyants lumineux confirmant que les roues du train sont sorties s'allument. Près du seuil de piste, l'aile gauche se rompt vers le haut. L'appareil amorce alors une rotation vers la gauche de plus de 90° autour de l'axe longitudinal et s'écrase sur le dos sur la piste. L'appareil prend aussitôt feu et glisse sur une

¹ Voir l'Annexe C pour la signification des sigles et abréviations.

² Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné [UTC] moins quatre heures), sauf indication contraire.

distance de 2 500 pieds avant de s'immobiliser sur le côté gauche de la piste. Les pompiers qui se trouvent près du seuil de piste au moment de l'écrasement interviennent rapidement. L'incendie est rapidement maîtrisé, mais tous les occupants subissent des blessures mortelles.

1.2 *Victimes*

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	2	9	-	11
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/Indemnes	-	-	-	-
Total	2	9	-	11

1.3 *Dommmages à l'aéronef*

L'aéronef a été détruit dans l'accident. L'incendie, qui s'était déclaré dans l'aile gauche et qui s'est propagé par suite de l'impact au sol, a détruit la nacelle gauche ainsi que le fuselage. Le feu a rapidement été maîtrisé par les services d'urgence, mais de la fumée blanche a continué de s'échapper de l'appareil pendant plusieurs heures.

1.4 *Autres dommages*

Le terrain bordant le côté gauche de la piste 24 a subi des dommages matériels minimes. En glissant au sol, l'aéronef a endommagé le terrain, et des ornières ont été faites par les véhicules des services d'urgence de l'aéroport et par les véhicules utilisés lors de la récupération de l'aéronef. Une route en gravier d'environ 150 pieds de long a été construite jusqu'à l'aéronef afin de faciliter les opérations de récupération. Du carburant et des liquides hydrauliques en provenance de l'avion ont contaminé le sol près du site de l'accident.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Généralités

	Commandant de bord	Premier officier
Âge	35 ans	35 ans
Licence	Pilote de ligne - avion	Pilote de ligne - avion
Date d'expiration du certificat de validation	1 ^{er} octobre 1998	1 ^{er} février 1999
Heures de vol totales	6 515	2 730
Heures de vol sur type	4 200	93
Heures de vol dans les 90 derniers jours	110	93
Heures de vol sur type dans les 90 derniers jours	110	93
Heures de service avant l'événement	2,5	2,5
Heures libres avant la prise de service	9	9

1.5.2 Le commandant de bord

Le commandant de bord débute sa carrière de pilote comme premier officier sur les aéronefs SA226 en novembre 1986. Il occupe, jusqu'en mai 1996, les postes de commandant et de pilote vérificateur sur des appareils de type similaire pour le compte de plusieurs transporteurs aériens. C'est en mai 1996 qu'il se joint à Propair Inc. à titre de chef pilote de la compagnie.

Au moment de l'accident, le commandant possédait une licence de pilote de ligne avec qualification de vol aux instruments groupe 1. Il était qualifié comme commandant sur Gulfstream 159 et SA226. Depuis décembre 1996, il pouvait aussi agir à titre de pilote vérificateur pour le compte de Transports Canada afin de faire subir des vérifications en vol. Cette autorisation était valable jusqu'au 27 septembre 2001.

1.5.3 Le premier officier

Le premier officier débute sa carrière de pilote en juin 1995. En mars 1998, il obtient un emploi comme premier officier au sein de Propair Inc. Il obtient son annotation comme premier officier le 9 mai et il débute la phase d'entraînement et de vérification en ligne le 13 mai. Il possédait une licence de pilote de ligne avec qualification de vol aux instruments groupe 1.

1.5.4 Horaires de travail de l'équipage de conduite

Les horaires de travail de l'équipage de conduite, pour les huit jours précédant l'accident, ont été examinés. Le commandant de bord avait bénéficié d'une semaine de vacances avant le 11 juin et il semblait frais et dispos lorsqu'il a repris du service. Au cours des huit jours ayant précédé l'accident, le commandant avait travaillé quelque 59 heures, ce qui comprend le temps de service le matin du 18 juin. Sa fonction de chef pilote lui demandait de combiner travail administratif et activités en vol. La veille de l'accident, il avait pris son service à 10 h 35 et il avait quitté son bureau à 19 h 35, puis il s'était présenté au travail à 5 h 45 le 18 juin. Il était rentré tard chez lui le soir du 17 juin, mais il avait bénéficié d'une bonne nuit de sommeil et semblait frais et dispos le lendemain matin.

Le premier officier avait effectué 50,3 heures de vol au cours des huit jours ayant précédé l'accident. Il avait été de service pendant quelque 11 heures la veille de l'accident, sa journée de travail ayant pris fin à 19 h 30. Il avait hâte d'effectuer ce vol et avait pris une bonne nuit de sommeil la veille de l'accident. Il s'était présenté au travail à 5 h 45 le 18 juin au matin.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Constructeur	Swearingen Aircraft Corporation
Type et modèle	Swearingen SA226-TC
Année de construction	1977
Numéro de série	TC 233
Certificat de navigabilité	24 juillet 1992
Heures de vol cellule	28 931,2
Moteurs	Deux turbopropulseurs TPE331-3UW
Hélices	Deux hélices Hartzell HC-B3TN-5/T10282
Masse maximale autorisée au décollage	12 500 lb
Types de carburant recommandés	Jet A, Jet A-1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A

Propair avait acheté cet avion en 1996. L'appareil était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. L'avion ne présentait aucune anomalie connue avant le vol. Il était exploité conformément à ses limites de masse et centrage. Au moment du décollage, la masse calculée de l'appareil était de 12 020 livres

et le centre de gravité se situait à 266,3 pouces de la référence. La masse maximale autorisée au décollage est de 12 500 livres avec un centrage entre 258,5 et 277,1 pouces de la référence de centrage.

Les consignes de navigabilité applicables à l'appareil avaient été exécutées conformément à la réglementation en vigueur au moment de l'accident.

1.6.2 Moteurs et hélices

1.6.2.1 Moteurs

Les moteurs de l'appareil ont été acheminés au laboratoire d'Allied Signal (Product Safety and Integrity Investigation Laboratory) situé à Phoenix en Arizona, aux États-Unis. Les deux moteurs ont été démontés sous la supervision d'un enquêteur du BST.

Le moteur droit (numéro de série P-03293C) montrait des signes de frottement caractéristiques de rotations sur plusieurs étages du compresseur et de la turbine. Il a été possible d'identifier des traces de boue et de débris sur tout le circuit d'écoulement d'air de la turbine, ce qui indique que le moteur fournissait de la puissance.

Le moteur gauche (numéro de série P-03208) présentait des signes de frottement moins prononcés et moins nombreux que le moteur droit. Par contre, il n'a pas été possible d'identifier de signes qui auraient permis de démontrer que le moteur gauche développait de la puissance.

1.6.2.2 Hélices

Les hélices ont été amenées au Laboratoire technique du BST pour être examinées. L'hélice du moteur droit présentait des traces évidentes de rotation, compte tenu des marques d'impact le long de son bord d'attaque. L'hélice du moteur gauche montrait plutôt des lignes droites sur l'axe longitudinal des pales. Elles indiquaient bien que l'hélice ne tournait pas au moment de l'impact et qu'elle s'était repliée sous le moteur. L'hélice présentait des lignes longitudinales (stries) qui ont été attribuées au contact de l'hélice avec l'asphalte de la piste, pendant que l'avion glissait au sol.

1.6.3 Performances de l'appareil

Les performances de l'appareil au décollage ont été calculées à partir des données suivantes :

Masse au décollage	:	12 020 livres
Vitesse de rotation	:	105 noeuds
Calage altimétrique	:	29,82 pouces de mercure
Altitude pression	:	327 pieds
Direction du vent	:	360 degrés
Vitesse du vent	:	4 noeuds
Température	:	17 degrés Celsius

Selon les paramètres ci-devant et d'après les données du manuel de vol de l'avion, la distance normale pour la course au décollage pour atteindre la vitesse de rotation était de 1 800 pieds. Le temps normal calculé pour effectuer la course au décollage était de 21 secondes, soit 12 secondes à partir du début de la course au décollage jusqu'à 70 noeuds, et 9 secondes pour passer de 70 noeuds à 105 noeuds, qui est la vitesse de rotation. Ces données ont été validées par le constructeur et par plusieurs essais effectués par la Flight Safety International sur un simulateur SA226.

Le commandant de bord a vraisemblablement relâché le bouton poussoir du contrôle de l'orientation du train avant à 60 noeuds, conformément aux exigences du manuel d'exploitation de la compagnie. À quelque 70 noeuds, il a fallu appuyer davantage sur le palonnier de droite pour maintenir l'axe de décollage. Selon l'information recueillie, il est facile de maintenir le contrôle directionnel sur ce type d'appareil à l'aide du palonnier durant la course au décollage, et ce, même par forts vents de travers.

Des personnes qui ont observé le décollage du vol Propair 420 ont indiqué que l'appareil avait quitté le sol entre les voies de circulation A1 et A2. Selon le point où la course au décollage a commencé (ce qui pourrait être de 100 à 400 pieds après le seuil), l'appareil a utilisé 4 300 à 5 400 pieds de piste avant de s'envoler. (Voir le paragraphe 1.10.1). L'enquête a établi que la course au décollage avait duré 27,5 secondes, soit 14,5 secondes à partir du début de la course au sol jusqu'à ce que l'avion atteigne la vitesse de 70 noeuds; l'avion a ensuite mis 13 secondes pour passer de 70 noeuds à la vitesse de rotation. On a calculé le temps par rapport à l'accélération, et les calculs ont permis d'établir que l'appareil a parcouru un peu plus de 4 000 pieds pendant la course au décollage.

1.6.4 Train d'atterrissage

1.6.4.1 Description générale

L'appareil est équipé d'un train d'atterrissage tricycle escamotable. Le train d'atterrissage principal est fixé à la structure de l'aile au niveau du carénage du groupe motopropulseur. Le train d'atterrissage avant est monté à l'avant de la cloison de pressurisation et rentre vers l'avant, tout comme le train d'atterrissage principal. Il est contrôlé par le circuit électrique, mais il est actionné par le circuit hydraulique qui assure la rentrée et la sortie du train d'atterrissage grâce à deux vérins hydrauliques situés sur chacune des jambes du train d'atterrissage.

1.6.4.2 *Dommages observés*

Le train d'atterrissage droit ainsi que le train avant ont subi des dommages au moment de l'impact, mais aucun dommage antérieur à l'impact n'a été relevé. Le train droit, y compris les pneus, les roues et les freins, étaient généralement en bon état, et il n'y avait pas de signe de surchauffe ou d'usure excessive.

Le train d'atterrissage gauche s'est détaché de l'avion avant l'impact au sol durant la séquence de dislocation. Le train d'atterrissage et les composants environnants montraient des signes de chaleur excessive. En effet, plusieurs morceaux d'aluminium fondu, provenant des composants du train d'atterrissage, ont été retrouvés sur les portes ou à proximité des portes du logement du train gauche.

1.6.5 *Circuit de freinage*

1.6.5.1 *Description générale*

Pour actionner le circuit de freinage, on doit appuyer sur la partie supérieure des palonniers. Cette force est transmise aux freins respectifs par le circuit hydraulique. Ce circuit hydraulique est entièrement indépendant des autres circuits hydrauliques de l'appareil. Au total, le circuit de freinage contient 1,42 litre de liquide hydraulique. Le liquide provient d'un réservoir de 0,47 litre situé dans le compartiment à bagages se trouvant dans le nez de l'appareil. Le liquide est acheminé jusqu'aux freins à travers les conduites hydrauliques, les maîtres-cylindres, les clapets navettes et les clapets du frein de parc. Le liquide hydraulique approuvé pour le circuit de freinage est le MIL-H-83282.

1.6.5.2 *Freins de parc*

L'appareil est équipé de deux clapets de frein de parc : un pour les freins gauches et l'autre pour les freins droits. Les deux clapets ont été inspectés, testés et démontés, et aucune anomalie n'a été relevée.

Alors que l'avion appartenait à l'ancien propriétaire, le travail exigé en vertu de la consigne de navigabilité 92-01-02 avait été effectué sur les clapets de frein de parc afin de corriger un problème relié à la pression de freinage résiduelle causée par le câble de commande du frein de parc.

Un article publié dans le bulletin d'information *Facts* de Fairchild en février 1993 donnait les précisions suivantes en ce qui concerne les freins de parc du Metro II :

[TRADUCTION] Avant la circulation au sol ou le début de la course au décollage, il faut s'assurer que le frein de parc est complètement desserré. Le seul fait de régler le sélecteur du frein de parc sur la position *OFF* n'est pas suffisant pour garantir le relâchement du frein. Comme le stipule le manuel de vol de l'avion, le circuit de freinage demande que l'on appuie sur les pédales de frein afin de desserrer complètement le frein de parc, car une certaine pression résiduelle peut demeurer dans le circuit même lorsque le sélecteur est réglé sur la position *OFF*. La circulation au sol et le décollage, alors que le frein de parc est partiellement serré, peuvent provoquer un ou tous les phénomènes suivants :

1. Augmentation de la puissance requise pour la circulation au sol.
2. Course au décollage un peu ou BEAUCOUP plus longue que la normale (parfois plus longue que la longueur de piste disponible).
3. Composants des freins chauds, brûlés ou grippés. Danger d'incendie dans le logement du train principal.
4. Éclatement des pneus au décollage ou à l'atterrissage suivant.
5. Fuite de liquide hydraulique surchauffé vers l'extérieur par l'orifice de mise à l'air libre situé près du logement du train avant.

Certains pilotes ont pris l'habitude d'appuyer fermement sur les pédales de frein pour s'assurer que le frein de parc est complètement desserré avant d'augmenter la puissance et de commencer la circulation au sol.

Pour les raisons susmentionnées, les équipages du Metro II ont tendance à ne pas faire confiance au frein de parc parce qu'il reste quelquefois engagé après avoir été relâché. Il semblerait que cette situation survienne plus souvent durant la saison hivernale. Les pilotes de la compagnie utilisaient des cales pour bloquer les roues au lieu d'utiliser le frein de parc. Les cales ont été utilisées lors du démarrage des moteurs le jour de l'accident. Par contre, il n'a pas été possible de déterminer si le frein de parc a été utilisé par l'équipage entre la période qui a suivi le démarrage des moteurs et le décollage.

1.6.5.3 Maîtres-cylindres

L'aéronef était muni de quatre maîtres-cylindres, un sur chaque palonnier; chaque maître-cylindre portait le numéro de pièce VI-15-1000 ou VI-1000. Les maîtres-cylindres ont été examinés visuellement par rayons X et sous pression pour vérifier leur fonctionnement, à

l'exception du maître-cylindre du palonnier gauche du côté du commandant de bord. Du fait que la tige de piston de ce maître-cylindre a été pliée lors de l'impact au sol, un test de pression n'a pas pu être effectué.

Le maître-cylindre gauche du côté du premier officier portait le numéro de pièce VI-1000. La rondelle élastique de la soupape à manchon était fracturée en deux et reposait à l'intérieur du maître-cylindre. L'analyse métallurgique a permis de déterminer que la rondelle s'était fracturée progressivement en fatigue. Les résultats des essais de fuite et de pression étaient satisfaisants. Cependant, à cause de la rupture de la rondelle élastique, l'essai de mesure de pression de fermeture de la soupape à manchon n'a pu être effectué. Le bulletin de service SB-32-041 de Fairchild Aircraft, émis le 6 octobre 1982, spécifiait que les maîtres-cylindres portant les numéros de pièce V-1000 et VI-15-1125 devaient être soumis à un essai pour vérifier le fonctionnement des soupapes à manchon. Les numéros de pièce des cylindres de l'avion accidenté n'étaient pas mentionnés dans le bulletin de service, et l'exploitant n'était pas tenu de se conformer à ce bulletin.

Le maître-cylindre droit du côté du commandant de bord portait le numéro de pièce VI-15-1000. Le démontage du maître-cylindre a permis de noter que la rondelle élastique et une goupille cylindrique étaient manquantes. La goupille cylindrique a pour fonction de maintenir, dans une géométrie définie, la tête de piston avec la biellette poussoir. Le bulletin de service SB-32-001 publié le 20 février 1981, qui s'applique aux maîtres-cylindres portant les numéros de pièce VI-15-1000 ou VI-15-1125, insistait sur la nécessité d'avoir la goupille cylindrique en position afin de maintenir la géométrie appropriée entre les deux composants et, par conséquent, d'éviter un mauvais fonctionnement du circuit. Peu après, le bulletin de service d'urgence SB-A32-029 recommandait que le bulletin de service SB-32-001 soit exécuté. Par contre, la géométrie entre la tête de piston et la biellette poussoir de ce maître-cylindre a été examinée, et elle n'avait pas été modifiée. Les résultats des tests de fuite et de pression étaient satisfaisants. Ce maître-cylindre ne répondait pas aux exigences des bulletins de service SB-32-001 et SB-A32-029. L'exploitant n'était pas tenu de se conformer à ces bulletins.

Le maître-cylindre gauche du côté du commandant de bord (numéro de pièce VI-15-1000) ainsi que le maître-cylindre droit du côté du premier officier (numéro de pièce V-1000) montraient tous les deux de légères traces de rouille à la surface des ressorts localisés à l'intérieur du corps du maître-cylindre. Ces deux maîtres-cylindres répondaient aux exigences des bulletins de service.

Des mesures de compression ont aussi été effectuées sur les trois maîtres-cylindres dont les tiges de piston étaient intactes. Les charges mesurées, afin de compresser les ressorts, variaient entre 35,9 et 38 livres. L'équipage devait exercer une pression de 24 à 26 livres pour actionner les maîtres-cylindres et éventuellement amorcer un freinage. La tringlerie de pédale de frein semblait bien ajustée et ne montrait aucun signe de déformation.

Les maîtres-cylindres ne portaient pas tous le même numéro de pièce, ce qui rendait plus compliqué les réglages de la tringlerie et des maîtres-cylindres ainsi que le fonctionnement global du circuit de freinage. En outre, la recherche de cause de panne du circuit de freinage était plus difficile. Le manuel de maintenance de l'avion ne contenait pas d'informations supplémentaires pertinentes. Toutefois, dans le numéro de mai 1988 du bulletin d'information *Facts* de Fairchild, on recommandait l'installation des maîtres-cylindres portant le numéro de pièce 98-1005-101, avec des pièces spécifiquement numérotées pour ces ensembles de freinage.

1.6.5.4 Clapets navettes du circuit de freinage

Le circuit de freinage est muni de deux clapets navettes. Les clapets navettes réagissent à la pression exercée sur les freins et permettent à chacun des membres d'équipage d'appliquer les freins sans qu'il soit nécessaire d'effectuer une sélection. Il y a un clapet de chaque côté.

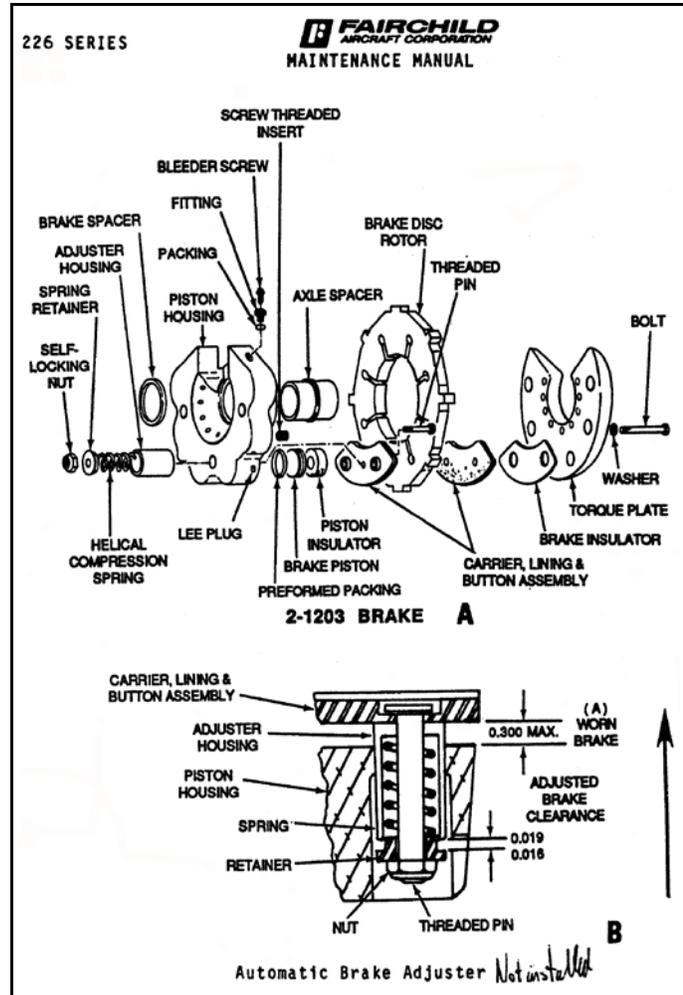
L'examen des clapets navettes n'a révélé aucune anomalie. Théoriquement, si les deux membres de l'équipage de conduite exercent simultanément une pression égale sur les freins, les clapets navettes de ce type peuvent physiquement se centrer et retenir la pression hydraulique dans la conduite de frein. Les essais effectués pour démontrer la possibilité que les clapets navettes puissent se centrer de cette manière n'ont pas permis d'obtenir le centrage des clapets navettes.

1.6.5.5 Ensemble de freinage

1.6.5.5.1 Description

L'aéronef était muni d'ensembles de freins à disque unique fabriqués par BFGoodrich, portant le numéro de pièce 2-1203. Chaque ensemble de freinage est constitué d'une plaque de couple en alliage d'aluminium forgé reliée au carter des pistons. De part et d'autre du disque, il y a trois ensembles porte-garnitures et boutons de freins. Normalement, le réglage d'usure des ensembles porte-garnitures et boutons de freins est fait automatiquement par trois régulateurs équidistants installés dans le carter des pistons. Les régulateurs de freins assurent le jeu nécessaire entre les plaquettes et le disque. L'installation des régulateurs de freins entraîne une perte de sensibilité en augmentant la quantité de liquide requise pour remplir les freins, ce qui oblige le pilote à pomper les freins dans certaines conditions. Par conséquent, sur la plupart des avions SA226 et SA227, dont l'avion accidenté, les régulateurs de freins n'étaient pas installés. Le retrait des régulateurs de freins avait été approuvé par Fairchild et BFGoodrich.

Les freins fonctionnent par paire sur chaque train d'atterrissage; pour les actionner il faut exercer une pression sur la partie supérieure du palonnier. La pression hydraulique force les pistons à se refermer contre le disque de frein par l'intermédiaire des ensembles porte-garnitures et boutons de freins situés de part et d'autre du disque. Sans les régulateurs de freins, les ensembles porte-garnitures et boutons de freins frottent toujours sur la surface du disque. Ce frottement est léger et principalement causé par la colonne de pression qui existe dans le circuit hydraulique de freinage.



Lexique anglais-français des termes de la Figure 1

adjusted brake clearance	jeu de frein ajusté
adjuster housing	baril du régulateur
automatic brake adjuster - not installed	régulateur automatique de frein (non installé)
axle spacer	espaceur d'essieu
bleeder screw	vis de purge
bolt	boulon
brake disc rotor	disque de frein
brake insulator	isolateur de frein
brake piston	piston de frein
brake spacer	espaceur de frein
carrier, lining & button assembly	ensemble porte-garnitures et boutons de freins
fitting	cylindre de purge
helical compression spring	ressort de compression hélicoïdal
lee plug	oreille
packing	joint
preformed packing	joint torique
piston housing	carter des pistons
piston insulator	isolateur de piston
screw threaded insert	goujon fileté
self-locking nut	écrou auto-freiné
spring	ressort
spring retainer	fixateur de ressort
threaded pin	goupille filetée
torque plate	plaque de couple
washer	rondelle
worn brake	frein usé

1.6.5.5.2 Ensembles roue gauche et freins

Le carter des pistons de freins (pour l'ensemble de freinage portant le numéro de pièce 2-1203) installé à la position arrière gauche avait été fabriqué par BFGoodrich en janvier 1987. Le carter des pistons avait partiellement fondu et, sous la force de l'impact, il s'était sectionné en six pièces reconnaissables. Le fond de deux des cylindres de pistons montrait une coloration verte noirâtre, ce qui indique une surchauffe. Des portions des conduites hydrauliques en aluminium étaient restées fixées au carter des pistons et montraient des signes de fusion. Le plus gros morceau du carter des pistons montrait une surface brunâtre autour du cylindre de piston supérieur. Le rebord extérieur du second cylindre de piston était noirci par de la suie.

Le second ensemble de cylindres de pistons a été retrouvé détaché du carter des pistons. Le noircissement de ces deux cylindres était plus prononcé que pour les cylindres 1 et 2 décrits précédemment parce qu'ils avaient été exposés à de plus hautes températures.

Les roulements de la roue extérieure étaient demeurés sur l'essieu; ils étaient complètement secs et sans résidus de graisse. Après inspection, il a été conclu que la graisse s'était consommée sous l'effet de la chaleur excessive.

Les freins sont munis d'isolateurs positionnés entre les pistons et les ensembles porte-garnitures et boutons de freins. Les isolateurs sont fabriqués d'un composé d'amiante. On a récupéré 9 des 12 isolateurs des deux ensembles de freinage de gauche de l'avion accidenté. Tous les isolateurs présentaient des dommages causés par une chaleur excessive; certains présentaient une ovalisation du trou intérieur avec une indication d'érosion en gradin; d'autres présentaient des traces de suie, en angle avec la surface de l'isolateur.

Le devant de la plaque de couple a subi des dommages qui correspondent à l'impact avec le sol. Une mesure de planéité de 0,068 pouce a été obtenue entre le point le plus haut et le point le plus bas de la surface de la plaque de couple. Les essais en dureté effectués sur la surface de la plaque de couple ont indiqué que le matériau avait subi une réduction de sa dureté en raison de la chaleur dans le logement de train. Le gauchissement de la plaque de couple correspond aux dommages subis au moment de l'impact avec le sol; la limite maximale de la planéité autorisée au moment de la révision générale est de 0,020 pouce.

Les ensembles porte-garnitures et boutons de freins, au nombre de six par frein, sont fabriqués d'un composé métallique et sont frittés sous pression à une base d'acier. Les ensembles porte-garnitures et boutons de freins n'avaient pas été fabriqués ni approuvés par BFGoodrich. Ces composants avaient été fabriqués par RFS (Rapco Fleet Support Inc.) et étaient approuvés par la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis en vertu d'un *Parts Manufacturing Approval* pour être installés spécifiquement sur ce type de freins. Seul un ensemble porte-garnitures et boutons de freins était déformé, et sa déformation correspondait aux déformations par impact observées sur le disque et le carter des pistons de freins. De plus, tous les ensembles porte-garnitures et boutons de freins montraient des signes de surchauffe et de frottement. Aucune garniture ne portait d'indication pouvant supporter l'hypothèse qu'un isolateur aurait pu se dégager du bouton qui le retient, causer une pression sur le porte-garniture et le bouton de frein et, éventuellement, une surchauffe due à une pression excessive.

Aucun numéro de pièce n'était visible sur le disque du frein extérieur gauche. L'épaisseur du disque extérieur gauche variait de 0,385 pouce à 0,390 pouce, et l'épaisseur du disque intérieur gauche variait de 0,380 pouce à 0,390 pouce. L'épaisseur minimale spécifiée est de 0,300 pouce pour les pièces de BFGoodrich; en conséquence, ces deux disques respectaient la limite d'usure prescrite par BFGoodrich. L'ensemble du frein extérieur gauche présentait une usure moyenne de 87 %, tandis que l'ensemble du frein intérieur gauche présentait une usure moyenne de 70 %. L'ensemble du frein intérieur gauche comprenait un disque RFS approuvé par la FAA pour être installé sur cet ensemble de freinage.

Il y avait des traces de décoloration uniforme par la chaleur et des marques importantes de pression des garnitures de freins de chaque côté et sur toute la circonférence des disques de frein. L'acier des disques montrait une coloration bleu grisâtre révélant de la surchauffe. La décoloration des disques de frein est une indication de revenu de l'acier à la suite d'une exposition à la chaleur. La décoloration et la teinte de la couleur démontrent que les disques ont été soumis à des températures qui excédaient les 600 °C (1 112 °F) pendant une période prolongée. Les empreintes de planéité du frottement en circonférence visibles de part et d'autre des disques indiquent que les disques ne présentaient pas de signe de gauchissement.

Le carter des pistons de l'ensemble intérieur, portant le numéro de pièce 2-1203, avait été fabriqué par BFGoodrich en 1978. Le bord avant du carter des pistons a été endommagé lors de l'impact au sol. Les joints moulés (un par piston, donc six par ensemble) fabriqués en caoutchouc de Nitrile ont tous été consumés par le feu. Selon la norme MS28775-218, ce type de caoutchouc se dégrade lorsqu'il est soumis à des températures de l'ordre de 135 °C (275 °F). Le carter des pistons était muni de chemises de cylindre (manchons) en acier inoxydable pour chacune des six cavités de piston.

Les dommages aux divers composants de l'ensemble du frein intérieur gauche étaient très similaires aux dommages observés sur les composants de l'ensemble du frein extérieur gauche avec les mêmes indications de friction et de surchauffe.

La roue principale extérieure (numéro de pièce 3-1357) est constituée de l'assemblage de deux moitiés. Elle avait été fabriquée par BFGoodrich en juin 1984. Chaque moitié est faite d'alliage d'aluminium 2014 et est durcie par revenu à T6. La roue était brisée en plusieurs morceaux et montrait des cassures ductiles sur toutes les surfaces fracturées. Les dommages observés étaient typiques d'une exposition prolongée à des températures excessives. Le pneu avait été consumé à environ 80 % par le feu, et seuls les talons du pneu avec d'autres morceaux de pneu ont été retrouvés. Les données du fabricant et les essais ont démontré qu'il y a auto-combustion quand les pneus sont soumis à des températures de l'ordre de 482 °C (900 °F). Le matériau des pneus supporte la combustion et génère un feu intense s'il reçoit l'apport d'oxygène nécessaire.

La roue intérieure gauche avait été fabriquée par BFGoodrich en février 1988 et a été trouvée intacte sur son essieu après l'accident. Le pneu a été presque entièrement consumé par le feu; seuls les talons du pneu sont demeurés sur la jante.

1.6.6 Circuit hydraulique de l'aéronef

1.6.6.1 Description générale

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

Deux pompes hydrauliques à déplacement variable sont entraînées par les moteurs. Elles fournissent la pression nécessaire pour le circuit hydraulique principal. Une pompe à main, dans le poste de pilotage, fournit la pression nécessaire pour le circuit hydraulique auxiliaire. Un indicateur de pression du circuit hydraulique fournit une lecture directe du circuit hydraulique ou du circuit hydraulique auxiliaire. La pressurisation et le contrôle du circuit hydraulique sont effectués par un groupe générateur de pression hydraulique.

Le groupe générateur de pression hydraulique est localisé à l'intérieur de la nacelle de gauche, à l'avant du logement de train, et contient le liquide hydraulique utilisé dans le circuit. Il maintient à 2 000 livres par pouce carré (lb/po^2) la pression fournie par les pompes hydrauliques actionnées par les moteurs. Deux valves de sélection localisées dans le fond du logement de train contrôlent le fonctionnement des volets et du train d'atterrissage. La portion supérieure du générateur de pression hydraulique est utilisée pour entreposer le liquide hydraulique du circuit. Deux voyants lumineux (*L HYD PRESS* et *R HYD PRESS*) sur le panneau annonciateur ainsi qu'une jauge électrique de pression sont utilisés pour surveiller le circuit hydraulique. Chaque voyant d'avertissement est contrôlé par un manocontacteur à la sortie de chacune des pompes aux moteurs. Un clapet navette permet à l'indicateur de pression hydraulique d'indiquer la pression du circuit hydraulique principal ou auxiliaire, selon celui qui a la pression la plus élevée.

1.6.6.2 Défaillance du circuit

À 7 h 12, il y a eu des indications d'une défaillance du circuit hydraulique principal. Les voyants *L HYD PRESS* et *R HYD PRESS* se sont allumés, et il y a eu une chute de pression hydraulique. Il a été décidé de retourner à Dorval et, quand cela serait nécessaire, d'utiliser la procédure qui permet de sortir le train d'atterrissage manuellement. Pendant le virage pour retourner à Dorval, les commandes de vol ne semblaient pas fonctionner normalement, le voyant lumineux de l'allumage automatique du moteur gauche (*IGNITION MODE - AUTO FUNCTION*) s'est allumé, et il y a eu une indication de surchauffe de l'aile gauche.

1.6.7 Analyses des liquides hydrauliques

Des analyses des liquides hydrauliques prélevés sur l'avion du vol Propair 420 ont été effectuées. Des échantillons de liquide hydraulique ont aussi été prélevés dans d'autres aéronefs du transporteur, dans un générateur hydraulique roulant ainsi que dans d'autres aéronefs n'appartenant pas au transporteur aérien. Les analyses ont été effectuées par le Centre d'essais techniques de la qualité de la Défense nationale, situé à Ottawa (Ontario). Les analyses chimiques ont révélé ce qui suit :

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

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

1.6.8 Circuit électrique

1.6.8.1 Description générale

Le circuit électrique est alimenté par deux batteries au nickel-cadmium. Le circuit est doté de tous les composants normaux d'un circuit de 28 volts (courant direct), y compris de deux démarreurs/générateurs, de régulateurs de voltage et de la protection contre le courant inverse.

1.6.8.2 Renseignements sur les composants électriques pertinents à l'accident

Des contacteurs d'interdiction de rentrée du train au sol et des fils électriques connexes situés dans le logement de train indiquent à l'équipage la position du train d'atterrissage et acheminent cette information à d'autres circuits de l'aéronef. Les contacteurs sont également liés au circuit d'allumage continu des moteurs. D'autres fils électriques situés dans le logement de train sont reliés au robinet d'isolement du circuit carburant, au circuit hydraulique et aux indicateurs de surchauffe de l'aile. Les fils électriques, situés à l'intérieur du logement du train d'atterrissage gauche, ont subi des dommages importants par le feu.

1.6.8.3 Détecteurs de surchauffe de l'aile

Il y a deux détecteurs de température dans le circuit d'alarme de surchauffe de chaque aile; l'un est situé dans le côté extérieur supérieur du logement de train, au voisinage du conduit de prélèvement d'air, et l'autre est situé sur le faisceau de câbles électriques de l'alternateur dans le bord d'attaque, sur le côté intérieur de l'aile. Si une surchauffe est détectée dans le logement de train, le voyant de surchauffe de l'aile en question (*L WING OVHT* ou *R WING OVHT*) qui se trouve sur le tableau des voyants d'avertissement s'allume et reste allumé. Si une surchauffe est détectée dans le faisceau de câbles du bord d'attaque, ce même voyant clignote.

La liste de vérifications d'urgence approuvée utilisée par l'exploitant pour un avertissement *L WING OVHT/R WING OVHT* fournit les informations suivantes :

CAUSE **Voyant qui reste allumé** - La température excède 350 °F (177 °C) dans la nacelle ou 450 °F (232 °C) dans les conduits d'air climatisé de la cabine et indique une surchauffe des conduits associés.

Voyant qui clignote - La température excède 250 °F (121 °C) dans le faisceau de câbles du bord d'attaque et indique un bris de conduit de prélèvement d'air ou une surchauffe du générateur associé.

Voyant qui reste allumé (indique une surchauffe du logement de train d'atterrissage ou d'un conduit d'air climatisé)

1. Commutateur de prélèvement d'air (côté associé) Fermer
2. Train d'atterrissage Sortir

Voyant qui clignote (indique une défaillance d'un conduit de prélèvement d'air de bord d'attaque ou une surchauffe d'un câble électrique de générateur)

1. Commutateur de prélèvement d'air (côté affecté) Fermer
2. Commutateur du générateur (côté affecté) Fermer

La liste de vérifications d'urgence ajoute que si le voyant ne s'éteint pas après trois minutes, il faut fermer le moteur concerné; elle ne fournit aucune explication ni mesure supplémentaire à prendre si le voyant s'éteint. Cependant, une note à cette page dans le manuel de vol fournit les indications additionnelles suivantes : si le voyant s'éteint, on peut rentrer le train et continuer le vol avec le prélèvement de l'air fermé, du côté concerné. Si le voyant se rallume, il faut sortir le train de nouveau. Si le voyant ne s'éteint pas après trois minutes, il faut fermer le moteur concerné. La note ajoute qu'il est impossible de garder l'assiette en palier avec le train sorti et un moteur coupé, dans la plupart des conditions de vol. Il n'y a aucune mesure à connaître de mémoire associée à la liste de vérifications de surchauffe de l'aile.

Le manuel de vol ne donne aucun autre indice important comme la possibilité d'un incendie dans le logement de train. Chaque année, tous les pilotes de la compagnie doivent recevoir de la formation au sol sur type et passer un examen écrit comprenant les mesures à prendre pour les points d'urgence de mémoire. Une indication de surchauffe de l'aile ne requiert pas que l'équipage prenne des mesures immédiates de mémoire. Les pilotes ne reçoivent aucune formation au sol concernant les incendies de nacelle, car le manuel de vol ne fait pas mention de cette possibilité. La plupart des exploitants de ce type d'appareil (SA226 et SA227) ne savaient pas qu'il y avait eu plusieurs cas de surchauffe et d'incendie de nacelles.

1.6.8.4 Indication de surchauffe de l'aile

L'équipage a noté une indication de panne hydraulique, des problèmes de commande et des problèmes avec le moteur gauche, et le voyant de surchauffe de l'aile s'est allumé et est resté allumé, le tout en moins de deux minutes. Dans les 30 secondes après que le voyant de surchauffe de l'aile se soit allumé, le voyant s'est éteint, sans que l'équipage ait apparemment pris aucune mesure de la liste de vérifications. Rien ne permet de croire que l'équipage ait entrepris les mesures de la liste de vérifications de surchauffe de l'aile : on a retrouvé les deux commutateurs de prélèvement d'air sur la position *ON* et le train d'atterrissage n'a pas été sorti avant que l'avion n'ait été en approche finale.

1.6.8.5 Circuit d'allumage continu des moteurs

Le Metro II est équipé d'un circuit d'allumage continu. Un commutateur à trois positions verrouillées en place

contrôle le mode d'allumage pour chaque moteur. Ces trois modes (normal, automatique/continu, surpassement) fonctionnent de la façon suivante :

- NORM***: [Normal] L'allumage est fourni automatiquement au moteur durant le démarrage. Ce mode est utilisé pour les opérations normales au sol.
- AUTO/CONT***: [Automatique/continu] L'allumage est fourni au moteur de façon continue aussi longtemps que les contacteurs d'interdiction de rentrée du train au sol indiquent que l'avion est au sol. La procédure normale est de sélectionner ce mode avant le décollage afin d'assurer une source d'allumage continu durant cette phase. Une minuterie garde le circuit en marche pendant quelques secondes après le décollage afin de prévenir une perte de puissance soudaine durant cette phase critique. Dans ce mode, le circuit d'allumage se met aussi en marche automatiquement si le régime du moteur chute soudainement à moins de 90 % en vol, afin de permettre le rallumage automatique. Ce mode est utilisé pendant tout le vol dans des conditions climatiques normales.
- OVRD***: [Surpassement] L'allumage est fourni continuellement au moteur. Ce mode est utilisé surtout dans des conditions en vol de pluie intense, de verglas ou de glace, afin de prévenir une panne du moteur par ingestion de ces particules.

Un voyant lumineux orange, adjacent à chaque indicateur de température du moteur, s'allume quand le circuit d'allumage est en marche. Il a été établi que le mode *AUTO/CONT* avait été sélectionné pour ce vol. Le dispositif s'est mis en marche peu après la panne du circuit hydraulique.

1.6.9 Circuit d'alimentation en carburant

1.6.9.1 Description générale

Le circuit de carburant de l'appareil a une capacité de 648 gallons américains de carburant utilisable contenus également dans chacun des réservoirs structuraux des ailes gauche et droite. Chaque moteur est alimenté en carburant par un circuit indépendant. Une conduite d'intercommunication de carburant est incorporée pour équilibrer la quantité de carburant et pour donner accès, dans le cas d'une panne de moteur, à tout le carburant contenu dans le réservoir opposé. Une soupape d'arrêt de carburant est installée dans chacune des nacelles pour couper l'alimentation de carburant au moteur.

1.6.9.2 Conduite d'intercommunication de carburant

Des fragments de la conduite d'intercommunication d'écoulement transversal de gauche ont été retrouvés carbonisés. Les deux attaches de raccordement de la conduite, fabriquées d'alliage d'aluminium, ont subi des dommages causés par la chaleur. La conduite flexible est recouverte d'une gaine protectrice à l'endroit où elle passe dans le logement de train. Les surfaces intérieures des sorties d'alimentation de carburant dans le logement de train ne présentaient pas de dommages causés par la chaleur.

1.6.9.3 Soupape d'arrêt de carburant de gauche

La soupape d'arrêt de carburant était en position fermée. La soupape est normalement recouverte d'une gaine protectrice munie d'une fermeture à glissière. Seuls des débris de la fermeture à glissière ont été retrouvés sur la piste d'atterrissage. L'extrémité de la conduite d'alimentation était en place, mais elle était sectionnée de l'ensemble du tuyau tressé en acier. La conduite avait été étirée puis arrachée au niveau de la soupape. L'intérieur du tuyau était cuit et durci. L'autre extrémité est restée fixée à la paroi coupe-feu.

Le corps de la soupape d'arrêt avec son connecteur au longeron était recouvert de suie. Les tuyaux tressés en acier et leurs raccords en aluminium portaient moins de traces de suie. Un connecteur par-dessus le tuyau avait fondu laissant des restants resolidifiés autour des filets.

Le corps du solénoïde avec le connecteur électrique a été retrouvé dans les débris. Il était ouvert en deux parties et avait partiellement fondu. Il présentait des traces importantes de suie. Ses rebords étaient recouverts de suie, ce qui indique que le côté du solénoïde était ouvert lors de l'incendie. La partie supérieure du corps du solénoïde était sectionnée et montrait des surfaces propres et sans trace de suie.

1.7 *Renseignements météorologiques*

Les prévisions d'aérodrome pour Dorval, valables à partir de 11 h UTC, faisaient état des conditions suivantes : visibilité générale de 4 milles terrestres (sm) dans la brume sèche, nuages épars à 600 pieds, ciel couvert à 1 500 pieds. Prévisions temporaires : visibilité de 2 sm dans la brume et plafond à 600 pieds. Il n'y avait pas de message de renseignements météorologiques (SIGMET) pour la région.

Au décollage de Dorval à 7 h 1, le service automatique d'information de région terminale (ATIS) donnait les informations suivantes : ciel couvert à 600 pieds, visibilité générale de 3 sm dans la brume, vents de surface du nord-est à 4 noeuds, température et point de rosée de 17 °C.

Les prévisions d'aérodrome pour Mirabel, valables à partir de 11 h UTC, faisaient état des conditions suivantes : visibilité générale de 6 sm, nuages épars à 300 pieds, ciel couvert à 3 000 pieds. Prévisions temporaires : visibilité de 1 sm dans la brume et plafond à 300 pieds. Le message d'observation météorologique régulière (METAR) de 11 h et 12 h UTC faisait état des conditions suivantes : ciel couvert, plafond mesuré à 300 pieds, visibilité générale de 2 sm dans la brume, vents de surface du nord-est à 4 noeuds, température de 16 °C et point de rosée de 15 °C. Pendant l'approche du vol Propair 420 pour la piste 24, la tour de Mirabel a mentionné que les vents étaient calmes et que le calage altimétrique était de 29,85 pouces de mercure, mais n'a pas mentionné la hauteur du plafond ni la visibilité générale observée à l'aéroport.

1.8 *Aides à la navigation*

Nav Canada est responsable de fournir l'information pour les services de navigation dont le pilote a besoin pour naviguer. Peu après l'accident, les instruments nécessaires pour l'approche sur la piste 24 de Mirabel ont été vérifiés et se sont révélés conformes aux normes et en bon état de fonctionnement.

1.9 *Télécommunications*

Le *Manuel d'exploitation - Contrôle de la circulation aérienne* (MANOPS ATC) spécifie les informations qui doivent être fournies aux aéronefs au moment de l'arrivée pour que les équipages puissent bénéficier de la toute dernière information disponible avant l'atterrissage. La section 470 (ultérieurement renumérotée 460) du MANOPS ATC spécifie ces informations qui comprennent, entre autres, le vent, la visibilité, le plafond, le calage altimétrique, les remarques météorologiques pertinentes, la piste et le type d'approche et finalement toutes les autres informations pertinentes. Ces informations n'ont pas été transmises par le contrôleur des arrivées pendant que l'appareil approchait de l'aéroport de Mirabel parce que le contrôleur avait l'impression que les conditions à Mirabel étaient similaires à celles de Dorval d'où le pilote

venait de décoller. Plusieurs données étaient similaires sauf que, pour Mirabel, le rapport de 11 h UTC indiquait un plafond de 300 pieds et une visibilité de 2 sm, alors qu'à Dorval, le plafond était à 600 pieds et la visibilité de 3 sm.

Quelques contrôleurs du contrôle terminal, dont celui qui était en poste la journée de l'accident, avaient assisté à une séance de formation peu de temps avant l'accident. L'un des points qui avaient été soulevés était la performance des avions durant une situation d'urgence. Il y avait eu une discussion sur les limites opérationnelles d'un bimoteur ayant un moteur coupé. Il avait été suggéré que, dans la mesure du possible, le contrôleur devait éviter d'autoriser un virage du côté du moteur coupé puisque cela pouvait augmenter les difficultés de pilotage.

La position, le cap et l'altitude de l'appareil, entre autres, ont été pris en compte pour choisir la piste 24 de Mirabel. Au moment où l'équipage a accepté de se poser à Mirabel, l'appareil volait déjà sur un cap inverse et passablement parallèle à la piste 24. La piste 11 était plus proche d'environ un demi-mille, mais nécessitait un virage continu de 240° vers la gauche, suivi d'un virage de 60° et d'un autre de 30° afin d'aligner l'appareil sur l'axe final. Une descente constante en virage aurait aussi été nécessaire. Quand l'équipage a accepté de se diriger vers Mirabel, il était à quelque 24 milles marins (nm) de la piste 24 et à 23,5 nm de la piste 11.

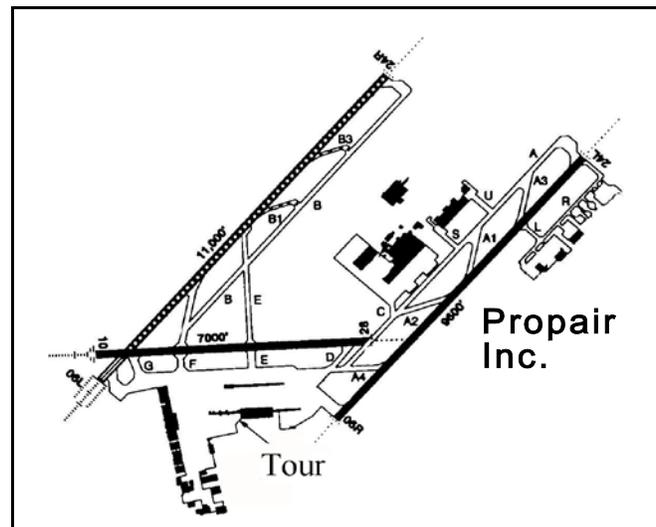
Alors que Propair 420 était à quelque 2,5 nm du seuil de la piste 24, le contrôleur de la tour de Mirabel a autorisé un autre appareil à décoller de la piste 29. Durant cet échange radio, il aurait été impossible pour Propair 420 de communiquer avec la tour. Alors que Propair 420 était à quelque 1,8 nm, le contrôleur a communiqué avec l'équipage pour lui demander s'il avait tenté de communiquer avec la tour. L'équipage a répondu par la négative. L'autre appareil n'a joué aucun rôle dans l'accident.

1.10 Renseignements sur les aérodomes

1.10.1 Aéroport de Dorval

L'aéroport international de Montréal (Dorval) possède deux pistes parallèles (06/24) et une piste transversale (10/28). (Voir la Figure 2.) La piste 24L était en service pour les décollages, et tous les services de l'aéroport étaient disponibles. La piste 24L mesure 9 600 pieds de longueur. La surface des pistes et des voies de circulation était assez humide au moment du décollage du vol. Propair Inc. conduit ses activités à partir d'un hangar situé dans la section de l'aviation générale

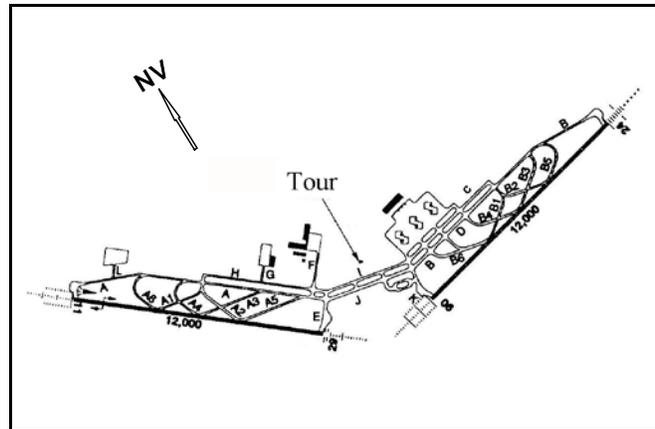
de l'aérodrome. La distance entre le hangar de la compagnie Propair Inc. et le seuil de la piste 24L est d'environ 1 400 pieds. L'appareil a pris son envol dans la zone située entre les voies de circulation A1 et A2, se trouvant à quelque 4 090 pieds et 5 550 pieds respectivement du seuil de piste. Pour les calculs aux fins de l'enquête, on a



présumé que la distance totale comprenant la circulation au sol et la course au décollage était de 6 150 pieds.

1.10.2 Aéroport de Mirabel

L'aéroport international de Montréal (Mirabel) possède deux pistes, la 06/24 et la 11/29. La Figure 3 montre l'orientation et la longueur des deux pistes. Les pistes 06, 11 et 24 sont desservies par des approches ILS (système d'approche aux instruments). La piste 29 est desservie par une approche alignement arrière (LOC BC). La surface des pistes et des voies de circulation était assez humide au moment de l'accident. Les deux aéroports sont exploités par les Aéroports de Montréal.



1.11 Enregistreurs de bord

L'appareil était muni d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR) de marque Allied Signal, modèle 980-6020-011, dont la capacité d'enregistrement numérique est de 30 minutes. L'enregistrement du CVR était de bonne qualité. L'appareil n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR), et il n'était pas tenu de l'être.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Les premières pièces de l'appareil ont été récupérées au tout début de la piste. Parmi les pièces de dimensions plus importantes, il y avait des morceaux de pneus brûlés ainsi que l'une des portes du train d'atterrissage de gauche. À quelque 600 pieds du début de la piste, une marque de couleur bleue était facilement identifiable sur la piste. La partie inférieure du fuselage ainsi que la dérive de l'avion accidenté étaient de cette couleur. On n'a relevé aucun signe de frottement sur la partie inférieure du fuselage, mais l'extrémité de la dérive présentait des signes de frottement avec la piste.

À quelque 700 pieds du début de la piste, on a relevé une entaille dans la piste faite par le train d'atterrissage gauche. En plus des traces de transfert de coloration, il y avait, entre l'entaille et l'endroit où le train d'atterrissage gauche a été retrouvé, une multitude de petits morceaux qui provenaient de ce train d'atterrissage. Ce train d'atterrissage s'est immobilisé sur le côté droit de la piste, à environ 1 500 pieds du seuil de piste.

Les pales de l'hélice du moteur droit ont laissé des traces sur la piste. Le moteur gauche n'a laissé aucune trace de ce type. Après avoir quitté la piste vers la gauche à 1 500 pieds du seuil, l'aile gauche a fini sa course à 2 000 pieds du seuil de piste, à proximité du moteur gauche et près de la trace laissée par le fuselage. L'aile gauche présentait des signes de frottement intense avec le sol (stries). Le longeron avant était brûlé, alors que le longeron arrière montrait des traces de torsion. L'aile était déformée de l'intérieur vers l'extérieur. Il y avait de la suie sur la majeure partie de l'aile. Près de l'aile, l'herbe avait brûlé à quelques endroits. L'aile s'est détachée de l'avion à la station 99, soit près de l'attachement extérieur du train d'atterrissage.

Le fuselage s'est immobilisé sur le dos à quelque 2 200 pieds du seuil de piste et à 250 pieds à gauche du bord de piste. Presque toutes les pièces de l'appareil ont été récupérées. Les pièces les plus petites ont été ramassées par un balai mécanique et transportées, avec les autres composants, au Laboratoire technique du BST pour être analysées.

1.13 Renseignements médicaux

Des autopsies et des analyses toxicologiques ont été faites sur les pilotes. Les résultats des analyses visant à déceler la présence d'alcool et de drogues courantes chez les pilotes ont été négatifs. Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques ou psychologiques aient perturbé les capacités des pilotes.

Des autopsies et des analyses toxicologiques ont également été faites sur trois des neuf passagers en raison de l'endroit où ils se trouvaient dans l'avion : un à l'avant, un au niveau de l'aile et l'autre à l'arrière de l'appareil. Seuls des examens externes et des analyses toxicologiques ont été faits sur les autres passagers.

Le BST a demandé qu'une étude médicale soit faite dans le but d'établir la cause du décès de chaque occupant de l'appareil. L'étude médicale a permis d'établir que :

Les deux pilotes et la majorité des passagers ont succombé aux multiples blessures mortelles qu'ils ont subies au moment de l'impact. Ils ne présentaient pas de signe d'inhalation de produits de combustion ni de signe d'intoxication.

Deux passagers ont survécu à l'impact initial et présentaient des signes de brûlures importantes. L'un d'entre eux présentait des traces macroscopiques de suie dans les voies respiratoires.

Un passager a succombé à l'inhalation de produits de combustion. La cause principale du décès est la présence létale d'acide cyanhydrique causant une asphyxie cérébrale rapide. Les résultats des analyses toxicologiques indiquent un niveau de 100,2 micromols/litre alors que toute valeur supérieure à 75 est considérée comme létale. La combustion incomplète des mousses synthétiques dégage normalement de l'acide cyanhydrique.

Le BST a demandé au Defence and Civil Institute of Environmental Medicine de faire une étude anthropométrique sur l'environnement du poste de pilotage du Metro II, plus particulièrement en ce qui a trait à l'angle et à la position des pieds des pilotes de taille différente sur les palonniers. L'étude avait pour objet de déterminer si les pilotes de forte taille couraient plus de risques d'appuyer sur les freins par inadvertance que les pilotes de petite taille. L'étude a démontré que, peu importe la taille du pilote, il restait toujours de l'espace pour l'ajustement des palonniers. En somme, que le pilote soit de petite ou de forte taille, les risques que le pilote appuie sur les freins par inadvertance ne sont pas plus grands.

1.14 *Incendie*

1.14.1 *Incendie de la nacelle gauche*

Vers 7 h 16, on a observé qu'un panneau au-dessus de l'aile gauche, recouvrant la tuyère du moteur, était manquant. Un panneau d'inspection situé à l'arrière de la nacelle gauche sur l'extrados de l'aile s'est détaché en vol et n'a pas été retrouvé durant l'enquête. La nacelle gauche était presque complète et ne présentait aucune trace extérieure de feu ni de suie.

Peu après 7 h 18, on a constaté qu'il fallait exercer une pression anormale sur l'aileron droit pour conserver le cap, et on a observé que le moteur gauche était en feu. Durant l'enquête, on a déterminé que les ailerons se sont mis à mal répondre parce que la chaleur qui se dégageait de l'incendie a diminué la rigidité du longeron arrière de l'aile gauche, créant une flexion anormale de l'aile. La portance générée par l'aile étant modifiée, la flexion de l'aile a eu des répercussions sur le braquage des ailerons nécessaire pour garder la maîtrise de l'aéronef.

La procédure d'urgence en cas d'incendie moteur indique qu'il faut immédiatement prendre les mesures suivantes :

ENGINE STOP AND FEATHER.....*PULL*
FUEL SHUTOFF.....*CLOSED*
HYDRAULIC SHUTOFF.....*CLOSED*

Ces mesures ont été prises dès qu'on a constaté l'incendie.

1.14.2 Dommages causés par le feu à l'aile gauche

Le longeron arrière s'est détaché de l'avion en se pliant et en se tordant. Le longeron avant était plié de sorte que l'aile s'est rompue dans un mouvement vers le haut par rapport au fuselage. Même si les longerons n'ont pas été brûlés ou n'ont pas totalement fondus, ils présentaient des dommages importants causés par de la chaleur très élevée.

1.14.3 Dommages causés par le feu au fuselage

Aucune des communications de l'équipage ne fait mention d'un feu ou de fumée à bord de l'appareil; on a donc conclu que le feu dans la cabine s'était déclaré au moment de l'impact avec le sol. Les dommages les plus importants sur l'extérieur du fuselage se situaient sur le côté droit arrière de l'appareil et traversaient même la structure de l'appareil. À l'intérieur de l'appareil, les dommages étaient plus importants au niveau du plancher et dans la section du centre, au-dessus de l'aile. À l'avant de l'appareil, les sièges de gauche étaient les plus endommagés. Au centre, les sièges de gauche et de droite étaient très brûlés. Les sièges arrière étaient moins endommagés.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Après que les forces d'impact se furent dissipées, l'espace vital à l'intérieur du fuselage a été réduit de 10 pouces sur le plan latéral. Cette déformation du fuselage est permanente et est plus importante au niveau du poste de pilotage et dans la partie centrale du fuselage. Afin d'arriver à une déformation permanente de cette importance, il a probablement fallu que la déformation initiale soit le double de l'ampleur de la déformation permanente, ce qui représente un pourcentage important pour un fuselage dont la largeur maximale est de 66 pouces.

1.16 *Essais et recherches*

1.16.1 *Essais de résistance dynamique de l'ensemble roue et frein*

Des essais de résistance dynamique de l'ensemble roue et frein ont été effectués chez le constructeur BFGoodrich à Troy, en Ohio aux États-Unis. Une mesure de résistance dynamique a été effectuée en installant une corde autour du pneu et de l'ensemble roue et frein, avec une balance à ressort à l'extrémité pour mesurer la résistance à la pression de freinage de 0 à 30 lb/po². L'essai a indiqué qu'avec aucune pression sur le frein, il fallait appliquer une force en tension de 5 livres pour tourner la roue, et qu'avec une pression de 30 lb/po² sur le frein, une force de 40 livres était nécessaire pour tourner la roue. On a constaté que la résistance pouvait être quelque peu affectée par le couple de chargement de l'écrou de fusée et la précharge résultante sur les roulements de roue. Cet essai a également révélé que l'équipage ne pouvait pas remarquer une application inférieure à 30 lb/po² par le circuit sur les freins durant la circulation au sol et le décollage. Les essais sur les freins n'ont montré aucune diminution par rapport aux attentes de conception.

1.16.2 *Essais dynamométriques*

Les essais avaient pour objet de déterminer la performance thermique de l'ensemble de freinage et de déterminer si un grippage de piston pouvait être localisé ou s'il pouvait se produire. L'ensemble frein et roue a été instrumenté avec des thermocouples et une sonde de pression de liquide hydraulique au frein. Les thermocouples étaient installés pour mesurer les températures au carter des pistons de frein, à la plaque de couple, à la roue, aux ensembles porte-garnitures et boutons, et au liquide hydraulique dans le carter des pistons. Une sonde était installée pour mesurer et pour surveiller la pression hydraulique appliquée dans le circuit de freinage durant les essais.

Pour déterminer les résultats thermiques du frein dans différentes conditions de résistance de freinage, une pompe hydraulique manuelle a été raccordée au frein et pressurisée pour établir une pression de freinage initiale à partir de 10 jusqu'à 60 lb/po² en accroissement de 10 lb/po². La pression initiale à chaque essai dynamométrique était contrôlée pour simuler la pression hydraulique verrouillée à l'intérieur du frein (qui augmenterait la traînée exercée par le frein) et pour en mesurer les effets sur le fonctionnement du frein. Aux fins de ces essais et à cause des conditions limitatives de simulation du dynamomètre, on a établi que l'aéronef avait circulé au sol sur une distance de 1 400 pieds pendant 3 minutes (en extrapolant la vitesse normale de roulement de 4,5 noeuds), avant de faire la course au décollage de 4 750 pieds en 64 secondes (en extrapolant la vitesse annoncée pour le décollage de 115 noeuds).

Les essais ci-après ont été effectués en visant une vitesse de 25 pieds par seconde (pi/s) sur une distance de roulement de 6 150 pieds comprenant la circulation au sol et la course au décollage. La vitesse moyenne était basée sur le calcul de la distance totale divisée par le temps total de roulement au sol (en extrapolant pour tenir compte du dynamomètre) soit 244 secondes. À cause de l'augmentation de pression dans le frein, les essais ci-après nécessitaient qu'une plus grande vitesse soit appliquée aux essais, soit 74,3 pi/s en 64 secondes, pour maintenir une simulation prudente.

Ci-après un tableau des conditions et des résultats des essais dynamométriques :

A R R Ê T	Pression initiale	Pression finale	Vitesse	Durée	Temp. du disque de frein	Temp. de l'ensemble garnitures de freins	Temp. du carter des pistons (Voir note 3)
1	0	Non enregistré	25 pi/s	4 min	82 °F (28 °C)	79 °F (26 °C)	74 °F (23 °C)
2	10 lb/po ²	Non enregistré	25 pi/s	4 min 30	211 °F (99 °C)	196 °F (91 °C)	87 °F (31 °C)
3	20 lb/po ²	Non enregistré	25 pi/s	Non enregistré	337 °F (169 °C)	324 °F (162 °C)	114 °F (46 °C)
4	40 lb/po ²	Non enregistré	25 pi/s	5 min 34	Non enregistré	Non enregistré	Non enregistré
5	20 lb/po ²	Non enregistré	74,3 pi/s	1 min 33	554 °F (290 °C)	567 °F (297 °C)	123 °F (51 °C)
6	30 lb/po ²	50 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 20	711 °F (377 °C)	681 °F (361 °C)	164 °F (73 °C)
7	40 lb/po ²	100 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 17	643 °F (339 °C)	643 °F (339 °C)	234 °F (112 °C)
8	50 lb/po ²	210 lb/po ²	74,3 pi/s	Non enregistré	881 °F (472 °C)	846 °F (452 °C)	214 °F (101 °C)
A R R Ê T	Pression initiale	Pression finale	Vitesse	Durée	Temp. du disque de frein	Temp. de l'ensemble garnitures de freins	Temp. du carter des pistons (Voir note 3)
9	10 lb/po ²	20 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 18	398 °F (203 °C)	396 °F (202 °C)	124 °F (51 °C)
10	20 lb/po ²	40 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 18	512 °F (267 °C)	516 °F (269 °C)	144 °F (62 °C)

11	40 lb/po ²	150 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 26	790 °F (421 °C)	848 °F (453 °C)	238 °F (114 °C)
12	60 lb/po ²	300 lb/po ²	74,3 pi/s	1 min 8	1 084 °F (584 °C)	1 215 °F (657 °C)	302 °F (150 °C)

Notes

1. Tous les essais d'arrêt visaient à atteindre la distance de 6 150 pieds.
2. La pression finale à l'arrêt 12 était limitée par l'usage d'un ventilateur de refroidissement pour éviter une condition de surpression.
3. Selon des essais dynamométriques antérieurs effectués par BFGoodrich, les températures du carter des pistons atteignent approximativement les températures maximales des liquides à l'intérieur du carter des pistons.

Le tableau montre le rapport entre les pointes des éléments de température et l'augmentation de pression de freinage (en simulant l'augmentation de résistance de freinage) causée par la pression de freinage verrouillée dans le circuit, sur la distance de roulement de 6 150 pieds.

1.16.3 Essais d'auto-inflammation

À la suite des résultats de contamination des liquides hydrauliques, des essais ont été effectués pour examiner le comportement des liquides hydrauliques contaminés et non contaminés en contact avec une surface chaude.

En se référant à la décoloration des disques de frein de l'avion accidenté et aux disques de frein d'un autre appareil, il a été estimé que les disques avaient été exposés à des températures supérieures à 600 °C. Pour les besoins des essais, le disque de frein a été chauffé à environ 815 °C pendant environ 30 minutes. Le disque a ensuite été installé sur une plaque chauffante pour maintenir sa température aux environs de 500 °C. Un thermocouple était installé pour

déterminer la température du disque durant les essais. Deux mélanges de liquides hydrauliques ont été versés sur la surface du disque au rythme de 10 millilitres par minute, soit environ 2 cuillères à soupe par minute.

Le premier essai a été mené avec le liquide hydraulique MIL-H-83282 à 100 % pour établir la base de référence. Une seconde série d'essais a été effectuée en utilisant le mélange de 34 % de liquide hydraulique MIL-H-5606 conformément au liquide retrouvé dans le circuit de freinage de l'appareil accidenté. Les liquides hydrauliques ont été versés tour à tour sur la surface chaude du disque afin de déterminer la température la plus basse d'auto-inflammation.

Les résultats du premier essai ont démontré que le liquide hydraulique MIL-H-83282 s'enflamme lorsqu'il est versé sur une surface chauffée à des températures supérieures à 450 °C et produit une flamme puissante d'environ 10 pouces de long. À une température inférieure à 450 °C, le liquide ne s'est pas enflammé mais a produit une grande quantité de fumée. Le second essai a montré que le mélange contenant 34 % de MIL-H-5606 s'enflamme à une température plus basse (424 °C) et produit une flamme aussi puissante et aussi longue que celle observée lors du premier essai. Lorsque le liquide hydraulique mélangé est mis en contact avec la surface chaude à une température inférieure à 424 °C, le liquide ne s'enflamme pas, mais il produit une quantité importante de fumée.

Le fait d'utiliser du liquide hydraulique comme le MIL-H-83282 n'élimine pas complètement les dangers d'incendie associés aux liquides hydrauliques. Ce qu'on obtient est une amélioration dans la résistance à l'inflammation et dans les caractéristiques de propagation des flammes du liquide hydraulique.

Un essai de réaction au feu a été effectué avec le caoutchouc des pneus de l'avion. Un morceau de pneu a été mis en contact avec la flamme. Le matériau s'est enflammé et a continué à brûler.

1.17 Renseignements supplémentaires

1.17.1 Normes de certification des matériaux de rembourrage

Tous les matériaux entrant dans la fabrication des coussins et le rembourrage des sièges, ainsi que les garnitures et les isolants des parois qui se trouvent à bord d'un avion de cette catégorie satisfont aux normes de certification passées et actuelles édictées en vertu de la Partie 23 des *Federal Aviation Regulations* (FAR 23) des États-Unis. Contrairement aux normes de la Partie 25 des FAR (FAR 25), qui s'appliquent aux avions plus gros, les normes de la FAR 23 n'exigent pas que les coussins des sièges soient recouverts d'une couche protectrice spéciale permettant de ralentir le processus de combustion des coussins qui dégagent des gaz toxiques lors d'un incendie. Des tests effectués par la FAA ont démontré qu'il était possible d'allonger la période de survie des occupants lorsqu'un feu se déclare à l'intérieur du fuselage. En munissant les coussins d'un revêtement protecteur pour retarder les effets de la mousse d'uréthane relativement inflammable entrant dans la fabrication des coussins, les passagers pourraient bénéficier de 40 à 60 secondes de plus pour évacuer la cabine, advenant qu'un incendie typique éclate dans la cabine après l'écrasement de l'aéronef. L'utilisation d'éléments coupe-feu ou d'éléments isolants qui dégagent peu de chaleur permet de retarder considérablement l'embrasement général et offre de meilleures chances de survie aux occupants.

Tous les matériaux énumérés ci-devant répondaient aux normes d'inflammabilité en vigueur au moment de la certification de l'appareil. Dans ce cas précis, les normes applicables étaient les normes de la FAR 23, Amendement 23-6, qui date de plus de 30 ans. De nos jours, les normes d'inflammabilité sont plus strictes, mais il n'y a aucune norme stipulant que l'on doit utiliser des matériaux qui répondent aux normes actuelles pour ce type d'aéronef déjà approuvé en vertu de la FAR 23.

1.17.2 Problèmes du circuit de freinage

1.17.2.1 Historique des problèmes du circuit de freinage sur les avions SA226 et SA227

Plusieurs bases de données où sont consignés les événements liés aux circuits de freinage des avions SA226 et SA227 ont été consultées. Plusieurs cas de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train ont été relevés. Les deux cas suivants ont été retenus à cause de leur similitude et parce qu'ils avaient fait l'objet d'une enquête plus approfondie. Le 27 juillet 1988, un Fairchild SA227-AC Metroliner III de Peninsula Airways a subi une perte de pression hydraulique, le voyant de surchauffe de l'aile gauche s'est allumé, des pneus ont éclaté, et le logement du train gauche a été lourdement endommagé par le feu. L'équipage a réussi à faire un atterrissage d'urgence à l'aéroport international d'Anchorage en Alaska. Le 10 février 1990, un Swearingen SA226-TC Metroliner II de Perimeter Airlines a subi une perte de pression hydraulique, le voyant de surchauffe de l'aile gauche s'est allumé, des pneus ont éclaté, et le logement du train gauche a été lourdement endommagé par le feu. L'équipage a coupé le moteur gauche et a réussi à faire un atterrissage d'urgence à l'aéroport international de Winnipeg (Manitoba). D'autres cas pertinents sont analysés ou mentionnés au paragraphe 4.3 du présent rapport.

1.17.2.2 Historique d'entretien des freins du C-GQAL

Une revue de l'historique des travaux de maintenance de l'avion accidenté débutant en mars 1993 révèle que les ensembles de freinage ont été remplacés par des composants remis à neuf à chaque position comme le montre le tableau ci-après. Ce type d'avion effectuait en moyenne un décollage et un atterrissage par heure de vol.

Date des travaux de maintenance	Heures totales de l'avion	Ensemble de freinage Temps entre remplacements de l'ensemble de freinage (heures)			
		Position 1	Position 2	Position 3	Position 4
Mars 1993	25 722,3	Ensemble de freinage remplacé	Ensemble de freinage remplacé	Ensemble de freinage remplacé	
Septembre 1993	25 969,9				Ensemble de freinage remplacé
Juillet 1994	26 436,7	714,4			466,8
Octobre 1994	26 712,6	275,9			
Janvier 1995	26 901,3		1 179,0		
14 août 1995	27 288,9	576,3	387,6		
23 août 1995	27 314,4	25,5			
Avril 1996	27 882,1		812,9		
Janvier 1997	28 101,6			2 379,3	1 664,9
Date de l'accident	28 931,2	1 613,8	1 049,1	829,6	829,6

Ce tableau démontre que les ensembles de freinage aux positions 1 et 2 ont été remplacés à 9 reprises tandis qu'aux positions 3 et 4 ils ont été remplacés à 5 reprises. Entre les remplacements des ensembles de freinage, des pneus usés ont dû être changés parce qu'ils présentaient des méplats ou parce qu'ils avaient éclaté. Les ensembles pneus et roues ont été remplacés à 13 reprises aux positions 1 et 2 et à 11 reprises aux positions 3 et 4.

Au moment de l'accident, les ensembles de freinage aux positions 1 et 2 totalisaient un plus grand nombre d'heures entre remplacements que ce qui avait été typiquement consigné historiquement, ce qui pourrait avoir contribué à une diminution de la résistance physique des joints de piston à la chaleur excessive et causé ainsi une fuite au cours de l'accident. Le remplacement des ensembles de freinage n'est pas déterminé en fonction d'un horaire ou d'un nombre de cycles mais il se fait plutôt au besoin lorsqu'on constate de l'usure excessive et des fuites.

1.17.2.3 Freins de conception similaire

BFGoodrich a indiqué que des freins de conception similaire sont fabriqués et sont utilisés sur d'autres aéronefs de masses semblables. Les roues et les freins du Metroliner ont été conçus à partir de l'équipement élaboré pour le Beech 99. Des recherches ont été faites dans des bases de données sur les événements, mais elles n'ont révélé aucun problème de surchauffe des freins et des roues du Beech 99 similaire à celui constaté sur les SA226 et SA227.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

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

L'analyse portera principalement sur deux grands points. Dans un premier temps, au fil des événements, l'analyse cherchera à expliquer et à comprendre les réactions des personnes en cause dans l'accident. Dans un deuxième temps, l'analyse examinera ce qui s'est passé avant la surchauffe des freins.

Au cours de la phase d'accélération au sol, l'avion avait tendance à se diriger vers la gauche. Pour contrer ce phénomène et pour remettre l'avion dans l'axe de décollage, l'équipage a dû mettre du pied à droite. Une fois en vol, l'équipage a dû faire face à de nombreuses anomalies en très peu de temps. Il y a eu des problèmes hydrauliques, une panne moteur apparente, des problèmes avec les commandes de vol, une surchauffe de la voilure et ce qui a semblé être un incendie moteur. À ce point, l'équipage n'a pas fait le lien entre les performances de l'avion pendant le décollage et les anomalies dont il recherchait la cause. L'analyse examinera les éléments qui pourraient expliquer pourquoi le frottement du frein n'a pas retenu l'attention de l'équipage.

2.2 *Décollage*

Il y avait du brouillard dans la région, mais il n'y avait pas de précipitations. La quantité d'humidité dans l'air n'aurait pas eu de répercussions sur le frottement entre les pneus et la piste. En conséquence, l'hypothèse d'une diminution du frottement peut être écartée en tant que facteur responsable de la tendance de l'aéronef à se diriger vers la gauche. Quant au léger vent de travers de la droite, s'il a joué un rôle, il aurait provoqué l'effet de girouette sur l'avion à droite. Lors de l'accélération au sol au décollage, l'avion s'est dirigé vers la gauche et il a fallu mettre du pied à droite pour corriger la trajectoire de l'avion. Du fait que les commandes de vol répondent mieux quand on augmente la vitesse, il faut habituellement exercer une pression qui va en décroissant sur la pédale de palonnier droite pour que l'avion reste en ligne droite pendant la phase d'accélération. On a estimé que la course au décollage avait été environ deux fois plus longue que celle calculée pour les conditions qui régnaient, et le temps qui s'est écoulé avant la rotation a été établi à quelque 6 secondes de plus que les 21 secondes qui avaient été calculées. Le fait que l'avion s'est dirigé vers la gauche et la longueur de la course au décollage indiquent que le frein gauche frottait, ce qui a été confirmé par un examen ultérieur de

l'ensemble de freinage gauche. Ni le fait que l'avion s'était déporté vers la gauche ni la longueur de la course au décollage n'a incité les pilotes à prendre d'autres mesures, et ils ont poursuivi le décollage. Ces indices n'étaient pas suffisants pour que les pilotes interrompent le décollage.

L'équipage ne semble pas s'être douté que les freins de gauche avaient frotté et surchauffé au décollage, et le train d'atterrissage a été rentré immédiatement après le décollage. En procédant ainsi, l'ensemble roue et freins surchauffé a été rentré dans le logement de train où la chaleur s'est dissipée vers le pneu et les structures voisines, ce qui a fini par causer un incendie. L'avion n'était pas équipé d'un dispositif d'avertissement pour prévenir l'équipage en cas de surchauffe des freins. Au moment de la certification de l'appareil, un dispositif de détection de surchauffe des freins n'était pas exigé par le régulateur, et il n'est toujours pas obligatoire pour cette classe d'aéronef.

Lors de l'enquête, on a envisagé la possibilité d'un problème ergonomique, compte tenu de la position des palonniers sur cet appareil. En effet, la possibilité existait que, compte tenu de sa taille, le premier officier aurait pu exercer une pression accidentelle sur le haut des palonniers. Cependant, l'étude ergonomique a démontré qu'il y avait suffisamment d'ajustement sur les palonniers pour les personnes de toutes les tailles.

2.3 Perte du circuit hydraulique principal

L'enquête n'a pas permis d'établir la cause précise de la perte du circuit hydraulique principal; toutefois, la panne était sans nul doute reliée à l'incendie ou à l'intense chaleur qui régnait à l'intérieur du logement de train. La chaleur peut avoir causé la rupture de conduites hydrauliques ou endommagé des joints des composants hydrauliques, au point de provoquer une perte de pression et de liquide hydrauliques.

2.4 Allumage continu

En s'allumant, le voyant lumineux orange du moteur gauche aurait signalé à l'équipage que le circuit d'allumage continu du moteur s'était mis en marche; normalement, le circuit d'allumage continu du moteur gauche ne se met pas en marche après le démarrage. Le circuit d'allumage continu du moteur se met normalement en marche parce que le moteur s'est éteint. Ce circuit a pour but de rallumer rapidement le moteur. L'examen du moteur gauche effectué après l'accident n'a révélé aucune anomalie qui aurait pu nuire au bon fonctionnement du moteur.

Il y a deux explications plausibles au fait que le voyant de l'allumage continu s'est allumé : soit que le feu dans la nacelle a endommagé le circuit électrique qui contrôle le dispositif d'allumage; soit qu'un faux contact dans les interrupteurs (contacteurs d'interdiction de rentrée du train au sol) du train d'atterrissage a provoqué l'allumage continu du voyant.

2.5 *Voyant de surchauffe de l'aile*

Le voyant de surchauffe de l'aile gauche *L WING OVHT* s'est allumé pendant quelque 90 secondes après l'indication de panne hydraulique. Le fait que le voyant restait allumé au lieu de clignoter indiquait qu'il y avait un problème de surchauffe dans le logement de train ou dans un conduit d'air climatisé. Avant que l'équipage ait amorcé les procédures de la liste de vérifications, le voyant de surchauffe s'est éteint, ce qui indiquait la fin de la surchauffe de l'aile. Toutefois, il est fort probable que le voyant s'est éteint, non pas parce que le problème de surchauffe était réglé, mais plutôt parce que l'incendie dans le logement de train avait détruit le circuit électrique du système d'avertissement.

2.6 *Contrôle de la circulation aérienne*

Lorsque l'équipage a confirmé qu'il désirait se poser à l'aéroport de Mirabel, le choix de la piste d'atterrissage était limité en raison de la vitesse et de l'altitude de l'appareil. Or, la piste 24 était un choix judicieux, compte tenu de la distance à parcourir, de la procédure à exécuter et du temps dont l'équipage avait besoin pour mettre en place les paramètres nécessaires pour l'approche (comme la vitesse, l'altitude et l'affichage des fréquences radio). Il faut aussi tenir compte du fait que le choix de la piste était conforme aux critères mentionnés au contrôleur lors d'une séance de formation récente et que cela permettait également à l'équipage de suivre un profil connu, soit un vent arrière pour la piste en service.

2.7 *Séquence de dislocation et séquence d'impact*

Les signes d'une déformation progressive de l'aile gauche n'étaient pas évidents : les ailerons ne répondaient pas normalement; le voyant lumineux de surchauffe d'aile s'est allumé; un panneau au-dessus de l'aile gauche, recouvrant habituellement la tuyère du moteur, était manquant, et les flammes causées par l'incendie dans le moteur gauche sont devenues visibles.

La rupture du longeron d'aile avant, causée par la chaleur intense, a été le premier événement de la séquence de dislocation. La torsion du longeron arrière suggère qu'il s'est brisé par suite de la rupture vers le haut du longeron avant. Une portance asymétrique s'est alors développée, causant une rotation vers la gauche de l'appareil autour de l'axe longitudinal passant par le logement de train de l'aile gauche. Cette rotation a permis de libérer l'axe d'articulation du train d'atterrissage gauche, et, par voie de conséquence, au train d'atterrissage de s'écraser sur la piste et d'y creuser une entaille. Il est possible que cette rotation du fuselage vers la gauche ait amorcé un moment vers la droite qui pourrait expliquer la présence du train d'atterrissage sur le côté droit de la piste. Le côté gauche de l'appareil a ensuite heurté la piste.

L'extrémité de l'aile gauche a alors été écrasée sous le poids de l'avion, ce qui pourrait expliquer les stries relevées sur l'aile. L'appareil s'est ensuite déplacé vers la gauche puis a quitté la piste.

Le moteur puis l'aile gauche se sont alors détachés du reste du fuselage, qui a poursuivi sa course avant de s'immobiliser sur le dos. Malgré l'intervention rapide des pompiers, il n'y a pas eu de survivants.

2.8 *Médecine et pathologie*

L'enquête a permis d'établir que certains passagers ont succombé à des brûlures et que d'autres ont été intoxiqués. Sans pouvoir affirmer que des normes plus sévères auraient pu sauver la vie de ces personnes, il n'en reste pas moins que la combustion des sièges ainsi que l'apparition des gaz toxiques (résidus de la combustion) auraient pu être retardées grâce à l'application de normes plus strictes.

2.9 *Source de l'incendie*

L'examen de tous les débris trouvés à proximité du train d'atterrissage gauche a montré que la source de l'incendie provenait des deux ensembles de freinage gauches. En effet, l'examen des composants des freins gauches a révélé que les deux disques, les deux carters des pistons de freins, les plaques de couple, les isolateurs de pistons ainsi que les ensembles porte-garnitures et boutons de freins présentaient des dommages importants causés par la chaleur. Cette chaleur provenait du frottement dans le circuit de freinage de gauche durant la course au décollage. D'ailleurs, la décoloration observée sur les disques de frein indique que les freins ont atteint des températures égales ou supérieures à 600 °C pendant une période prolongée. L'uniformité de la décoloration et les marques de frottement sur les deux côtés des disques gauches indiquent que les freins exerçaient sur les roues une pression suffisante pour causer de la surchauffe pendant la circulation au sol et la course au décollage.

Pour que les composants des deux ensembles de freinage produisent simultanément du frottement, il faut que la source du problème se situe en amont des freins. Tous les composants du circuit ont été vérifiés selon plusieurs critères afin d'identifier un bris, un manque d'ajustement de la tringlerie, une incompatibilité ou un mauvais fonctionnement des composants. Certaines anomalies ont été observées lors de l'examen des maîtres-cylindres, mais on n'a trouvé aucune anomalie qui aurait provoqué le maintien d'une pression dans le circuit de freinage. Deux modèles de maître-cylindre se côtoyaient dans chacun des circuits de freinage. Dans cette situation, il fallait examiner s'ils étaient ajustés conformément aux normes du constructeur et s'il y avait une possibilité d'interférences qui auraient pu causer un blocage de la pression des freins. L'examen n'a décelé aucun problème de ce genre.

L'examen des clapets navettes des freins n'a révélé aucune défaillance. En outre, les essais concernant la possibilité d'un centrage des clapets navettes lorsque les deux pilotes exercent simultanément une pression égale sur leur pédale de frein respective n'ont pas donné de résultats probants.

Un grand nombre d'essais ont été effectués afin de démontrer qu'une pression résiduelle aussi faible que 50 lb/po² imposée au circuit de freinage pouvait causer un frottement suivi d'une surchauffe des composants des freins pendant la course au décollage. Cette surchauffe transférée au liquide de freinage produit une expansion du liquide qui se traduit par une augmentation de la pression dans le circuit de freinage. Cette augmentation de la pression augmente le frottement des freins et la surchauffe au point d'excéder les températures normales

d'exploitation. Il est peu probable qu'une pression de freinage initiale de 50 lb/po² puisse être perçue par l'équipage pendant la course au décollage.

Une fois le train rentré, les freins chauffés se sont trouvés enfermés à proximité de diverses conduites (conduites hydrauliques, conduites d'air, conduites de carburant et plusieurs autres) et de fils électriques. En l'absence de refroidissement suffisant, la température des composants des ensembles de freinage a continué à augmenter. Les tests dynamométriques ont indiqué que, sur une distance de 6 135 pieds et avec une pression de 50 lb/po², l'ensemble porte-garnitures et boutons de freins ainsi que le disque de frein pouvaient générer des températures supérieures à 450 °C. Comme les joints de piston en Nitrile commencent à se dégrader aux températures supérieures à 135 °C, cela augmentait le risque de fuite de liquide de freinage dans l'un des ensembles de freinage. Dans cette situation, le liquide contaminé se serait enflammé à une température supérieure à 425 °C comme les tests de laboratoire l'ont démontré. Les pneus ont pris feu en présence des flammes. Il n'en fallait pas plus pour que le cycle se perpétue et que la température ne cesse d'augmenter dans le logement de train, causant la défaillance du circuit hydraulique de l'aéronef ainsi que des dommages aux fils électriques et à l'ensemble des systèmes situés dans le logement de train. Cette destruction partielle des systèmes de l'appareil à l'intérieur du logement de train est le lien entre les différentes informations apparemment non reliées que l'équipage a dû gérer lors de l'événement. Le frottement des freins a causé une surchauffe et une fuite au niveau de l'un des joints de piston qui retiennent le liquide hydraulique des freins.

L'aile gauche a été affaiblie par l'incendie de l'aile et du moteur et elle s'est rompue, ce qui a rendu l'avion incontrôlable. La rupture subséquente de l'aile a expulsé le carburant des réservoirs et a propagé l'incendie à l'ensemble de l'appareil. Les pompiers ont rapidement maîtrisé l'incendie, mais tous les occupants de l'avion ont subi des blessures mortelles causées par les forces d'impact et l'inhalation de produits de combustion ou de suie.

3.0 *Conclusions*

3.1 *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs*

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

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. On compte de nombreux cas de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train sur les avions SA226 et SA227 avec des conséquences presque aussi tragiques que celles-ci. Les équipages de ces appareils ne sont pas tous au courant des nombreux problèmes de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train de ces avions.
2. Le manuel de vol de l'avion et la liste de vérifications d'urgence ne fournissent aucune information sur la possibilité de surchauffe des freins, sur les précautions à prendre pour prévenir la surchauffe des freins et sur les signes qui pourraient indiquer un problème de freins, et ils ne mentionnent aucune mesure à prendre quand l'équipage pense que les freins ont surchauffé.
3. S'il y avait eu des exigences plus strictes en matière d'éléments coupe-feu, la combustion des sièges aurait été retardée et les risques liés à l'incendie pour les occupants de l'appareil auraient été atténués.

4. Le mélange de deux types de liquide hydraulique a abaissé la température d'auto-inflammation à un niveau inférieur à celui du point d'éclair du liquide MIL-H-83282 à l'état pur.
5. Le manuel de maintenance de l'aéronef indiquait que les deux liquides hydrauliques étaient compatibles, mais il n'indiquait pas qu'il ne fallait pas les mélanger pour ne pas diminuer leur résistance au feu.

3.3 *Autres faits établis*

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

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

Le 26 octobre 1998, le BST émettait cinq recommandations (voir ci-après) qui couvraient plusieurs facettes de l'enquête.

4.1.1 *Surchauffe du logement de train et d'aile*

Dans l'espoir d'assurer la sécurité des équipages et des passagers des SA226 et SA227 Metroliner de Fairchild/Swearingen, le Bureau croit que le manuel d'utilisation définitif, soit le manuel de vol de l'avion, doit être modifié. Le Bureau croit également que la formation initiale et périodique des équipages de conduite de Metroliner devrait comprendre des consignes en cas de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train. À cet égard, le Bureau croit que le manuel de vol devra être modifié, entre autres :

- pour faire état de la tendance du circuit de freinage du Metroliner à la surchauffe, des précautions à prendre en cas de surchauffe ou pour prévenir la surchauffe, des symptômes que présentent les circuits de freinage à problème et du fait que la surchauffe des freins peut causer un incendie dans le logement de train;
- pour faire état du fait qu'un voyant *L* ou *R WING OVHT* (voyant d'alarme de surchauffe de l'aile gauche ou de l'aile droite) qui s'allume peut signifier qu'il y a un incendie dans le logement de train et qu'il y a d'autres symptômes liés à ce voyant qui pourraient indiquer la présence d'un incendie à bord;
- pour faire état des mesures à prendre et de la procédure d'urgence à suivre si le voyant d'alarme de surchauffe de logement de train et d'aile s'allume, pour pouvoir intervenir rapidement en cas de doute d'un incendie dans le logement de train.

La Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis, en sa qualité d'organisme de réglementation de l'État de construction de l'avion, a la responsabilité première de rendre obligatoires et d'approuver les modifications au manuel de vol de l'avion. Le 26 octobre 1998, le National Transportation Safety Board (NTSB) des États-Unis, en coordination avec le BST, a formulé six recommandations à la FAA à cet égard. Transports Canada a communiqué avec la FAA concernant des modifications au manuel de vol de l'avion et aux listes de vérifications. Compte tenu de l'urgence de la situation, le Bureau a recommandé que :

Transports Canada et la Federal Aviation Administration se consultent pour formuler en temps opportun des modifications au manuel de vol des SA226 et SA227 Metroliner de Fairchild/Swearingen afin que le manuel mentionne que la surchauffe des freins peut causer un incendie dans le logement de train et qu'il précise les procédures à suivre pour diminuer ce danger ainsi que les mesures à prendre dans le cas d'un incendie potentiel ou réel dans le logement de train.

4.1.2 *Détection de la surchauffe des freins et vulnérabilité du logement de train*

Les SA226/SA227 Metroliner de Fairchild/Swearingen ne sont pas équipés d'un circuit de détection de surchauffe ou de contrôle de la température des freins et, en vertu de la réglementation en vigueur, la présence de ces circuits n'est pas nécessaire pour la certification. Ces circuits, surtout sur un avion dont le circuit de freinage des roues a tendance à surchauffer, permettraient à l'équipage de conduite de surveiller la température des freins et de prendre les précautions nécessaires pour éviter la surchauffe des freins ou la rentrée accidentelle du train principal et des freins surchauffés dans le logement de train.

De plus, comme nous l'avons indiqué précédemment, l'examen de l'avion accidenté a permis de déterminer qu'il y a eu un incendie dans le logement du train principal gauche avant l'écrasement, comme l'indiquent les pneus carbonisés, les conduites et les raccords hydrauliques et de carburant en aluminium fondus et un tuyau souple d'intercommunication de carburant en caoutchouc endommagé. D'autres dommages au logement de train, surtout aux conduites hydrauliques et de carburant, pourraient également avoir été causés par l'éclatement des pneus, puisque les roues du train principal du SA226 de Fairchild/Swearingen ne sont pas dotées de bouchons fusibles (qui fondent lorsqu'ils sont chauds, libérant graduellement la pression des pneus qui s'est accumulée à cause de la chaleur). Si tel fut le cas, les liquides inflammables s'écoulant des conduites hydrauliques et des conduites de carburant en aluminium fondues et endommagées et de la conduite d'intercommunication de carburant en caoutchouc ont alimenté l'incendie.

Transports Canada a publié la *Circulaire d'information de l'Aviation commerciale et d'affaires* (CIACA) numéro 0146, datée du 16 septembre 1998, pour alerter les équipages de conduite et les exploitants aériens de Metroliner au Canada des dangers liés à la surchauffe du circuit de freinage de ces avions. La CIACA numéro 0146 mentionne les indications et les symptômes que présentaient les cas connus de surchauffe des freins et d'incendie dans le logement de train de Metroliner; elle explique le fonctionnement du circuit du voyant d'alarme de surchauffe de logement de train et d'aile; elle précise les mesures à prendre dès que le voyant de surchauffe de l'aile s'allume; elle souligne la tendance du circuit de freinage du Metroliner à la surchauffe ainsi que les conditions amenant à soupçonner une surchauffe des freins. La CIACA précise

également que Transports Canada a soumis une recommandation au constructeur de l'avion; en fait, Transports Canada a communiqué avec la FAA concernant des modifications au manuel de vol de l'avion et aux listes de vérifications.

Les mesures spécifiées dans la CIACA numéro 0146 et jumelées à la recommandation susmentionnée ont pour objet de réduire le danger d'incendie en sensibilisant davantage les personnes à ce danger et en améliorant les pratiques opérationnelles de manière qu'on puisse intervenir efficacement en cas d'incendie potentiel ou réel. Le Bureau croit toutefois que des précautions additionnelles peuvent être prises au niveau des systèmes de bord afin de réduire au minimum la probabilité et la gravité d'un incendie dans le logement de train. C'est pourquoi le Bureau a recommandé que :

Transports Canada, en collaboration avec la Federal Aviation Administration et le constructeur de l'avion, examine les solutions possibles en vue d'installer un circuit de détection de surchauffe ou de contrôle de la température des freins sur les avions SA226 et SA227 de Fairchild/Swearingen;

A98-03

et que

Transports Canada, en collaboration avec la Federal Aviation Administration et le constructeur de l'avion, examine les moyens visant à protéger, sinon à renforcer les conduites hydrauliques et de carburant dans les logements de train afin de réduire au minimum les dommages à ces conduites en cas d'éclatement d'un pneu ou d'un incendie dans le logement de train.

A98-04

4.1.3 *Mélange de liquides hydrauliques*

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

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

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

Transports Canada, compte tenu de l'urgence de la situation, avise tous les exploitants canadiens des avions SA226 et SA227 de Fairchild/Swearingen de l'importance et de la nécessité d'utiliser uniquement du liquide hydraulique MIL-H-83282 dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage de ces avions;

A98-05

et que

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

A98-06

4.2 *Réponses aux recommandations*

4.2.1 *Généralités*

Transports Canada est d'accord avec les recommandations A98-02, A98-03 et A98-04. La section Certification des aéronefs de Transports Canada a exigé que la FAA apporte des modifications au manuel de vol de l'avion pour que celui-ci contienne plus d'instructions et d'informations relatives aux incendies pouvant survenir dans le logement de train. Transports Canada a également publié une CIACA à l'intention de tous les exploitants de Metroliner au Canada pour donner aux pilotes de l'information et des conseils précis sur les incendies dans le logement de train.

De plus, le NTSB a fait parvenir à la FAA des recommandations semblables aux recommandations A98-02, A98-03 et A98-04 du BST. Transports Canada a également fait parvenir à la FAA un exemplaire des recommandations du BST à des fins d'examen, de concertation et de prise de décision, à la suite de l'examen des recommandations du NTSB. Ci-après les réponses de la FAA aux recommandations du BST :

4.2.2 *Réponse à la recommandation A98-02 (NTSB A-98-115)*

Fairchild a publié des modifications au manuel de vol de l'avion approuvé par la FAA explicitant les renseignements sur le voyant de surchauffe de logement de train et d'aile contenus dans la Section 3, Procédures d'urgence, pour les appareils SA226 et SA227. Subséquemment, Transports Canada a rendu obligatoires ces révisions pour les aéronefs immatriculés au Canada. Transports Canada estime que le dossier de cette recommandation est clos.

4.2.3 *Réponse à la recommandation A98-03 (NTSB A-98-116)*

La FAA a terminé son enquête et son évaluation sur l'installation d'un circuit de détection de surchauffe ou d'un système de contrôle de la température des freins sur les avions SA226 et SA227 et elle a conclu que les coûts d'installation d'un tel système seraient prohibitifs.

Toutefois, même si cette recommandation n'a pas été adoptée, d'autres mesures ont été prises pour réduire le risque de surchauffe des freins au décollage. La consigne de navigabilité 2000-17-01 de la FAA a été publiée le 22 août 2000; elle entrerait en vigueur le 6 octobre 2000. Cette consigne de navigabilité rendait obligatoire la conformité avec les bulletins de service 227-32-017 et 226-32-049 de Fairchild visant la modification du circuit de frein de parc, ainsi qu'avec le bulletin de service 1498 de BFGoodrich modifiant l'inspection de l'usure des freins et les limites de jeu. De plus, la FAA a publié la consigne de navigabilité 2001-20-14 qui rend obligatoire la conformité avec les bulletins de service 226-26-003 et 227-26-002 de Fairchild. Entrée en vigueur le 21 novembre 2001, cette consigne de navigabilité vise à corriger les problèmes potentiels des clapets navettes susceptibles de causer le frottement des freins et la surchauffe des freins. Ces mesures sont destinées à prévenir la surchauffe des freins au lieu d'installer un système visant à détecter toute surchauffe. Transports Canada a rendu obligatoire l'application de ces consignes de navigabilité pour les aéronefs immatriculés au Canada et estime que le dossier de cette recommandation est clos.

4.2.4 Réponse à la recommandation A98-04 (NTSB A-98-118)

Transports Canada a fait savoir que la FAA avait répondu en publiant les consignes de navigabilité 2000-14-01 et 2001-20-14. Ces consignes de navigabilité intègrent les modifications au circuit de frein de parc, établissent des limites d'usure de frein et de jeu, remplacent le clapet navette de frein, remplacent une conduite de carburant en caoutchouc par un dispositif métallique et installent un blindage sur les conduites hydrauliques. Transports Canada a rendu obligatoire l'application de ces consignes de navigabilité pour les aéronefs immatriculés au Canada.

4.2.5 Réponse à la recommandation A98-05

Transports Canada est d'accord avec la recommandation A98-05 et a remis à l'industrie de l'aéronautique un avis de navigabilité intitulé *Les dangers liés aux erreurs d'identification et de mélange des liquides d'aéronef*.

4.2.6 Réponse à la recommandation A98-06

Transports Canada est d'accord avec la recommandation A98-06, et a consulté la FAA au sujet de la pertinence des normes, des procédures, des manuels et des pratiques de maintenance en vigueur pour les aéronefs SA226 et SA227 de Fairchild/Swearingen. Cette revue avait pour objectif de s'assurer que seul le liquide hydraulique MIL-H-83282, le cas échéant, est utilisé dans le circuit hydraulique principal et le circuit de freinage de ces avions.

Transports Canada confirme que Fairchild, en coordination avec la FAA, a apporté des modifications aux manuels de maintenance des appareils SA226 et SA227 afin d'inclure des avertissements qui renforcent l'interdiction de mélanger des liquides.

La FAA avait publié la consigne de navigabilité 83-19-02 qui stipule qu'il faut vidanger les circuits hydrauliques des aéronefs contenant du liquide hydraulique ayant un point d'éclair plus bas et remplacer ce liquide par du liquide hydraulique MIL-H-83282 dont le point d'éclair est plus élevé. Cette consigne de navigabilité stipule également que les aéronefs doivent être équipés d'une affichette précisant que seul du liquide hydraulique MIL-H-83282 doit être utilisé.

4.3 *Mesures à prendre*

4.3.1 *Indicateur de pression du circuit de freinage*

L'équipage de Propair a décollé sans savoir qu'une pression résiduelle demeurait dans le circuit de freinage gauche pendant la circulation au sol et la course au décollage. Pendant la course au décollage, la chaleur générée par le frottement du frein gauche partiellement serré a augmenté de façon exponentielle. Cette chaleur extrême a causé la défaillance d'un joint du circuit de freinage, une fuite de liquide hydraulique sur des composants chauds des freins et une combustion suivie d'un incendie dans le logement de train qui a subséquemment causé la défaillance de la structure de l'aile en vol.

Depuis 1983 jusqu'à nos jours, on a enregistré pour ce type d'avion un grand nombre d'incidents et quelques accidents liés à des défaillances de train d'atterrissage, des éclatements de pneus, des crevaisons, des incendies de roues et des pertes de maîtrise au sol. Sur l'ensemble, 62 incidents et 3 accidents comportaient des circonstances similaires à celles du présent accident. Certains des incidents et des accidents signalés auraient pu avoir des conséquences aussi tragiques que celles du présent accident.

Dans la plupart des cas, les recommandations émises par le Bureau à la suite du présent accident visaient à minimiser les conséquences de tels événements et à fournir plus de renseignements aux équipages pour qu'ils puissent reconnaître plus facilement les signes d'incendie dans un logement de train. Cependant, l'une des recommandations portait sur l'installation d'un système de contrôle de la température des freins qui permettrait d'alerter plus rapidement l'équipage en cas de surchauffe. Cette recommandation n'a pas été retenue, car on la considère trop coûteuse à mettre en oeuvre compte tenu de la durée de vie prévue qui reste à l'avion.

Malgré les mesures de contrôle des risques mises en oeuvre jusqu'à présent, les équipages de conduite ne disposent toujours pas d'un dispositif capable de les informer sans ambiguïté du frottement d'un frein lié à la présence d'une pression hydraulique résiduelle dans le circuit de freinage. En raison de l'absence de tout dispositif permettant de détecter le frottement d'un frein et d'alerter l'équipage à temps, un risque élevé d'incendie subsiste avec les dangers de pertes de vie et de biens matériels que cela comporte. Le fabricant du circuit de freinage a indiqué que l'installation d'un indicateur de pression dans le poste de pilotage pour chaque circuit de freinage était réalisable.

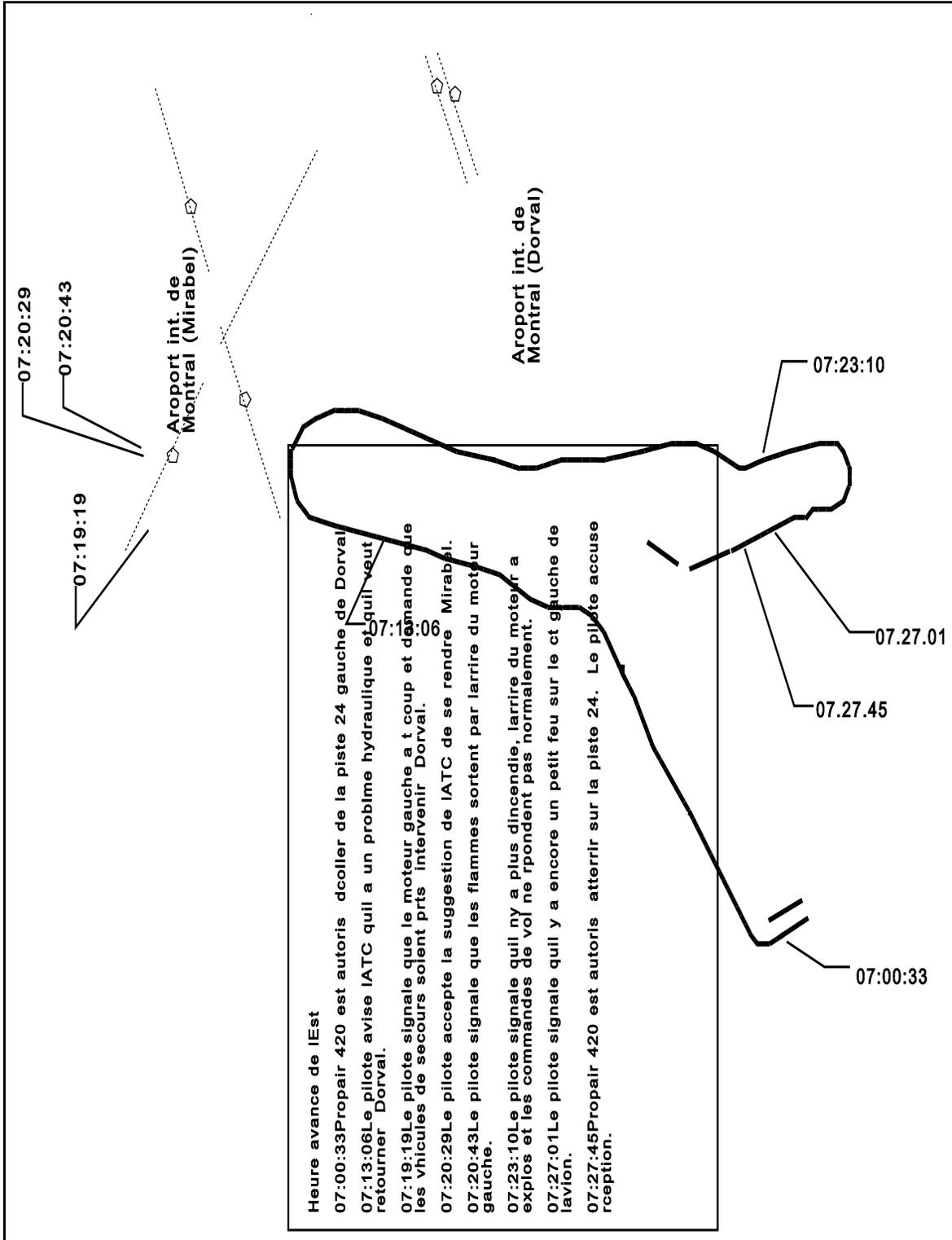
En conséquence, le Bureau recommande que :

Transports Canada, la Federal Aviation Administration des États-Unis et Fairchild explorent la possibilité d'équiper les avions SA226 et SA227 d'un indicateur de pression pour chaque circuit de freinage principal.

A02-03

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

Annexe A - Route suivie par l'avion du vol Propair 420



Annexe B - Liste des rapports de laboratoire

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

LP 78/98 - *CVR Examination* (Examen du CVR);

LP 86/98 - *Structures Group Report* (Rapport de groupe sur les structures);

LP 18/99 - *Spring Washer Failure* (Rupture d'une rondelle élastique).

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Annexe C - Sigles et abréviations

asl	au-dessus du niveau de la mer
ATC	contrôle de la circulation aérienne
ATIS	service automatique d'information de région terminale
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CIACA	<i>Circulaire d'information de l'Aviation commerciale et d'affaires</i>
CVR	enregistreur de la parole dans le poste de pilotage
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FDR	enregistreur de données de vol
h	heure
HAE	heure avancée de l'Est
L	gauche
lb	livre
lb/po ²	livre par pouce carré
LOC BC	approche alignement arrière
MANOPS ATC	<i>Manuel d'exploitation - Contrôle de la circulation aérienne</i>
METAR	message d'observation météorologique régulière
min	minute
nm	mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board
NV	nord vrai
pi/s	pied par seconde
RFS	Rapco Fleet Support Inc.
s	seconde
sm	mille terrestre
SIGMET	message de renseignements météorologiques
Temp.	température
UTC	temps universel coordonné
°	degré
°C	degré Celsius
°F	degré Fahrenheit