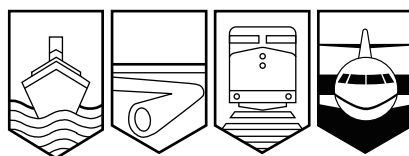


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE**  
**A98A0067**



**PANNE MOTEUR ET ATERRISSAGE FORCÉ**

**V. KELNER AIRWAYS LIMITED**

**PILATUS PC-12 C-FKAL**

**1,5 nm au sud-est de CLARENVILLE (TERRE-NEUVE)**

**LE 18 MAI 1998**

**Canada**



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

### Panne moteur et atterrissage forcé

V. Kelner Airways Limited

Pilatus PC-12 C-FKAL

1,5 nm au sud-est de Clarenville (Terre-Neuve)

Le 18 mai 1998

Rapport numéro A98A0067

### *Résumé*

L'avion Pilatus PC-12 portant le numéro de série 151 effectue un vol intérieur à horaire fixe entre St. John's (Terre-Neuve) et Goose Bay (Labrador). L'avion transporte le pilote, un observateur de la compagnie et huit passagers. Vingt-trois minutes après le départ, l'avion doit faire demi-tour pour revenir à St. John's à cause d'une indication de basse pression d'huile. Huit minutes plus tard, il faut couper le moteur (Pratt & Whitney PT6A-67B) à cause de fortes vibrations. Le pilote se dirige alors vers l'aéroport de Clarenville, mais il ne peut l'atteindre. Le pilote fait un atterrissage forcé dans un marécage situé à un mille et demi de l'aéroport de Clarenville, mais l'avion est détruit au cours de la manoeuvre, et le pilote, l'observateur de la compagnie et un des passagers subissent des blessures graves.

Le Bureau a déterminé que le pilote n'a pas suivi la procédure d'urgence prescrite en cas de basse pression d'huile et que le moteur est tombé en panne avant que le pilote puisse se poser en toute sécurité. Le pilote pensait que les indications de basse pression d'huile étaient fausses, ce qui a influencé ses décisions. Le moteur est tombé en panne parce que l'arrivée d'huile au planétaire du premier étage a été interrompue. L'enquête n'a pas révélé la cause de l'interruption de l'arrivée d'huile.

*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
1.6	Renseignements sur l'aéronef .....	3
1.6.1	Généralités .....	4
1.6.2	Détecteur de limaille du moteur .....	5
1.6.3	Circuit électrique .....	5
1.6.4	Chauffage du pare-brise .....	5
1.6.5	Circuit d'oxygène .....	6
1.6.6	Masse et centrage .....	6
1.7	Renseignements météorologiques .....	6
1.8	Aides à la navigation .....	8
1.9	Télécommunications .....	8
1.10	Renseignements sur l'aérodrome .....	9
1.11	Enregistreurs de bord .....	9
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact .....	9
1.12.1	Examen des lieux .....	9
1.12.2	Renseignements sur le moteur .....	10
1.12.3	Démontage et examen du moteur .....	10
1.13	Renseignements médicaux .....	11
1.14	Incendie .....	11
1.15	Questions relatives à la survie des occupants .....	11
1.16	Essais et recherches .....	11
1.17	Renseignements sur les organismes et sur la gestion .....	12
1.18	Renseignements supplémentaires .....	12
1.18.1	Vol selon les règles de vol aux instruments applicables aux monomoteurs (SEIFR) .....	12
1.18.2	Exigences de formation relatives aux vols SEIFR .....	13
1.18.3	Formation en prise de décisions du pilote .....	13

1.18.4	Procédures d'urgence .....	14
1.18.5	Indications antérieures de basse pression d'huile .....	14
1.18.6	Calculs des performances de l'avion en vol plané .....	15
1.18.7	Exigence réglementaire relative à l'équipement de dégivrage .....	15
<b>2.0</b>	<b>Analyse .....</b>	<b>17</b>
2.1	Panne moteur .....	17
2.2	Détecteur de limaille .....	17
2.3	Prise de décisions du pilote .....	17
2.4	Systèmes de bord de l'avion .....	19
2.5	Équipement de dégivrage .....	20
<b>3.0</b>	<b>Conclusions .....</b>	<b>21</b>
3.1	Faits établis .....	21
3.2	Causes .....	22
<b>4.0</b>	<b>Mesures de sécurité .....</b>	<b>23</b>
4.1	Mesures prises .....	23
4.1.1	Utilisation du détecteur de limaille .....	23
4.1.2	Disponibilité de l'ELT .....	23
4.1.3	Terminologie relative aux procédures d'urgence .....	23
4.2	Mesures à prendre .....	24
4.2.1	Exigences relatives au circuit d'oxygène .....	24
4.2.2	Exigences relatives au circuit électrique .....	25
4.2.3	Exigences relatives au détecteur de limaille du moteur .....	27
4.2.4	Exigences relatives à la surveillance des tendances du moteur .....	28
4.2.5	Autres exigences relatives à l'équipement .....	29
4.2.6	Prise de décisions du pilote .....	30
<b>5.0</b>	<b>Annexes</b>	
	Annexe A - Liste des rapports pertinents .....	33
	Annexe B - Sigles et abréviations .....	35

## 1.0 Renseignements de base

### 1.1 Déroutement du vol

À 16 h 55, heure avancée de Terre-Neuve (HAT)<sup>1</sup>, l'avion du vol 151 de Kelner Airways décolle de St. John's (Terre-Neuve) pour se rendre à Goose Bay (Labrador) selon les règles de vol aux instruments (IFR)<sup>2</sup> avec à son bord le pilote, un observateur et huit passagers.

Au moment où l'avion approche de son altitude de croisière prévue de 22 000 pieds (FL220), le pilote remarque une indication de pression d'huile anormalement basse sur le manomètre de pression d'huile du moteur. Juste avant la mise en palier au FL220, le voyant avertisseur de basse pression d'huile s'allume. Au moment de la mise en palier au FL220, à quelque 39 milles marins (nm) de l'aéroport de St. John's, le voyant d'alarme de basse pression d'huile s'allume. Le pilote envoie un message par l'entremise des services de régulation des vols de la compagnie situés à St. John's pour signaler les indications de basse pression d'huile au personnel de maintenance de la compagnie. Le service de maintenance fait savoir au pilote, toujours par l'entremise des services de régulation des vols, qu'il doit revenir à St. John's. Il faut environ six minutes pour que ces messages soient relayés entre le pilote et le service de maintenance, et l'avion est alors à 71 nm de l'aéroport de St. John's et à 40 nm de l'aéroport de Gander. Le pilote demande ensuite au centre de contrôle régional (ACC) de Gander l'autorisation de revenir à l'aéroport de St. John's, autorisation qui lui est accordée.

Quatre minutes après le demi-tour vers St. John's, le moteur de l'avion se met à vibrer. L'avion se trouve alors à 44 nm de l'aéroport de Gander et franchit le FL200 en descente. Le pilote déclare une situation d'urgence à l'ACC de Gander qui l'autorise à se rendre directement à l'aéroport de St. John's. Au début, le pilote réussit à faire diminuer les vibrations en réduisant la puissance moteur, mais, quelque quatre minutes plus tard, les vibrations sont tellement fortes que le pilote doit couper le moteur alors que l'avion se trouve alors à quelque 49 nm de l'aéroport de St. John's et à quelque 13 000 pieds d'altitude. Le pilote signale à l'ACC de Gander que l'avion a une panne moteur totale et qu'il veut être guidé au radar jusqu'à l'aéroport convenable le plus proche. L'aéroport le plus proche est celui de St. John's; toutefois, à cause de son altitude, l'avion se trouve au-delà de la distance qu'il peut franchir en vol plané. L'ACC de Gander guide alors le pilote au radar vers l'aéroport de Clarenville, le seul autre aéroport de la région, qui se trouve à 20 nm derrière l'avion. L'aéroport de Clarenville se trouve à quelque 47 nm au sud-est de Gander.

---

<sup>1</sup> Les heures sont exprimées en HAT (temps universel coordonné [UTC] moins deux heures et demie), sauf indication contraire.

<sup>2</sup> Voir l'annexe B pour la signification des sigles et abréviations.

Pendant la descente vers Clarenville, le pilote demande un bulletin météorologique pour la région de Clarenville, mais il n'existe aucune station météorologique en service dans les environs, et l'ACC de Gander demande au détachement de la Gendarmerie royale du Canada (GRC) de Clarenville de lui donner une estimation des conditions météorologiques de l'endroit. Les renseignements sont relayés au pilote, à savoir que, d'après les estimations, la couche nuageuse se trouve au-dessus des collines environnantes et que la visibilité est d'environ cinq milles.

Une quinzaine de minutes après que le moteur a été coupé, l'avion sort des nuages au-dessus d'un bois à une altitude estimée entre 400 et 500 pieds au-dessus du sol. Toutefois, il y a de l'huile moteur sur la surface extérieure du pare-brise de l'avion et de la condensation sur la surface intérieure du pare-brise, ce qui gêne la visibilité du pilote. Le pilote doit alors incliner l'avion pour regarder par la fenêtre latérale, mais l'aéroport n'est pas en vue, et le pilote décide de faire un atterrissage forcé dans un marécage.

L'atterrissage forcé a lieu à 17 h 41, train et volets rentrés, à 1,5 nm au sud-est de l'aéroport de Clarenville.

## 1.2 *Victimes*

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	-	-	-	-
Blessés graves	1	1	1	3
Blessés légers/Indemnes	-	7	-	7
<b>Total</b>	<b>1</b>	<b>8</b>	<b>1</b>	<b>10</b>

## 1.3 *Dommmages à l'aéronef*

L'avion a été détruit.

## 1.4 *Autres dommages*

Les dommages au sol sont limités à la zone de l'impact dans le marécage.



## 1.5 Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord
Âge	30 ans
Licence	Pilote de ligne
Date d'expiration du certificat de validation	4 mai 1999
Nombre total d'heures de vol	4 700
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	800
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	120
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	80
Nombre d'heures de service avant l'événement	2
Nombre d'heures libres avant la prise de service	80

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote de ligne en état de validité, et le contrôle de compétence pilote sur le PC-12 qu'il avait subi était valable. Son certificat médical était également valable et avait été signé par un médecin examinateur de l'aviation civile le 28 avril 1998. Le pilote avait reçu toute la formation théorique générale et spécialisée exigée en vertu du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) et du manuel d'exploitation de la compagnie l'autorisant à agir en qualité de commandant de bord sur PC-12.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Pilatus Aircraft Limited
Type et modèle	PC-12
Année de construction	1996
Numéro de série	151
Certificat de navigabilité (Permis de vol)	1 <sup>er</sup> avril 1997
Nombre d'heures de vol cellule	3 913
Type de moteur (nombre)	Pratt & Whitney PT6A-67B (1)
Type d'hélice/de rotor (nombre)	Hartzell HC-E4A-3D (1)
Masse maximale autorisée au décollage	9 921 lb
Type(s) de carburant recommandé(s)	Jet A, Jet A1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet B

### 1.6.1 Généralités

Un examen des documents de l'avion montre que celui-ci était entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Toutefois, afin de pouvoir être autorisé à voler selon les règles de vol aux instruments applicables aux monomoteurs (SEIFR), un avion doit être muni d'un détecteur de limaille pour aviser le pilote qu'il y a une quantité excessive de matériaux ferreux dans le circuit de lubrification du moteur. De par sa conception, le détecteur monté sur l'avion cessait de fournir des indications dans le poste de pilotage dès que le train était rentré; par conséquent, le montage ne respectait pas les exigences de la norme régissant le transport de passagers dans un aéronef monomoteur, à savoir l'article 723.22 des *Normes de service aérien commercial* (NSAC).

Selon le carnet de bord de l'avion, quand l'appareil a été autorisé à partir pour le vol ayant mené à l'accident, il présentait les points d'entretien différés suivants :

1. *La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) était absente.* - L'ELT avait été enlevée de l'avion avant le vol à des fins de maintenance. En vertu de l'article 605.39 du RAC, un aéronef est autorisé à voler sans ELT pendant 90 jours.
2. *Le circuit de dégivrage ne fonctionnait pas; limites imposées à l'avion.* - La gaine de dégivrage extérieure de l'aile gauche avait été remplacée avant le vol et, comme la période de séchage du produit d'étanchéité est de 48 heures, le circuit était inutilisable.
3. *Le voyant de bas niveau d'huile ne fonctionnait pas.* - Au cours de travaux de maintenance n'ayant aucun rapport avec le présent accident, le voyant de bas niveau d'huile s'était allumé. On avait vérifié le niveau du réservoir, et l'on avait constaté que le réservoir était plein. Pendant qu'on faisait une recherche de panne dans le circuit, le voyant s'est éteint, sans que le personnel de maintenance puisse établir pourquoi il s'était allumé. On a suspecté la présence d'un problème intermittent au niveau du bouchon de remplissage et de l'indicateur. Une affichette a été apposée dans l'avion comme mesure provisoire en attendant le remplacement des pièces, et une lettre a été envoyée à tous les équipages de conduite pour les informer que le circuit ne fonctionnait pas et qu'il fallait vérifier visuellement le niveau d'huile avant chaque vol. Le pilote avait lu cette lettre et avait vérifié le niveau d'huile avant d'entreprendre le vol ayant mené à l'accident.

### 1.6.2 Détecteur de limaille du moteur

Le détecteur de limaille sur le PC-12 est monté à la position six heures dans le réducteur. Il n'y a que l'huile de lubrification du réducteur et une partie de l'huile provenant des paliers n<sup>os</sup> 3 et 4 du moteur qui passent par le détecteur de limaille avant de retourner dans la pompe de récupération. Aucune huile de lubrification provenant des paliers n<sup>os</sup> 1 et 2 du moteur ni aucune huile provenant du relais d'accessoires ne passe par le détecteur de limaille avant de retourner dans la pompe de récupération. L'huile de ces parties du moteur va d'abord dans la pompe de récupération, puis dans la pompe de pression et, enfin, dans le filtre à huile avant de retourner lubrifier les composants du moteur. Par conséquent, les particules métalliques provenant de ces régions du moteur sont filtrées avant de pouvoir atteindre le détecteur de limaille installé dans le réducteur.

### 1.6.3 Circuit électrique

La réglementation relative aux vols SEIFR impose, en matière de source d'électricité, la présence de deux sources d'alimentation indépendantes ayant chacune une capacité suffisante pour alimenter les instruments de vol et les accessoires électriques essentiels.<sup>3</sup> Le PC-12 satisfait à cette exigence puisqu'il est muni du circuit de courant continu de 28 volts composé d'une génératrice principale, d'une génératrice secondaire et d'une batterie de 24 volts. Cette dernière sert à faire démarrer le moteur et, en cas de panne moteur ou de panne des deux génératrices, elle se charge d'alimenter les dispositifs électriques essentiels pendant 20 minutes si la charge est réduite au-dessous des 60 ampères, ou pendant 30 minutes si la charge est réduite au-dessous des 50 ampères.

### 1.6.4 Chauffage du pare-brise

Il n'y a qu'un seul dispositif pour désembuer et dégivrer les deux côtés du pare-brise; il s'agit d'éléments chauffants doubles desservant les deux côtés du pare-brise. La chaleur envoyée au pare-brise est commandée par deux interrupteurs (gauche et droit) possédant deux niveaux d'intensité : *LIGHT* (basse intensité) et *HEAVY* (haute intensité); ils sont utilisés au besoin pour désembuer et dégivrer le pare-brise. En cas de panne moteur, la chaleur ne peut être envoyée que sur le pare-brise du pilote. D'après les données fournies par l'avionneur, en cas de panne moteur, si l'interrupteur de chauffage du pare-brise du pilote reste constamment sur *LIGHT*, la batterie devrait pouvoir tenir pendant environ 24 minutes; si ce même interrupteur reste sur *HEAVY*, la batterie devrait tenir pendant quelque 22 minutes et demie. Le pilote a coupé le chauffage du pare-brise après la panne moteur pour ménager la batterie.

---

<sup>3</sup> Alinéa 723.22(2)d des NSAC - Transport de passagers dans un aéronef monomoteur.

Des pilotes du PC-12 ont signalé que le pare-brise de cet avion avait tendance à s'embuer fréquemment quand le chauffage était coupé. Le pilote n'a pas remis le chauffage du pare-brise en marche avant d'approcher de l'aéroport de Clarendville et, quand l'avion a percé la couche nuageuse, le pare-brise était obscurci. Toutefois, dans le présent accident, à cause du mélange formé de brouillard et d'huile qui obstruait la vue du pilote, le fait de remettre le chauffage en marche n'aurait probablement eu aucun effet bénéfique.

#### 1.6.5 *Circuit d'oxygène*

L'avion est équipé d'un circuit d'oxygène de secours qui peut être utilisé par l'équipage et les passagers en cas de dépressurisation. Une bouteille d'oxygène pleine devrait pouvoir alimenter deux membres d'équipage et neuf passagers pendant 10 minutes.

#### 1.6.6 *Masse et centrage*

La masse et le centrage de l'avion se trouvaient dans les limites permises.

### 1.7 *Renseignements météorologiques*

Avant de partir, le pilote avait reçu le bulletin météo horaire de 18 h UTC pour Gander et St. John's. Ces renseignements météorologiques comprenaient également les prévisions de région terminale, les vents en altitude, les renseignements météorologiques significatifs (SIGMET) ainsi que les prévisions régionales pour Terre-Neuve et le Labrador. Après avoir fait demi-tour en direction de St. John's, le pilote a reçu les derniers renseignements météorologiques intéressant St. John's.

Prévisions régionales :

À 18 h UTC, un système dépressionnaire quasiment stationnaire se trouvait à 90 nm à l'est de St. John's. Il y avait également un creux en altitude orienté nord-sud à l'ouest de St. John's et qui se déplaçait vers l'ouest.

Les prévisions pour la région de St. John's faisaient état d'une couche de nuages fragmentés entre 2 000 et 3 000 pieds, d'un ciel couvert à l'occasion, cette couche nuageuse culminant à 8 000 pieds. Une couche de nuages épars en altitude était également prévue, la visibilité étant supérieure à 6 milles terrestres (sm). Il pouvait y avoir des altocumulus castellanus isolés montant jusqu'à 16 000 pieds et donnant une visibilité comprise entre 2 et 5 sm au milieu de légères averses de pluie et de brume. Après 24 h UTC, les précipitations devaient se transformer en légères averses de pluie et de neige.

Les prévisions pour la région de Gander faisaient état d'un ciel couvert avec une couche de nuages entre 1 000 et 2 000 pieds qui montait jusqu'à 18 000 pieds. Une couche de nuages fragmentés en altitude était également prévue, la visibilité devant aller de 3 à plus de 6 sm au milieu d'une petite pluie et de brume. Il pouvait y avoir dans la masse des altocumulus castellanus épars et des cumulus bourgeonnants culminant à 20 000 pieds et donnant une visibilité comprise entre 1 et 3 sm dans des averses de pluie et de la brume. Après 24 h UTC, les précipitations devaient se transformer à l'occasion en de légères averses de pluie et de neige.

Les prévisions de givrage dans la région faisaient état d'un givrage mixte modéré dans les altocumulus castellanus et les cumulus bourgeonnants; ailleurs, il fallait s'attendre à un givrage blanc allant de faible à modéré au-dessus du niveau de congélation, lequel devait se trouver à la surface ou presque.

À l'aéroport de St. John's, le bulletin météorologique horaire de 18 h UTC faisait état des conditions suivantes :

Vents en surface du 340 degrés vrai à 15 noeuds, visibilité de 15 sm, couche de nuages fragmentés à 700 pieds, ciel couvert à 1 000 pieds, température de 3 degrés Celsius, point de rosée de 2 degrés Celsius, calage altimétrique de 29,46 pouces de mercure. Remarque : couverture et nuages composés de six huitièmes de stratus fractus et de deux huitièmes de stratocumulus.

Le bulletin météorologique horaire en vigueur à l'aéroport de St. John's au moment des faits était celui qui reprenait l'observation de 19 h UTC, à savoir :

Vents en surface du 340 degrés vrai à 14 noeuds, visibilité de 15 sm, couche de nuages à 600 pieds avec ciel couvert, température de 3 degrés Celsius, point de rosée de 2 degrés Celsius, calage altimétrique de 29,48 pouces de mercure. Remarque : couverture et nuages composés de huit huitièmes de stratus fractus.

Les prévisions terminales concernant l'aéroport de St. John's valables de 17 h à 20 h UTC étaient les suivantes :

Vents en surface du 360 degrés vrai à 20 noeuds, visibilité de 3 sm dans une légère bruine et de la brume, couche de nuages à 600 pieds avec ciel couvert; par moment, visibilité supérieure à 6 sm, aucun renseignement météorologique significatif, couche de nuages à 800 pieds avec ciel couvert.

À l'aéroport de Gander, le bulletin météorologique horaire de 18 h UTC faisait état des conditions suivantes :

Vents en surface du 340 degrés vrai à 19 noeuds, visibilité de 3 sm dans la pluie légère et la brume, couche de nuages fragmentés à 200 pieds, ciel couvert à 600 pieds, température de 2 degrés Celsius, point de rosée de 1 degré, calage altimétrique de 29,63 pouces de mercure, pluie modérée récente. Remarque : couverture et nuages composés de sept huitièmes de stratus fractus et de un huitième de stratocumulus.

Le bulletin météorologique spécial publié à 19 h 41 UTC en vigueur à l'aéroport de Gander au moment des faits faisait état des conditions suivantes :

Vents en surface du 350 degrés vrai à 15 noeuds, visibilité de 2,5 sm dans la pluie légère et la brume, couche de nuages donnant un ciel couvert à 300 pieds, température de 2 degrés Celsius, point de rosée de 2 degrés Celsius, calage altimétrique de 29,63 pouces de mercure. Remarque : couverture et nuages composés de deux huitièmes de brouillard et de six huitièmes de stratus fractus.

Les prévisions terminales valables pour l'aéroport de Gander de 16 h à 22 h UTC étaient les suivantes :

Vents en surface du 360 degrés vrai à 20 noeuds, visibilité de 3 sm dans la pluie légère et la brume, couche de nuages fragmentés à 300 pieds, ciel couvert à 600 pieds.

Au moment des faits, il n'y avait ni SIGMET ni compte rendu météorologique de pilote (PIREP) en vigueur dans la région.

## *1.8 Aides à la navigation*

Le pilote était guidé au radar et utilisait le récepteur embarqué du système de positionnement mondial (GPS) pour naviguer. L'aéroport de Clarendville n'est pas desservi par des aides à la navigation au sol.

## *1.9 Télécommunications*

Le pilote de l'avion et l'ACC de Gander sont restés en communication jusqu'à ce que l'avion percute le sol.

## 1.10 *Renseignements sur l'aérodrome*

L'aéroport de Clarenville est un aéroport certifié exploité par le gouvernement de Terre-Neuve et du Labrador. Il possède une seule piste, la 08/26, qui mesure 3 933 pieds de longueur. L'aéroport peut accueillir des PC-12 en vol à vue (VFR).

## 1.11 *Enregistreurs de bord*

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR), et il n'était pas tenu de l'être.

## 1.12 *Renseignements sur l'épave et sur l'impact*

### 1.12.1 *Examen des lieux*

L'avion a d'abord accroché la cime de quatre petites épinettes en bordure du marécage. Les dommages aux arbres révèlent que l'avion était incliné de 15 degrés sur la gauche au moment de l'impact. Le saumon de l'aile gauche de l'avion a ensuite touché le marécage (premier impact au sol) à quelque 63 pieds du point d'impact avec les arbres, ce qui a fait un trou de 58 pieds orienté au 270 degrés dans le marécage. Une partie de l'aile gauche (les 6 derniers pieds de l'aile) reposait au bout du trou. L'avion a ensuite creusé un grand cratère ovale à 20 pieds plus loin que le trou (deuxième impact avec le sol). La forme du cratère indique qu'il s'agit du point d'impact du fuselage avec le sol. Le moteur et le bâti-moteur se sont détachés de l'avion dans la région du cratère. Après le premier impact du fuselage avec le sol, l'avion a glissé vers l'avant sur quelque 75 pieds en pivotant d'environ 180 degrés dans le sens contraire des aiguilles d'une montre avant de toucher le sol de nouveau, d'abord avec le bord de fuite de l'aile droite, puis avec celui de l'aile gauche. Cette conclusion est étayée par les marques d'impact observées sur le bord de fuite de l'aile droite. Il s'agit probablement du point de rupture du reste de l'aile gauche encore fixée à l'avion. Ensuite, l'avion a de nouveau glissé sur 75 pieds, toujours en pivotant dans le sens contraire des aiguilles d'une montre, avant de s'immobiliser au cap de 225 degrés, le moteur reposant sous l'aile droite. La partie de l'aile gauche qui s'est détachée de l'avion à son emplanture était enfoncée dans le sol sous l'empennage de l'appareil. On pouvait voir d'importantes traînées d'huile sur les deux côtés du fuselage. Il y avait également des traces moins importantes d'huile sur le dessus du fuselage. Le pilote a eu du mal à voir à l'extérieur parce que de l'huile s'est répandue sur le pare-brise en vol; toutefois, il n'a pas été possible de connaître la quantité d'huile qui pouvait se trouver sur les deux surfaces du pare-brise parce que les deux surfaces du pare-brise se sont détachées de l'avion au moment de l'impact.

### 1.12.2 Renseignements sur le moteur

L'avion était équipé d'un moteur Pratt & Whitney PT6A-67B portant le numéro de série PR0003 qui avait été monté à l'état neuf sur l'avion. Le 19 septembre 1997, après 1 825 heures de fonctionnement, le moteur a été enlevé de l'avion et envoyé chez Pratt & Whitney pour y être examiné et réparé, et ce, à cause de la présence régulière de calamine dans le filtre à huile et d'une décoloration de l'huile. Une fois réparé, le moteur a été installé sur l'avion le 9 mars 1998. Le 4 mai 1998, après 2 387 heures de fonctionnement, un examen endoscopique du compresseur a été effectué à la suite d'une modification non confirmée du temps de décélération du générateur de gaz. Aucune anomalie n'a été relevée. Le joint Garlock du générateur-démarrreur et une soupape de pressurisation d'huile ont été remplacés à ce moment-là à cause d'une consommation d'huile élevée, le moteur ayant consommé deux pintes d'huile en 12 heures. Le 5 mai 1998, après 2 400 heures de fonctionnement, le régulateur carburant et la pompe carburant haute pression ont été remplacés à cause d'une lenteur au démarrage. Le 9 mai 1998, le joint Garlock du générateur-démarrreur a été remplacé de nouveau, car la forte consommation d'huile persistait; par la suite, il n'y a eu aucun autre rapport de forte consommation d'huile. L'analyse des échantillons d'huile prélevés le 12 mai 1998 n'indiquait aucun mauvais état du moteur.

L'examen des feuillets du carnet de bord remontant jusqu'au moment où le moteur en question avait été installé sur l'avion a montré des variations uniformes dans les inscriptions relatives à la pression d'huile faites d'un pilote à l'autre. La plage allait de 110 à 125; toutefois, sur une base individuelle, les inscriptions des pilotes étaient toujours cohérentes. Le modèle qui se dégage de ces variations dans la pression d'huile permet de penser que les variations sont attribuables à la manière dont chaque lecture a été faite et inscrite par chaque pilote plutôt qu'à de véritables fluctuations de la pression d'huile.

### 1.12.3 Démontage et examen du moteur

Le moteur a été expédié aux installations de Pratt & Whitney à Longueuil (Québec) où un examen en cours de démontage a été effectué sous la surveillance d'un enquêteur du BST. Il a été déterminé que le moteur était tombé en panne à la suite d'une interruption de l'arrivée d'huile au planétaire du premier étage dans le réducteur. Il s'agissait de la première panne de cette nature en service et, malgré de nombreux examens et essais effectués sur le moteur ainsi que sur ses composants et circuits connexes, il a été impossible d'établir pourquoi il y avait eu une telle interruption de l'arrivée d'huile au planétaire du premier étage dans le réducteur. Pendant l'examen en cours de démontage, les faits importants suivants ont été observés : aucune autre partie du moteur ne présentait de signe d'un manque d'alimentation en huile, y compris les paliers du planétaire du second étage; de plus, la turbine de puissance s'était détachée de l'arbre d'entraînement du réducteur (conséquence de l'interruption de l'arrivée de l'huile) et avait perdu ses pales sous l'effet de la survitesse qui en avait résulté. (Les pales étaient restées confinées à l'intérieur du carter moteur.)



### 1.13 *Renseignements médicaux*

Rien n'indique que des facteurs médicaux antécédents aient perturbé les capacités du pilote.

### 1.14 *Incendie*

Rien n'indique qu'il y ait eu un incendie, que ce soit avant ou après l'accident.

### 1.15 *Questions relatives à la survie des occupants*

La cabine passagers est demeurée intacte. La porte principale de la cabine, la porte de la soute ainsi que l'issue de secours sur l'aile étaient toutes utilisables. Le siège du passager avant droit est sorti de ses glissières lors de l'accident. Ni les glissières du siège, ni les points de fixation du siège aux glissières ne présentaient de dommages, et le mécanisme de verrouillage fonctionnait comme prévu, ce qui signifie que le siège n'était peut-être pas verrouillé en place.

Le pilote et l'observateur de la compagnie sont restés coincés dans leurs sièges à cause du déplacement vers l'arrière du tableau de bord et du déplacement vers le haut du plancher du poste de pilotage au moment de l'impact. Un des passagers a fait sortir les autres passagers et s'est assuré qu'ils s'étaient éloignés de l'avion; il a également prodigué les premiers soins au pilote et à l'observateur. Il a ensuite récupéré un peu de carburant qui s'écoulait d'une conduite de carburant rompue, et il a fait du feu pour permettre aux passagers de se tenir au chaud.

Quand elle a été prévenue de l'accident imminent, la GRC a fait appel à l'équipe locale de recherches et sauvetage au sol et a affrété un hélicoptère auprès d'un exploitant de l'endroit. On a fait des recherches aériennes au-dessus de la zone de l'accident jusqu'à ce qu'on repère une fusée éclairante. On a localisé le lieu de l'accident à 18 h 45, soit une heure environ après l'accident. Un hélicoptère Labrador de recherches et sauvetage est arrivé sur place à 19 heures. À 20 h 45, tous les occupants avaient été évacués.

Il s'agissait du premier vol depuis que l'ELT avait été enlevée de l'avion à des fins de maintenance. On connaissait la position approximative de l'avion. L'accident est survenu dans un grand marécage dégagé. Un des passagers a lancé une fusée éclairante, et il a été possible, en raison du plafond et de la visibilité, de faire des recherches, à vue à partir des airs. Le fait que l'avion ne transportait pas d'ELT n'a pas gêné les recherches. Toutefois, la présence à bord d'une ELT était importante puisque la route que devait emprunter l'avion l'amenait à voler en région éloignée.

### 1.16 *Essais et recherches*

Il n'y a eu ni essai ni recherche.

## 1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

Au jour de l'accident, la compagnie exploitait deux avions : un Beech 1900 et le Pilatus PC-12. Le Beech 1900 servait principalement au transport de fret et, de temps en temps, à des vols nolisés de transport de passagers. Le PC-12 était surtout utilisé pour le transport de fret. Il assurait également la liaison Goose Bay-St John's-Goose Bay qui consistait à effectuer un vol quotidien de transport de passagers six jours par semaine. Le PC-12 passait de la configuration passagers à la configuration cargo, et vice-versa, au moment des escales à Goose Bay qui duraient une trentaine de minutes. En général, c'est l'observateur de la compagnie qui mettait les sièges en place.

## 1.18 Renseignements supplémentaires

### 1.18.1 Vol selon les règles de vol aux instruments applicables aux monomoteurs (SEIFR)

Avant d'adopter une politique en matière de transport de passagers pendant des vols SEIFR, Transports Canada a effectué une étude de la question. Un document d'orientation a été publié en décembre 1993 avec la conclusion que les turbomoteurs modernes à la fiabilité reconnue, montés en usine sur des cellules d'avions à turbomoteur modernes équipées d'une avionique moderne, rendaient possible les vols SEIFR, et que les risques inhérents à une telle politique étaient gérables. Les résultats de l'étude ont été transmis à la direction de la Sécurité du système de Transports Canada pour qu'une étude opérationnelle indépendante de la sécurité soit faite. Après s'être penchée sur toutes les facettes de la politique et avoir discuté avec d'autres experts techniques, la direction de la Sécurité du système a conclu que les risques étaient effectivement gérables. Finalement, la politique proposée a fait l'objet de consultations auprès des intervenants concernés du milieu de l'aviation canadienne et, en l'absence d'opinion divergente, l'article 703.22 du RAC et l'article 723.22 des NSAC (le règlement et la norme qui régissent le transport de passagers à bord d'un monomoteur) sont entrés en vigueur.

Dans la politique proposée en matière de vol SEIFR, la liste d'équipement obligatoire était assujettie à une condition voulant qu'il y ait un mécanisme de maintenance capable de surveiller et d'enregistrer automatiquement les paramètres moteur relatifs aux éléments indispensables au bon fonctionnement du moteur. Toutefois, cette condition ne faisait pas partie de la liste d'équipement obligatoire qui figure à l'article 723.22 des NSAC. La réglementation SEIFR proposée par l'Australie et les *Joint Aviation Requirements* (JAR) de l'Europe font mention, comme condition, d'un système automatique de surveillance des tendances dans la liste d'équipement obligatoire proposée. La partie des *Federal Aviation Regulations* (FAR) des États-Unis régissant les vols SEIFR ne fait pas mention d'un système automatique de surveillance des tendances, mais elle exige que le programme des inspections de maintenance de l'exploitant contienne soit le programme de surveillance des tendances recommandé par le constructeur, soit un programme de surveillance des tendances approuvé

par la Federal Aviation Administration (FAA). La réglementation canadienne n'oblige pas les exploitants de vols SEIFR à incorporer un système automatique de surveillance des tendances dans leur programme de maintenance.

Les procédures d'utilisation normalisées (SOP) constituent une exigence réglementaire dans le cas des vols commerciaux assurés par deux pilotes ou plus; toutefois, elles ne sont pas obligatoires dans le cas des vols commerciaux assurés par un seul pilote. L'exploitant en cause dans le présent accident n'avait pas établi de SOP pour les vols exécutés par son avion Pilatus.

#### *1.18.2 Exigences de formation relatives aux vols SEIFR*

Pour agir en qualité de commandant de bord d'un aéronef autorisé à voler en SEIFR, un pilote est tenu d'avoir suivi une formation dans un simulateur de vol synthétique homologué. Il existe maintenant un simulateur de PC-12 homologué; cependant, tel n'était pas le cas au moment où les vols SEIFR à bord d'un PC-12 ont été certifiés pour la première fois. Par conséquent, il a fallu que Transports Canada accorde une dérogation pour permettre les vols SEIFR à bord de cet avion, sous réserve que les pilotes aient suivi une formation sur simulateur de Cessna 208. Le pilote avait suivi la formation exigée sur simulateur de Cessna 208.

#### *1.18.3 Formation en prise de décisions du pilote*

Rien dans la réglementation n'oblige un pilote qui effectue des vols SEIFR à avoir suivi une formation en prise de décisions du pilote (PDM). Toutefois, il semble illogique que la norme permettant d'abaisser les limites VFR, qui se trouve à l'article 723.28 des NSAC, « Visibilité en vol minimale en vol VFR - Espace aérien non contrôlé », exige que les pilotes aient suivi une formation PDM. Dans le cas présent, le pilote n'avait pas suivi de cours PDM.

Les cours PDM reconnus par Transports Canada doivent aborder les sujets suivants :

1. Le processus de prise de décisions, y compris des modules sur les facteurs psychologiques, les niveaux de rendement et les phénomènes de « dépistage des erreurs » (mesures dangereuses prises à la suite de suppositions, de conditions dangereuses ou de façons de faire erronées).
2. Les façons de contrecarrer les erreurs humaines illustrées par des études de cas portant sur des accidents antérieurs pertinents.

#### 1.18.4 Procédures d'urgence

Dans le manuel d'utilisation de l'avion (*pilot operating handbook* ou POH), la rubrique 3.6 consacrée aux urgences moteur décrit les procédures à suivre en cas d'indication de basse pression d'huile :

Indications : Avertissement huile clignotant 40 fois/min sur l'EIS. (Après 20 secondes, alarme huile clignotant 80 fois/min sur l'EIS.) Pression d'huile entre 60 et 90 lb/po<sup>2</sup>.

1. Ng : Vérifier si au-dessus de 72 %.
2. Couple : Réduire sous 24 lb/po<sup>2</sup>.
3. Avion : Atterrir dès que possible.

Indications : Avertissement huile clignotant 40 fois/min sur l'EIS et/ou alarme huile clignotant 80 fois/min sur l'EIS. Pression d'huile inférieure à 60 lb/po<sup>2</sup> ou supérieure à 135 lb/po<sup>2</sup>.

4. Avion : Atterrir le plus vite possible en utilisant le couple minimal.

Si possible, toujours garder la possibilité de se rendre en vol plané à l'aire d'atterrissage choisie en cas de panne moteur complète.

Le POH ne définit pas les expressions « Atterrir dès que possible » et « Atterrir le plus vite possible ». Toutefois, voici le sens qui leur est généralement donné :

Atterrir dès que possible - L'aéroport où atterrir ainsi que la durée du vol sont laissés à la discrétion du pilote. Prolonger un vol au-delà de l'aéroport convenable le plus proche n'est pas recommandé.

Atterrir le plus vite possible - Atterrir sans attendre à l'aéroport le plus proche où l'on peut raisonnablement espérer faire une approche et un atterrissage en toute sécurité.

#### 1.18.5 Indications antérieures de basse pression d'huile

Quelques mois avant l'accident, alors que l'avion était équipé d'un moteur prêté, le pilote avait constaté à quelques reprises des baisses de pression d'huile jusque dans la partie inférieure de la plage verte pendant la montée, le tout revenant à la normale une fois en palier. Le pilote a déclaré avoir pensé que c'était la même chose qui se passait pendant le vol ayant mené à

l'accident et que le fait que le système indicateur de bas niveau d'huile ne fonctionnait pas avait aussi un rôle à jouer dans les indications de basse pression d'huile qu'il constatait.

#### *1.18.6 Calculs des performances de l'avion en vol plané*

Les calculs ont montré que, si le pilote avait fait demi-tour vers Gander dès que le moteur s'est mis à vibrer et s'il était resté à 22 000 pieds, il aurait pu se rendre à cet aéroport. Il a également été établi que, si l'avion était resté à 22 000 pieds jusqu'à ce que le moteur soit coupé, il aurait pu rallier St. John's.

L'altitude d'exploitation maximale du PC-12 est de 30 000 pieds, ce chiffre passant à 25 000 pieds lorsque l'équipage est composé d'un seul pilote et que l'avion transporte des passagers. Les calculs effectués dans le cadre des discussions sur les exigences des circuits batterie et oxygène ont montré qu'à la vitesse optimale en plané, l'avion serait descendu de 30 000 pieds jusqu'au niveau de la mer en 32 minutes et demie et qu'il serait passé de 25 000 à 13 000 pieds en 11 minutes et demie.

#### *1.18.7 Exigence réglementaire relative à l'équipement de dégivrage*

En vertu de l'article 605.30 du RAC, le commandant de bord est tenu de s'assurer que l'aéronef possède l'équipement convenable pour être utilisé dans des conditions givrantes si de telles conditions sont signalées ou prévues. Dans le cas qui nous occupe, des conditions givrantes étaient prévues le long de la route de l'avion.



## 2.0 *Analyse*

### 2.1 *Panne moteur*

Le moteur est tombé en panne parce que l'huile n'arrivait pas au planétaire du premier étage; la cause de l'interruption de l'arrivée d'huile n'a pu être établie. Si le détecteur de limaille avait fonctionné en vol, le pilote aurait eu plus de chances de se rendre compte rapidement qu'une panne moteur était imminente, ce qui aurait peut-être influencé ses décisions.

### 2.2 *Détecteur de limaille*

De la manière qu'il est installé, le détecteur de limaille n'est pas en mesure d'alerter le pilote de la présence de tous les matériaux ferreux provenant des composants du moteur. La pose d'un second détecteur de limaille, au niveau du bouchon de vidange du relais d'accessoires, permettrait de surveiller toute huile non filtrée et permettrait également de signaler la présence de particules ferreuses prises dans le système indicateur de limaille existant. Dans sa configuration actuelle, le détecteur de limaille du moteur du PC-12 ne peut pas surveiller l'ensemble du circuit de lubrification du moteur à la recherche de particules ferreuses. Selon le motoriste, d'autres types d'aéronefs équipés d'un moteur PT-6 sont équipés de détecteurs de limaille configurés de cette façon.

### 2.3 *Prise de décisions du pilote*

Le premier signe de problème a été l'indication plus basse que la normale sur l'indicateur de pression d'huile, suivie rapidement du clignotement de l'indication *LOW OIL PRESSURE* puis d'une alarme clignotante. Ces indications progressives étaient conçues pour faire prendre conscience au pilote que la situation se dégradait et pour l'amener à prendre les mesures exigées par le POH, à savoir « atterrir le plus vite possible ». L'apparition des vibrations du moteur était également un signe que l'avion avait un problème.

Le pilote croyait qu'il s'agissait d'un problème d'indicateur et n'a pas suivi l'instruction l'enjoignant « d'atterrir le plus vite possible » qui figurait dans le POH. L'avion se trouvait à 39 nm de l'aéroport de St. John's quand le voyant de basse pression d'huile s'est allumé et, compte tenu du temps pendant lequel le moteur a continué à fonctionner après cela, il aurait probablement été possible de faire un atterrissage au moteur à St. John's. L'avion se trouvait à 44 nm de Gander quand le moteur s'est mis à vibrer, et l'avion aurait probablement pu atteindre cet aéroport si le pilote avait pris la décision de se dérouter sur cet aéroport à ce moment-là. Le fait que le pilote a décidé d'entreprendre la descente après avoir fait demi-tour vers St. John's révèle également que le pilote pensait qu'il s'agissait simplement d'un problème d'indicateur. Le POH stipule que, dans la mesure du possible, il faut toujours garder la possibilité de se rendre en vol plané à l'aire d'atterrissage choisie en cas de panne moteur complète. Les calculs

effectués à partir des tableaux des performances de l'avion montrent que, si le pilote était resté à 22 000 pieds jusqu'au moment de la panne moteur, il aurait pu se rendre en vol plané jusqu'à l'aéroport de St. John's.

Divers facteurs ont influencé la décision du pilote de retourner à St. John's. D'abord, il avait, semble-t-il, déjà constaté des baisses de pression d'huile en montée avant que le tout ne revienne à la normale; il s'attendait donc à la même situation. Il pensait également que cette indication de basse pression d'huile était liée au problème du système indicateur de bas niveau d'huile. De plus, les conditions météorologiques à Gander, même si elles n'étaient pas inférieures aux limites, étaient moins bonnes qu'à St. John's. Il y avait une base de maintenance à St. John's où il aurait été facile de régler le problème d'indicateur avant de poursuivre le vol, alors que si l'avion se déroutait sur Gander, il resterait cloué au sol. Finalement, le service de maintenance avait avisé le pilote, par l'entremise du service de régulation des vols, de revenir à St. John's.

Le pilote a été victime du phénomène de « dépistage des erreurs » (mesures dangereuses prises à la suite de suppositions erronées). Ce phénomène est expliqué dans les cours reconnus de PDM de Transports Canada. Les cours PDM ont pour objet d'atténuer les dangers inhérents au vol en renseignant les pilotes et en leur apprenant comment prendre de bonnes décisions. Le pilote n'avait pas reçu de formation PDM et n'a pas reconnu le phénomène de « dépistage des erreurs ». Il a donc tardé à prendre des décisions en fonction de la situation, ce qui a réduit les possibilités qui s'offraient à lui, et il n'a eu d'autre choix que de couper le moteur.

Le fait que des pilotes au service de petits exploitants ont du mal à prendre de bonnes décisions préoccupe le BST depuis un bon moment. En 1995, après une vague d'événements liés à de mauvaises décisions, le Bureau avait recommandé que :

le ministère des Transports établisse des lignes directrices pour la formation en gestion des ressources du poste de pilotage et en prise de décisions à l'intention de tous les exploitants et équipages oeuvrant dans l'aviation commerciale.

(A95-11, publiée en mai 1995)

Cette recommandation avait pour but de faire comprendre à tous les équipages de conduite de l'aviation commerciale qu'ils doivent posséder les outils et les compétences nécessaires s'ils veulent diminuer le nombre de mauvaises décisions prises dans le cadre des activités quotidiennes liées aux vols commerciaux. Transports Canada a répondu qu'il exigerait que l'on donne de la formation CRM et de la formation PDM en bonne et due forme conçue pour les pilotes des grands transporteurs aériens commerciaux (ceux régis par l'article 705 du RAC). Ces pilotes ne reçoivent de la formation PDM que pendant leur formation initiale; aucune disposition ne stipule qu'il faut recevoir de la formation PDM périodique.



Les SOP peuvent également permettre de prendre des décisions plus facilement dans des situations complexes. On peut voir les SOP comme des décisions, prises à l'avance, qui montrent au pilote comment agir rapidement et en toute sécurité. Les SOP permettent de simplifier le processus de prise de décisions, et elles constituent une exigence réglementaire dans le cas des vols commerciaux assurés par deux pilotes ou plus; toutefois, elles ne sont pas obligatoires dans le cas des vols commerciaux assurés par un seul pilote.

Le pilote avait reçu sa formation en simulateur sur un Cessna 208, un type d'appareil bien différent du PC-12. Contrairement au PC-12, le Cessna 208 n'est pas pressurisé et, en général, le PC-12 est un appareil plus sophistiqué. Dans le cas d'un scénario de panne moteur à bord du Cessna 208, il n'est pas nécessaire de s'arrêter aux questions liées à la haute altitude, comme le bien-être des passagers, les forts vents en altitude et les changements de température. Si le pilote avait reçu une formation en simulateur de PC-12 et si l'accent avait bien été mis sur des situations complexes comme l'imminence d'une panne moteur en altitude, le pilote aurait eu plus de chances de prendre de bonnes décisions quand il s'est retrouvé dans une situation avec des indications progressives de panne.

## 2.4 *Systèmes de bord de l'avion*

La batterie de l'avion peut assurer l'alimentation électrique pendant une trentaine de minutes à condition que la charge soit réduite au-dessous des 50 ampères. Si le chauffage du pare-brise est réglé sur basse intensité uniquement, la batterie fonctionnera seulement pendant 24 minutes environ. Si l'avion est configuré pour prendre la vitesse de plané optimale, il mettra 32 minutes et demie pour passer de l'altitude de 30 000 pieds jusqu'au niveau de la mer. Dans le scénario décrit ci-dessus, sous réserve que le chauffage du pare-brise ait été réglé sur basse intensité, la batterie serait tombée à plat huit minutes et demie avant que l'avion arrive au sol. L'utilisation d'autres dispositifs pendant la descente, par exemple le chauffage du pare-brise, les phares d'atterrissage ou encore des tentatives de faire redémarrer le moteur, aurait demandé un plus gros effort à la batterie dont la capacité est déjà limitée. Dans le cas qui nous occupe, l'avion est resté en vol pendant une quinzaine de minutes après la panne moteur. Par conséquent, il est probable que la batterie aurait toujours été capable d'alimenter les instruments essentiels, même si le chauffage du pare-brise était resté en marche.

Quoi qu'il en soit, le RAC n'exige pas que les aéronefs effectuant des vols SEIFR disposent d'une alimentation électrique de secours capable d'alimenter les circuits électriques nécessaires, en cas de panne moteur complète, pendant tout le temps qu'il faut pour descendre depuis l'altitude d'exploitation maximale, l'aéronef ayant la vitesse et la configuration de plané optimal. D'autres organismes de réglementation ont reconnu qu'une batterie normale était insuffisante pour servir de moyen de secours en SEIFR. L'exigence australienne relative à l'alimentation électrique de secours en SEIFR et également une exigence similaire faisant partie du projet de règlement SEIFR des *Joint Aviation Requirements - Operations* européennes en font foi.

Le circuit d'oxygène est conçu pour fournir de l'oxygène à l'équipage et aux passagers pendant 10 minutes. À partir de 25 000 pieds (l'altitude maximale pour un vol de transport de passagers effectué par un seul pilote en IFR), il faut 11 minutes et demie pour descendre à 13 000 pieds à la vitesse de plané optimale. L'oxygène va donc manquer une minute et demie avant que l'avion arrive à 13 000 pieds. Le RAC n'exige pas que les aéronefs pressurisés effectuant des vols SEIFR disposent d'une quantité suffisante d'oxygène pour pouvoir, en cas de panne moteur complète, descendre à un profil de plané optimal, de l'altitude d'exploitation maximale jusqu'à une altitude cabine de 13 000 pieds.

Depuis 1993, date à laquelle les vols SEIFR ont été autorisés au Canada, des améliorations technologiques importantes ont été apportées à l'équipement des aéronefs. La navigation par satellite à l'aide du GPS est maintenant chose courante dans l'aviation commerciale, et les systèmes automatiques capables de surveiller le fonctionnement du moteur (*health and usage monitoring system* ou HUMS) ainsi que les systèmes de bord élaborés de surveillance des particules dans l'huile qui peuvent détecter les matériaux non ferreux dans l'huile sont plus facilement disponibles. Les instances de réglementation de l'Australie ont instauré des règles SEIFR après les instances canadiennes, ce qui leur a permis d'incorporer certains de ces nouveaux systèmes dans leur réglementation. En Australie, on exige également que les dispositifs électriques comme les phares d'atterrissage, les altimètres radar ou les radioaltimètres puissent être alimentés par le circuit d'alimentation électrique de secours de l'avion (autrement dit, la batterie). Les phares d'atterrissage et le radioaltimètre du Pilatus accidenté auraient pu être alimentés par la batterie; toutefois, la réglementation canadienne ne l'exige pas.

## 2.5 Équipement de dégivrage

Les renseignements météorologiques transmis au pilote montraient que du givrage était prévu le long de la route. Le RAC exige que l'équipement de dégivrage de l'aéronef soit en bon état de fonctionnement avant le départ; toutefois, quand l'avion a décollé, son circuit de dégivrage de l'aile était inutilisable.

Si les gaines de dégivrage pneumatique avaient pu fonctionner pendant le vol, elles n'auraient pas pu servir une fois le moteur en panne; par conséquent, le pilote aurait été incapable de se débarrasser de la glace sur les surfaces critiques pendant une descente sans moteur dans des conditions givrantes. Même de petites quantités de glace sur les surfaces critiques peuvent avoir de mauvaises répercussions sur la manoeuvrabilité de l'avion, les performances en vol plané et la vitesse de décrochage. Le pilote devrait être conscient de cela et aurait dû tenir compte de ces répercussions sur l'appareil au moment de la descente et de l'atterrissage.

## 3.0 *Conclusions*

### 3.1 *Faits établis*

1. L'examen des dossiers révèle que le pilote possédait la licence, les qualifications et la formation nécessaires pour effectuer le vol conformément à la réglementation en vigueur.
2. Les dossiers indiquent que l'avion était entretenu conformément à la réglementation en vigueur.
3. La masse et le centrage de l'avion se trouvaient dans les limites permises.
4. L'avion ne respectait pas les exigences d'approbation des vols SEIFR, car le détecteur de limaille du moteur ne pouvait pas fonctionner en vol.
5. Dans sa configuration actuelle, le détecteur de limaille du moteur du PC-12 ne peut pas surveiller l'ensemble du circuit de lubrification du moteur à la recherche de particules ferreuses.
6. Le pilote a déclaré avoir déjà observé des indications de pression d'huile inhabituelles à bord de l'avion accidenté.
7. Le pilote savait avant d'entreprendre le vol ayant mené à l'accident que le système indicateur de bas niveau d'huile ne fonctionnait pas.
8. Le moteur est tombé en panne à la suite d'une interruption de l'arrivée d'huile au planétaire du premier étage; la cause de cette interruption de l'arrivée d'huile n'a pu être établie. Il s'agit de la première panne de cette nature.
9. Les indications de basse pression d'huile étaient valables, mais le pilote a jugé qu'elles ne l'étaient pas; il a été victime du phénomène de « dépistage des erreurs » (mesures dangereuses prises à la suite de suppositions, de conditions dangereuses ou de façons de faire erronées); c'est pourquoi il n'a pas suivi l'instruction « d'atterrir le plus vite possible » spécifiée dans la section des procédures d'urgence du POH.
10. Le POH ne définit pas les expressions « Atterrir le plus vite possible » et « Atterrir dès que possible ».
11. Contrairement à la procédure recommandée demandant de garder toute la capacité de plané de l'avion, le pilote a mis l'avion en descente après avoir fait demi-tour en direction de St. John's.

12. L'avion a décollé en direction d'une région où l'on annonçait du givrage alors que le circuit de dégivrage de l'aile était inutilisable.
13. Il n'y a pas moyen de se débarrasser de la glace sur les surfaces critiques du PC-12 une fois que le moteur est coupé; les pilotes devraient tenir compte des conséquences néfastes de la glace pendant la descente et l'atterrissage.
14. L'ELT avait été enlevée de l'avion avant le vol à des fins de maintenance; en vertu de l'article 605.39 du RAC, il est permis de voler sans ELT pendant 90 jours.
15. Le RAC n'exige pas que les pilotes effectuant des vols SEIFR aient suivi un cours sur la prise de décisions du pilote.
16. Les dispositions du RAC qui régissent les vols SEIFR ne font pas mention, dans la liste d'équipement obligatoire, d'un système capable de surveiller et d'enregistrer les paramètres moteur relatifs aux éléments indispensables au bon fonctionnement du moteur.
17. Le RAC n'exige pas que les aéronefs pressurisés effectuant des vols SEIFR disposent d'une quantité suffisante d'oxygène pour pouvoir descendre, sans moteur et à un profil de plané optimal, de l'altitude d'exploitation maximale jusqu'à une altitude cabine de 13 000 pieds.
18. Le RAC n'exige pas que les aéronefs effectuant des vols SEIFR disposent d'une alimentation électrique de secours capable d'alimenter les circuits électriques nécessaires, en cas de panne moteur complète, pendant tout le temps nécessaire pour descendre depuis l'altitude d'exploitation maximale, l'aéronef ayant la vitesse et la configuration offrant un plané optimal.
19. Les normes du RAC relatives à l'équipement qui s'appliquent aux vols SEIFR ne sont pas aussi strictes que celles imposées par d'autres organismes de réglementation, notamment celui de l'Australie.

### 3.2 Causes

Le pilote n'a pas suivi la procédure d'urgence prescrite en cas de basse pression d'huile, et le moteur est tombé en panne avant que le pilote puisse se poser en toute sécurité. Le pilote pensait que les indications de basse pression d'huile étaient fausses, ce qui a influencé ses décisions. Le moteur est tombé en panne parce que l'arrivée d'huile au planétaire du premier étage a été interrompue. L'enquête n'a pas révélé la cause de l'interruption de l'arrivée d'huile.

## 4.0 *Mesures de sécurité*

### 4.1 *Mesures prises*

#### 4.1.1 *Utilisation du détecteur de limaille*

Comme le détecteur de limaille ne pouvait être utilisé une fois le train rentré, l'avion ne respectait pas les exigences d'approbation des vols SEIFR, lesquelles imposent la présence d'un détecteur de limaille capable d'avertir le pilote qu'il y a une quantité excessive de matériaux ferreux dans le circuit de lubrification du moteur. Une fois au courant, à savoir le 15 juillet 1998, Transports Canada a envoyé une lettre à tous les gestionnaires régionaux du ministère pour qu'ils la fassent parvenir à tous les exploitants de PC-12 immatriculés au Canada pour les avertir qu'ils avaient 90 jours pour modifier leurs avions de sorte que les appareils disposent d'un détecteur de limaille utilisable dans tous les régimes de vol.

#### 4.1.2 *Disponibilité de l'ELT*

Il y a une proposition de modification au RAC qui permettra d'exploiter un taxi aérien (assujéti à la sous-partie 703 du RAC) sans ELT pendant une période ne dépassant pas 30 jours. Dans le cas des propriétaires privés, ou encore d'exploitants dont les aéronefs volent peu ou courent peu de risques, 30 jours peut être un laps de temps judicieux pour permettre le vol sans ELT à bord; toutefois, en exploitation commerciale où le taux d'utilisation est élevé, ou dans le cas des opérations qui présentent plus de risques, cette période de 30 jours semble trop longue pour permettre le vol sans ELT. En conséquence, le BST a envoyé un avis de sécurité à Transports Canada dans lequel il lui suggère d'envisager de raccourcir cette période de 30 jours, voire de l'éliminer en exploitation commerciale.

Il existe également un avis de proposition de modification visant à raccourcir la période au cours de laquelle les aéronefs exploités en vertu des articles 705 et 704 du RAC sont autorisés à voler sans ELT utilisable.

#### 4.1.3 *Terminologie relative aux procédures d'urgence*

Certains constructeurs d'aéronefs définissent les expressions « le plus vite possible » et « dès que possible » et n'emploient que les expressions qu'ils ont définies. De la même façon, Transports Canada, dans son *Manuel des opérations de bimoteurs avec distance de vol prolongée*, définit les aéroports « convenables » et « adéquats ». Cela atténue les incertitudes et permet à tous les intéressés (constructeurs, pilotes, régulateurs de vol et personnel de maintenance) de juger avec précision et d'une manière uniforme du degré d'urgence rattaché à une situation urgente en vol. Comme une interprétation uniforme de la terminologie relative aux procédures d'urgence

est nécessaire pour garantir une intervention appropriée, le BST a envoyé le 18 juin 1998 un avis de sécurité à Transports Canada pour lui demander d'envisager un moyen d'uniformiser ces expressions dans l'industrie de l'aviation.

En réponse, Transports Canada a publié, le 21 octobre 1999, la Circulaire d'information de l'Aviation commerciale et d'affaires n° 0163 qui traite de la normalisation de la terminologie liée aux procédures d'urgence des aéronefs. Transports Canada a également demandé à Pilatus Aircraft de revoir le POH du PC-12 à cet égard et a recommandé que des définitions complètes des expressions employées figurent dans le POH.

## 4.2 *Mesures à prendre*

### 4.2.1 *Exigences relatives au circuit d'oxygène*

L'article 605.31 du RAC exige que les aéronefs pressurisés disposent d'une réserve d'oxygène. Cet article exige soit une réserve permettant de fournir de l'oxygène pendant au moins dix minutes à l'équipage et aux passagers, soit une réserve suffisante pour permettre une descente d'urgence au-dessous de 13 000 pieds, selon la plus grande de ces deux quantités. Le circuit d'oxygène ordinaire monté à bord du Pilatus PC-12 respecte les exigences énoncées (10 minutes) dans l'article du RAC. La réglementation applicable aux vols SEIFR n'impose aucune exigence supplémentaire en matière de circuit d'oxygène.

Le POH mentionne que le circuit d'oxygène ordinaire du PC-12 est prévu pour l'équipage et les passagers en cas de contamination de l'air envoyé dans la cabine ou de dépressurisation avec descente rapide vers une altitude plus basse. Il mentionne également que le circuit est capable de fournir de l'oxygène à deux membres d'équipage et à neuf passagers pendant au moins 10 minutes, le temps que l'avion descende de 30 000 à 10 000 pieds. Une descente rapide est la meilleure façon de procéder en cas de contamination de l'air ou de dépressurisation, si le moteur fonctionne; toutefois, si l'avion subit une dépressurisation à cause d'une panne moteur, une descente rapide va nuire au profil de plané de l'avion et va diminuer les chances d'atteindre un aéroport convenable.

Conserver le profil optimal de plané est un élément fondamental quand on fait face à une panne moteur complète. Mais, dans un scénario de panne moteur à haute altitude, la nécessité de conserver la vitesse optimale de plané se fait au détriment de l'obligation de descendre rapidement au-dessous de 13 000 pieds à cause de la dépressurisation et des réserves limitées d'oxygène. Le POH du PC-12 précise qu'en configuration optimale de plané sans moteur, il faut 16 minutes à l'avion pour descendre de 30 000 pieds (l'altitude d'exploitation maximale du PC-12 en pilotage à deux) à 13 000 pieds. Cela signifie qu'en cas de descente à partir de 30 000 pieds, la réserve d'oxygène sera épuisée six minutes avant que l'avion arrive à 13 000 pieds; à partir de 25 000 pieds (l'altitude d'exploitation maximale en pilotage à un seul pilote), la descente prend environ 11 minutes et demie. Le PC-12 respecte les exigences du RAC

relatives à l'équipement d'oxygène, mais la réserve normale d'oxygène à bord n'est pas suffisante pour permettre une descente sans moteur en adoptant le profil optimal de plané tout en conservant des réserves d'oxygène.

La réglementation relative à l'équipement et à la réserve d'oxygène est antérieure aux vols SEIFR et n'a pas été modifiée depuis l'entrée en vigueur de la politique applicable aux vols SEIFR. La réglementation ne mentionne pas qu'un monomoteur doit pouvoir conserver son profil optimal de plané tout au long de sa descente sans moteur. D'autres organismes de réglementation ont reconnu la nécessité d'édicter une règle spécifique en matière d'équipement d'oxygène applicable aux vols SEIFR. En Australie, la Civil Aviation Safety Authority exige que les avions pressurisés effectuant des vols SEIFR soient équipés d'une quantité additionnelle d'oxygène suffisante destinée à tous les occupants qui permette à l'avion de descendre de son niveau de croisière, après une panne moteur et en adoptant la vitesse de plané donnant la distance franchissable maximale et la meilleure configuration de plané, jusqu'à une altitude cabine de 13 000 pieds, et ce, en supposant une perte de pression cabine maximale. Le projet de règlement des *Joint Aviation Requirements - Operations* européennes renferme la même règle en matière d'oxygène.

La réserve d'oxygène n'a joué aucun rôle dans l'accident, mais il a été démontré que les avions pressurisés effectuant des vols SEIFR au Canada n'ont peut-être pas des réserves d'oxygène suffisantes pour leur permettre d'effectuer une descente optimale sans moteur depuis l'altitude d'exploitation maximale. Par conséquent, le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige que les aéronefs pressurisés effectuant des vols selon les règles de vol aux instruments applicables aux monomoteurs (SEIFR) disposent d'une réserve d'oxygène suffisante pour pouvoir adopter un profil de plané optimal pendant une descente sans moteur, de l'altitude d'exploitation maximale de l'aéronef à une altitude cabine de 13 000 pieds.

A00-01

#### 4.2.2 Exigences relatives au circuit électrique

L'exigence applicable aux vols SEIFR en matière d'alimentation électrique est la suivante : deux sources d'alimentation électrique indépendantes, ayant chacune une capacité suffisante pour alimenter les instruments de vol et les accessoires électriques essentiels. Avec ses deux génératrices, le PC-12 respecte cette exigence. D'après le POH du PC-12, la batterie fournit l'alimentation électrique nécessaire à un démarrage moteur et elle peut également alimenter les circuits électriques essentiels pendant 20 minutes en cas de panne des deux génératrices ou de panne moteur si la charge est inférieure à 60 ampères. Si cette charge est réduite à moins de 50 ampères, la batterie peut tenir pendant 30 minutes. Conserver des performances optimales de plané après une panne moteur est essentiel, et, pendant le plané, la batterie de l'avion est la

seule source d'alimentation électrique. Des conditions météorologiques de vol aux instruments peuvent régner pendant la descente; par conséquent, il est primordial que la batterie soit capable d'alimenter les instruments en électricité jusqu'à l'atterrissage.

À la vitesse et en configuration optimales de plané, le PC-12 met 32 minutes pour descendre de 30 000 pieds jusqu'au niveau de la mer; si le plané débute à 25 000 pieds, il faut 28 minutes. La charge électrique typique nécessaire à l'équipement essentiel du PC-12 est de quelque 50 ampères et, d'après l'avionneur, une batterie d'une capacité de 70 % ayant une puissance nominale de 40 ampères-heure peut fournir cette charge pendant 31 minutes. En alimentant uniquement les instruments et les feux essentiels de l'avion, la batterie sera probablement déchargée, ou presque, avant l'atterrissage. De plus, il peut s'avérer nécessaire d'alimenter d'autres circuits électriques, ce qui réduit d'autant l'autonomie de la batterie. Une tentative de remettre le moteur en marche ou l'utilisation du phare d'atterrissage de nuit demande un gros effort à la batterie. Il se peut également qu'il faille utiliser le chauffage électrique du pare-brise. En cas d'utilisation continue du chauffage du pare-brise du pilote à basse intensité, la batterie est censée tenir pendant quelque 24 minutes; à haute intensité, elle ne tiendra plus que 22 minutes et demie, laps de temps inférieur à la durée du plané optimal depuis l'altitude d'exploitation maximale.

D'autres organismes de réglementation ont reconnu que l'alimentation électrique ordinaire fournie par la batterie ne convenait pas en cas d'urgence pendant les vols SEIFR. En Australie, l'exigence relative aux vols SEIFR portant sur l'alimentation électrique de secours fait état d'un circuit ayant une capacité et une durée de fonctionnement suffisantes pour subvenir, en cas de manque total de courant provenant des génératrices, aux charges électriques essentielles aux éléments suivants :

- une tentative de remise en marche du moteur;
- le temps d'une descente depuis l'altitude d'exploitation maximale effectuée à la vitesse de plané donnant la distance franchissable maximale et dans la meilleure configuration de plané, ou pendant une heure, selon la plus grande de ces deux périodes;
- la poursuite d'un atterrissage en toute sécurité;
- le cas échéant, la sortie du train d'atterrissage et des volets.

Le projet de règlement des *Joint Aviation Requirements - Operations* européennes en matière de vols SEIFR renferme une exigence similaire.



Il se peut que l'alimentation électrique de secours (la batterie) d'un aéronef effectuant des vols SEIFR soit insuffisante pour alimenter les circuits électriques essentiels de l'aéronef tout au long d'une descente sans moteur effectuée depuis l'altitude d'exploitation maximale à la vitesse et en configuration optimales de plané, mais le RAC n'exige pas la présence d'un système assurant une alimentation électrique suffisante. C'est pourquoi le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige que les aéronefs effectuant des vols SEIFR disposent d'une alimentation électrique de secours suffisante pour alimenter les circuits électriques essentiels après une panne moteur, tout au long d'une descente effectuée à la vitesse et en configuration optimales de plané, à partir de l'altitude d'exploitation maximale jusqu'au sol.

A00-02

#### 4.2.3 Exigences relatives au détecteur de limaille du moteur

La norme portant sur l'équipement des aéronefs effectuant des vols SEIFR impose la présence d'un détecteur de limaille capable d'avertir le pilote de la présence d'une quantité excessive de matériaux ferreux dans le circuit de lubrification du moteur.<sup>4</sup> Le détecteur de limaille du PC-12 accidenté est conçu de façon telle qu'il devient inutilisable en vol, ce qui veut dire qu'il ne respecte pas l'esprit de la norme relative aux équipements. Transports Canada a demandé aux exploitants de PC-12 de poser un détecteur de limaille utilisable dans tous les régimes de vol.

Le détecteur de limaille du PC-12 est monté à la position six heures dans le réducteur. Il n'y a que l'huile de lubrification du réducteur et une partie de celle provenant des paliers n<sup>os</sup> 3 et 4 du moteur qui passent par le détecteur de limaille avant de retourner dans la pompe de récupération. Aucune huile de lubrification provenant des paliers n<sup>os</sup> 1 et 2 du moteur, ni aucune huile provenant du relais d'accessoires, ne passe par le détecteur de limaille avant de retourner dans la pompe de récupération. L'huile de ces parties du moteur va d'abord dans la pompe de récupération, puis dans la pompe de pression et, enfin, dans le filtre à huile avant de retourner lubrifier les composants du moteur. Par conséquent, les particules métalliques provenant de ces régions du moteur sont filtrées avant d'atteindre le détecteur de limaille installé dans le réducteur. De la façon dont il est monté, le détecteur de limaille n'est pas en mesure d'aviser le pilote de la présence de tous les matériaux ferreux provenant des composants du moteur. La pose d'un second détecteur de limaille, au niveau du bouchon de vidange du relais d'accessoires, permettrait de surveiller toute l'huile non filtrée et permettrait également de signaler la présence de particules ferreuses prises dans le système indicateur de limaille existant. Selon le motoriste, d'autres types d'aéronefs équipés d'un moteur PT-6 sont équipés de détecteurs de limaille configurés de cette façon.

---

<sup>4</sup> Alinéa 723.22 (1)d) des NSAC.

Le détecteur de limaille du PC-12, dans sa configuration actuelle, ne peut pas surveiller l'ensemble du circuit de lubrification à la recherche de matériaux ferreux, et il se peut que d'autres types d'aéronefs équipés d'un moteur PT-6 soient configurés de la sorte. C'est pourquoi le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige que les détecteurs de limaille montés sur des aéronefs monomoteurs équipés d'un moteur PT-6 soient modifiés de façon à pouvoir aviser le pilote qu'il y a une quantité excessive de matériaux ferreux dans le circuit de lubrification du moteur.

A00-03

#### 4.2.4 *Exigences relatives à la surveillance des tendances du moteur*

Avant la mise en oeuvre de la réglementation canadienne relative aux vols SEIFR, le personnel de Transports Canada avait préparé un document d'orientation qui proposait un moyen de gérer les risques dans ce domaine. Une des propositions faisait état d'un système de surveillance du moteur capable de surveiller les paramètres moteur et de comparer le rendement réel au rendement idéal. Ce système permettrait aux exploitants de déceler rapidement les signes de dommage ou de mauvais état des moteurs. Toutefois, dans la réglementation finale applicable aux vols SEIFR, pareille exigence n'a pas été insérée.

En Australie, la Civil Aviation Safety Authority a inséré une exigence relative à la présence d'un système automatique de surveillance du moteur, exigence qui a été reprise dans le projet de règlement européen. La FAA exige un programme d'inspection comprenant soit un programme de surveillance des tendances du moteur recommandé par le constructeur, y compris une analyse de l'huile, le cas échéant, soit un programme de surveillance des tendances du moteur homologué par la FAA et comprenant une analyse de l'huile à des intervalles bien définis.

Transports Canada avait d'abord proposé un système de surveillance des moteurs, et d'autres organismes de réglementation ont reconnu l'importance d'un tel système et l'ont mentionné dans leurs exigences. Ce système décèle rapidement tout mauvais état du moteur et signale la nécessité de procéder à l'enlèvement et à la révision du moteur. C'est pourquoi le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige que les exploitants effectuant des vols SEIFR soient tenus d'avoir un système automatique, ou un programme homologué, leur permettant de surveiller et d'enregistrer les paramètres moteur relatifs aux éléments indispensables au bon fonctionnement du moteur.

A00-04

#### 4.2.5 *Autres exigences relatives à l'équipement*

Depuis 1993, date à laquelle les vols SEIFR ont été autorisés au Canada, des améliorations technologiques importantes ont été apportées à l'équipement des aéronefs. La navigation par satellite à l'aide du GPS est maintenant chose courante en aviation commerciale, et les systèmes HUMS ainsi que les systèmes de bord élaborés de surveillance des particules dans l'huile qui peuvent détecter les matériaux non ferreux dans l'huile sont plus facilement disponibles. L'organisme de réglementation de l'Australie a ajouté certains de ces nouveaux systèmes dans ses exigences applicables aux vols SEIFR. En Australie, on exige également que les dispositifs électriques, comme les phares d'atterrissage et les altimètres radar ou les radioaltimètres, puissent être alimentés par le circuit d'alimentation électrique de secours de l'avion (autrement dit, la batterie). Il y a plusieurs autres exigences en matière d'équipement qui figurent dans la réglementation australienne mais que l'on ne retrouve pas dans la réglementation canadienne. Les équipements suivants méritent notamment d'être signalés :

- des sièges passagers ayant subi des essais dynamiques répondant aux exigences minimales des normes de la partie 23 des FAR, modification 36;
- une ceinture-baudrier ou une ceinture de sécurité avec une bretelle en diagonale homologuée pour chaque siège passager;
- un radar météorologique de bord;
- un système HUMS;
- un avertisseur d'incendie moteur.

Certains de ces équipements aident à prévenir les pertes de puissance moteur et certains permettent d'atténuer les conséquences des pannes moteur.

La politique canadienne de 1993 en matière de vols SEIFR était innovatrice. D'autres organismes de réglementation s'en sont d'ailleurs inspirés pour autoriser ce type de vol. Toutefois, il semble que la réglementation préparée par ces autres organismes ait abouti à des exigences relatives à l'équipement nécessaire pour effectuer des vols SEIFR qui soient plus strictes que celles qui figurent dans la réglementation canadienne. Les nouvelles technologies visant l'équipement des aéronefs et des modifications au montage de l'ancien équipement devraient permettre de réduire le nombre de pannes moteur pendant les vols SEIFR ou d'en atténuer les conséquences. C'est pourquoi le Bureau recommande que :

le ministère des Transports examine la norme relative à l'équipement des aéronefs effectuant des vols SEIFR et ajoute les moyens technologiques susceptibles de minimiser les dangers associés à ce type de vol.

A00-05

#### 4.2.6 *Prise de décisions du pilote*

Dans le présent accident, le pilote a mal interprété l'indication de basse pression d'huile et n'a pas éprouvé le besoin « d'atterrir le plus vite possible », si bien que le moteur est tombé en panne avant qu'il ne puisse se poser en toute sécurité. Les décisions du pilote ont été influencées par le fait qu'il croyait à tort que les indications de basse pression d'huile étaient fausses. Le pilote a été victime du phénomène de « dépiégeage des erreurs ». Dans le passé, le BST a fait la recommandation A95-11 au sujet de la formation CRM et de la formation PDM à l'intention de tous les exploitants et membres d'équipage oeuvrant dans l'aviation commerciale. Encore de nos jours, des pilotes au service de petits exploitants aériens commerciaux ont du mal à prendre de bonnes décisions et la situation inquiète le BST. La qualification SEIFR n'oblige pas à avoir suivi un cours précis en PDM; toutefois cette formation est exigée pour pouvoir recevoir des qualifications autorisant à évoluer dans des milieux moins complexes, par exemple en limites VFR réduites.

La seule exigence réglementaire qui oblige les pilotes professionnels à recevoir la formation PDM officielle se trouve dans les exigences des NSAC portant sur les pilotes évoluant par visibilité réduite. Le rapport de Transports Canada sur l'examen de la sécurité de l'exploitation d'un taxi (SATOPS) spécifie qu'on estime que ce cours à lui seul n'est pas suffisant pour l'exécution de vols en visibilité réduite, compte tenu de la nouvelle information sur les facteurs humains et la prise de décisions. Le rapport SATOPS précise également que le cours standard dispensé contient une information désuète et ne répond pas aux besoins de l'industrie.

Transports Canada a élaboré son cours PDM au cours des années 80. Les théories et les modèles entourant le comportement humain et la prise de décisions ont évolué depuis, mais le contenu du cours n'a pas été modifié pour tenir compte de cette évolution. La valeur de la formation en PDM est généralement reconnue dans tout le milieu de l'aviation. Le rapport SATOPS précise que les pilotes et les exploitants croient que la formation sur la prise de décisions du pilote peut être très utile et pratique pour l'exploitation quotidienne. Certains croient même que le cours devrait être obligatoire pour les pilotes et la direction.

La formation en simulateur qui met l'accent sur la prise de décisions dans des situations complexes est un moyen très efficace d'augmenter les compétences en PDM.

Le pilote de l'avion accidenté n'a pu compter ni sur une formation PDM, ni sur des SOP de compagnie, ni sur une formation en simulateur de PC-12 pour l'aider à prendre des décisions. Sans une approche systémique visant à améliorer la PDM, des accidents liés à de mauvaises

décisions prises dans des situations complexes vont continuer à se produire dans l'aviation commerciale. Le Bureau croit qu'une meilleure formation PDM officielle est nécessaire pour tous les pilotes professionnels. Le Bureau estime également qu'il faut insister davantage sur la prise de décisions lors de la formation des pilotes et de toutes les activités liées au pilotage et également que la mise en place de procédures d'utilisation normalisées devraient permettre de réduire le nombre d'accidents liés à de mauvaises décisions. C'est pourquoi le Bureau recommande que :

le ministère des Transports établisse des normes de formation pour les membres d'équipage en vue d'améliorer la qualité de la formation sur la prise de décisions destinée aux pilotes de l'aviation commerciale.

A00-06

*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 4 février 2000.*



## *Annexe A - Liste des rapports pertinents*

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

LP 87/98 - *Engine Components Analysis* (Analyse des composants du moteur).

LP 115/98 - *TAT Oil Cooler Analysis* (Analyse du refroidisseur d'huile TAT).

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





## Annexe B - Sigles et abréviations

ACC	centre de contrôle régional
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CVR	enregistreur de la parole dans le poste de pilotage
EIS	système d'instrumentation moteur
ELT	radiobalise de repérage d'urgence
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FDR	enregistreur de données de vol
FL	niveau de vol
GPS	système de positionnement mondial
GRC	Gendarmerie royale du Canada
h	heure
HAT	heure avancée de Terre-Neuve
HUMS	système automatique capable de surveiller le fonctionnement du moteur ( <i>health and usage monitoring system</i> )
IFR	règles de vol aux instruments
lb/po <sup>2</sup>	livres par pouce carré
min	minute
Ng	régime du générateur de gaz
nm	mille marin
NSAC	<i>Normes de service aérien commercial</i>
PDM	prise de décisions du pilote
PIREP	compte rendu météorologique de pilote
POH	manuel d'utilisation de l'avion ( <i>pilot operating handbook</i> )
RAC	<i>Règlement de l'aviation canadien</i>
SEIFR	règles de vol aux instruments applicables aux monomoteurs
SIGMET	renseignements météorologiques significatifs
sm	mille terrestre
SATOPS	rapport sur l'examen de la sécurité de l'exploitation d'un taxi ( <i>Safety in Air Taxi Operations</i> )
SOP	procédures d'utilisation normalisées
TAT	TAT Technologies Ltd.
UTC	temps universel coordonné
VFR	règles de vol à vue
%	pour cent