



Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident aéronautique 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 accident aéronautique

Impact sans perte de contrôle

Air Manitoba Limited
Hawker Siddeley HS 748 2A C-GQTH
1 nm au nord-ouest de Sandy Lake (Ontario)
10 novembre 1993

Rapport numéro A93H0023



Résumé

L'avion est parti de Winnipeg (Manitoba) à 14 h 38, heure normale du Centre (HNC), à destination de Sandy Lake (Ontario). L'équipage est arrivé à Sandy Lake vers 15 h 49 HNC et a tenté d'atterrir, mais il en a été incapable à cause du plafond bas et de la mauvaise visibilité. Il s'est donc dérouté sur St. Theresa Point (Manitoba) où il s'est posé à 16 h 30 HNC. Après une escale normale, l'avion est retourné à Sandy Lake où il s'est posé vers 17 h 45 HNC. Après avoir décollé de la piste 29 de l'aéroport de Sandy Lake vers 18 h 5 HNC, l'avion a immédiatement amorcé un virage à droite. Après avoir tourné sur environ 120 degrés, il est descendu dans des arbres de 100 pieds de hauteur et s'est écrasé. Les sept occupants de l'avion ont subi des blessures mortelles; l'avion a été détruit.

Le Bureau a déterminé qu'après le décollage, l'équipage a fort probablement perdu conscience de la situation et, par conséquent, ne s'est pas rendu compte de l'écart croissant que prenait l'avion par rapport à la trajectoire de vol prévue. Le fait que certains instruments de vol n'étaient pas alimentés en courant c.a. a contribué à cette perte de conscience de la situation; la raison pour laquelle il y a eu cette panne de courant c.a. n'a pu être déterminée.

This report is also available in English.

Table des matières

	Page
1.0 Renseignements de base	1
1.1 Déroulement du vol	1
1.2 Victimes	1
1.3 Dommages à l'aéronef	2
1.4 Autres dommages	2
1.5 Renseignements sur le personnel	2
1.5.1 Généralités	2
1.5.2 Le commandant de bord	2
1.5.2.1 Généralités	2
1.5.2.2 Habiletés de vol du commandant de bord	3
1.5.3 Le copilote	4
1.5.3.1 Généralités	4
1.5.3.2 Habiletés de vol du copilote	4
1.5.4 L'agent de bord	5
1.5.5 Le pilote aux commandes	5
1.5.6 Entraînement sur le HS 748 à la compagnie	6
1.5.6.1 Généralités	6
1.5.6.2 Entraînement dans un simulateur	7
1.5.7 Conditions de travail de l'équipage de conduite	7
1.5.8 Formation en gestion du poste de pilotage (CRM)	7
1.6 Renseignements sur l'aéronef	8
1.6.1 Généralités	8
1.6.2 Renseignements sur l'avion	8
1.6.3 Masse et centrage	8
1.6.4 Commandes de vol	9
1.6.4.1 Généralités	9
1.6.4.2 Circuit de commande d'aileron	9
1.6.4.3 Verrous de gouverne	10
1.6.4.4 Volets	10

1.6.5	Circuit électrique	11
1.6.5.1	Généralités	11
1.6.5.2	Circuit d'alimentation c.c.	11
1.6.5.3	Les onduleurs	11
1.6.5.4	Autres points concernant les circuits électriques qui ont été déterminés	15
1.6.6	Circuit hydraulique	15
1.6.7	Circuit de carburant	16
1.6.8	Système de conditionnement d'air	16
1.6.9	Moteurs et hélices	17
1.6.9.1	Généralités	17
1.6.9.2	Moteurs	17
1.6.9.3	Hélices	17
1.6.10	Instruments de vol	18
1.6.10.1	Indicateurs d'assiette	18
1.6.10.2	Compas	19
1.6.10.3	Radioaltimètre	19
1.6.10.4	Altimètres	19
1.6.11	Protection contre le givre et la pluie	20
1.6.12	Système de positionnement mondial	20
1.6.13	Dispositif avertisseur de proximité du sol	20
1.6.14	Liste des équipements indispensables au vol (MEL)	21
1.6.15	Listes de vérifications de l'avion - Applicables au C-GQTH	22
1.6.16	Performances de l'avion	22
1.7	Renseignements météorologiques	23
1.7.1	Prévisions météorologiques	23
1.7.2	Rapports météorologiques	24
1.8	Aides à la navigation	25
1.9	Télécommunications	26
1.10	Renseignements sur l'aérodrome	26
1.11	Enregistreurs de bord	26
1.11.1	Généralités	26
1.11.2	Enregistreur de données de vol	27
1.11.2.1	Généralités	27

1.11.2.2	Données du FDR	27
1.11.3	Enregistreur phonique (CVR)	28
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact	29
1.13	Renseignements médicaux	29
1.14	Incendie	30
1.15	Questions relatives à la survie des occupants	30
1.15.1	Intervention d'urgence	30
1.15.2	Sièges et bretelles de sécurité des membres d'équipage	31
1.16	Essais et recherches	31
1.16.1	Calculs de la trajectoire de vol (rapport LP 148/93)	31
1.17	Renseignements supplémentaires	32
1.17.1	Contamination de l'avion	32
1.17.2	Air Manitoba	33
1.17.2.1	Renseignements relatifs à l'organisation de la gestion	33
1.17.2.2	Exploitation	35
1.17.2.3	Entretien	36
1.17.3	Transports Canada et Air Manitoba	40
1.17.4	Impacts sans perte de contrôle (CFIT)	41
1.17.5	Conscience de la situation	42
1.17.6	Mauvaise orientation (désorientation non reconnue)	42
2.0	Analyse	45
2.1	Généralités	45
2.2	Le vol	45
2.3	Scénarios possibles	46
2.3.1	Généralités	46
2.3.2	Bus c.a. n° 1 hors tension	47
2.3.3	Les deux bus c.a. hors tension	47
2.3.3.1	Panne des deux bus c.a.	48
2.3.3.2	Les deux onduleurs mis sur OFF	48
2.4	Liste des équipements indispensables au vol	48
2.5	Prise de décisions	49
2.6	Indicateur d'assiette de secours	49

2.7	Dispositif avertisseur de proximité du sol	49
2.8	Compas CL2	50
2.9	Désorientation	50
2.9.1	Détection vestibulaire	50
2.9.2	Perte de conscience de la situation	51
2.10	Air Manitoba et la réglementation	51
2.11	Compétence de l'équipage de conduite	52
2.12	Formation en gestion du poste de pilotage	52
2.13	Retour pour atterrir à Sandy Lake	52
2.14	Résumé	53
3.0	Conclusions	55
3.1	Faits établis	55
3.2	Causes	56
4.0	Mesures de sécurité	57
4.1	Mesures prises	57
4.1.1	Inspection spéciale par Transports Canada	57
4.1.2	Enregistreurs de bord	57
4.1.3	Montage des onduleurs	58
4.1.4	Protection contre les sous-tensions	58
4.1.5	Accidents CFIT	58
4.1.6	Vérifications réglementaires et surveillance	59
4.2	Mesures à prendre	60
4.2.1	Système de positionnement mondial (GPS)	60
4.2.2	Instruments de pilotage - Avions turbopropulseurs gros porteurs	60
4.2.2.1	Indicateurs d'assiette de secours	61
4.2.2.2	Systèmes avertisseurs de proximité du sol (GPWS)	61
4.3	Préoccupations liées à la sécurité	62
4.3.1	Surveillance des habiletés des pilotes	62

5.0 Annexes

Annexe A - Lieux de l'accident	65
Annexe B - Procédure d'approche pour Sandy Lake	67
Annexe C - Liste des rapports de laboratoire pertinents	69
Annexe D - Sigles et abréviations	71

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

L'avion, un Hawker Siddeley 748 2A, modèle 234 (HS 748), appartenait à Air Manitoba Ltd. (Air Manitoba) et était exploité par cette compagnie. Il a décollé de Winnipeg à 14 h 38, heure normale du Centre (HNC)¹, le 10 novembre 1993, pour effectuer le vol régulier NAM 205/206 avec escales à Sandy Lake (Ontario), St. Theresa Point (Manitoba), Island Lake (Manitoba) et retour à Winnipeg (Manitoba). Le vol était effectué selon un plan de vol aux instruments (IFR)² et un avis de vol.

L'équipage est arrivé à Sandy Lake vers 15 h 49 où il a tenté d'atterrir, mais il en a été incapable à cause du plafond bas et de la mauvaise visibilité. Il s'est donc dérouté sur St. Theresa Point où il s'est posé à 16 h 30. Une escale normale a été effectuée. Il y avait 26 passagers à bord au départ, et 2 086 livres³ de carburant ont été ajoutées, ce qui donnait un total estimé de 6 700 livres à bord. L'avion est parti de St. Theresa Point à destination de Sandy Lake à 17 h 20.

-
- 1 Les heures sont exprimées en HNC (temps universel coordonné [UTC] moins six heures) sauf indication contraire.
 - 2 Voir l'annexe D pour la signification des sigles et abréviations.
 - 3 Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et des instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

L'avion s'est posé vers 17 h 45 à Sandy Lake où 22 passagers sont débarqués; quatre sont restés à bord. L'avion n'a pas été ravitaillé en carburant et n'a pas fait l'objet d'un entretien courant à Sandy Lake. Pendant l'escale, les deux moteurs ont été arrêtés. Au moment du décollage à Sandy Lake, il y avait deux pilotes, un agent de bord et quatre passagers à bord.

L'avion a décollé de la piste 29 de Sandy Lake vers 18 h 5 et a amorcé un virage à droite. Des témoins ont indiqué que l'avion avait semblé voler à une altitude inférieure à la normale pendant le virage. Après avoir tourné sur environ 120 degrés, l'avion est descendu dans des arbres de 100 pieds de hauteur et s'est écrasé. L'avion a heurté le sol à environ un mille marin (nm) au nord-ouest de l'aéroport. (Voir l'annexe A).

Les sept occupants de l'avion ont subi des blessures mortelles. L'accident s'est produit par 53° 04' 71" de latitude Nord et 93° 21' 38" de longitude Ouest, à une altitude d'environ 940 pieds-mer, pendant les heures d'obscurité.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	3	4	-	7
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ Indemnes	-	-	-	-
Total	3	4	-	7

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit par les impacts avec les arbres et le sol.

1.4 Autres dommages

Des arbres ont été endommagés, et le carburant à bord de l'avion s'est répandu dans la zone marécageuse où s'est produit l'accident.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Généralités

	Commandant de bord	Copilote
Age	52 ans	34 ans
Licence	pilote de ligne	pilote de ligne
Date d'expiration du certificat de validation	1-2-94	1-7-94
Nombre total d'heures de vol	16 000	6 500
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	4 500	1 100
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	247	274
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	234	215
Nombre d'heures de service avant l'événement	10	10
Nombre d'heures libres avant la prise de service	15	14

Nota : Les carnets de vol des pilotes n'ont pas été récupérés, et le nombre d'heures de vol de chacun, sauf les heures effectuées dans les 90 derniers jours, a été estimé à l'aide des dossiers d'Air Manitoba et de

Transports Canada. Le nombre d'heures libres du commandant de bord a été estimé à partir des dossiers de la compagnie.

1.5.2 Le commandant de bord

1.5.2.1 Généralités

Le commandant de bord possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol. Il avait subi avec succès une vérification de compétence pilote (PPC) et une vérification de vol aux instruments le 21 avril 1993. Il possédait la qualification de vol aux instruments du groupe 1. Son certificat de validation de licence était valide et comportait l'exigence de porter des lunettes.

Le commandant de bord était au service d'Air Manitoba Limited (anciennement Ilford Riverton Airways) depuis juin 1981. Il avait effectué son premier vol de vérification de compétence sur le HS 748 en octobre 1985. Il avait conservé ses compétences sur le HS 748 et le Curtis Wright C-46. Au moment de l'accident, le commandant de bord était directeur des opérations aériennes d'Air Manitoba; il était également responsable de la mise en oeuvre de la politique des opérations aériennes, des questions relatives à la réglementation, et de la gestion globale des opérations aériennes.

Tous les pilotes interviewés ont déclaré que le commandant de bord pouvait maîtriser une situation d'urgence. Ils ont indiqué que pendant une urgence, le commandant de bord ne prenait pas nécessairement les commandes de l'avion si le copilote était aux commandes,

puisqu'il avait confiance dans les habiletés des copilotes.

L'enquête a révélé qu'il était facile de s'entendre avec le commandant de bord, qu'il était respecté par ses collègues sur les plans personnel et professionnel, et qu'il était facile de travailler avec lui en tant que directeur des opérations aériennes. Il dirigeait le service d'une façon très directe. Les pilotes qui ont volé avec le commandant de bord ont indiqué que pendant le vol, il était considéré simplement comme un autre pilote. Il n'était pas particulièrement sûr de lui et était toujours prêt à discuter des décisions qui devaient être prises relativement au fonctionnement de l'avion en vol. Il était considéré comme une personne qui obtenait toujours des résultats.

1.5.2.2 *Habiletés de vol du commandant de bord*

Les dossiers du commandant de bord indiquent qu'il n'avait pas éprouvé de difficultés sur le Curtis Wright C-46, mais qu'il en avait éprouvé pendant des vols de vérification compétence pilote et de vérification de vol aux instruments sur HS 748.

Le commandant de bord avait commencé à piloter le HS 748 dès la mise en service de cet appareil dans la compagnie en 1985. Depuis, il avait effectué 10 vols de vérification compétence sur le HS 748; six de ces vols avaient été dirigés par le même inspecteur de Transports Canada, et deux d'entre eux étaient des vols de vérification compétence pilote qu'il n'avait pas réussis. Au terme de quatre de ces vols avec l'inspecteur de

Transports Canada, il avait obtenu la cote «satisfaisant avec conseils» à l'article 4(c)(2), approche interrompue - perte de puissance, de la liste de vérifications en vol de Transports Canada. Au terme d'un vol de vérification compétence dirigé par un pilote vérificateur de la compagnie Air Manitoba, il avait également obtenu cette cote à l'article 4(c)(2).

Après un vol de vérification compétence pilote et de vol aux instruments sur le HS 748 le 26 novembre 1992, l'inspecteur avait indiqué ce qui suit sur le rapport de vérifications : «4(c)(2) - satisfaisant avec conseils - approche interrompue - perte de puissance, a besoin de pratiquer les exercices - maîtrise de l'avion à la limite de l'acceptable.» Une note apparaissait sous les remarques : «Le pilote connaît bien l'avion, mais il devient très nerveux pendant les vols de vérification compétence, ce qui constitue l'une des causes à l'origine des remarques ci-dessus.»

L'inspecteur de Transports Canada a expliqué les exigences de l'article 4(c)(2), lequel comprend les procédures pendant une remise des gaz à partir d'une approche aux instruments ou d'un atterrissage interrompu. L'inspecteur se rappelle que le commandant de bord réagissait souvent lentement et que, dans certains cas, il ne connaissait pas la procédure d'urgence nécessaire. L'inspecteur avait conclu que le commandant de bord ne s'était pas préparé aux vols de vérification compétence.

L'examen des remarques faites sur les rapports d'épreuve en vol a révélé que la plupart des difficultés notées étaient reliées au pilotage du HS 748. Tous les vols de vérification compétence que le commandant de bord a effectués sur le C-46 ont été bien réussis.

1.5.3 *Le copilote*

1.5.3.1 *Généralités*

L'enquête a révélé qu'il était facile de s'entendre avec le copilote. Les commandants de bord et les pilotes instructeurs de la compagnie qui ont volé avec lui ont déclaré qu'il était un pilote moyen. Ils ont ajouté qu'il s'était amélioré continuellement sur le HS 748. Toutefois, certains d'entre eux ont exprimé des doutes quant à la façon dont le copilote pouvait réagir dans une situation d'urgence. Des commandants de bord ont indiqué qu'il manquait de confiance en soi et qu'il lui arrivait d'avoir du mal à prendre une décision seul. Deux commandants de bord ont indiqué que le copilote passait parfois les listes de vérifications trop rapidement au cours des opérations normales et qu'il sautait des points de ces listes. À plus d'une occasion, ces commandants de bord avaient dit au copilote d'exécuter les vérifications plus lentement.

D'autres commandants de bord ont indiqué que le copilote avait de l'assurance et qu'il s'exprimait lorsque c'était nécessaire, qu'il maîtrisait les situations d'urgence réelles avec professionnalisme et compétence, et qu'il effectuait correctement les tâches inhérentes aux listes de vérifications.

Le copilote avait récemment présenté une demande en vue d'occuper le poste, vacant, de responsable de la sécurité des vols de la compagnie. Le copilote estimait le commandant de bord, et il avait volé avec lui assez souvent ces derniers temps.

1.5.3.2 *Habilités de vol du copilote*

Le copilote avait obtenu sa licence de pilote privé en décembre 1981. En mars 1982, il n'avait pas réussi à la première tentative, l'épreuve en vol en vue de l'obtention de la licence de pilote professionnel, mais il avait réussi à la deuxième tentative le 9 mars 1982. Le 15 avril 1982, il n'avait pas réussi l'épreuve en vol sur multimoteurs pendant la partie exposé prévol de l'épreuve, mais il avait réussi l'épreuve en vol le 20 avril 1982. Le 3 mai 1982, il n'avait pas réussi sa première épreuve de vérification de vol aux instruments sur multimoteurs, mais il avait réussi la reprise de l'épreuve le 7 mai 1982.

En 1984 et 1985, le copilote avait piloté de petits avions comme le Piper Supercub, le Cessna 172 et le Cessna 180 au cours de vols commerciaux selon les règles de vol à vue (VFR). Il avait renouvelé sa qualification de vol aux instruments en décembre 1986. Sa qualification était venue à expiration, et en avril 1989, il avait échoué une épreuve de vol aux instruments. Il avait réussi la reprise de l'épreuve le 25 avril 1989. Il avait piloté un hydravion Beaver (DHC-2) pendant trois semaines sur la côte ouest. Il avait piloté en VFR des hydravions Cessna 206 commercialement pendant l'été, puis il avait été embauché par une

compagnie différente qui exploitait des hydravions.

Le copilote avait commencé à travailler pour le compte d'Air Manitoba en juin 1989 comme membre d'équipage sur le C-46. En avril 1990, il avait commencé à voler sur le C-46 comme copilote, et il avait obtenu la licence de pilote de ligne en février 1991.

Le copilote avait commencé l'entraînement initial sur le HS 748 en mars 1992 et avait effectué son vol de vérification compétence pilote sur l'avion le 25 mars 1992. L'inspecteur de Transports Canada qui avait dirigé le vol a indiqué sur son rapport que le pilote avait besoin d'améliorer le contrôle de l'altitude et de la vitesse. Il avait fait des remarques négatives concernant une procédure de panne de moteur double simulée, et il avait conclu en indiquant que la prochaine épreuve en vol devait être dirigée par un inspecteur du ministère des Transports. La familiarisation ligne sur HS 748 du copilote avait été effectuée le 3 avril 1992.

Le 11 mars 1993, le copilote avait échoué son épreuve de vérification de compétence pilote annuelle sur HS 748, et sa qualification de vol aux instruments avait été annulée par l'inspecteur. Les points insatisfaisants consistaient en une vérification effectuée trop lentement, et en un circuit d'attente aux instruments déterminé incorrectement. Le 18 mars 1993, il avait réussi sa dernière épreuve de vérification compétence en vol sur HS 748, qui était valide jusqu'au 1^{er} octobre 1993. Le 14 septembre 1993, il avait passé une vérification de compétence pilote sur le C-46 effectuée par un pilote vérificateur de

la compagnie. Cette vérification était valide jusqu'au 1^{er} avril 1994. La qualification sur le C-46 prolongeait la qualification sur le HS 748 jusqu'au 1^{er} avril 1994 selon l'Ordonnance sur la navigation aérienne (ONA) série II, n^o 53.

L'examen des remarques indiquées dans les rapports d'épreuve en vol et des dossiers d'entraînement a révélé que la plupart des difficultés notées étaient reliées au pilotage de l'avion.

1.5.4 *L'agent de bord*

L'agent de bord avait commencé à travailler pour Air Manitoba en 1984. Au moment de l'accident, il était l'un des deux agents de bord employés à plein temps par la compagnie. Il avait récemment exercé la fonction de chef par intérim de la sécurité cabine pendant que la titulaire était en congé de maternité. Son rendement pendant cette période avait été considéré par ses pairs et le personnel de gestion d'Air Manitoba comme exemplaire.

1.5.5 *Le pilote aux commandes*

Les types de blessure et de fracture subies par les membres d'équipage dans les accidents et le type de dommages sur le manche et les pédales du palonnier peuvent souvent indiquer quel pilote était aux commandes de l'avion au moment d'un écrasement. Toutefois, l'examen des rapports de radiologie des restes des membres d'équipage de l'avion accidenté n'a révélé aucun indice permettant d'établir qui était aux commandes au moment de l'accident. Le volant du manche de droite était beaucoup plus endommagé que le volant de gauche, mais

cela n'a pas permis de déterminer qui pilotait l'avion.

Les enregistrements du contrôle de la circulation aérienne (ATC) et les entretiens avec le personnel de la compagnie ont révélé que c'était le copilote qui avait effectué les radiocommunications pendant le départ de Winnipeg. La voix du commandant de bord a été identifiée sur l'enregistrement des radiocommunications entre la station d'information de vol (FSS) de Thompson et le vol entre St. Theresa Point et Sandy Lake. Normalement, c'est le pilote qui n'est pas aux commandes qui effectue les appels radio. Toutefois, selon la charge de travail dans le poste de pilotage, l'un ou l'autre des pilotes peut utiliser la radio.

La conversation enregistrée sur l'enregistreur phonique (CVR) pendant le vol entre St. Theresa Point et Sandy Lake indique que c'est le commandant de bord qui pilotait l'avion pendant ce parcours, au moins pendant l'approche sur Sandy Lake. Dans l'hypothèse où les pilotes auraient disposé d'un temps égal aux commandes, le copilote aurait probablement été aux commandes de l'avion au départ de Sandy Lake lors du vol fatidique.

Il est probable que le copilote était aux commandes de l'avion; toutefois, sans renseignements du CVR ni de témoins du vol, il n'existe pas d'indices matériels permettant de déterminer quel pilote était aux commandes de l'avion au départ de Sandy Lake.

1.5.6 *Entraînement sur le HS 748 à la compagnie*

1.5.6.1 *Généralités*

La formation initiale au sol des pilotes sur le HS 748 est présentée sous la forme d'un cours de deux semaines qui est offert par une entreprise extérieure. La formation périodique au sol, requise annuellement, dure deux jours, et elle est également offerte par une entreprise extérieure. L'examen du programme de formation a permis de constater que la formation au sol était conforme au manuel d'entraînement des équipages approuvé de la compagnie. Les pilotes interviewés ont indiqué que la formation au sol initiale et périodique permettait une étude approfondie des systèmes de l'avion et des procédures.

L'entraînement en vol donné dans le cadre de la formation initiale et périodique est assuré par la compagnie et est dirigé par le chef pilote ou par un pilote instructeur. La durée minimale de l'entraînement en vol exigée par Transports Canada et assurée par Air Manitoba est d'environ huit heures. Les nouveaux pilotes sur type devaient effectuer au moins 25 heures supplémentaires de familiarisation ligne sous la surveillance d'un pilote vérificateur.

Les pilotes étaient normalement promus en fonction de l'ancienneté à la condition de satisfaire aux exigences de la compagnie relativement aux aptitudes et à l'expérience, comme cela se fait normalement dans le monde de l'aviation. La décision d'accorder une promotion à un

pilote était habituellement prise par le chef pilote et le directeur des opérations aériennes, avec le consentement du président de la compagnie.

1.5.6.2 *Entraînement dans un simulateur*

La réglementation canadienne n'exige pas que des simulateurs de vol soient utilisés pour l'entraînement. Air Manitoba n'avait pas accès à un simulateur de vol de HS 748. L'ONA, série VII, n° 2, exige que les points spécifiques de l'entraînement soient exécutés dans un avion lorsqu'on ne dispose pas d'un simulateur ou que ce dernier ne peut pas reproduire avec précision les caractéristiques de l'avion. Le programme d'entraînement d'Air Manitoba satisfaisait aux exigences spécifiées dans l'ONA, série VII, n° 2.

1.5.7 *Conditions de travail de l'équipage de conduite*

L'horaire d'Air Manitoba était régulier et permettait habituellement aux pilotes de retourner quotidiennement à Winnipeg. L'examen des horaires publiés a révélé que les heures de vol ne dépassaient pas les limites fixées de temps de vol et de service en une journée.

Dans le cadre de leurs tâches normales, les pilotes de la compagnie devaient charger et décharger le fret aux escales. Les membres d'équipage de conduite interviewés n'ont pas exprimé de soucis concernant ces tâches et n'avaient pas l'impression qu'elles imposaient des difficultés indues ou causaient une fatigue excessive. Environ une fois par mois, les pilotes de HS 748 devaient effectuer un vol de transport de fret au départ de

Churchill. Le commandant de bord et le copilote avaient effectué ce parcours ensemble récemment; ils étaient partis de Winnipeg le 1^{er} novembre et y étaient revenus le 4 novembre 1993.

Le commandant de bord avait volé du 1^{er} au 5 novembre inclusivement. Il avait effectué 29,3 heures de vol, et il n'avait jamais volé plus de 6,7 heures en une journée. Il n'avait volé de nouveau que le 10 novembre alors qu'il avait effectué 2,7 heures de vol avant l'écrasement. Les fonctions du commandant de bord comme directeur des opérations aériennes nécessitaient qu'il soit à son bureau pendant les heures régulières de travail lorsqu'il ne volait pas.

Au cours des 10 premiers jours de novembre, le copilote avait effectué sept jours de vol; il n'avait pas été de service les 4, 7 et 8 novembre. Il avait effectué 39,8 heures de vol, et il n'avait jamais volé plus de 6,5 heures en une journée. Il avait effectué six heures de vol le 10 novembre, avant l'écrasement.

Le copilote semblait satisfait de l'horaire de vol car cet horaire était régulier, raisonnable et comportait des jours de congé réguliers.

1.5.8 *Formation en gestion du poste de pilotage (CRM)*

En décembre 1991, le responsable de la sécurité des vols de la compagnie avait invité le personnel de la Sécurité du système de Transports Canada à effectuer une présentation d'un jour sur la formation CRM. L'objectif était d'évaluer l'efficacité de la formation CRM et de

considérer la possibilité de mettre le programme en œuvre. La séance avait été bien accueillie par la compagnie et par les pilotes qui y avaient participé. Aucune formation CRM n'a été donnée aux pilotes après cette séance. Le commandant de bord avait participé à la séance, mais le copilote n'y avait pas participé car il était de service à ce moment-là.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Constructeur	Hawker Siddeley Aviation
Type	HS 748, série 2A, modèle 234
Année de construction	1967
Numéro de série	1617
Certificat de navigabilité	délivré le 9 avril 1981
Nombre total d'heures de vol cellule	29 284,3
Type de moteur (nombre)	Rolls-Royce, turbopropulseur (2)
Type d'hélice (nombre)	Dowty Rotol, à pas variable (2)
Masse maximale autorisée au décollage	46 500 lb
Types de carburant recommandés	Jet A, Jet B ou autre carburant à coupe large
Type de carburant utilisé	Jet B

1.6.2 Renseignements sur l'avion

L'avion avait été construit à Manchester (Angleterre) en 1967, et il avait d'abord été acheté par le transporteur aérien Lan-Chile de Santiago (Chili). En 1979, il avait été acheté par Austin Airways Ltd. de Timmins (Ontario), et il avait reçu

4 APS - avion préparé pour le vol - comprend la masse à vide de l'avion, deux pilotes, de l'huile, du liquide pour les toilettes, des pneus de rechange, des outils, l'équipement de l'équipage, des trousseaux de survie.

l'immatriculation canadienne C-GQTH. En décembre 1980, l'avion avait été loué à Maersk Air (Danemark), et il avait été retourné au Canada en mars 1981. En janvier 1984, l'avion avait été loué à Ilford Riverton Airways Ltd. (Winnipeg), puis vendu à Northland Outdoors Canada (1983) Ltd. En 1985, Northland est devenue Northland Air Manitoba. En février 1987, l'immatriculation de l'avion avait été changée pour indiquer Nunasi Northland Airlines en location de Northland Air Manitoba. L'avion avait été immatriculé pour Air Manitoba Ltd. en 1991, lorsque le nom de la compagnie a changé.

1.6.3 Masse et centrage

On n'a trouvé aucun exemplaire du devis de masse et centrage de l'avion. Toutefois, on a calculé la masse et le centrage à l'aide des renseignements trouvés dans le carnet de bord, qui a été récupéré dans l'épave, et des poids estimés du carburant et des bagages.

La masse au décollage, en livres, a été calculée de la façon suivante :

masse APS ⁴ de l'avion (carnet de bord)	- 26 967
eau/méthanol (poids estimé)	- 400
agent de bord (poids normal)	- 174
approvisionnement	- 100
masse de base corrigée (totale)	- 27 641
masse de base corrigée	- 27 641
carburant (poids estimé)	- 5 450
passagers (poids normal)	- 550
fret/bagages (poids estimé)	- 400
masse estimée au décollage	- 34 000

Le C-GQTH avait deux compartiments à fret, un à l'avant et un à l'arrière. Le poids maximal du fret et des bagages qui étaient à bord du C-GQTH, selon les estimations, était de 400 livres. Les calculs ont montré que le poids de 400 livres, qu'il ait été à l'avant ou à l'arrière de l'avion, combiné à quelque disposition que ce soit des sièges occupés par les quatre passagers, n'aurait pas causé le dépassement des limites de centrage de l'avion.

1.6.4 *Commandes de vol*

1.6.4.1 *Généralités*

Le HS 748 est équipé d'un circuit manuel de double commande de vol munies de tabs. Les gouvernes principales sont actionnées par des câbles, des tirants et des bielles rigides qui assurent un raccordement mécanique direct entre le poste de pilotage et les gouvernes. Si le circuit principal subi une défaillance, l'avion peut être maîtrisé à l'aide d'un circuit de tabs compensateurs. Le C-GQTH n'était pas équipé d'un pilote automatique.

Le circuit de commandes a subi des dommages importants, et sa continuité n'a pu être confirmée. Toutefois, l'examen de tous les composants récupérés n'a révélé aucune rupture ni mauvais fonctionnement antérieurs à l'impact, et toutes les ruptures dans les câbles ont été attribuées à des surcharges.

1.6.4.2 *Circuit de commande d'aileron*

Un examen des accidents et incidents de HS 748 dans lesquels les commandes de

l'avion peuvent avoir été, ou ont été, associées à la cause, a révélé que le mauvais réglage des ailerons peut avoir un effet nuisible important sur la pilotabilité de l'avion dans certaines conditions de vol. L'effet le plus évident est le blocage des ailerons alors que ces derniers se braquent en butée. S'il n'est pas contré par des efforts sur les commandes, le blocage des ailerons, à des angles de braquage importants, produit des taux de roulis élevés et s'est déjà traduit par des écrasements d'avion. Une étude technique du réglage des ailerons du C-GQTH a été effectuée pour déterminer comment le circuit était réglé et pour évaluer si un mauvais réglage pouvait avoir contribué à l'accident en question.

À la suite d'un examen et d'une analyse des pièces de commande récupérées et par comparaison avec d'autres HS 748, on a conclu que les ailerons étaient probablement réglés conformément aux spécifications.

La probabilité que se produise un blocage des ailerons augmente avec l'amplitude de la sollicitation de la commande d'aileron, la vitesse (charges aérodynamiques), et l'importance d'un mauvais réglage du circuit d'aileron. Pendant le vol fatidique, on n'a pas observé de changement brusque dans le déroulement normal du vol. La vitesse maximale pendant la montée était probablement inférieure à 130 noeuds, et les ailerons du C-GQTH étaient probablement réglés conformément aux spécifications. À la suite de cette étude, et compte tenu du profil de vol probable, il est très peu probable qu'un blocage des

ailerons se soit produit pendant le vol fatidique.

Des marques témoins sur le point d'articulation des ailerons ont été considérées être des indices fiables, et elles laissent penser que, au moment de l'impact, les commandes d'aileron étaient placées de façon à obtenir une inclinaison latérale à gauche.

Le volant du manche tourne de 88 degrés et braque alors les ailerons à fond, soit de 18,5 degrés, et la rotation et le braquage sont linéaires. Un angle de braquage d'aileron déterminé à une vitesse constante produit un taux de roulis spécifique; lorsque la vitesse augmente, le taux de roulis augmente également. Dans le cas du HS 748, un braquage des ailerons de 1,8 degré produit des taux de roulis approximatifs, sur un avion bien compensé, de 1,4 degré par seconde à une vitesse indiquée de 100 noeuds, et de 1,8 degré par seconde à une vitesse indiquée de 135 noeuds. Un braquage des ailerons de 1,8 degré correspond à un braquage du volant de 8,6 degrés.

1.6.4.3 Verrous de gouverne

Les commandes de vol incorporent des verrous de gouverne mécaniques internes commandés à partir du poste de pilotage. Lorsque les verrous de gouverne sont mis, les commandes de vol sont gardées à la position neutre. Il n'est pas possible de mettre les verrous de gouverne lorsque les hélices sont réglées à un régime de vol, et les manettes des gaz des deux moteurs ne peuvent pas non plus être avancées simultanément si les verrous de gouverne sont mis.

Les verrous de gouverne étaient intacts après l'écrasement, et leur examen sur les lieux et au laboratoire a révélé qu'ils n'étaient pas mis au moment de l'impact.

1.6.4.4 Volets

Les volets de type Fowler sont actionnés électriquement par un moteur électrique réversible et commandés à l'aide d'un levier situé sur le côté droit de la console centrale. Les volets peuvent être réglés sur l'une ou l'autre de cinq positions pré-réglées. Le train d'entraînement comprend une boîte d'engrenages, des arbres de conjugaison et des câbles. Par mesure de protection contre l'asymétrie, les arbres de conjugaison sont doublés. L'arbre secondaire est entraîné par chaîne à partir de l'arbre principal. La rupture d'un tube de conjugaison ou d'un câble quelconque n'influera pas sur le fonctionnement normal des volets. D'autres dispositifs électriques et mécaniques assurent une protection contre différentes déficiences des volets.

On a trouvé le pylône de commande sur les lieux de l'accident, et le levier de commande volets y était encore fixé; le levier était complètement poussé (sur UP). La glissière du levier volets avait été déformée par la force de l'impact, et le levier lui-même était déformé vers l'avant, ce qui indique qu'il avait été poussé ou heurté de l'arrière pendant l'écrasement. Les indices n'ont pas permis de déterminer la position du levier volets juste avant l'impact.

L'examen des câbles de rentrée des volets, des poulies en spirale et des marques témoins sur les rails des volets indiquent que les volets étaient rentrés au moment de l'impact et qu'ils n'étaient pas asymétriques. Les composants du dispositif de signalisation volets étaient dans des positions qui indiquaient que les volets étaient complètement rentrés.

1.6.5 *Circuit électrique*

1.6.5.1 *Généralités*

Le circuit électrique principal de l'avion est alimenté en courant continu (c.c.) de 28 volts (V) par deux génératrices de 9 kilowatts entraînées par les moteurs, une sur chaque relais d'accessoires. L'avion est équipé de quatre batteries montées principalement pour utilisation en cas d'urgence. Les batteries sont également utilisées pour le démarrage des moteurs s'il n'y a pas d'alimentation de parc.

Du courant alternatif (c.a.) triphasé de 115 V, 400 hertz (Hz), est distribué par l'intermédiaire des bus c.a. n° 1 et n° 2 qui sont mis sous tension par un onduleur statique.

Deux alternateurs fournissent du courant c.a. de 115 V à l'équipement d'antigivrage et de dégivrage.

Le circuit électrique de l'avion avait subi de nombreuses modifications, et on ne dispose pas des schémas précis des circuits.

1.6.5.2 *Circuit d'alimentation c.c.*

L'analyse des ampoules a montré que les voyants suivants étaient allumés au moment de l'impact : deux ampoules du panneau d'urgence, l'ampoule d'alarme basse pression carburant droite, les ampoules du radio-altimètre, l'ampoule de hauteur de décision, et le feu de navigation gauche. Des témoins ont vu que les phares d'atterrissage, l'éclairage d'inspection d'aile et l'éclairage intérieur étaient en service avant et pendant le vol; différentes lames fusibles c.c. récupérées avaient fondu; l'indicateur de température extérieure indiquait 0 degré ou juste au-dessous de zéro, et les volets et les phares d'atterrissage étaient rentrés. Tous les éléments ci-dessus fonctionnent avec du courant de 28 V c.c. et, à cause de la source d'alimentation de chacun, on obtient des indices concluants à savoir que du courant de 28 V c.c. a traversé les barres bus gauche, droite et centrale tout au long du vol fatidique.

1.6.5.3 *Les onduleurs*

À l'origine, l'avion était équipé de deux onduleurs rotatifs Bendix qui fournissaient du courant de 115 V triphasé, 400 Hz, aux bus c.a. n° 1 et n° 2. En juillet 1989, chacun de ces onduleurs a été remplacé par deux onduleurs statiques, modèle PC-17A, et un convertisseur de phase, modèle PH-3Φ-400. Le PH-3Φ-400 convertit les deux PC-17A en une source de courant triphasé, en triangle, 400 Hz, phase à phase, de 115 V c.a., et il permet à chaque onduleur de fonctionner distinctement, bien que les charges puissent être déséquilibrées. Le convertisseur de phase synthétise une

troisième phase de 115 V c.a. en forçant un déphasage entre les deux onduleurs PC-17A. Les onduleurs PC-17A sont des sources d'alimentation statiques transistorisées qui fonctionnent à partir du courant de 28 V c.c. de l'avion et qui fournissent du 115 et du 26 V c.a. à 400 Hz. Sur le C-GQTH, la sortie de 26 V c.a. n'était pas utilisée parce que les autotransformateurs 115/26 V n° 1 et n° 2 d'origine fournissaient l'alimentation de 26 V c.a. Les sorties de chaque paire d'onduleurs sont identifiées comme étant les phases rouge et bleue, et elles sont appliquées par l'intermédiaire des fusibles de 10 ampères à un relais de transfert, puis aux barres bus c.a. n° 1 et n° 2 montées sur le panneau de distribution gauche. Désormais, chaque paire d'onduleurs sera considérée comme s'il s'agissait d'un seul onduleur, le n° 1 ou le n° 2.

Les onduleurs sont mis sur *ON* ou sur *OFF* à l'aide de deux interrupteurs situés sur le tableau supérieur du poste de pilotage. La procédure d'Air Manitoba consistait à mettre les interrupteurs sur *ON* au début d'une série de vols et de les laisser sur *ON* jusqu'à la fin du dernier vol de l'équipage concerné. Un interrupteur de transfert pour chaque onduleur permet, par l'intermédiaire d'un relais de transfert, de transférer toute l'alimentation électrique d'un onduleur en panne ou non sélectionné à l'onduleur en train de fonctionner. Chacun des onduleurs est en mesure de fournir tout le courant électrique c.a. dont l'avion a besoin. Un seul voltmètre et les fréquencemètres affichent la sortie d'un onduleur à la fois, quel que soit celui qui a été sélectionné.

Normalement, l'onduleur n° 1 fournit du courant de 115 V c.a. au bus c.a. n° 1, qui alimente les composants suivants :

- l'enregistreur de données de vol (à partir de la phase rouge);
- l'enregistreur phonique (à partir de la phase bleue);
- le système de compas CL2, y compris les gyros directionnels gauche et droit (à partir des 3 phases);
- l'horizon artificiel gauche;
- les indicateurs de pression d'huile et de température du moteur gauche;
- l'indicateur de quantité de carburant gauche;
- le moteur à interrupteur de cycle de dégivrage gauche;
- le détecteur statique n° 1;
- l'onduleur du voltmètre n° 1;
- la commande de réchauffage pare-brise gauche;
- le dispositif de commande cloison pare-feu du moteur gauche; et
- l'avertisseur de décrochage gauche.

Normalement, l'onduleur n° 2 fournit du courant de 115 V c.a. au bus c.a. n° 2, qui alimente les composants suivants :

- l'horizon artificiel droit;
- les indicateurs de pression d'huile et de température du moteur droit;
- l'indicateur de quantité de carburant droit;
- le moteur à interrupteur de cycle de dégivrage droit;
- le détecteur statique n° 2;
- l'onduleur du voltmètre n° 2;

- la commande de réchauffage pare-brise droit;
- l'avertisseur de décrochage droit;
- la commande cloison pare-feu du moteur droit;
- les blocs d'alimentation des appareils de radionavigation; et
- la commande de température cabine.

La mise sur *OFF* ou une panne de l'onduleur n° 1 ou n° 2, y compris une panne partielle, produira ce qui suit :

- l'indicateur magnétique connexe affichera *OFF*;
- le voyant⁵ de panne d'onduleur connexe s'allumera;
- la drapeau de panne de l'horizon artificiel gauche (n° 1) ou droit (n° 2) apparaîtra;
- l'indicateur de pression d'huile gauche (n° 1) ou droit (n° 2) affichera zéro;
- l'indicateur de température d'huile gauche (n° 1) ou droit (n° 2) affichera moins 30; et
- l'indicateur de carburant gauche (n° 1) ou droit (n° 2) affichera la donnée qui était indiquée lorsque la panne s'est produite.

5 Il y avait deux voyants d'alarme (jaunes) de panne d'alimentation onduleur, un pour chaque onduleur. Ils étaient montés de chaque côté du tableau d'urgence, directement devant chaque pilote. L'intensité de ces voyants ne peut pas être diminuée par l'équipage.

6 Le voyant d'alarme de panne FDR était rouge et il était situé sur la partie intérieure de l'encadrement de la porte entre le poste de pilotage et la cabine.

En cas de mise sur *OFF* ou d'une panne de l'onduleur n° 1, outre ce qui est mentionné ci-dessus, le voyant de panne⁶ de l'enregistreur de données de vol (FDR) s'allumera, la fonction test du CVR indiquera qu'il est hors service (il n'y a pas d'autres indications de panne CVR), et, si les rotors de gyro directionnel restent à la position d'inertie, les roses de gyrocompas resteront sur le cap qui était indiqué lorsque la panne s'est produite. Les roses compas pouvaient être réglées manuellement, mais elles ne tournaient pas nécessairement lorsque l'avion tournait.

Le circuit d'onduleur comprend un indicateur magnétique pour chaque bus c.a. L'indicateur est muni d'un ressort de rappel pour afficher *OFF* lorsque le bus n'est pas sous tension, et il tourne de façon magnétique pour afficher *ON* lorsqu'il est sous tension. L'indicateur magnétique du bus c.a. n° 1 a été récupéré, et il était endommagé. Les dommages montrent que l'indicateur affichait *ON* au moment où il a été endommagé. Cela indiquerait, en l'absence d'autres indices, que le bus c.a. n° 1 était mis sous tension, soit par l'onduleur n° 1, soit par l'onduleur n° 2, l'interrupteur de transfert n° 1 étant commandé. *On n'a découvert aucun autre indice indiquant que le bus c.a. n° 1 était sous tension à un moment quelconque après l'arrêt de l'avion après l'atterrissage à Sandy Lake.* Les indices qui suivent indiquent que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension :

- ni le FDR ni le CVR ne fonctionnaient; et
- le système de compas CL2 n'était pas alimenté. (Se reporter à la section 1.6.10.2 pour connaître les

détails concernant le système de compas). Cela a été déterminé à partir des faits suivants : l'indicateur principal affichait approximativement le même cap (entre 350 et 358 degrés) que le cap de l'avion lorsqu'il était stationné devant l'aérogare (356,5 degrés d'après le FDR); on a trouvé un rotor de gyro directionnel, il ne présentait aucun dommage dû à la rotation, et ses bobinages n'étaient pas brûlés; et on a trouvé un cadran de compas dont la rose compas avait été bloquée par des dommages dus à l'impact au cap de 280 degrés. Le cap piste est de 290 degrés, et on croit que le compas avait été réglé au cap piste par l'un des pilotes avant le décollage, ce qui est une procédure normale.

Le relais de transfert n° 1 a été trouvé sur les lieux de l'accident. Toutefois, il avait subi des dommages tellement importants qu'on n'a pu déterminer dans quel état il était ou s'il était utilisable avant l'accident.

Les indices montrant que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension l'emportent sur les indices que présente l'indicateur magnétique. On a par conséquent conclu que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension. Toutefois, on n'a pu déterminer pourquoi l'indicateur affichait *ON* si le bus n'était pas sous tension.

On a trouvé un indicateur de pression d'huile. Il y a une marque ayant la forme d'un arc sur le cadran, qui

commence juste au-dessous de la graduation de 20 lb/po² et qui se poursuit jusqu'à la graduation de 10 lb/po². Un examen du carnet de bord de l'avion pour le mois précédent a montré que la plage de pression d'huile de fonctionnement normale du moteur droit était de 22 à 24 lb/po², et celle du moteur gauche, de 21 à 22 lb/po². Après une analyse de la marque et de la façon dont l'instrument était conçu, on a conclu que la marque a été faite par l'aiguille de pression d'huile pendant l'écrasement. L'aiguille de l'indicateur est rappelée par ressort et descend au-dessous de la graduation zéro lorsque l'instrument n'est pas alimenté en courant c.a. La marque est donc une indication que l'instrument affichait la pression d'huile et, par conséquent, qu'il était alimenté au moment de l'impact. Puisque les indicateurs de pression d'huile sont alimentés en courant c.a., et puisqu'il n'y avait pas de courant en provenance du bus c.a. n° 1, la marque sur le cadran est une indication que le bus c.a. n° 2 était sous tension. C'est le seul indice qu'on a trouvé concernant l'état du bus c.a. n° 2.

L'essai de fonctionnement des onduleurs n'a pas été possible à cause de l'importance des dommages dus à l'impact. Tous les fusibles étaient en bon état de service à l'essai. L'examen des composants actifs récupérés n'a révélé aucune défectuosité antérieure à l'impact qui peut avoir contribué à la panne de l'un ou l'autre des onduleurs. On n'a pas remarqué de dommages dus à la production d'arcs électriques ou à la chaleur sur les cartes imprimées ni sur aucun des autres composants. Les deux fusibles de 200 ampères (F179 et F180) qui alimentaient l'onduleur en courant c.c.

étaient encore fixés à une section de la barre bus centrale, et tous les deux étaient en bon état de service à l'essai. Les quatre fusibles de 50 ampères qui alimentaient des onduleurs distincts ont été récupérés. Toutefois, ils avaient été endommagés au point que leur état de service au moment de l'impact n'a pu être déterminé.

1.6.5.4 *Autres points concernant les circuits électriques qui ont été déterminés*

L'examen des composants et câblages électriques récupérés et de la documentation relative aux circuits électriques a révélé, en plus de ce qui a été examiné ci-dessus, ce qui suit :

- l'état de service, avant l'impact, des quatre onduleurs des circuits électriques n° 1 et n° 2 n'a pu être déterminé;
- la tension de sortie de l'onduleur n° 1 qui débitait dans la phase rouge était de 122 V neuf jours avant l'accident; la tolérance spécifiée est de 115 V +5 %, -7 % (maximum de 120,75 V, minimum de 107 V);
- les convertisseurs de phase n° 1 et n° 2 n'étaient pas montés conformément au schéma de câblage approuvé;
- le séquenceur de phase des sous-tensions n° 1 était en bon état de service avant l'accident;
- le relais de transfert de l'onduleur n° 2 était hors service avant l'accident. Il est improbable que

l'équipage ait été au courant de cette situation.

- le système de protection contre les sous-tensions n'était pas monté sur le C-GQTH;
- la liste des fusibles et des disjoncteurs du C-GQTH n'était pas mise à jour lorsque des modifications de câblage étaient effectuées;
- l'absence complète d'identification des fils qui avaient été ajoutés sur l'avion pendant les modifications ont rendu l'examen des différents circuits électriques difficiles.

1.6.6 *Circuit hydraulique*

Le circuit hydraulique est alimenté par deux pompes entraînées par les moteurs, une sur chaque moteur, et il assure les fonctionnements suivants : la rentrée et la sortie du train d'atterrissage, l'orientation du train avant et les freins de roue.

Pendant l'examen après l'accident, on a constaté que les vérins du train d'atterrissage principal étaient déployés, que les verrous train rentré étaient fermés, et que le mécanisme de verrouillage train rentré d'un train principal s'était fracturé. Tout cela indique que le train d'atterrissage était rentré et verrouillé au moment de l'impact. Le fait que le train d'atterrissage était rentré révèle que le circuit hydraulique était utilisable lorsque l'avion a décollé.

1.6.7 Circuit de carburant

La capacité en carburant de l'avion est d'environ 12 240 livres. Le carburant est contenu dans deux réservoirs d'aile structuraux, chacun ayant une capacité utile de 720 gallons impériaux. Il y a deux pompes d'appoint électriques dans chaque réservoir, et elles envoient le carburant aux pompes entraînées par les moteurs. Pendant toutes les phases du vol, toutes les pompes d'appoint sont normalement mises sur *ON*. Si les pompes d'appoint ne fonctionnent pas, les moteurs continuent de fonctionner; toutefois, il y a un risque de cavitation des pompes carburant entraînées par les moteurs lorsque les pompes d'appoint sont sur *OFF*, et ce risque augmente avec l'augmentation de l'altitude ou de la puissance des moteurs, ou des deux. On a constaté que les quatre pompes d'appoint étaient utilisables.

Des circuits de carburant distincts alimentent chaque moteur. Toutefois, les deux circuits sont reliés entre eux à l'aide d'une conduite d'intercommunication. Le circuit d'intercommunication peut être sélectionné pour permettre aux deux moteurs d'être alimentés à partir d'un réservoir afin d'équilibrer les quantités de carburant, ou pour fournir du carburant à un seul moteur utilisable à partir des deux réservoirs en cas d'urgence.

Rien n'indique que le circuit d'alimentation carburant ne fonctionnait pas normalement. Des échantillons de carburant prélevés dans les réservoirs utilisés pour le ravitaillement de l'avion à St. Theresa Point, et dans le réservoir d'alimentation carburant gauche de l'avion, ont fait l'objet de tests, et on a

constaté qu'ils étaient acceptables et non contaminés. Compte tenu de la quantité de carburant répandu sur les lieux de l'accident et des renseignements sur les charges de carburant et la consommation, on a conclu que l'avion n'avait pas manqué de carburant.

On a trouvé l'ampoule du voyant d'alarme basse pression carburant droit, et l'analyse a montré qu'elle était allumée au moment de l'impact. Des câbles électriques qui étaient les mêmes que ceux qui reliaient différents composants et voyants du circuit de carburant ont été trouvés presque au début du sillon laissé par l'avion. Avant que l'alimentation électrique soit coupée, l'aile droite s'est rompue lorsque l'avion a pénétré dans les arbres. La rupture des câbles électriques a pu déclencher le circuit d'alarmes lumineuses, ou encore, la perte de carburant lorsque l'aile s'est rompue peut avoir provoqué une chute de pression carburant et, par conséquent, le voyant d'alarme basse pression se serait allumé.

1.6.8 Système de conditionnement d'air

Le système de conditionnement d'air assure la ventilation, la pressurisation de la cabine et le contrôle de la température. Le système comprend un robinet de décharge manuel pour le vol non pressurisé et pour la ventilation et l'équilibrage de la pression pendant une situation d'urgence et à l'atterrissage. Deux vannes de décharge, qui fonctionnent manuellement ou automatiquement, régularisent le débit masse de l'air en provenance du compresseur vers la cabine. Les équipages d'Air Manitoba ferment manuellement les vannes de décharge.

La pressurisation de la cabine est mise en marche aussitôt que possible après le décollage. La pressurisation nécessite une action manuelle pour fermer le levier du robinet de décharge situé du côté extérieur de la cheville droite du copilote, et pour actionner les interrupteurs de vanne de décharge situés près de la main droite du copilote afin de fermer les deux vannes de décharge.

1.6.9 Moteurs et hélices

1.6.9.1 Généralités

Le HS 748 est propulsé par deux turbomoteurs Rolls-Royce Dart, chacun entraînant une hélice quadripale à pas variable. Un circuit d'injection eau/méthanol est monté sur chaque moteur afin d'accroître au besoin la puissance moteur au décollage. L'hélice présente une plage de variation angulaire des pales allant de zéro à la position drapeau maximale, et son circuit de commande comprend des commandes automatiques et des voyants témoins et d'alarme. L'hélice comprend deux butées petit pas, sol et vol. La butée petit pas sol est réglée à un angle d'hélice de 0 degré pour utilisation au sol pour le démarrage du moteur et pendant l'accélération initiale, et pour produire de la traînée pendant l'atterrissage. La butée petit pas vol est une butée mécanique amovible, à une position correspondant à un angle de pale de 18 degrés, pour empêcher l'hélice d'atteindre le petit pas sol en vol.

1.6.9.2 Moteurs

Après l'accident, les moteurs ont été examinés chez Rolls-Royce à Montréal et au Laboratoire technique du BST. En raison des dommages attribuables à l'impact, l'examen des moteurs a dû être limité à l'intégrité mécanique des ensembles. Il n'y avait aucun indice d'une défaillance antérieure à l'impact des deux moteurs.

Les arbres d'entraînement de rouet des deux moteurs s'étaient rompus à cause d'une surcharge de torsion, mais les aubes de compresseur et de turbine étaient comparativement peu endommagées, et il n'y avait pas beaucoup de traces de frottement entre les composants tournants et les composants fixes. Pendant l'enquête, on a découvert très peu d'indices qui auraient facilité le calcul du régime des moteurs au moment de l'impact.

Les deux moteurs tournaient au moment de l'impact. Toutefois, leur examen n'a pas permis de déterminer la puissance qu'ils produisaient.

1.6.9.3 Hélices

Les hélices ont été examinées chez Dowty Aerospace Canada à Ajax (Ontario). Les hélices n'ont pas pu être démontées complètement à cause des dommages. Les ensembles d'hélice étaient endommagés, et les pales étaient fortement endommagées, pliées et tordues. L'impact, lors de l'écrasement, a produit des marques sur le manchon de transfert de chaque hélice; les pales de l'hélice droite ont heurté les arbres avant de heurter le sol, tandis que les pales de l'hélice gauche n'ont

probablement heurté que le sol. Les marques d'impact sur les manchons de transfert correspondent à des angles de pale de 31 degrés dans le cas de l'hélice droite, et de 33 degrés dans le cas de l'hélice gauche. À l'aide des renseignements fournis par le constructeur, et si on suppose un régime moteur compris entre la puissance de montée de 14 200 tr/min et la puissance de décollage de 15 000 tr/min, les angles de pale de 31 degrés et de 33 degrés correspondent à des vitesses vraies de 170 et de 190 noeuds respectivement.

L'état des deux hélices et la similitude des types de dommages indiquent qu'elles produisaient une traction importante et similaire au moment de l'impact.

1.6.10 Instruments de vol

1.6.10.1 Indicateurs d'assiette

L'avion était équipé de deux horizons artificiels gyroscopiques (indicateurs d'assiette) alimentés en courant c.a., un AIM de modèle 500-ECF à gauche et un AIM de modèle 251-ECFR à droite. L'indicateur du côté gauche était alimenté par le bus c.a. n° 1, et celui du côté droit, par le bus c.a. n° 2. Chaque indicateur était muni d'un drapeau d'alarme conçu pour apparaître sur le cadran si l'instrument ne recevait pas de courant électrique. Aucun des horizons artificiels ni aucun de leurs composants n'ont été retrouvés après l'écrasement.

L'avion était également équipé de deux indicateurs de virage et de dérapage alimentés en courant c.c., un sur chaque

tableau de bord. Les deux instruments étaient alimentés par le bus central.

L'ONA, série II, n° 18, *Indicateurs d'inclinaison longitudinale et transversale supplémentaires*, publiée en 1972, exige que les gros turboréacteurs (masse au décollage de plus de 12 500 livres) soient équipés d'un troisième indicateur d'inclinaison longitudinale et transversale alimenté par une source indépendante du circuit d'alimentation électrique. Aucun règlement n'exige que les gros turbopropulseurs en soient équipés; le C-GQTH n'était pas équipé d'un horizon artificiel de secours.

Des essais effectués sur six horizons artificiels AIM non montés ont montré qu'il n'était pas possible de prédire l'orientation finale de l'instrument après que le courant a été coupé ou après le blocage et le déblocage d'un instrument non alimenté. Pendant l'observation des horizons artificiels AIM d'un HS 748 en exploitation, le courant des instruments a été coupé. Toutefois, le drapeau d'alarme de l'un des instruments n'est apparu qu'après que la vitre de l'instrument ait été tapotée plusieurs fois. Jet Electronics, les fabricants, n'ont aucun antécédent de problème relativement à des drapeaux qui n'indiquent pas correctement une défaillance. Un avis de service intitulé *500 Series Attitude Indicator Flag Adjustment*, concernant les horizons de la série 500, a été publié en janvier 1978 par AIM. Il n'y avait pas d'explication concernant la raison pour laquelle l'avis avait été publié, mais on suppose qu'il traitait du problème de drapeaux d'alarme qui n'indiquaient pas correctement l'état de l'instrument. On n'a

pu déterminer si le réglage de l'horizon de modèle 500 du C-GQTH avait été effectué.

1.6.10.2 *Compas*

Deux compas gyrosyn de type CL2 étaient montés, un pour chaque membre d'équipage. Il s'agissait du système monté à l'origine par le constructeur, soit deux gros instruments faciles à lire. Un seul compas pouvait être asservi à la fois, et il était commandé à l'aide d'un interrupteur situé sur le panneau latéral gauche à gauche du siège du commandant de bord. Conformément à la liste de vérifications de l'avion, il était habituel d'utiliser la fonction d'asservissement du compas de gauche. L'autre compas était utilisé comme gyro directionnel qui devait être réglé manuellement, périodiquement.

Le circuit de compas gyrosyn des deux compas était alimenté par le bus c.a. n° 1. Si cette source d'alimentation avait été coupée et qu'aucun transfert n'avait été effectué, les deux compas auraient cessé de fonctionner, et aucune rose compas ne se serait nécessairement déplacée lorsque l'avion aurait tourné.

Un indicateur principal était placé derrière le siège gauche, à la hauteur de la tête, et il était à l'origine conçu pour un navigateur. Il était synchronisé avec la centrale gyroscopique et assurait le contrôle de l'azimut pour l'équipement auxiliaire.

L'avion était équipé d'un compas magnétique de secours.

1.6.10.3 *Radioaltimètre*

L'avion était équipé d'un radioaltimètre qui affichait directement l'altitude de 0 à 2 500 pieds. Les procédures d'utilisation normalisées (SOP) d'Air Manitoba stipulent que, avant le départ, le curseur doit être réglé à 400 pieds ou à l'altitude d'approche indirecte sol, selon l'altitude la plus élevée, et, en route, à 1 500 pieds lorsque l'avion vole en croisière à une altitude supérieure à la plage d'utilisation du radioaltimètre, ou à 100 pieds au-dessous de l'altitude radio indiquée. Le voyant de hauteur de décision du radioaltimètre est allumé pendant que l'avion est à une altitude inférieure à l'altitude sélectionnée. Au moment de l'écrasement, le voyant de hauteur de décision du radioaltimètre était allumé, tout comme l'était l'ampoule de l'instrument même, et le radioaltimètre était réglé à 2 100 pieds. Le mécanisme de réglage est constitué d'engrenages, et il est très improbable que le réglage ait changé pendant l'impact. Que le radioaltimètre ait été réglé de nouveau est une autre indication que des activités normales se déroulaient dans le poste de pilotage, au moins jusqu'à 400 pieds. L'enquête n'a pas révélé pourquoi le radioaltimètre était réglé à 2 100 pieds.

1.6.10.4 *Altimètres*

L'avion était équipé de deux altimètres, un sur chaque tableau de bord. Celui de gauche était un altimètre asservi qui devait être alimenté en courant de 28 V c.c.; celui de droite était un altimètre mécanique et était muni d'un vibreur, qui était alimenté en courant de 28 V c.c., pour éviter les erreurs dues à la traînée de frottement.

1.6.11 Protection contre le givre et la pluie

Deux alternateurs à fréquences variables, triphasés, de 200 V, monté chacun sur le relais d'accessoires de chaque moteur, fournissent du courant, au besoin, pour permettre l'antigivrage ou le dégivrage des composants suivants : les pare-brise et les glaces ouvrantes; les hélices et les casseroles d'hélice; et les entrées de moteur et de refroidisseur d'huile. Si un alternateur tombe en panne, tout l'équipement d'antigivrage ou de dégivrage peut quand même être utilisé, mais un certain réaménagement ou une diminution des charges peuvent être nécessaires. Le dégivrage de la cellule est assuré par des gaines en caoutchouc gonflables collées aux bords d'attaque du stabilisateur, de la dérive et des ailes, du côté extérieur des fuseaux moteurs.

1.6.12 Système de positionnement mondial

Un système de positionnement mondial (GPS) (Garmin 100) était monté dans le C-GQTH, mais il n'était intégré à aucune partie du système de navigation de l'avion. Les données du GPS, y compris les points de cheminement, les trajectoires, les caps, les distances, les heures, la vitesse sol, etc., étaient affichés sur l'instrument.

Le GPS Garmin 100 ne satisfaisait pas aux exigences de la *Technical Standard Order* (TSO) relative aux récepteurs de GPS IFR (TSO C-129). Par conséquent, le GPS ne pouvait pas être homologué pour utilisation comme instrument de vol IFR principal.

Le GPS a été récupéré intact sur les lieux de l'accident, mais comme sa batterie interne s'était débranchée, il n'a fourni aucune donnée.

1.6.13 Dispositif avertisseur de proximité du sol

Le dispositif avertisseur de proximité du sol (GPWS) fonctionne sans intervention du pilote et fournit une alarme sonore et visible aux pilotes si leur avion s'approche du sol au-delà des limites entrées dans l'ordinateur du dispositif. L'un des modes d'alarme s'enclenche si l'avion commence à descendre après le décollage. Dans le cas du HS 748, le GPWS est programmé de façon à produire une alarme si l'avion commence à descendre avant qu'une altitude radio de 700 pieds soit atteinte. Le GPWS a permis d'éviter de nombreux accidents dans des cas où ce n'est que lorsque l'avertisseur a retenti que les pilotes se sont rendu compte que l'avion était trop proche du sol ou de l'eau.

Le C-GQTH n'était pas équipé d'un GPWS, mais il l'avait été dans le passé. L'ONA, série II, n° 22, exige que les gros turboréacteurs soient équipés d'un GPWS. Aucun règlement n'exige que les gros turbopropulseurs soient équipés de ce dispositif.

Un GPWS pour l'avion en question nécessiterait du courant de 115 V c.a. et de 28 V c.c., l'alimentation c.a. étant fournie par le bus c.a. n° 1.

1.6.14 *Liste des équipements indispensables au vol (MEL)*

Air Manitoba exploitait le HS 748 conformément à la MEL de HS 748 d'Air Manitoba. La MEL est datée du 1^{er} juin 1990 et a été approuvée par Transports Canada le 14 septembre 1990. La MEL permet certains écarts quant aux exigences relatives aux instruments et aux systèmes de l'avion afin de permettre l'exploitation continue ou ininterrompue de l'avion aussi longtemps que l'équipement qui continue de fonctionner permet de poursuivre le vol en toute sécurité.

Voici quelques exigences extraites de la MEL concernant le fonctionnement de l'avion :

1. Article 23-10, Enregistreur phonique

Si un enregistreur phonique tombe en panne, mais que l'enregistreur de données de vol fonctionne, l'avion peut effectuer le vol de façon à terminer un itinéraire planifié, mais il ne doit pas quitter une base d'entretien où des réparations ou des remplacements peuvent être effectués.

2. Article 24-13, Onduleurs principaux (n° 1 et n° 2)

L'un d'eux peut être hors service à la condition que l'avion soit utilisé dans des conditions VMC (conditions météorologiques de vol à vue) de jour seulement.

Rien n'est indiqué à propos de l'interrupteur de transfert d'onduleur dans la MEL, à l'article 24.

3. Article 24-14, Voyants d'alarme de panne d'onduleur principaux

L'un d'eux peut être hors service à la condition : a) qu'avant chaque vol, l'onduleur annexe soit mis sous tension afin de vérifier si la tension et la fréquence sont correctes et ainsi déterminer qu'il fonctionne normalement.

4. Article 31-2, Enregistreur de données de vol

Si un enregistreur de données de vol tombe en panne, mais que l'enregistreur phonique fonctionne, l'avion peut effectuer le vol de façon à terminer un itinéraire planifié, mais il ne doit pas quitter une base d'entretien où des réparations ou des remplacements peuvent être effectués.

5. Article 34-1, Horizons artificiels

L'un d'eux peut être hors service à la condition : a) que le vol soit effectué dans des conditions VMC de jour, et b) que le troisième horizon gyroscopique autonome fonctionne. (Le C-GQTH n'avait pas de troisième gyro.)

6. Article 34-3, Gyros directionnels

Un gyro directionnel peut être hors service à la condition : a) que le vol soit effectué dans des conditions VMC de jour.

1.6.15 *Listes de vérifications de l'avion -
Applicables au C-GQTH*

VÉRIFICATION INITIALE AVANT DÉMARRAGE - Cette vérification est effectuée avant la vérification avant démarrage. D'après les procédures d'utilisation normalisées d'Air Manitoba, la vérification initiale doit être effectuée conformément à la liste de vérifications normale du HS 748, et il n'est nécessaire de l'effectuer qu'au premier vol de la journée.

La vérification initiale avant démarrage comprend notamment les points suivants : VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT FDR/CVR ... FAIT, ONDULEURS ... TOUS SUR ON, VOYANTS D'URGENCE ... ESSAI EFFECTUÉ, ET INSTRUMENTS DE VOL ... VÉRIFIÉS/RÉGLÉS.

APRÈS DÉMARRAGE - Cette vérification comprend notamment les points suivants : ONDULEURS ... SUR ON, ENREGISTREUR DE DONNÉES DE VOL ... RÉGLÉ, et COMPAS et RMI ... (régler le cap).

ROULAGE - Cette vérification comprend GYROS ... VÉRIFIÉS et comprendrait donc la vérification des horizons artificiels et des gyros directionnels.

ALIGNEMENT - Cette vérification comprend COMPAS VÉRIFIÉS. Elle signifie qu'il faut s'assurer que les compas indiquent le cap piste ou pratiquement ce cap.

1.6.16 *Performances de l'avion*

Les performances de décollage de l'avion relativement au vol fatidique ont été calculées à l'aide des données suivantes : vent de face nul; température de -5°C; calage altimétrique de 29,75 pouces, altitude-pression de 1 000 pieds-mer; et piste aménagée, dure et sèche de 3 500 pieds de longueur. La température était la moyenne des trois stations météorologiques les plus proches, et le calage altimétrique était le plus bas signalé par ces mêmes stations. La piste était en gravier, mais sa surface était gelée et damée, et elle ressemblait à une surface aménagée, en dur et sèche.

Le tableau ci-après indique la masse maximale autorisée au décollage, en livres, pour les conditions indiquées. Comme on peut le constater sur le tableau, l'équipage de conduite disposait d'un certain nombre de choix pour le départ à Sandy Lake. À une masse au décollage estimée de 34 000 livres, l'avion, au décollage, aurait disposé d'une marge de sécurité aux trois positions homologuées des volets. Les pilotes de la compagnie avaient l'habitude de sortir les volets à 15 degrés au départ de Sandy Lake.

Volets à 7 ½ degrés		Volets à 15 degrés		Volets à 22 ½ degrés
Masse avec carburant	Masse à sec	Masse avec carburant	Masse à sec	Masse avec carburant
40 400 lb (R)	37 700 lb (R)	42 900 lb (R)	39 200 lb (R)	42 100 lb (W)

Masse avec carburant	- puissance améliorée par eau/méthanol
Masse à sec	- puissance au décollage normale
*	- tous les décollages avec volets sortis à 22 ½ degrés nécessitent l'utilisation d'eau/méthanol
R	- longueur critique de piste équivalente
W	- limites masse-altitude-température

Un coût est associé à l'utilisation d'eau/méthanol, et les exploitants ne l'utilisent que si c'est nécessaire pour augmenter les performances au décollage.

En somme, l'avion pouvait partir de Sandy Lake à une masse maximale d'exploitation se situant entre 37 700 et 42 900 livres selon la configuration des volets et si le mélange eau/méthanol était utilisé.

L'avionneur a calculé que les volets étant réglés à 15 degrés et aux conditions et à la masse de l'avion au moment du décollage, la distance de décollage nécessaire sur une piste en dur sèche pour permettre à l'avion d'atteindre 35 pieds au-dessus de la piste était de 2 093 pieds, la course au sol étant de 1 826 pieds. Afin de tenir compte du fait qu'il s'agissait d'une piste en gravier, la course au sol a été multipliée par un

facteur de 1,15, ce qui a donné une course au sol de 2 100 pieds.

Au moment du décollage, la surface de la piste était en neige damée très dure et en glace, elle était lisse, et il n'y avait pas de gravier. Par conséquent, le BST a conclu que la course au décollage réelle aurait été plus près de 1 826 pieds que de 2 100 pieds.

Le 12 mars 1971, Hawker Siddeley Aviation a publié un avis aux exploitants intitulé *Operations From Unpaved Surfaces* qui se rapportait aux HS 748, des séries 1, 2 et 2A. L'avis traite des techniques de démarrage sur la lancée pour éviter d'endommager les hélices au cours des décollages sur les pistes en gravier. Les distances de décollage indiquées dans le manuel de vol ont été calculées compte tenu de cette technique, et cette dernière a par conséquent été utilisée dans le calcul de la course au décollage dans le présent cas.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Prévisions météorologiques

Il n'y a pas de station météorologique du Service de l'environnement atmosphérique (SEA) à Sandy Lake.

Il y a trois stations météorologiques du SEA autour de Sandy Lake, la plus proche étant celle d'Island Lake (YIV) située à 67 nm au nord-ouest; les deux autres sont celle de Big Trout Lake (YTL), située à 132 nm au nord-est, et celle de Red Lake (YRL), située à 122 nm au sud.

Les prévisions d'Island Lake, valides le 10 novembre de 11 h à 23 h HNC, étaient les suivantes : nuages épars à 2 000 pieds, plafond à 5 000 pieds et ciel couvert, visibilité de 6 milles ou plus dans de la faible neige, et variable jusqu'au plafond à 1 000 pieds et ciel obscurci, visibilité d'un mille et demi dans de la neige et du brouillard légers. Une légère amélioration était prévue après 23 h HNC. Ces prévisions étaient à la disposition de l'équipage avant son départ de Winnipeg.

Les prévisions d'Island Lake, valides de 17 h HNC le 10 novembre à 5 h HNC le 11 novembre, étaient les suivantes : plafond à 1 000 pieds et ciel couvert, visibilité de 6 milles ou plus dans de la faible neige, plafond occasionnel à 2 000 pieds et nuages fragmentés, et visibilité de 6 milles ou plus. L'équipage n'aurait pas reçu ces prévisions avant de partir de Winnipeg.

1.7.2 *Rapports météorologiques*

Les rapports météorologiques pertinents des trois stations étaient les suivants :

Island Lake - 14 h HNC - Ciel partiellement obscurci, plafond estimé à 1 100 pieds et ciel couvert, visibilité de 1 mille dans de la faible neige, température de -6°C, point de rosée de -7°C, vent du 220 degrés vrai à 6 noeuds et calage altimétrique de 29,76.

Island Lake - 16 h HNC - Ciel partiellement obscurci, plafond estimé à 1 100 pieds et ciel couvert, visibilité de 8 milles dans de la faible neige, température de -4°C, point de rosée de

-6°C, vent du 260 degrés vrai à 5 noeuds, et calage altimétrique de 29,74.

Island Lake - Rapport régulier spécial de 18 h HNC - Plafond mesuré à 900 pieds et ciel couvert, visibilité de 10 milles dans de la faible neige, température de -4 °C, point de rosée de -6°C, et vent du 310 degrés vrai à 8 noeuds, calage altimétrique de 29,76.

Big Trout Lake - Observation régulière de 0000Z (18 h HNC) - Nuages épars à 1 600 pieds, plafond estimé à 2 200 pieds et ciel couvert, ciel couvert à 3 100 pieds, visibilité de quatre milles dans de la faible neige, température de -7°C, point de rosée de -9°C, vent du 220 degrés vrai à 7 noeuds, calage altimétrique de 29,77.

Big Trout Lake - Observation spéciale de 0011Z (18 h 11 HNC) - Plafond estimé à 1 100 pieds et ciel couvert, visibilité de 2,5 milles dans de la faible neige, température de -7°C, point de rosée de -8°C, vent du 220 degrés vrai à 8 noeuds, calage altimétrique de 29,77.

Red Lake - Observation régulière de 0000Z (18 h HNC) - Plafond mesuré à 1 100 pieds et ciel couvert, visibilité de 3 milles dans de la faible neige, température de -5°C, point de rosée de -7°C, vent du 190 degrés vrai à 6 noeuds, calage altimétrique de 29,81.

Red Lake - Observation spéciale 0010Z (18 h 10 HNC) - Plafond de précipitation à 700 pieds et ciel obscurci, visibilité de ½ mille dans de la neige, vent du 190 degrés vrai à 6 noeuds.
Remarques : neige couvrant le ciel 10/10.

Après l'accident, le SEA a fourni un résumé des conditions météorologiques qui prévalaient au moment de l'accident (prévisions après coup). Le résumé indique que la région de Sandy Lake était sous l'influence d'une faible dépression ou onde frontale, qu'il y avait des couches de nuages fragmentés ou que le ciel était couvert entre 3 000 et 6 000 pieds-mer, et qu'il y avait des nuages de convection encastrés dont le sommet se situait entre 7 000 et 8 000 pieds-mer. Il pouvait y avoir eu un risque de givrage modéré à important dans les nuages dans le voisinage de Sandy Lake au moment de l'accident. La visibilité était généralement supérieure à 5 milles, mais par moments, elle était de ½ mille dans de la neige.

Un Beech 99 a atterri à Sandy Lake et son équipage venait juste d'arrêter les moteurs à l'aérogare lorsque le C-GQTH roulait en vue du décollage. L'équipage du Beech 99 a indiqué que, pendant le vol en provenance de Deer Lake effectué à 3 500 pieds-mer, un peu de givre s'était déposé sur l'avion pendant la montée et la descente à travers les nuages. L'approche vers Sandy Lake avait été effectuée à vue au-dessous d'environ 1 000 pieds-sol, et la visibilité était de 3 à 5 milles environ dans de la neige très faible. Ce même équipage est parti de Sandy Lake environ 15 minutes après l'accident dans l'espoir de localiser le lieu de l'accident. Il a indiqué que le plafond se situait à environ 1 700 pieds-mer (700 pieds-sol), que le ciel était couvert et qu'il neigeait très légèrement à ce moment-là.

Un autre pilote, qui avait décollé de la piste 29 à bord d'un Piper Navajo seulement quelques minutes avant le C-GQTH, a indiqué que le plafond se situait entre 2 000 et 2 200 pieds-mer (entre 1 000 et 1 200 pieds-sol) environ, et que la visibilité était supérieure à 5 milles dans de la neige très légère. Il a indiqué que la nuit était très noire et que, lorsque l'avion était sorti des nuages pendant la montée aux environs de 8 000 pieds-mer, il y avait moins de ¼ de pouce de givre sur les ailes.

1.8 Aides à la navigation

Un radiophare non directionnel (NDB), portant l'indicatif ZSF, est situé sur l'aéroport de Sandy Lake, au nord du point central de la piste, et il sert d'aide à l'approche.

Air Manitoba a l'autorisation de Transports Canada d'effectuer des approches vers la piste 29 de Sandy Lake à l'aide du NDB. La carte indique «À l'usage de la compagnie seulement», et cette aide ne peut être utilisée par le public sans l'approbation de Transports Canada. L'altitude minimale de descente pour les approches NDB directes et indirectes vers la piste 29 est de 1 740 pieds-mer, soit 803 pieds au-dessus de l'altitude de référence de l'aéroport. Il n'y a pas d'approche homologuée vers la piste 11.

Les procédures de départ publiées pour la piste 29 exigent de monter à vue à 1 200 pieds-sol avant de se placer sur la trajectoire.

1.9 Télécommunications

Au départ de Winnipeg, le C-GQTH, effectuant le vol 205 d'Air Manitoba, était en contact radio avec le contrôle des départs de Winnipeg et le centre de Winnipeg. À St. Theresa Point, le numéro de vol est passé de 205 à 206, et le vol 206 a communiqué avec la FSS de Thompson au départ de St. Theresa Point à destination de Sandy Lake. Les communications enregistrées entre l'équipage, les unités ATC et la FSS, n'indiquent rien d'exceptionnel.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport de Sandy Lake est un aéroport public situé à Sandy Lake (Ontario), une agglomération d'environ 1 600 personnes. L'aéroport porte l'identification CZSJ, il est certifié, et il est exploité et entretenu par le gouvernement de l'Ontario. L'altitude de référence de l'aéroport est de 937 pieds-mer. La piste 11/29 est en gravier et mesure 3 500 pieds de longueur sur 100 pieds de largeur. Au moment de l'accident, la piste était unie, damée et gelée. La tour du NDB est située sur l'aéroport au nord de la piste, et elle culmine à 1 066 pieds-mer.

Les deux pistes disposent de feux de bord de piste à basse intensité et de feux de seuil et d'extrémité de piste; ces feux peuvent être allumés de façon télécommandée à partir de l'avion grâce au système ARCAL. Les feux s'allument lorsqu'on appuie cinq fois en cinq secondes sur le bouton du microphone, sur

la fréquence 122,8 mégahertz (MHz), et ils restent allumés pendant 15 minutes.

La piste 29 est directement à l'opposé du groupe principal de la communauté de Sandy Lake. Il y a des maisons le long de la berge de la rivière, à droite de l'aéroport.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Généralités

L'avion était équipé d'un FDR et d'un CVR. Les deux enregistreurs ont été récupérés de l'épave intacts et en bon état. On a déterminé qu'aucun des enregistreurs n'avait fonctionné après l'arrêt de l'avion à la fin du vol jusqu'à Sandy Lake.

L'analyse des deux enregistreurs a révélé que leur fonction d'enregistrement était bonne au moment de l'accident.

Les données fournies par les enregistreurs sur le vol précédent ont révélé que les deux enregistreurs avaient été mis sous tension avant le démarrage des moteurs. Une synchronisation du FDR et du CVR a montré que les enregistreurs avaient été mis hors tension pratiquement au même moment. Les données du CVR ont montré que les enregistreurs se sont arrêtés au moment où les moteurs décéléraient.

On a déterminé qu'aucun des enregistreurs n'avait fonctionné pendant le vol fatidique parce que les enregistreurs ne recevaient pas de courant de 115 V, 400 Hz. La source de courant de 115 V c.a. pour les enregistreurs est le bus c.a. n° 1, qui est alimenté par l'onduleur n° 1 ou l'onduleur n° 2 s'il y a eu transfert.

1.11.2 Enregistreur de données de vol

1.11.2.1 Généralités

Le FDR est un enregistreur de données de vol universel (UFDR) numérique Sundstrand (980-4100-FWUS). Il enregistre cinq paramètres : l'altitude pression, la vitesse indiquée, le cap magnétique, l'accélération verticale et la température. L'enregistrement contenait les données des 25 heures de vol qui avaient été effectuées avant le vol fatidique.

En 1991, Transports Canada avait accordé une exemption à la Section 2 de l'*Ordonnance concernant les enregistreurs de données de vol* (ONA, série II, n° 13) à Air Manitoba. Cette exemption autorisait la compagnie à exploiter quatre HS 748 utilisant des enregistreurs à feuille de cinq paramètres montés et fonctionnant, conformément au paragraphe 5,9(2) de la *Loi sur l'aéronautique*. L'approbation de Transports Canada concernant le montage et l'utilisation de l'enregistreur universel à bord du C-GQTH n'avait pas été demandée. Un enregistreur universel fournit des données plus précises et plus faciles à analyser.

1.11.2.2 Données du FDR

Les données du FDR concernant les vols entre Winnipeg et Sandy Lake et St. Theresa Point, et entre St. Theresa Point et Sandy Lake, ont été analysées afin d'obtenir des renseignements sur ces vols.

L'analyse des données pertinentes du FDR a nécessité que certaines hypothèses et interprétations soient faites, particulièrement en ce qui concerne les

approches vers Sandy Lake. La seule approche aux instruments autorisée vers Sandy Lake est l'approche à l'aide du NDB vers la piste 29. Cette approche nécessite que le calage altimétrique d'Island Lake soit utilisé, de sorte qu'au moment du calcul des altitudes-sol, le calage altimétrique d'Island Lake à 16 h HNC, soit 29,74, a été utilisé. Le FDR n'enregistre pas la trajectoire suivie, mais seulement les caps. La trajectoire au-dessus du sol serait affectée par le vent, et des interprétations ont été faites afin de convertir les caps en trajectoires et rendre les trajectoires, en général, en fonction de la position de l'aéroport. Il semble que les pilotes aient effectué deux tentatives d'approche vers la piste 29 et deux tentatives pour voir les environs de la piste en approchant de la piste 11, de l'ouest. L'altitude de référence de l'aéroport de Sandy Lake est de 937 pieds-mer.

L'avion, qui effectuait un vol en provenance de Winnipeg, s'est approché de l'aéroport en venant du sud, et il est descendu à environ 1 600 pieds-mer avant d'atteindre l'aéroport. L'avion a tourné à droite et a survolé l'aéroport à cette altitude au cap de 135 degrés environ. L'avion a ensuite tourné à droite au cap de 152 degrés environ, est monté à environ 2 200 pieds, et a tourné à gauche à environ 310 degrés, soit la trajectoire de rapprochement approximative de l'approche NDB vers la piste 29. Un autre virage, à 300 degrés, a été effectué, et l'avion a commencé à descendre. L'avion a tourné à 292 degrés, est descendu à environ 1 300 pieds-mer, et a gardé cette altitude pendant 26 secondes. L'avion a ensuite commencé un virage en montée à

droite à 2 450 pieds au cap de 330 degrés environ.

L'avion a tourné à gauche au cap de 110 degrés environ et est descendu à environ 1 400 pieds-mer lorsqu'il a survolé l'aéroport. L'avion est ensuite monté à environ 2 000 pieds-mer au cap de 148 degrés, a tourné à gauche vers la trajectoire de rapprochement menant à la piste 29, et est monté à environ 2 150 pieds-mer. L'avion a commencé à descendre et est sorti du virage au cap de 300 degrés environ. L'avion est descendu à environ 1 200 pieds-mer au cap de 300 degrés et a gardé cette altitude pendant 38 secondes, temps au cours duquel il a tourné à gauche à 282 degrés. L'approche a ensuite été interrompue.

L'altitude minimale de sécurité à moins de 25 nm du NDB de Sandy Lake indiquée sur la carte d'approche était de 2 700 pieds-mer, et l'altitude minimale de descente (MDA) pour l'approche publiée vers la piste 29 était de 1 740 pieds-mer, soit une altitude supérieure de 803 pieds à l'altitude de l'aéroport. Il n'y avait pas d'approche publiée pour la piste 11. Les trajectoires estimées suivies ne coïncidaient pas toujours avec les trajectoires de la carte d'approche. On a conclu que l'équipage n'avait pas vu la piste parce que l'avion se trouvait dans les nuages, ou que s'il l'avait vue, il ne l'avait pas assez bien vue pour atterrir.

L'équipage s'est alors rendu à St. Theresa Point et a effectué une approche directe sur la piste 22, où il s'est posé. Après l'escale, l'avion a décollé de la piste 22. Pendant la montée, le cap de l'avion est graduellement passé de

220 degrés à 237 degrés. Après une brève diminution de la montée (à l'altitude de rentrée des volets), l'avion a continué la montée et a tourné à gauche vers Sandy Lake. L'avion a volé directement vers la piste 11, il est descendu en route, et il a atterri après la première approche. La bande du CVR montre qu'on a indiqué que le sol était visible à partir du poste de pilotage juste après une annonce verbale faite par un membre d'équipage à 450 pieds.

Le NDB a pu fournir à l'équipage suffisamment de renseignements pour lui permettre de suivre les trajectoires qu'il a suivies. Toutefois, il serait très improbable que l'équipage soit descendu à des altitudes comme 1 300 pieds au-dessous de l'altitude minimale de sécurité à moins de 25 milles du NDB et à 540 pieds au-dessous de la MDA vers la piste 29 sans qu'il ait été certain de sa position. Dans la région de Sandy lake, le GPS pouvait fournir ces renseignements; le NDB ne le pouvait pas. D'après les trajectoires suivies, les altitudes de vol et les renseignements tirés du CVR, on a conclu que l'équipage utilisait le GPS comme aide à la navigation principale tandis que l'avion se trouvait dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC).

1.11.3 *Enregistreur phonique (CVR)*

Le CVR est un Fairchild A100, et il comprenait environ 32 minutes d'enregistrement sonore sur le vol entre St. Theresa Point et Sandy Lake, soit le dernier vol avant l'accident. La seule voie d'enregistrement était celle du microphone du poste de pilotage (CAM). La bande

contenait quelques-unes des communications effectuées dans le poste de pilotage entre les membres d'équipage. Les deux voies de radiocommunication et d'interphone du poste de pilotage n'ont rien enregistré parce qu'elles n'étaient pas correctement raccordées au CVR.

Toutefois, la voie CAM était bruyante, et une bonne partie des communications en phonie était masquée par le bruit des moteurs et le bruit aérodynamique. Le filtrage des signaux sonores a permis la transcription de quelques-unes des communications qui se sont déroulées pendant le démarrage, le roulage, l'approche et l'atterrissage. Les données du CVR n'ont révélé rien d'inhabituel concernant l'avion, et les moteurs produisaient un bruit normal pendant le vol.

La transcription de l'enregistrement du CVR portant sur l'approche vers Sandy Lake pendant le vol effectué avant le vol fatidique comprend une conversation entre les deux pilotes. Le copilote, identifié grâce à sa voix, indique la route, la distance, la vitesse et l'altitude, probablement pour aider le commandant de bord qui pilote l'avion. L'aéroport n'est pas desservi par un équipement de mesure de distance (DME), et il n'y a pas d'approche homologuée vers la piste 11. D'après le profil du vol et les conversations de l'équipage, on a conclu que ce dernier utilisait le GPS pour la navigation pendant l'approche.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Pendant l'écrasement, l'avion est descendu dans les arbres et a poursuivi sa course sur

environ 200 pieds avant de heurter le sol, puis il a poursuivi sa course sur 400 pieds avant de s'immobiliser. La trajectoire initiale à travers les arbres était d'environ 050 degrés magnétique, et elle est passée à environ 060 degrés magnétique sur les 500 derniers pieds dans les arbres et sur le sol. L'avion a pénétré dans les arbres à un angle d'inclinaison latérale à droite d'environ 50 degrés, lequel s'est accentué à 80 degrés, puis à 90 degrés, avant que l'avion ne heurte le sol. L'angle de descente était d'environ 25 degrés lorsque l'avion a pénétré dans les arbres, et il n'a pas changé de façon significative avant que l'avion ne heurte le sol.

L'avion a commencé à se désintégrer au moment de l'impact initial avec les arbres, et il a laissé un sillon. Le fuselage, à partir de la zone du bord de fuite de l'aile jusqu'à l'empennage, était relativement intact et constituait la partie importante de l'épave la plus éloignée du point d'impact initial avec les arbres.

Les gouvernes principales, les portes du fuselage et les issues de secours sur les ailes cabine ont été retrouvées. Les pales des hélices gauche et droite (quatre sur chaque hélice) ont été retrouvées près de leurs moteurs respectifs, ou fixées à ces derniers.

1.13 Renseignements médicaux

Le certificat de validation de licence du commandant de bord était valide et était annoté de l'exigence de porter des lunettes. On n'a pu déterminer si le commandant de bord portait ses lunettes au moment de l'accident. D'après l'épouse du pilote et

ses collègues, le commandant de bord portait toujours ses lunettes en vol.

Le copilote détenait un certificat de validation de licence de catégorie 1 valide, sans limites. Son certificat indiquait qu'un électrocardiogramme devait être effectué au prochain examen médical.

Le corps du commandant de bord et celui du copilote ont fait l'objet d'une autopsie et d'analyses toxicologiques. Aucune trace de maladie ou de problèmes médicaux antérieurs qui auraient pu influencer les actes des pilotes n'a été relevée.

1.14 Incendie

Les témoins ont indiqué qu'il n'ont pas vu de flammes s'échapper de l'avion en vol; toutefois, un témoin a déclaré qu'il avait vu quelque chose qui ressemblait à des étincelles provenant d'un feu dans le moteur droit, mais qu'il n'y avait pas eu de détonations. Un autre témoin a indiqué que le moteur droit était en feu et que c'était une petite flamme qui ne produisait pas de fumée.

Rien n'indiquait sur les lieux de l'accident ou pendant l'examen de l'épave et des moteurs qu'il y ait eu un incendie en vol.

Pendant l'enquête sur les lieux, on a découvert qu'il y avait eu un petit incendie après l'écrasement, dans le fuseau du moteur droit, qui avait causé peu de dommages. Il y a eu un incendie plus important après l'écrasement, dans la zone du fuseau moteur gauche, sur l'aile gauche, qui a causé de la combustion et la

fonte du métal de l'aile. L'incendie ne s'est répandu que sur quelques pieds, et l'on croit qu'il a été de courte durée. On a découvert de la suie dans la neige autour de la zone, ce qui laisse penser qu'il s'agissait d'un incendie alimenté par le carburant qui a brûlé rapidement. Les foyers d'incendie se sont éteints d'eux-mêmes.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1 Intervention d'urgence

Il n'y avait pas de services d'intervention d'urgence à l'aéroport de Sandy Lake, ce qui n'était d'ailleurs pas exigé pour satisfaire à la norme de certification de l'aéroport. Toutefois, de nombreux membres de la communauté ont été témoins de l'accident et sont intervenus immédiatement. Une bonne partie de la communauté, à pied et en motoneige, a prêté main-forte aux agents de police des Premières nations et de la bande et les a aidés à trouver les lieux de l'accident et à chercher des survivants. Le poste de soins infirmiers local a reçu l'instruction de se préparer à recevoir des victimes, et le contrôle de la circulation aérienne a été prévenu de l'accident.

Moins de 30 minutes après avoir été avisé de l'accident, le centre de coordination de sauvetage (RCC) d'Edmonton (Alberta) recevait la position des lieux du satellite de recherche et de sauvetage (SARSAT) qui avait reçu le signal de la radiobalise de détresse (ELT) de l'avion. Le service d'ambulance aérienne de l'Ontario a envoyé un avion de transport sanitaire à Sandy Lake afin

d'être prêt à effectuer une éventuelle évacuation médicale. La Police provinciale de l'Ontario (OPP) a mis en alerte son équipe d'intervention d'urgence, et des agents supplémentaires ont été envoyés dans la région par voie aérienne.

Les premiers sauveteurs sont arrivés sur les lieux de l'accident moins de deux heures après l'accident. Ils ont constaté que tous les occupants de l'avion avaient perdu la vie. Les corps des victimes ont été retirés des lieux de l'accident le lendemain et transportés par l'hélicoptère de l'OPP à la demande du coroner.

1.15.2 *Sièges et bretelles de sécurité des membres d'équipage*

On a constaté que le commandant de bord et le copilote avaient été projetés hors de leur siège au moment de l'impact. L'agent de bord a été trouvé dans la section arrière du fuselage, retenu dans son siège par sa ceinture de sécurité.

Les points d'ancrage de la ceinture de sécurité des deux sièges de membre d'équipage de conduite avaient commencé à se dégager à cause de la surcharge, ce qui laisse penser que les sièges étaient occupés et que les ceintures de sécurité étaient attachées au moment de l'impact. Les deux sièges de membre d'équipage de conduite étaient équipés de bretelles de sécurité. L'examen des bretelles a montré qu'il est peu probable qu'elles aient été attachées à la boucle de ceinture au moment de l'impact.

⁷ Des pilotes ont indiqué qu'il était normal de monter à 400 pieds-sol avant de rentrer les phares d'atterrissage.

1.16 *Essais et recherches*

1.16.1 *Calculs de la trajectoire de vol (rapport LP 148/93)*

Puisque le FDR n'a pas fourni de données pour le vol fatidique, la trajectoire de vol et le comportement de l'avion ont été estimés à l'aide des données recueillies pendant l'enquête.

Un départ normal pour ce vol consistait à monter droit devant, à rentrer le train d'atterrissage une fois la sécurité de l'avion dans les airs bien établie, à rentrer les phares d'atterrissage⁷, à continuer à monter jusqu'à 400 pieds et à rentrer les volets, à continuer de monter jusqu'à l'altitude de virage (normalement 500 pieds-sol ou plus), et à tourner de 20 degrés à droite en route vers Island Lake.

Diverses hypothèses ont dû être avancées pour obtenir le profil de vol le plus probable. L'hypothèse principale était que l'avion avait atteint 400 pieds-sol; elle était basée sur les descriptions des témoins et sur le fait que, au moment de l'impact, les volets étaient rentrés et les phares d'atterrissage étaient rentrés et éteints. La rentrée des volets est normalement effectuée après que l'avion a atteint 400 pieds au-dessus de la piste. Des entrevues avec des pilotes ont indiqué que des pilotes rentrent les phares une fois que l'altitude de 400 pieds est atteinte tandis que d'autres les rentrent après que le levier de commande train est placé sur UP. Selon d'autres hypothèses, l'avion n'a pas effectué de virage en S, c'est-à-dire qu'il a suivi une trajectoire régulière, et le taux de

changement de cap a augmenté progressivement.

L'analyse de l'épave, les données de performance antérieures du FDR, les renseignements obtenus des témoins, les données connues (lieu de l'écrasement⁸, vitesse au moment de l'écrasement, et angles d'inclinaison latérale et de descente dans les arbres), les renseignements sur les performances de l'avion, les calculs, les estimations informatiques et les graphiques animés, ont ensuite été utilisés pour déterminer le profil de vol le plus probable de l'avion, du décollage jusqu'au lieu de l'accident.

Le profil de vol théorique produit a révélé que, afin de parvenir au lieu de l'accident, à la vitesse et aux angles déterminés au moyen de l'analyse de l'épave et des brèches taillées dans les arbres, *l'avion devait avoir décollé à environ 1 800 pieds du seuil de la piste et avoir commencé le virage à droite dans les cinq secondes après le décollage.* On a déterminé que le vol avait duré quelque 31 secondes à partir du décollage.

Le profil théorique a révélé que l'avion était probablement incliné latéralement à droite d'environ 35 degrés, et qu'il avait un taux de roulis de 1,5 degré par seconde, lorsque l'altitude de

rentrée des volets (400 pieds au-dessus de la piste) a été atteinte, et l'avion a probablement atteint environ 450 pieds avant de commencer à descendre. Dans les dernières secondes du vol, l'avion descendait probablement à environ 7 500 pieds par minute.

1.17 Renseignements supplémentaires

1.17.1 Contamination de l'avion

L'examen de l'épave n'a révélé aucun signe permettant de penser que l'avion pouvait être givré ou enneigé au moment de l'écrasement. La température, à partir du moment de l'écrasement jusqu'au moment où l'épave a été examinée, était au-dessous de zéro. Deux pilotes qui avaient regardé les ailes du C-GQTH avant son départ ont indiqué qu'il n'y avait pas de givre visible sur les bords d'attaque des ailes. Selon un troisième pilote, lorsque le C-GQTH a roulé en vue du départ, ses ailes étaient bien éclairées par ce qu'il a supposé être les feux d'inspection d'aile de l'avion, et il a remarqué une quantité infime de neige ou de givre sur l'aile droite. Les pilotes de l'avion qui étaient partis à la recherche du lieu de l'accident ont indiqué que leur avion n'avait pas givré pendant qu'ils se trouvaient au sol ou dans les airs. Du givrage était prévu dans les nuages, mais rien n'indique que les avions au sol à Sandy Lake auraient givré à cause des précipitations, du brouillard ou de la condensation.

8 La position du lieu de l'accident par rapport au seuil de la piste 29 a été mesurée à l'aide d'un GPS à bord d'un hélicoptère et d'un GPS portatif. Bien que les mesures aient été presque identiques, on s'est servi des moyennes pour déterminer le relèvement et la distance utilisés dans les calculs suivants. Par conséquent, il est possible que les calculs présentent une erreur de quelques pour cent, mais pas suffisamment pour influencer sur les conclusions générales.

1.17.2 Air Manitoba

Haute direction

1.17.2.1 Renseignements relatifs à l'organisation de la gestion

Un examen de l'organisation de la gestion d'Air Manitoba et de la façon dont elle fonctionne a été effectué afin de déterminer s'il y avait un lien avec l'accident.

Au moment de l'accident, Air Manitoba employait environ 70 personnes à temps plein en tant qu'entreprise privée. La compagnie avait un conseil d'administration et un président-directeur général; de plus, relevant du directeur général, elle avait un vice-président aux finances et à l'administration, un directeur des opérations aériennes, un directeur de l'entretien, et un directeur des services commerciaux. La compagnie avait un responsable de la sécurité des vols qui relevait directement du directeur général en matière de sécurité des vols. Les postes de vice-président aux finances et à l'administration et de responsable de la sécurité des vols étaient vacants. Les titulaires avaient quitté la compagnie depuis peu pour accepter un poste ailleurs.

Généralités

Au moment de l'accident, Air Manitoba exploitait une flotte de six avions, dont cinq HS 748. La compagnie assurait depuis 1985 un service régulier et d'affrètement sur ses HS 748 en vertu de l'ONA VII, série n° 2. La compagnie employait 100 personnes et gérait ses activités à partir d'un hangar et d'un atelier d'entretien situés à l'aéroport international de Winnipeg. Air Manitoba est un transporteur de classe trois qui s'est développé grâce à des acquisitions et à des fusions de plus petits transporteurs. Les petits transporteurs assurent habituellement l'exploitation à partir d'une base principale qui comprend des bureaux, des installations d'entretien et du personnel de soutien. Toutefois, les opérations et les travaux d'entretien effectués loin de la base sont souvent exécutés dans des milieux relativement rigoureux et difficiles, avec peu d'aide. Cette situation nécessite que la personne, qu'il s'agisse d'un pilote ou d'un technicien d'entretien, fasse preuve d'ingéniosité et d'initiative pour accomplir les tâches nécessaires.

Le président-directeur général était arrivé à Air Manitoba en 1990. Il provenait d'Air Ontario où il avait été vice-président à l'entretien. Il a indiqué qu'il avait une latitude raisonnable pour prendre des décisions et qu'il avait de bons rapports avec son conseil. Il était responsable de la situation financière de la compagnie et, en tant que tel, il avait la responsabilité de prendre les décisions financières et de commercialisation importantes. Les services au sein de la compagnie ne disposaient pas de leurs propres budgets, mais ils avaient l'autorisation de dépenser pour les articles mineurs.

Opérations aériennes

Directeur des opérations aériennes - Le commandant de bord de l'avion en question était également le directeur des opérations aériennes et il était au service de la compagnie et de ses prédécesseurs depuis de nombreuses années. Il avait piloté le HS 748 depuis la mise en service de cet appareil à la compagnie en 1985. Il était chargé de la gestion globale des opérations aériennes, de l'établissement de la politique des opérations, et des affaires touchant la réglementation. Le service qu'il dirigeait à la compagnie était considéré efficace.

Chef pilote - Le chef pilote travaillait pour la compagnie depuis huit ans et occupait le poste de chef pilote depuis 1988. Il était chargé de la surveillance de toutes les activités aériennes, ce qui comprenait l'entraînement, les normes et l'emploi du temps de tous les pilotes. Il était également chargé de l'étude des nouvelles routes et de toutes les limites requises. Il avait de l'expérience sur le HS 748, et il était considéré par Transports Canada comme étant bien qualifié pour son poste. Le personnel de la compagnie et d'autres pilotes ont indiqué qu'il était un gestionnaire compétent.

Aucun conflit entre le service des opérations aériennes et les autres services de la compagnie n'a été identifié, mais des pilotes ont émis des doutes à propos du service d'entretien qui, selon eux, n'était pas toujours très coopératif.

Des entretiens ont révélé qu'il n'était pas rare pour certains commandants de bord d'effectuer un vol, ou une série de vols, avec de l'équipement hors service qui, à leur avis, n'influaient pas grandement sur la navigabilité de l'avion, bien que cela fut en contradiction avec la MEL.

Responsable de la sécurité des vols de la compagnie

En 1990, la compagnie a créé un poste permanent de responsable de la sécurité des vols. Ce dernier relevait directement du directeur général en matière de sécurité des vols et agissait en tant que secrétaire du comité de sécurité des vols (le comité est présidé par le directeur général et comprend en majeure partie du personnel de gestion). Des réunions régulières du comité étaient tenues, et un procès-verbal était rédigé. Le poste de responsable de la sécurité des vols était vacant au moment de l'accident parce que son titulaire avait démissionné deux semaines plus tôt pour accepter un emploi ailleurs. Le programme de sécurité des vols a été jugé efficace et utile par ceux qui ont été interviewés.

Sécurité cabine

Le chef de la sécurité cabine était chargé des questions de sécurité cabine dans la compagnie, et il relevait du directeur des opérations aériennes. La section sécurité cabine comprenait deux employés à temps plein et un petit groupe d'agents de bord à temps partiel. Transports Canada considérait que la section était bien dirigée et administrée par du personnel qualifié. Les agents de bord de la compagnie

interviewés ont tenu des propos semblables.

Service d'entretien

Le service d'entretien d'Air Manitoba était un organisme de maintenance agréé dirigé par un directeur qui relevait du président de la compagnie. Le service avait l'autorisation de Transports Canada d'effectuer les travaux à tous les niveaux d'inspection et d'entretien de ses avions.

Directeur de l'entretien - Le directeur de l'entretien travaillait pour Air Manitoba et ses prédécesseurs depuis 1975, et il était passé de la fonction de technicien d'entretien d'aéronefs (TEA) de ligne à celle de directeur de l'entretien. Son expérience principale avait été acquise sur les avions équipés de moteurs à pistons jusqu'à la mise en service du HS 748 en 1985.

Directeur du contrôle de la qualité - Le directeur du contrôle de la qualité avait été embauché par la compagnie comme apprenti mécanicien en 1984, et il avait gravi les échelons en assumant diverses fonctions jusqu'à celle de directeur du contrôle de la qualité obtenue en juin 1992. En tant que directeur du contrôle de la qualité, sa responsabilité principale était de contrôler la qualité de l'entretien des avions et la conformité de cet entretien par rapport à la réglementation. Au cours des entrevues, on a déterminé qu'il participait souvent directement aux travaux d'entretien quotidiens, surtout les travaux complexes, comme le réglage des commandes et le remplacement des moteurs. Ces travaux d'entretien semblaient avoir préséance sur

ses responsabilités de contrôleur de la qualité et, puisque les tâches autres que celles touchant au système de contrôle de la qualité n'étaient pas approuvées pour le directeur du contrôle de la qualité dans le manuel de contrôle de maintenance, sa participation aux travaux d'entretien n'aurait pas été conforme aux directives de ce manuel.

Ressources en entretien - Le directeur de l'entretien et le directeur du contrôle de la qualité ont tous les deux indiqué peu après l'accident qu'ils disposaient de suffisamment de pièces de rechange, de temps et de personnel pour assurer un entretien général et un entretien courant appropriés des avions de la compagnie. Toutefois, les entrevues avec le personnel d'entretien de ligne ont révélé qu'il devait souvent travailler bien au-delà de la journée normale de travail pour réparer un avion en vue du prochain vol du lendemain matin. Le personnel d'entretien de ligne a également déclaré que des apprentis mécaniciens travaillaient régulièrement sans surveillance pendant les fins de semaine. Pendant les entrevues subséquentes, le directeur de l'entretien et le directeur du contrôle de la qualité ont également indiqué que, au moment de l'accident, les effectifs étaient bas, et qu'il n'y avait pas suffisamment de pièces ni de temps pour faire des réparations judicieuses.

1.17.2.2 Exploitation

Les opérations aériennes d'Air Manitoba sont régies par l'ONA, série VII, n° 2, qui traite des transporteurs aériens qui utilisent de gros avions (avions dont la masse au décollage maximale certifiée

dépasse 12 500 lb). Son certificat d'exploitation (numéro 1066) autorise le service intérieur et le service international à la demande entre des points au Canada, entre des points au Canada et à l'étranger, et entre des points à l'étranger sur HS 748, Curtis C-46 et Cessna 208. La base principale d'opérations est situé à Winnipeg (Manitoba). Il y a une base secondaire homologuée, en exploitation, à Churchill (Manitoba). Les bases secondaires homologuées de Gillam et de Thompson (Manitoba) ne sont pas en exploitation.

1.17.2.3 Entretien

Les dossiers d'entretien du C-GQTH ont été examinés pour la période comprise entre janvier 1989 et la date de l'accident. Les détails de l'examen sont compris dans un rapport préparé par le Laboratoire technique du BST; il s'agit du rapport technique LP 078/94 intitulé *Maintenance Records, HS 748, C-GQTH* (Dossiers d'entretien, HS 748, C-GQTH) qu'on peut obtenir en en faisant la demande au BST. Voici un résumé de ce rapport technique :

L'examen a montré que les méthodes d'entretien d'Air Manitoba étaient, en de nombreux cas, non conformes aux exigences spécifiées dans le *Règlement de l'Air* et les Ordonnances sur la navigation aérienne qui concernent les opérations d'Air Manitoba :

- A. Le manuel de contrôle de maintenance n'était pas conforme aux exigences du *Manuel de navigabilité* en ce qu'il ne reflétait pas avec précision, par exemple, le programme d'entretien approuvé.
- B. Programme d'entretien - Certains points de la liste d'inspections avant terme⁹ étaient décrits de façon erronée ou avaient été approuvés par Transports Canada sans égard au contenu du programme d'entretien d'Air Manitoba ou à la connaissance des antécédents de défauts périodiques de la compagnie. Par exemple, les horizons artificiels devaient être révisés selon état¹⁰. Toutefois, aucune inspection ni test périodiques n'étaient prévus pour déterminer l'état de ces composants. Les entrevues ont révélé que la majeure partie du personnel d'entretien d'Air Manitoba ne connaissait pas bien l'expression «selon état», et qu'elle n'était pas au courant non plus des inspections requises.
- C. Composants d'avion - Temps entre révisions - L'examen des dossiers n'a permis de déterminer aucun exemple de périodes ou de composants sujets à une limite de

9 Une liste d'inspections avant terme est une liste de points d'entretien qui nécessitent des mesures à des moments autres qu'au moment d'inspections régulières.

10 L'expression «selon état» est définie dans le *Manuel de navigabilité* de Transports Canada comme étant une méthode d'entretien comportant des inspections ou des tests périodiques pour déterminer l'état de composants, de systèmes ou de parties de structure.

temps ayant dépassé le temps spécifié en service. Le numéro de série du CVR monté n'était pas le même que le numéro de série de la liste de temps entre révisions, et aucune étiquette de certification technique du CVR n'a été trouvée. Le temps entre révisions du CVR n'est pas connu.

D. Contrôle des défauts et des corrections - Dans la plupart des cas, les carnets de bord indiquent que les équipages de conduite inscrivaient les défauts correctement. Toutefois, de nombreuses défauts ont été inscrites plusieurs fois, ce qui indique que les corrections étaient inadéquates. Aucun point d'entretien différé n'était consigné pour le C-GQTH au moment de l'accident.

E. Liste des équipements indispensables au vol (MEL) - On a remarqué que certains composants avaient été incorrectement différés ou différés sans référence à la MEL.

F. Anomalies dans le programme d'entretien - De nombreuses anomalies ont été découvertes. En voici quelques exemples :

- Le montage des onduleurs fixes a été effectué en juillet 1989. Toutefois, la compagnie n'avait pas les plans de montage, et le programme d'entretien n'avait pas été modifié pour

comprendre les vérifications périodiques requises de ces onduleurs.

- Les plans de montage du CVR et des DFR utilisés n'ont pas été trouvés dans les dossiers d'Air Manitoba. Ils ont été obtenus plus tard de l'exploitant précédent du C-GQTH et du bureau de Transports Canada de la région de l'Ontario.

- La réglementation exigeait quatre voies d'enregistrement CVR, mais, au moment de l'écrasement, une seule voie du CVR pouvait effectuer l'enregistrement. L'inspection quotidienne du CVR nécessitait d'observer le mouvement de l'aiguille lorsque chaque voie faisait l'objet d'un essai, et on indiquait régulièrement, au moyen d'une signature, que le CVR était en bon état de service. Cette anomalie a été découverte en juin 1990 par un inspecteur de Transports Canada qui a émis un formulaire d'avis d'inspection. La correction effectuée par Air Manitoba a été le remplacement de la tête de commande, ainsi que la notation «tester la fonction S».

- La certification appropriée des travaux d'entretien n'était pas toujours effectuée. Dans certains cas, l'avion n'était pas certifié « remis en service » au terme de vérifications d'entretien mineures.

G. Observations générales - Voici quelques exemples d'indices recueillis pendant l'examen des dossiers :

- Des problèmes reliés aux onduleurs ont été inscrits après le montage en juillet 1989 des onduleurs statiques.
- Souvent, lorsqu'il y avait un problème de compas, il y avait également un problème d'onduleur.
- Depuis 1989, trois horizons artificiels avaient été remplacés au poste n° 1, et sept au poste n° 2. Pour certains remplacements, il n'y avait pas de certification dans le carnet de bord.
- Depuis mars 1991, quatre indicateurs de virage et de dérapage avaient été remplacés au poste n° 1, et six au poste n° 2.
- Il y avait de nombreuses étiquettes de certification montrant que des pièces en bon état de service avaient

été enlevées d'un avion et montées sur un autre avion de la flotte. Il y avait également des étiquettes indiquant que des pièces avaient été enlevées de l'avion immatriculé C-GQPE, un HS 748 arrivé au Canada en provenance des Bahamas grâce à un permis de vol. Cet avion n'avait pas été soumis à une procédure d'importation ni n'avait reçu de certificat de navigabilité canadien, et il n'était pas en service. Il n'y avait pas de renseignements relatifs au C-GQPE sur ces étiquettes ou attachés à celles-ci, contrairement aux exigences de la section 575.217 du *Manuel de navigabilité*.

- Au moment de l'écrasement, l'inspection des parties chaudes du moteur n° 1 était dépassée de 2,6 heures. Rien n'indique qu'il était prévu que cette inspection allait être effectuée. Les moteurs et les hélices du C-GQTH étaient entretenus au besoin.

H. Évaluation de l'entretien

Voici un résumé des indices importants concernant le programme d'entretien d'Air Manitoba. Une analyse immédiate des indices est faite pour expliquer leur signification.

1. L'examen des dossiers techniques du C-GQTH a permis de découvrir un nombre important d'anomalies qui ont constitué la base de l'évaluation suivant laquelle l'avion n'avait pas été entretenu conformément au manuel de contrôle de maintenance approuvé de la compagnie.
2. La pratique consistant à enlever des pièces d'un avion pour les monter sur un autre avion indique qu'il pouvait y avoir une pénurie de pièces.
3. Les dossiers montrent qu'il y a des cas où une défektivité particulière et sa correction étaient inscrites à maintes reprises dans le carnet de bord. Cette répétition indique qu'il pouvait y avoir un manque de connaissance de la part des personnes effectuant les corrections, une pénurie de pièces de rechange, ou des ressources insuffisantes pour effectuer le dépannage efficacement, ou toute combinaison de ce qui précède.
4. On considère que l'importance des anomalies constatées et les répercussions possibles sur la navigabilité mettent en doute l'efficacité du processus de vérification et de surveillance de Transports Canada. Les inspecteurs de Transports Canada avaient accès aux mêmes dossiers.
5. Le programme d'entretien n'avait pas, dans tous les cas, été modifié pour comprendre les changements d'exigences résultant des modifications incorporées à l'avion, comme la conversion du circuit d'alimentation c.a. qui est passé des onduleurs rotatifs aux onduleurs statiques.
6. État de navigabilité du C-GQTH
 - L'ONA, série II, n° 4 intitulée *Ordonnance sur les certificats de navigabilité des aéronefs* stipule ce qui suit :
 3. Un certificat de navigabilité n'est délivré à l'égard d'un aéronef que si
 - a) l'aéronef est entretenu selon un programme d'entretien conforme aux normes établies par le Ministre en vertu de l'article 211 du *Règlement de l'Air*; et
 - b) une inscription est faite au carnet de route de

l'aéronef par une personne autorisée, attestant que l'aéronef est

(i) en état de navigabilité, ou

(ii) disponible pour la remise en service,

selon le cas, aux heures et aux dates et selon les procédures prévues dans le *Manuel de navigabilité* ou le *Manuel du mécanicien et de l'inspecteur*.

5. Nonobstant les dispositions de la présente ordonnance, un certificat de navigabilité délivré pour un aéronef devient nul si les conditions à l'alinéa 3 a) ou b) ne sont pas respectées.

- Le C-GQTH a reçu la certification «remis en service» dans la soirée du 9 novembre 1993.
- Aucune anomalie n'a été inscrite dans le carnet de bord le 10 novembre lorsque l'avion est retourné à Winnipeg après le vol de la matinée, et aucune certification d'entretien n'était exigée pour le deuxième vol en partance de Winnipeg dans l'après-midi.

- L'examen des données relatives à l'entretien de l'avion n'a montré aucun dossier portant sur l'exécution de certaines consignes de navigabilité et de bulletins de service présentés comme étant obligatoires par l'expéditeur et exigés par le programme d'entretien approuvé.

- Le C-GQTH n'avait pas été entretenu conformément au programme d'entretien approuvé exigé par l'ONA, série II, n° 4, et le programme d'entretien approuvé ne satisfaisait pas aux exigences du *Manuel de navigabilité*. Il semble donc que le certificat de navigabilité du C-GQTH n'était pas en vigueur au moment de l'accident.

1.17.3 *Transports Canada et Air Manitoba*

Les inspecteurs de Transports Canada avaient de bons rapports professionnels avec le personnel d'Air Manitoba et, en général, les problèmes découverts par Transports Canada étaient corrigés de façon satisfaisante, bien que ce ne fut pas toujours tout de suite. Les inspecteurs de Transports Canada assignés à Air Manitoba, provenant des services exploitation et entretien, avaient travaillé avec la compagnie pendant de nombreuses années, et ils connaissaient bien les opérations de la compagnie.

Les inspecteurs de Transports Canada ont effectué une vérification complète d'Air Manitoba en juin 1993. Selon les conclusions de la vérification, Air Manitoba excellait dans la tenue des dossiers d'exploitation et d'entretien, le contrôle de l'entretien était satisfaisant et la compagnie se conformait aux règlements de sécurité. Le résumé d'entretien indiquait que la compagnie était habilitée à entretenir les équipements aéronautiques et possédait les qualifications suivantes : aéronefs, avionique, structures et essais non destructifs.

En janvier 1994, à la suite d'appels téléphoniques du personnel d'Air Manitoba et de l'écrasement survenu deux mois plus tôt, les inspecteurs de Transports Canada ont considéré que les indicateurs de risque d'Air Manitoba étaient montés à un niveau inacceptable et ont ordonné une inspection spéciale de la compagnie. L'inspection, effectuée du 17 au 19 janvier 1994 par les inspecteurs de Transports Canada, a révélé de graves anomalies d'entretien qui se sont traduites par la suspension du certificat d'entretien accordé à Air Manitoba et par la suspension subséquente de son certificat d'exploitation.¹¹

Le fait que l'inspection spéciale de janvier 1994 a révélé de graves anomalies

d'entretien montre un contraste important entre cette inspection et le rapport de vérification antérieur. Des indices décelés pendant l'enquête du BST indiquent que des anomalies importantes étaient présentes pendant la vérification de juin, lesquelles n'avaient pas été décelées pendant cette vérification et étaient toujours présentes au moment de l'accident. Il n'est pas possible pour les vérificateurs d'examiner chaque aspect d'une exploitation lors d'une vérification. Toutefois, on pense que pendant la vérification de la compagnie en juin 1993, certaines des anomalies étaient présentes et auraient pu être décelées par une inspection.

Les résultats des épreuves en vol des pilotes professionnels, qu'il s'agisse d'une vérification en vol effectuée par la compagnie ou par Transports Canada, sont conservés par les compagnies pour lesquelles les pilotes travaillent et par Transports Canada. Toutefois, il n'y a pas de procédures en place permettant de surveiller les tendances des pilotes de façon à s'assurer qu'ils n'éprouvent pas continuellement des difficultés, et aucune attention spéciale n'est portée à un pilote qui éprouve des difficultés qui se répètent pendant les vérifications de compétence.

1.17.4 *Impacts sans perte de contrôle (CFIT)*

Un CFIT, de l'anglais *controlled flight into terrain*, est un accident au cours duquel un aéronef est conduit par inadvertance contre le relief, l'eau ou un obstacle, sans que l'équipage ait conscience de la situation anormale.

11 Tandis que des anomalies relatives à l'entretien étaient alléguées par Transports Canada, Air Manitoba a contesté la majorité des anomalies alléguées, et cette question a été soumise au Tribunal de l'aviation civile par Air Manitoba. En outre, les certificats de navigabilité des HS 748 n'ont en aucun moment été retirés provisoirement ni révoqués.

Entre 1976 et 1992, il y a eu 59 accidents au Canada mettant en cause des avions volant en IFR et qui ont heurté le relief sans d'abord avoir subi une perte de contrôle en vol. Vingt et un (36 %) de ces accidents mettaient en cause des avions multimoteurs. Vingt-sept (46 %) des 59 accidents se sont traduits par au moins une perte de vie, presque quatre fois le taux de mortalité par accident normal. Soixante-seize passagers ont perdu la vie dans 18 (86 %) des accidents mettant en cause des avions multimoteurs.

Les 59 avions en cause étaient équipés et homologués pour le vol IFR, et tous les pilotes étaient qualifiés pour le vol dans des conditions IMC. Il y avait deux membres d'équipage de conduite dans 41 % des accidents, et 51 % des pilotes en cause possédaient une licence de pilote de ligne. Sur les 59 accidents, 27 (46 %) se sont produits la nuit. Les conditions météorologiques ont été citées comme facteurs importants dans 31 (53 %) des accidents. Presque la moitié de ces accidents ont causé des pertes de vie; au total, 61 passagers et 24 membres d'équipage y ont trouvé la mort. Dans plus de la moitié des accidents, l'avion a heurté un terrain plat.

Divers facteurs ont été identifiés dans les accidents CFIT. Généralement, ils comprennent une combinaison des facteurs suivants : limite de perception, gestion de l'attention/mesure du temps/tâche, non-conformité, erreurs dans les procédures, interactions insuffisantes dans le poste de pilotage, et perte de conscience de la situation.

1.17.5 Conscience de la situation

Les indices donnés par des témoins oculaires indiquent que l'avion a effectué un virage régulier et graduel après le décollage. Les éléments de preuve laissent penser que des manoeuvres de redressement, s'il y en a eu, peuvent avoir été amorcées immédiatement avant l'impact. Le profil de vol correspond à une perte de conscience de la situation de la part de l'équipage de conduite.

Pour être en mesure de prendre de bonnes décisions lorsqu'on pilote un avion, il faut conserver une conscience adéquate de la situation, c'est-à-dire, savoir ce qui se passe autour de soi. La conscience de la situation est le point de départ dans le processus de prise de décision. On ne peut pas s'attendre à prendre des mesures appropriées ou de bonnes décisions à moins que les données sur lesquelles les décisions sont basées soient raisonnablement complètes et précises. En général, les défaillances dans la conscience de la situation sont causées par une acquisition et un mauvais traitement de ces données, qu'elles soient précises ou non. Typiquement, ces défaillances se produisent dans des situations de saturation des tâches, de distraction, d'attention canalisée, de mauvaise orientation (désorientation non reconnue), ou de toute combinaison de ces défaillances.

1.17.6 Mauvaise orientation (désorientation non reconnue)

La désorientation peut ne pas être reconnue, particulièrement lorsque l'équipage de conduite est préoccupé ou

distract pendant un vol dans des conditions IMC. Des changements graduels et réguliers de l'assiette de l'avion peuvent facilement passer inaperçus au niveau des sens. Les repères sensoriels, comme la sensation et le bruit que produit l'avion, peuvent ne pas être suffisants pour indiquer à l'équipage quelle est la situation réelle. Ces indicateurs d'orientation réduits peuvent donner aux pilotes une fausse impression de sécurité en ce que l'avion peut ne pas faire ce que le pilote croit qu'il fait. Par exemple, l'avion peut avoir un taux de roulis inférieur à celui qui peut être détecté par le système vestibulaire du pilote. Le seuil de détection de la vitesse angulaire en roulis varie, mais il se situe dans la plage comprise entre 0,2 et 8 degrés par seconde¹².

Les calculs du profil de l'accident effectués par le BST ont montré qu'à 60 pieds-sol, la vitesse angulaire de l'avion était de 1,4 degré par seconde, et qu'à 430 pieds-sol, le taux de roulis augmentait à 1,8 degré par seconde. Les taux de roulis peuvent facilement avoir été imperceptibles aux pilotes, ce qui se sera traduit par une mauvaise orientation, et la rotation moyenne de 8,6 degrés du volant pour produire ces taux de roulis peut être passée inaperçue.

12 John Ernsting et Peter King, *Aviation Medicine*, 2^e éd., Londres, Butterworths, 1988.

2.0 Analyse

2.1 Généralités

L'examen de l'épave et un examen détaillé des différents composants n'ont révélé aucun indice montrant que l'avion aurait subi une défaillance structurale, des problèmes aux commandes de vol, un fonctionnement anormal des volets, une perte de puissance moteur ou un incendie en vol. Les déclarations des témoins et l'examen de l'épave indiquent que les ailes de l'avion n'étaient pas contaminées avant le départ.

L'examen et l'analyse de l'épave ont montré qu'au moment de l'impact, les volets étaient rentrés, le train d'atterrissage était rentré, les phares d'atterrissage étaient rentrés et éteints, et la vanne de décharge de pressurisation cabine était fermée. L'analyse des moteurs et des hélices a montré que les moteurs produisaient une grande puissance au moment de l'impact, et l'analyse de l'angle des pales d'hélice a montré que l'avion a heurté les arbres ou le sol à une vitesse vraie d'environ 180 noeuds.

13 Selon le pilote aux commandes, le commandant de bord peut avoir été le pilote qui prenait les décisions et qui exécutait les tâches, ou bien le copilote peut avoir annoncé les tâches à exécuter, et le commandant de bord les aurait effectivement exécutées (sauf en ce qui concerne la vanne de décharge).

Les seules anomalies techniques découvertes pendant l'enquête étaient que le FDR, le CVR et le gyrocompas n'étaient sous tension à aucun moment après l'arrêt des moteurs à l'atterrissage à Sandy Lake. Cette information nous permet de conclure que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension à aucun moment pendant le vol. Par conséquent, on peut conclure qu'aucun composant qui était alimenté par ce bus ne fonctionnait. L'analyse de la marque décelée sur le cadran de pression d'huile indiquait que le bus c.a. n° 2 était sous tension; toutefois, on n'a découvert aucun indice pertinent.

2.2 Le vol

Un départ normal pour ce vol consistait à monter droit devant, à rentrer le train d'atterrissage une fois la sécurité de l'avion dans les airs bien établie, à rentrer les phares d'atterrissage (peut-être après avoir atteint 400 pieds), à continuer de monter jusqu'à 400 pieds et à rentrer les volets, à continuer de monter jusqu'à l'altitude de virage (normalement 500 pieds-sol ou plus), et à tourner de 20 degrés à droite en route vers Island Lake. Le temps à partir du décollage jusqu'à 500 pieds-sol était d'environ 30 secondes. La vanne de décharge fermée, les phares d'atterrissage et les volets rentrés indiquent que le pilote qui prenait les décisions d'effectuer ces tâches et le pilote qui exécutait les commandes croyaient que la trajectoire de vol, à ce moment-là, était normale¹³. Toutefois, puisqu'il a été démontré que l'avion devait avoir amorcé un virage à droite moins de cinq secondes après le décollage, il est évident que les pilotes pensaient que l'avion montait droit devant conformément à un départ normal, même

si l'avion tournait. Les gyrocompas hors service auraient indiqué, s'ils avaient été réglés manuellement, le cap piste alors que l'avion tournait, ce qui aurait renforcé chez les pilotes la conviction que l'avion volait droit devant.

Pour que l'avion effectue un virage à droite immédiatement après le décollage, le pilote aux commandes a dû se reporter à un horizon artificiel qui présentait un mauvais affichage, ou il a dû piloter l'avion sans référence adéquate par rapport à l'horizon artificiel. Comme cela a été examiné précédemment, le changement d'angle d'inclinaison latérale peut avoir été au-dessous du seuil de détection du système vestibulaire des pilotes. En l'absence d'un instrument adéquat ou de références externes, un virage peut passer inaperçu. Après avoir quitté l'environnement de la piste, l'équipage n'aurait disposé, comme seule référence visuelle extérieure, que des lumières des maisons longeant la rive à la droite de la piste, qui à elles seules, n'auraient probablement pas fourni des références d'assiette suffisantes. Les lumières de l'agglomération principale n'auraient été visibles qu'une fois l'avion bien engagé dans le virage. Toutefois, comme les pilotes passent normalement au vol aux instruments la nuit immédiatement après que l'avion a quitté le sol, surtout lorsqu'ils savent que l'avion pénétrera dans les nuages peu après le décollage, il est probable que les pilotes de l'avion accidenté ne regardaient pas à l'extérieur du poste de pilotage. Si les pilotes avaient vu les lumières de l'agglomération, les lumières seraient apparues haut dans le pare-brise à cause de l'angle d'inclinaison latérale prononcé de l'avion, ce qui aurait

porté à confusion ou rendu la situation encore plus confuse. Étant donné l'assiette de l'avion, les pilotes auraient probablement eu le temps de redresser l'appareil.

2.3 Scénarios possibles

2.3.1 Généralités

Les scénarios suivants sont fondés sur tous les éléments de preuve, même si ces éléments sont incomplets. C'est ce qui a pu se passer, mais ce n'est pas nécessairement ce qui est arrivé. Comme l'avion a décollé au moins sans courant au bus c.a. n° 1, le BST a pensé qu'il était nécessaire d'examiner toutes les possibilités pour s'assurer que tous les éléments de preuve étaient pris en considération.

Il est *improbable* que l'équipage ait pu subir une panne d'alimentation c.a., ou qu'il ait eu des indications de panne, et qu'il ne se soit pas aperçu d'une indication de défaillance quelconque avant de décoller. Il est *également improbable* que l'équipage aurait décollé en sachant que le système c.a. ne fonctionnait pas conformément aux exigences de la MEL et aux pratiques de pilotage sûres. L'examen suivant est basé sur le fait qu'il y a seulement quatre possibilités concernant l'alimentation c.a. et la prise de conscience de la situation par l'équipage : il n'y avait pas de courant provenant du bus c.a. n° 1 seul, ou il n'y avait pas de courant en provenance de l'un ou l'autre bus c.a.; et l'équipage était conscient ou n'était pas conscient de cette situation.

L'examen suivant étudie les indications données par les instruments ou par les voyants, en supposant que ceux-ci fonctionnaient correctement, sauf indication contraire.

2.3.2 *Bus c.a. n° 1 hors tension*

Il n'y avait pas de courant en provenance du bus c.a. n° 1. Malgré cette panne de courant, les instruments de vol suivants devaient être disponibles : tous les instruments du tableau de bord droit, sauf le gyrocompas, les altimètres, le compas de secours et les indicateurs de virage et de dérapage.

La panne de courant du bus c.a. n° 1 peut avoir été causée par une panne, ou l'onduleur n° 1 peut avoir été délibérément mis sur *OFF* à un moment donné entre l'arrêt et le démarrage normal de l'avion et non remis sur *ON*. Quel que soit le cas, ce qui suit serait évident : l'indicateur magnétique n° 1 afficherait *OFF*; les instruments du côté gauche, qui comprennent l'horizon artificiel, le gyrocompas, l'indicateur de pression d'huile et de température moteur, et l'indicateur de quantité de carburant, ne fonctionneraient pas; et le voyant de panne du bus c.a. n° 1 et le voyant de panne FDR seraient allumés. Puisque le gyrocompas de droite est également alimenté par le bus c.a. n° 1, il n'aurait pas fonctionné non plus. Le voltmètre et les fréquencemètres n'auraient pas indiqué la sortie onduleur voulue si le circuit c.a. n° 1 avait été vérifié.

Les vérifications que l'équipage de conduite doit effectuer avant chaque vol, si elles sont effectuées, révèlent toutes les

conditions notées et les indications de panne. Pour que l'équipage ne se rende pas compte des indications de panne, il faut qu'il n'ait pas effectué les vérifications voulues. En outre, l'équipage n'a pas réagi lorsque le voyant d'alarme c.a. n° 1 s'est allumé, ou bien le voyant d'alarme était hors service.

Par conséquent, les pilotes n'ont pas effectué toutes les vérifications nécessaires, ou ils ont accepté de voler sans les instruments de gauche, les enregistreurs de bord et le gyrocompas droit.

Les composants qui sont alimentés par un onduleur en panne peuvent être transférés à l'onduleur en bon état de service au moyen du système de transfert manuel. Si l'équipage était au courant de la panne du circuit c.a. n° 1 et qu'il a effectué ce transfert, on doit conclure que le transfert n'a pas fonctionné parce que le courant n'a jamais été rétabli aux enregistreurs : il n'a pas été possible de déterminer si le relais était en état de fonctionnement avant l'accident. Il serait étrange que l'équipage n'ait pas remarqué que le système de transfert était également en panne, puisque les indications de panne seraient restées les mêmes après la tentative de transfert.

2.3.3 *Les deux bus c.a. hors tension*

Malgré la panne de courant des deux bus c.a., les instruments de vol suivants devaient être disponibles : les altimètres, le compas de secours et les indicateurs de virage et de dérapage.

Si les deux bus c.a. n'étaient pas sous tension, les indications dans le poste de pilotage auraient été celles présentes lorsque le bus c.a. n° 1 n'est pas sous tension, en plus des indications suivantes : l'indicateur magnétique n° 2 afficherait *OFF*; les instruments du côté droit, qui comprennent l'horizon artificiel, l'indicateur de pression d'huile et de température moteur, et l'indicateur de quantité carburant, ne fonctionneraient pas; et le voyant de panne du bus c.a. n° 2 serait allumé. Le voltmètre et les fréquencemètres n'auraient pas affiché la sortie onduleur voulue si le circuit c.a. n° 2 avait été vérifié.

2.3.3.1 Panne des deux bus c.a.

La possibilité d'une panne simultanée des deux circuits d'onduleur est faible. De même, à cause du nombre d'indications dans le poste de pilotage, il est probable que les pilotes auraient vu et reconnu qu'aucun des circuits d'onduleur ne fonctionnait. Toutefois, il est possible qu'ils aient manqué toutes les indications.

2.3.3.2 Les deux onduleurs mis sur *OFF*

Il est possible que l'équipage ait mis les deux onduleurs sur *OFF* après l'arrêt de l'avion à Sandy Lake et qu'il ait oublié de les remettre sur *ON*. Il est peu probable que l'équipage n'aurait pas été conscient de toutes les indications de panne c.a. pendant le démarrage et le roulage à moins qu'il ait décidé de retarder la mise des onduleurs sur *ON* jusqu'au tout dernier moment avant de décoller, peut-être pour permettre aux batteries de se charger plus facilement. Toutefois, l'équipage aurait alors dû décoller en

n'ayant pas effectué les vérifications nécessaires qui lui aurait rappelé que les bus c.a. n'étaient pas sous tension, inconscient des indications de panne qui auraient été évidentes.

Comme nous l'avons vu, l'équipage a effectué les tâches normales après décollage jusqu'à la rentrée des volets. Toutefois, il est difficile de concevoir que l'équipage ait pu piloter l'avion jusqu'à 400 pieds-sol, sans références internes ou externes d'assiette, et continuer à effectuer les tâches normales, vraisemblablement inconscient que quelque chose dans l'avion ou la trajectoire de vol n'allait pas.

À cause de l'obscurité, du plafond bas et du manque d'instruments de vol, on a conclu que l'équipage n'aurait probablement pas décollé, sachant qu'il ne disposait pas de courant c.a.

2.4 Liste des équipements indispensables au vol

La MEL permet qu'un avion parte avec seulement un onduleur en bon état de service s'il n'est pas sur une base d'entretien. Toutefois, les conditions météorologiques doivent permettre le vol à vue, et il doit faire jour. La MEL ne permet pas le départ d'un avion dont le FDR et le CVR sont en panne.

Si on suppose que l'une des indications de panne ci-dessus, ou plus d'une indication, étaient évidentes et reconnues par l'équipage de conduite alors que l'avion était encore au sol, la MEL approuvée indique que le ou les problèmes

devaient être corrigés avant que le vol puisse continuer.

2.5 *Prise de décisions*

Les explications qui suivent sont basées sur l'hypothèse que l'équipage savait que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension et que les instruments du côté gauche ne fonctionnaient pas. C'est la seule hypothèse plausible qui peut être avancée selon laquelle l'équipage aurait décidé qu'il fallait décoller malgré une panne. Il y a un certain nombre de facteurs que l'équipage a pu considérer avant de prendre la décision d'entreprendre le vol.

Voici quelques facteurs qui ont pu inciter l'équipage à décoller : l'exécution d'un vol est l'objectif de toute ligne aérienne; le vol avait deux heures de retard; il n'y avait pas d'installations d'entretien à Sandy Lake, et il aurait fallu que le personnel et l'équipement d'entretien soient envoyés sur place, par la voie des airs; il aurait peut-être fallu que l'équipage et les passagers passent la nuit à Sandy Lake (même si des dispositions concernant l'hébergement pouvaient être prises, il n'y avait pas de places facilement disponibles); de 15 à 20 passagers attendaient à Island Lake; et la compagnie avait des préoccupations d'horaires et d'ordre économique. Les instruments de vol du côté gauche ne fonctionnaient pas, ni les enregistreurs, mais l'avion était équipé d'un GPS (alimenté par du 28 V c.c.) qui pouvait fournir le cap, la route, la distance et le temps; de plus, rien, sur le plan de la sécurité, n'obligeait l'équipage à avoir des enregistreurs de bord en bon état de service. En outre, l'équipage aurait disposé du compas

magnétique de secours, des altimètres des indicateurs de virage et de dérapage ainsi que de tous les instruments de vol du côté droit, sauf le gyrocompas.

Les facteurs suivants auraient pu influencer sur la décision de ne pas décoller : l'avion aurait subi la perte de redondance de ses sources d'alimentation c.a. et des instruments de vol, le vol n'aurait pas pu être effectué conformément aux normes de sécurité établies par la réglementation aérienne et la politique de la compagnie, et seul le copilote aurait été en mesure de piloter l'avion et de contrôler facilement le vol. Le commandant de bord aurait pu également contrôler le vol, mais il aurait dû effectuer ce contrôle à l'aide des instruments opposés.

2.6 *Indicateur d'assiette de secours*

L'avion n'était pas équipé d'un indicateur d'assiette de secours; la réglementation n'exige pas que les gros avions turbopropulseurs soient équipés de ce type d'indicateur. Un indicateur d'assiette de secours fournit des renseignements utiles dans des situations où les horizons artificiels principaux ne fonctionnent pas ou s'ils fournissent des données inexacts ou contradictoires.

2.7 *Dispositif avertisseur de proximité du sol*

L'avion n'était pas équipé d'un dispositif avertisseur de proximité du sol (GPWS) en état de fonctionnement. La réglementation n'exige pas que les gros avions turbopropulseurs soient équipés de ce

dispositif. Si l'avion avait été équipé d'un GPWS en état de fonctionnement, ce dispositif se serait déclenché lorsque l'avion a commencé à descendre une fois l'altitude maximale atteinte. Toutefois, dans le cas présent, s'il y avait eu un GPWS, il aurait été alimenté par le bus c.a. n° 1; par conséquent, il n'aurait pas pu alerter l'équipage.

2.8 Compas CL2

Si on suppose que l'équipage était au courant de la panne d'alimentation de l'onduleur gauche et qu'il a décidé d'effectuer le vol, il aurait alors fallu qu'il redouble de vigilance pendant ses vérifications de roulage et d'alignement de piste pour déterminer quels instruments en bon état de service il avait à sa disposition.

La liste de vérifications de roulage nécessite que les gyros soient vérifiés pendant le roulage pour confirmer qu'ils suivent la route correctement, et la liste de vérifications d'alignement de piste nécessite que le compas soit vérifié pour s'assurer qu'il indique le cap piste. Ces points des listes de vérifications en question sont normalement annoncés par le pilote en place droite, pendant le roulage et l'alignement.

Le compas du côté droit n'est normalement pas asservi et agit comme gyrocompas seulement. Comme tel, il effectue ses déplacements avec un certain retard. Même s'il peut ne pas être inhabituel pour l'équipage de voir des caps erronés, il lui aurait été inhabituel de voir une erreur de cap de 70 degrés lorsqu'il s'est aligné sur la piste. Le bouton de réglage de chaque gyro

directionnel permet au pilote de tourner manuellement la rose compas jusqu'au cap voulu. Toutefois, il est improbable que l'équipage de conduite aurait réglé un instrument qu'il savait être hors service.

2.9 Désorientation

2.9.1 Détection vestibulaire

Les changements graduels dans l'assiette de l'avion peuvent facilement passer inaperçus au niveau des sens. Par conséquent, lorsque l'avion s'inclinait pour amorcer le virage, la vitesse angulaire en roulis était probablement inférieure au seuil de détection des pilotes, et l'équipage de conduite ne s'est peut-être pas aperçu que l'avion s'inclinait latéralement et tournait. Si le commandant de bord ou le copilote se sont finalement aperçus de l'assiette une fois que l'avion présentait un angle d'inclinaison latérale prononcé en virage, il leur aura été très difficile de découvrir dans quelle situation ils se trouvaient et de redresser compte tenu de l'altitude disponible.

La reconstitution de la trajectoire de vol et les indices donnés par les témoins oculaires laissent penser que la trajectoire de vol était constante et indiquent que le redressement n'a pas été entrepris ou a été entrepris tardivement. (L'enquête a révélé des indices permettant de conclure que les ailerons étaient réglés pour une inclinaison à gauche au moment de l'impact.

2.9.2 *Perte de conscience de la situation*

Si l'équipage a décollé en sachant que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension, les deux pilotes peuvent avoir essayé de résoudre le problème pendant la montée. Toutefois, ils devaient être très conscients qu'ils n'avaient pas d'instruments de vol du côté gauche, et ils auraient surveillé les instruments qui restaient. S'ils ne se sont aperçus qu'après avoir atteint la V_1 pendant le décollage que le circuit c.a. n° 1 ou les deux circuits c.a. ne fonctionnaient pas, ils peuvent tous les deux avoir tenté de résoudre le problème. Puisqu'ils ont également continué d'effectuer leurs tâches normales après le décollage, leur attention a pu être détournée de leur tâche principale qui consistait à s'assurer que l'avion conservait la bonne assiette de vol.

Pendant le vol, le gyro directionnel aurait continué d'afficher le dernier cap qui avait été réglé, ce qui aurait renforcé chez les pilotes la conviction que l'avion montait droit devant. Si les instruments du côté droit fonctionnaient correctement, le copilote ne doit pas avoir adéquatement contre-vérifié les indicateurs d'assiette dont il disposait, et le commandant de bord ne doit pas s'être assuré que l'avion était sur la trajectoire de vol voulue. S'il n'y avait pas de courant c.a. du tout pour alimenter les instruments de vol, le ou les horizons artificiels sont peut-être restés suffisamment d'aplomb pour que le pilote aux commandes suive l'indication affichée sur l'horizon artificiel, sans se rendre compte que l'indication n'était pas précise. À cause de la très grande obscurité, il n'y aurait eu aucun repère visuel extérieur pour aider l'équipage à déterminer son assiette de vol.

Le profil de vol et l'exécution des vérifications après décollage laissent penser que l'équipage ne s'est peut-être jamais rendu compte que l'assiette de l'avion présentait un problème, au moins jusqu'à ce qu'il soit trop tard pour sortir de l'assiette de piqué à forte inclinaison latérale.

2.10 *Air Manitoba et la réglementation*

Le personnel d'entretien et celui des opérations aériennes ont montré, par leurs actions et pendant les entrevues, qu'ils n'hésitaient pas à enfreindre la réglementation et les pratiques d'exploitation sûres.

De nombreuses anomalies d'entretien des avions d'Air Manitoba concernent la disponibilité des pièces de rechange et la non-conformité aux consignes de navigabilité, aux modifications des avions et aux bulletins de service. Tous ces points ont une incidence sur les coûts. Il a en outre été montré que certaines pratiques d'entretien ne satisfaisaient pas aux exigences de la réglementation, laquelle a été édictée pour assurer la sécurité. Rien n'indique que ces écarts par rapport aux pratiques acceptées aient été faits par ignorance de la réglementation. Par conséquent, on peut raisonnablement conclure que les motifs à la source de ces écarts étaient de rendre les avions en service plus disponibles et de réduire l'impact de l'entretien sur le coût des opérations.

Il est évident que des commandants de bord acceptaient de piloter des avions qui ne satisfaisaient pas

aux normes de navigabilité. L'équipage de conduite de l'avion accidenté s'est écarté des règles parce qu'il a utilisé le GPS comme aide à la navigation principale, qu'il a volé à des altitudes bien inférieures aux altitudes minimales alors qu'il se trouvait dans des conditions IMC et qu'il utilisait le GPS pour connaître sa position. Bien que le GPS soit un système précis et assez fiable, son utilisation dans les aéronefs est réglementée quant au type d'installation et à la façon dont il peut être utilisé afin de s'assurer qu'il peut l'être en toute sécurité. Puisque le commandant de bord était le directeur des opérations aériennes, c'est-à-dire le pilote ayant le rang le plus élevé au sein du personnel de la compagnie, ses actions ont pu être considérées par le copilote comme une pratique acceptable dans la compagnie.

2.11 *Compétence de l'équipage de conduite*

Les dossiers d'entraînement et d'épreuves en vol indiquent que le commandant de bord et le copilote éprouvaient des difficultés à piloter le HS 748 pendant les vols de vérification de compétence. Toutefois, ces deux pilotes étaient considérés comme des pilotes professionnels et compétents par leurs collègues.

Les renseignements contradictoires concernant la compétence du commandant de bord et du copilote n'ont pas permis de déterminer si le commandant de bord et le copilote avaient vraiment des difficultés à s'adapter au HS 748 ou si leur rendement diminuait pendant les vols de vérification de compétence à cause du stress que ces vols causent.

2.12 *Formation en gestion du poste de pilotage*

L'équipage de conduite n'avait pas reçu de formation complète en gestion du poste de pilotage (CRM), même si le commandant de bord avait participé à une séance d'une journée donnée par Transports Canada.

En l'absence des renseignements qu'aurait pu fournir un CVR en bon état, il n'est pas possible de déterminer quelle était l'interaction entre les membres d'équipage pendant le vol fatidique, et la qualité de l'enregistrement du CVR effectué pendant le vol avant l'accident est trop mauvaise pour pouvoir déterminer quoi que ce soit à ce chapitre. Toutefois, si l'équipage de conduite est parti de Sandy Lake en sachant que plusieurs instruments de vol ne fonctionnaient pas, il a pris consciemment la décision de le faire. Les méthodes CRM sont destinées à améliorer la qualité de ce type de prise de décisions. Des pilotes qui utilisent ces méthodes d'évaluation des risques pourraient avoir pris une décision différente.

2.13 *Retour pour atterrir à Sandy Lake*

La possibilité que l'équipage se soit rendu compte qu'il avait un problème à un moment donné après le décollage et qu'il ait décidé de retourner immédiatement à Sandy Lake pour atterrir a été examinée.

Si l'équipage s'est rendu compte qu'il avait un problème d'instruments de vol et qu'il a décidé de retourner à Sandy Lake, il est peu probable qu'il aurait exécuté toutes les actions après décollage

normales, comme le montrent les indices. Il est possible que l'équipage se soit rendu compte d'un problème après la rentrée des volets. Dans ce cas, l'équipage a pu avoir du mal à déterminer sa situation dans le peu de temps qui restait pour arrêter la descente.

2.14 Résumé

On a conclu que l'équipage de conduite n'aurait probablement pas entrepris le vol s'il avait su qu'aucun des systèmes c.a. ne fonctionnait.

L'avion a passé 20 minutes au sol à Sandy Lake. C'était le moment pour l'équipage de se préparer à effectuer le vol suivant, mais, à ce qu'il semble, il y avait à peine suffisamment de temps pour permettre à l'équipage d'examiner le problème du circuit c.a. n° 1 et de tenter de le résoudre, puis d'examiner comment il allait composer avec le manque d'instruments de vol. De même, s'il avait été conscient du problème, il aurait probablement fait attention dans l'exécution de ses vérifications au sol pour s'assurer qu'il avait effectivement suffisamment d'instruments pour effectuer le vol en toute sécurité. À cause de la courte période passée au sol, particulièrement après le démarrage des moteurs, on peut conclure que l'équipage n'a pas effectué de procédures extraordinaires proportionnées à un problème connu et qu'il a décollé sans savoir que quelque chose n'allait pas. S'il a décollé sans savoir qu'il n'y avait pas de courant en provenance de l'un ou l'autre des bus c.a., ou des deux, c'est que l'équipage n'a pas exécuté tous les points

de la liste de vérifications après démarrage, de roulage et avant décollage.

Si on se base sur le nombre d'indications de panne présentées à l'équipage ou dont ce dernier pouvait se rendre compte, et parce que les équipages de conduite effectuent normalement les vérifications nécessaires, une hypothèse plus plausible serait que l'équipage savait, avant le décollage, que le circuit c.a. ne fonctionnait pas correctement. Si l'équipage avait précédemment éprouvé ce type de problème, ce qui ne serait pas inhabituel si l'on considère le nombre d'heures de vol de chaque pilote, les problèmes auraient pu être réglés rapidement. Si l'équipage a décollé en sachant que le bus c.a. n° 1 n'était pas sous tension, il s'est écarté des pratiques de pilotage sûres. La décision de décoller malgré la panne correspondrait aux attitudes de la compagnie qui permettaient de s'écarter des normes de sécurité aérienne.

Il n'a pas été possible de déterminer l'état exact de l'avion ni jusqu'à quel point les pilotes étaient au courant de l'état de l'avion.

Puisque le virage intempestif après le décollage se situait probablement à un niveau inférieur au seuil sensoriel de l'équipage, il est probable que lorsque l'équipage s'est rendu compte de sa désorientation, il était trop tard au cours du vol pour pouvoir redresser l'avion. Une telle perte de conscience de la situation se soldant par un impact avec le sol est typique d'un accident CFIT.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. L'équipage de conduite possédait les licences, la formation et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.
2. Rien n'indique que des facteurs physiologiques aient pu perturber les capacités de l'équipage de conduite.
3. La masse et le centrage de l'avion étaient dans les limites prescrites.
4. L'avion n'était pas entretenu conformément aux exigences réglementaires destinées à assurer l'exploitation des aéronefs en toute sécurité.
5. Le CVR était monté de façon que seul le microphone du poste de pilotage permettait l'enregistrement sur la bande. Les trois autres voies n'ont pas permis l'enregistrement à cause d'anomalies dans le montage de l'enregistreur.
6. Le GPS monté dans le C-GQTH n'était pas homologué comme aide à la navigation principale. Tout indique que l'équipage de conduite l'a utilisé dans cette fonction pendant les approches sur Sandy Lake, et que par moment, l'avion est descendu à des altitudes inférieures aux altitudes minimales publiées pendant qu'il se trouvait dans des conditions IMC.
7. Aucun signe de défaillance de la cellule ou des commandes de vol ni d'un mauvais fonctionnement des moteurs n'a été décelé.
8. Le bus c.a. n° 1 n'a jamais été mis sous tension après l'arrêt de l'avion à Sandy Lake, pour une raison qui n'a pas pu être déterminée.
9. Les éléments de preuve recueillis ont permis d'établir que le FDR, le CVR et les deux gyros compas ne fonctionnaient pas au décollage de Sandy Lake.
10. L'exécution des vérifications nécessaires avant le départ aurait dû permettre à l'équipage de conduite de constater quelques-unes des indications de panne, sinon toutes.
11. La MEL interdit le départ d'un avion la nuit et dans les conditions météorologiques qui prévalaient à Sandy Lake au moment de l'accident, avec seulement un onduleur en bon état de service, ou seulement un horizon artificiel, ou seulement un compas gyro directionnel à bord.
12. La MEL interdit le départ d'un avion dont les deux enregistreurs de bord ne fonctionnent pas.

13. Au moment de l'accident, la base des nuages se situait entre 700 et 1 200 pieds-sol, la visibilité était de trois à cinq milles dans de la neige très légère, et il faisait noir.
14. Les angles de pale d'hélice au moment de l'impact correspondent à une vitesse vraie de l'avion d'environ 180 noeuds.
15. Les marques témoins trouvées aux points d'articulation ailerons/aile laissent penser que les ailerons, au moment de l'impact, étaient placés de façon à amorcer une inclinaison à gauche.
16. Les sièges des membres d'équipage de conduite étaient occupés au moment de l'impact, et les ceintures de sécurité étaient probablement attachées au moment de l'impact; toutefois, les bretelles de sécurité ne l'étaient probablement pas.
17. Pour s'écraser dans l'assiette qu'il présentait et à l'endroit où il s'est écrasé, l'avion a dû décoller à environ 1 800 pieds du seuil de la piste et commencer à tourner à droite moins de cinq secondes après le décollage.
18. L'équipage a probablement perdu conscience de la situation après le décollage pendant un virage en spirale en descente qui s'accroissait et à une vitesse qui augmentait rapidement.
19. Les attitudes qui prévalaient à la compagnie permettaient de s'écarter des pratiques d'exploitation sûres, dans le but d'atteindre les grands objectifs commerciaux.
20. La vérification d'Air Manitoba effectuée par les inspecteurs de Transports Canada avant l'accident n'a pas permis de détecter les manquements graves en matière d'entretien qui existaient au sein de cette compagnie aérienne.
21. Il n'y a pas de mesures qui exigent que les résultats des épreuves en vol soient contrôlés, par Transports Canada ou par les compagnies, et qui permettraient d'identifier les pilotes qui éprouvent souvent des difficultés pendant ces épreuves.
22. Le C-GQTH n'était pas équipé d'un horizon artificiel de secours; aucun règlement n'exige que les gros turbopropulseurs en soient équipés.
23. Le C-GQTH n'était pas équipé d'un GPWS; aucun règlement n'exige que les gros turbopropulseurs en soient équipés.

3.2 Causes

Après le décollage, l'équipage a fort probablement perdu conscience de la situation et, par conséquent, ne s'est pas rendu compte de l'écart croissant que prenait l'avion par rapport à la trajectoire de vol prévue. Certains instruments de vol n'étaient pas alimentés en courant c.a., ce qui a contribué à cette perte de conscience de la situation; la raison pour laquelle il y a eu cette panne de courant c.a. n'a pu être déterminée.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures prises

4.1.1 Inspection spéciale par Transports Canada

En janvier 1994, Transports Canada a effectué une inspection spéciale des services d'entretien et des opérations aériennes d'Air Manitoba. Les constatations de Transports Canada, principalement en ce qui concerne les problèmes d'entretien, ont occasionné le retrait du certificat d'entretien de la société et la suspension de son certificat d'exploitation. La société a depuis accordé un contrat d'entretien de ses HS 748 à un autre transporteur et a repris son certificat d'exploitation.

4.1.2 Enregistreurs de bord

Les renseignements précieux qu'un enregistreur de bord en bon état aurait pu fournir auraient sûrement aidé à déterminer les événements qui ont mené à cet accident. Dans le passé, le Bureau a fait des recommandations concernant les problèmes d'extraction et de qualité des données enregistrées et le long processus nécessaire pour mettre à jour la législation relative aux enregistreurs de bord. Malgré l'accent que le Bureau a mis sur l'importance des enregistreurs de bord lors d'une enquête et en matière de prévention des accidents, le Bureau n'a pas constaté de progrès importants en vue de corriger les anomalies relatives aux enregistreurs de bord. Par conséquent, le Bureau a recommandé :

que le ministère des Transports s'assure immédiatement, par le biais d'une vérification sur le terrain, que tous les FDR et CVR actuels respectent les exigences réglementaires, et qu'il rende publiques ses conclusions;
(A94-01, publiée en janvier 1994)

que le ministère des Transports revoie son processus d'homologation et de surveillance de façon à s'assurer que tous les futurs FDR et CVR continueront de respecter les exigences réglementaires.
(A94-02, publiée en janvier 1994)

que les ministères de la Justice et des Transports prennent sans plus attendre les nouvelles ordonnances sur les enregistreurs de bord.
(A94-03, publiée en janvier 1994)

et

que le ministère des Transports rationalise sa façon de procéder afin que les plus récentes exigences en matière d'enregistreurs de bord puissent être appliquées en temps opportun au Canada.
(A94-04, publiée en janvier 1994)

En réponse à ces recommandations, Transports Canada a mis sur pied un programme visant à étudier la conformité des exploitants aux exigences actuelles portant sur les enregistreurs afin de déterminer les domaines des processus de contrôle et d'homologation nécessitant une révision. En outre, en avril 1994, Transports Canada

a indiqué qu'il avait l'intention de publier deux circulaires provisoires pour faciliter l'adaptation du milieu aéronautique à la nouvelle réglementation portant sur les enregistreurs dont l'entrée en vigueur était prévue pour le début de 1995.

Quant à la rationalisation du processus de législation concernant les enregistreurs, Transports Canada a indiqué qu'une nouvelle structure en matière de réglementation comprendra des règlements qui se réfèrent à des normes afin de faciliter les modifications de façon judicieuse. La nouvelle approche de Transports Canada consistant à utiliser les normes pour suivre les exigences changeantes en aéronautique, et en particulier la technologie des enregistreurs de bord, constitue une amélioration importante dans le processus de réglementation. En outre, Transports Canada indique qu'il a obtenu un consensus avec le milieu aéronautique pour permettre une harmonisation avec les Federal Aviation Regulations (FAR) des États-Unis afin de finaliser les règlements provisoires.

La nouvelle réglementation indiquera quels aéronefs devront être équipés d'un FDR et d'un CVR. La section des normes donnera une liste des paramètres, des exigences d'exploitation et d'autres détails techniques.

Le ministère de la Justice a indiqué qu'il était prêt à utiliser ses pouvoirs de réglementation aussi rapidement que possible pour s'assurer que les règlements proposés par Transports Canada puissent être promulgués le plus tôt possible.

4.1.3 Montage des onduleurs

L'enquête a révélé des anomalies dans le montage des onduleurs ayant remplacé les onduleurs rotatifs d'origine de l'avion accidenté. Comme d'autres exploitants canadiens pourraient exploiter des HS-748 dont le système électrique pourrait présenter les mêmes anomalies, un avis de sécurité du BST a été envoyé à Transports Canada. Cet avis traitait de la nécessité de vérifier que les onduleurs de tous les HS-748 immatriculés au Canada sont conformes aux dessins de montage pertinents.

4.1.4 Protection contre les sous-tensions

Une importance considérable a été accordée à la question de la protection contre les sous-tensions pour l'avion HS-748. Il a été déterminé que les bulletins de service 24/60 et 24/97 étaient obligatoires. Un avis de sécurité du BST envoyé à Transports Canada traitait de la nécessité de confirmer que tous les HS-748 immatriculés au Canada sont conformes aux exigences en vigueur pour les systèmes électriques en ce qui a trait à la protection contre les sous-tensions.

4.1.5 Accidents CFIT

Les circonstances de cet accident sont caractéristiques d'un impact sans perte de contrôle (CFIT, de l'anglais *controlled flight into terrain*). Un CFIT est un accident au cours duquel un aéronef est conduit par inadvertance contre le relief, l'eau ou un obstacle, sans que l'équipage ait conscience de la situation anormale. Le Bureau constate avec inquiétude que sur une période de 11 ans, soit entre le 1^{er} janvier

1984 et le 31 décembre 1994, 68 appareils commerciaux (à l'exclusion de ceux effectuant des vols spéciaux à basse altitude) ont subi ce genre d'accident. Étant donné la fréquence et la gravité des accidents CFIT, le Bureau effectue une étude sur ces accidents afin de déterminer les lacunes systémiques qui y sont reliées.

4.1.6 Vérifications réglementaires et surveillance

L'enquête sur cet accident et sur 18 autres accidents a permis d'identifier des lacunes dans le processus de surveillance réglementaire des activités des transporteurs aériens. On s'est rendu compte, entre autres, que parfois les vérifications de Transports Canada n'étaient pas assez rigoureuses et que les mesures de suivi étaient parfois insuffisantes. Par conséquent, le Bureau a recommandé :

que le ministère des Transports modifie le *Manuel des vérifications réglementaires* de façon à soumettre à des vérifications plus approfondies les transporteurs aériens pour lesquels se dégage une tendance négative de leurs indicateurs de gestion des risques; (A94-23, publiée en décembre 1994)

que le ministère des Transports s'assure que ses inspecteurs chargés des vérifications soient en mesure d'utiliser les méthodes de gestion des risques de façon à pouvoir identifier les transporteurs devant faire l'objet de vérifications plus rigoureuses; (A94-24, publiée en décembre 1994)

que le ministère des Transports élabore en priorité une méthode permettant de surveiller le suivi donné aux vérifications; (A94-25, publiée en décembre 1994)

et

que le ministère des Transports prenne des mesures à court et à long terme pour accorder une plus grande importance au contrôle du suivi donné aux vérifications et aux mesures d'exécution dans les cas de non-conformité. (A94-26, publiée en décembre 1994)

En réponse à ces recommandations, Transports Canada a indiqué que les recommandations A94-23 et A94-24 seront prises en considération lors des modifications au *Manuel des vérifications réglementaires*. De plus, Transports Canada va s'assurer que le programme de formation aux procédures de vérification pour les inspecteurs tienne compte de la recommandation A94-24, de manière que les méthodes de gestion des risques soient clairement comprises et appliquées.

Quant aux recommandations A94-25 et A94-26, Transports Canada a répondu que le *Manuel des vérifications réglementaires* sera revu de manière que des consignes claires soient données pour assurer qu'il y ait en place des systèmes de suivi efficaces après vérification. De plus, un Système d'information national des compagnies aériennes (SINCA) amélioré devrait être opérationnel vers septembre 1995 pour retracer les suivis de vérification à l'échelle nationale. Dans l'intervalle, une

directive sera diffusée aux régions pour qu'elles revoient leurs propres systèmes de suivi.

4.2 Mesures à prendre

4.2.1 Système de positionnement mondial (GPS)

Le GPS du C-GQTH a été utilisé en conditions IMC comme aide à la navigation principale au cours des approches sur Sandy Lake. Le poste GPS n'était pas homologué pour cet usage. Le BST a identifié d'autres accidents dans lesquels les pilotes avaient mal utilisé le GPS alors qu'ils volaient en IFR, ou dans lesquels des pilotes en vol VFR avaient poursuivi le vol par mauvais temps en utilisant le GPS, et qu'ils s'étaient retrouvés dans des conditions auxquelles ne pouvaient faire face ni le pilote, ni l'appareil. Des indices laissent croire que des pilotes qui effectuent des vols récréatifs (recherchant une aide à la navigation peu coûteuse) ainsi que des exploitants commerciaux transportant des passagers utilisent le GPS pour se rendre à des aéroports qui n'ont pas d'approches aux instruments approuvées. Il n'est pas certain que ces approches GPS improvisées tiennent compte des critères de franchissement d'obstacles intégrés dans la conception des approches approuvées, encore moins de l'acquisition de calages altimétriques locaux valides.

Le Bureau s'inquiète de la mauvaise utilisation qui est faite du GPS, mais il reconnaît les capacités de cet équipement et ce qu'il pourrait offrir à la communauté aéronautique au Canada. On a longuement parlé des avantages

potentiels du GPS, mais on n'a guère parlé des conséquences sur le plan de la sécurité d'une utilisation improvisée du GPS dans un environnement non réglementé. Il est possible que les avantages d'un GPS en bon état puissent pousser les pilotes et les exploitants à prendre des risques qui seraient inacceptables dans le cas d'un aéronef sans GPS. Par conséquent, pour réduire les risques d'accidents relatifs au GPS résultant de l'utilisation d'un équipement inapproprié, d'une mauvaise compréhension du système ou d'une absence d'approches approuvées, le Bureau recommande que :

le ministère des Transports accélère la mise en oeuvre des normes et des procédures GPS approuvées, devant être utilisées dans l'espace aérien canadien;

A95-07

et que

le ministère des Transports lance un programme national de sensibilisation sur les limites opérationnelles et l'utilisation en toute sécurité du GPS dans le cas des vols en régions éloignées.

A95-08

4.2.2 Instruments de pilotage - Avions turbopropulseurs gros porteurs

Des avions turbopropulseurs gros porteurs (certains pouvant transporter plus de 50 passagers) sont largement utilisés au Canada parce qu'ils se prêtent bien aux vols régionaux et ils sont également utilisés pour les vols vers de petits aéroports ou des aéroports en régions éloignées. Une proportion importante des

passagers transportés annuellement par les transporteurs aériens canadiens est transportée dans ce type d'avion turbopropulseur.

Bon nombre de ces avions turbopropulseurs présentent une capacité en passagers équivalente à celle d'un avion turboréacteur de taille moyenne. Toutefois, contrairement aux avions turboréacteurs de même taille, les avions turbopropulseurs n'ont pas à être équipés d'un indicateur d'assiette de secours ni d'un GPWS. Transports Canada est en train de revoir, au moyen d'un comité consultatif, les *Règlements de l'aviation canadiens* relatifs à l'exploitation d'un aéronef dans des services aériens commerciaux. Le comité se penchera, en partie, sur la maximisation de la compatibilité du système réglementaire canadien avec celui d'autres organismes réglementaires, comme la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis.

4.2.2.1 Indicateurs d'assiette de secours

L'indicateur d'assiette, ou horizon artificiel, est la principale référence du pilote qui vole aux instruments la nuit par faible visibilité ou dans les nuages. Un indicateur d'assiette de secours permet de contre-vérifier et de valider les données fournies par les indicateurs d'assiette primaires. Grâce à une alimentation électrique indépendante, il sert également d'indicateur de secours en cas de panne des instruments primaires.

Aux États-Unis, un indicateur d'assiette de secours à alimentation électrique indépendante est exigé sur tous les gros aéronefs à turbine depuis octobre 1994¹⁴, sans qu'aucune distinction ne soit faite entre les avions à turbopropulseurs ou à turboréacteurs. Le Bureau est d'avis que la nécessité d'avoir un indicateur d'assiette de secours à bord d'un aéronef ne devrait pas être liée au mode de propulsion de l'aéronef. L'utilisation qui est faite de l'aéronef et sa capacité en passagers sont de meilleurs facteurs permettant d'établir la nécessité de mesures de sécurité supplémentaires. Compte tenu de la plus grande marge de sécurité qu'offre un indicateur d'assiette de secours en cas de panne de l'indicateur d'assiette primaire, le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige l'installation d'un indicateur d'assiette de secours à alimentation électrique indépendante sur tous les aéronefs de ligne et de transport régional propulsés par turbine à gaz et approuvés pour le vol IFR, et pouvant transporter au moins 10 passagers.

A95-09

4.2.2.2 Systèmes avertisseurs de proximité du sol (GPWS)

La communauté aéronautique internationale reconnaît le fait que le GPWS peut prévenir les accidents CFIT. Au Canada, le GPWS a fait ses preuves dans au moins deux cas. En 1987, le GPWS d'un Boeing 737 transportant 96 personnes a averti l'équipage à deux reprises que l'avion était trop proche du

14 Partie 121 des *Federal Aviation Regulations*

sol lors d'une approche sur Prince George, en Colombie-Britannique (rapport A87P4128). De même, en 1990, le GPWS d'un Dash-8 en approche sur Charlo, au Nouveau-Brunswick, a averti l'équipage que l'avion était trop proche du sol, à la suite d'une erreur d'altimètre de 1 000 pieds. Ce Dash-8 transportait 32 personnes (rapport A90A0256). (Il convient de noter que l'installation d'un GPWS sur cet avion turbopropulseur n'était pas exigée par la réglementation.)

Dans l'espoir de réduire les accidents CFIF mettant en cause des avions effectuant des vols commerciaux, la FAA des États-Unis a exigé le 20 avril 1994¹⁵ que tous les aéronefs à turbine, c.-à-d. les turbopropulseurs et les turboréacteurs, pouvant transporter au moins 10 passagers, soient équipés d'un GPWS. On croit savoir que des mesures similaires ne sont pas envisagées à l'heure actuelle pour les avions turbopropulseurs immatriculés au Canada.

Comme on l'a dit précédemment, au cours des 11 dernières années, 68 appareils commerciaux ont subi un accident CFIT; 13 d'entre eux étaient des turbopropulseurs. Le Bureau croit que le niveau de sécurité plus élevé qu'offre un GPWS ne devrait pas être lié au mode de propulsion de l'aéronef. L'installation d'un GPWS devrait plutôt se fonder sur l'utilisation qui est faite de l'aéronef et sa capacité en passagers. Le Bureau est

heureux de constater que des exploitants ont pris l'initiative d'équiper leurs appareils d'un GPWS, bien que la réglementation canadienne ne l'exige pas. Or, la plupart des avions à turbopropulseurs, certains transportant des dizaines de passagers, continuent de voler sans la protection supplémentaire qu'offre un GPWS. Par conséquent, le Bureau recommande que :

le ministère des Transports exige que tous les aéronefs de ligne et de transport régional propulsés par turbine à gaz et approuvés pour le vol IFR, et pouvant transporter au moins 10 passagers, soient équipés d'un GPWS.

A95-10

4.3 *Préoccupations liées à la sécurité*

4.3.1 *Surveillance des habiletés des pilotes*

Lors d'une enquête sur un accident ou un incident, les dossiers de vol des pilotes en cause font l'objet d'un examen systématique. Lors d'une enquête, l'analyse des difficultés du pilote en matière de pilotage peut aider les enquêteurs à établir les facteurs contributifs à l'accident, surtout si les circonstances de l'accident ressemblent à des situations au cours desquelles le pilote a déjà éprouvé des difficultés.

Rien n'exige que les pilotes vérificateurs des compagnies et que les inspecteurs de transporteurs aériens essaient de déterminer les difficultés du pilote lors d'une épreuve en vol. En fait, on croit savoir que Transports Canada

15 Partie 135 des *Federal Aviation Regulations*

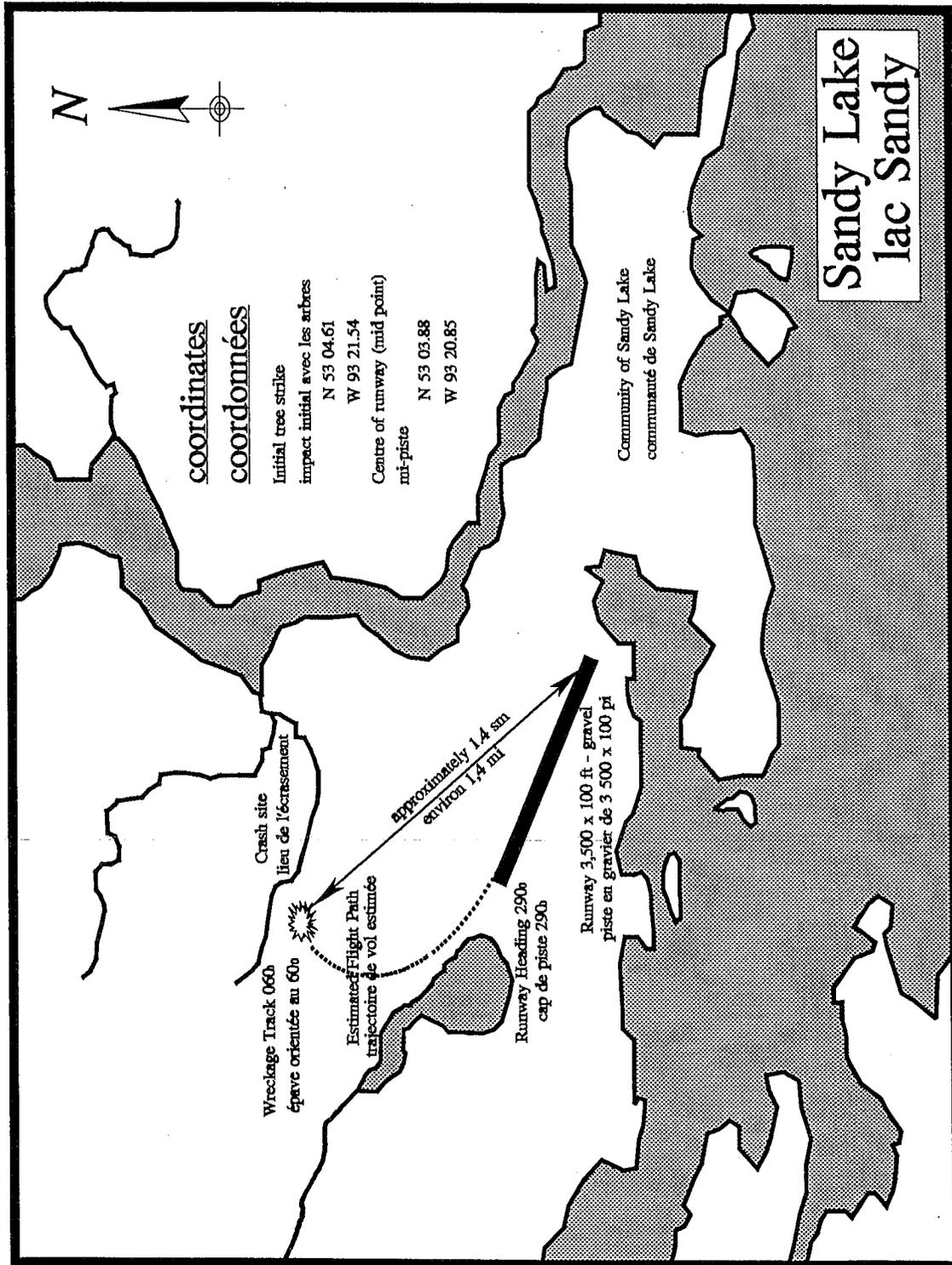
n'encourage pas ces pratiques afin que les épreuves soient effectuées avec objectivité. Il n'existe pas non plus de système de suivi permettant à Transports Canada de déterminer quelles personnes éprouvent systématiquement certaines difficultés au cours des épreuves en vol.

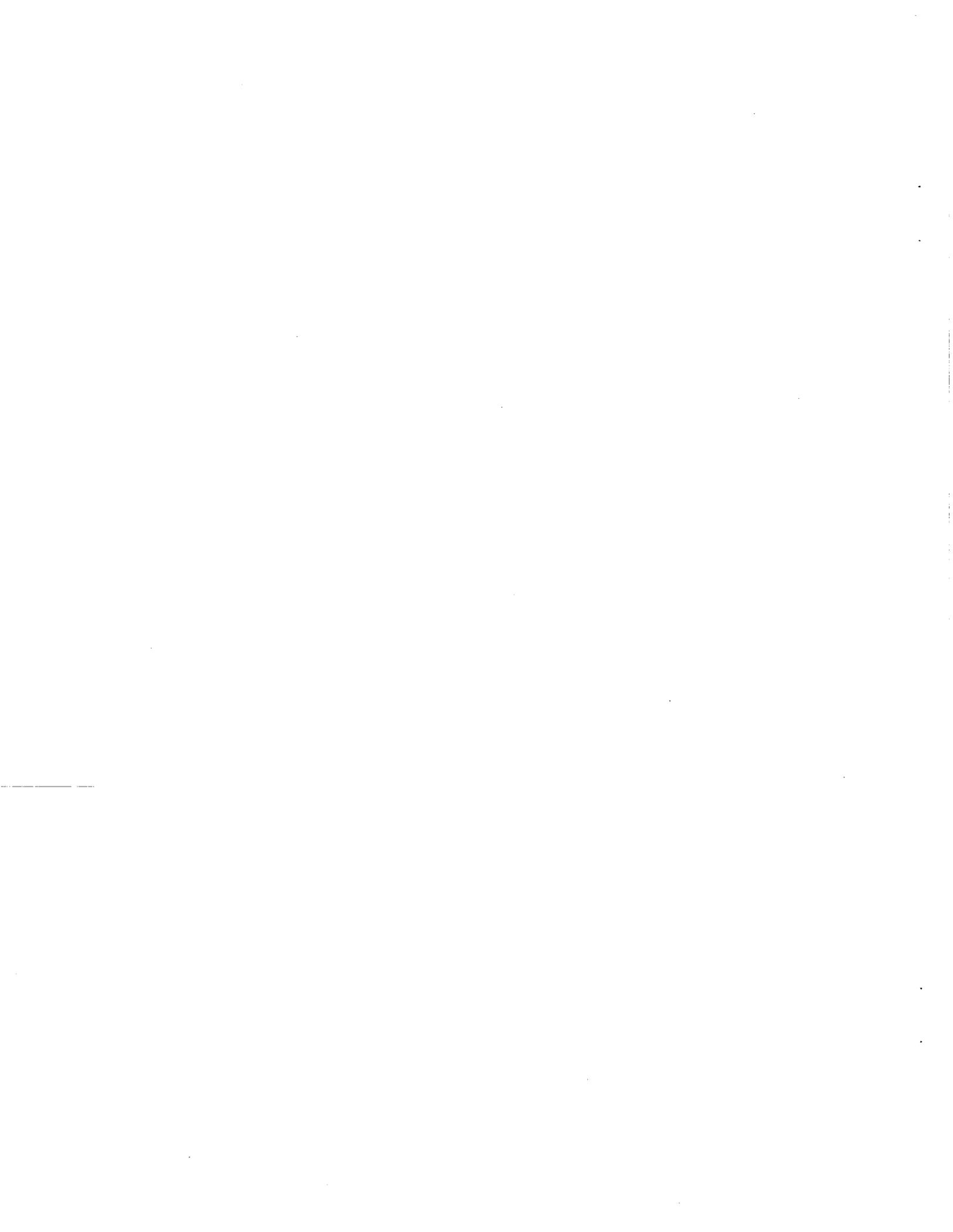
Un pilote peut obtenir une note satisfaisante globale lors d'une vérification de compétence pilote (PPC) même s'il a eu toutes les peines du monde à réussir une partie critique de l'épreuve. La note de passage globale à l'épreuve laisse croire que le pilote a la compétence voulue pour faire face à tous les défis associés aux privilèges de vol que lui confère sa licence. Toutefois, ce pourrait ne pas être le cas, dans ce sens que le pilote pourrait avoir des difficultés dans ce domaine précis du pilotage.

L'enquête n'a révélé aucun lien entre l'habileté au pilotage des pilotes et l'accident qui fait l'objet du présent rapport. Le Bureau s'inquiète, toutefois, du fait qu'en l'absence d'une procédure officielle permettant de revoir les résultats des épreuves en vol passées, des pilotes éprouvant des difficultés de pilotage importantes puissent continuer à voler. Par conséquent, le BST va continuer, par ses enquêtes, à analyser toute corrélation entre les membres d'équipage de conduite éprouvant des difficultés de pilotage systématiques, les circonstances des accidents auxquels ils sont mêlés, et les normes établies par Transports Canada.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 14 mars 1995 par le Bureau, qui est composé du Président, John W. Stants, et des membres Gerald E. Bennett, Zita Brunet, l'hon. Wilfred R. DuPont et Hugh MacNeil.

Annexe A - Lieux de l'accident





Annexe B - Procédure d'approche pour Sandy Lake

NDB RWY 29	D.E.M. & R.	SANDY LAKE SANDY LAKE ONTARIO		
NO CTL-BCST INTENTIONS ON 126.7 WITHIN 15 MIN OF ETA AND PRIOR TO DESCENT, THEN ON ATF 5 MIN PRIOR TO COMMENCING APCH	TFC 122.8 (ATF 5NM)	ELEV 937 TDZE 29 937		
Use Island Lake altimeter setting.		CZSJ		
COMPANY USE ONLY				
<p>Verify rwy unobstructed when A/G advisory not available.</p> <p>† Predicated on an Area Forecast</p> <div style="text-align: center;"> </div>				
SAFE ALT 100 NM 3000				
MISSED APPROACH Climb to 2700 on track of 308°. Return to "ZSJ" NDB.	* ZSJ* NDB	ARCAL 122.8 (J)		
<p style="font-size: small;">Procedure turn LEFT within 10 NM of "ZSJ" NDB.</p>				
CATEGORY	A	B	C	D
NDB	1740	(803)	2 1/2	
CIRCLING	1740	(803)	2 1/2	
TAKE-OFF	SPEC VIS: CLIMB VISUAL TO 1200 BPOC			
ALTERNATE	† 1800 - 3			
NDB RWY 29		N53 03 53 W93 20 51	VAR 2° E	SANDY LAKE ONTARIO SANDY LAKE NAD83 ♦
EFF 22 JAN 93				

Annexe C - Liste des rapports de laboratoire pertinents

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

- LP 148/93 - *Flight Recorders Report*, HS 748, C-GQTH
(Rapport sur les enregistreurs de bord);
- LP 181/93 - *Aileron Control System Analysis*, HS 748, C-GQTH
(Analyse du circuit de commandes d'aileron);
- LP 177/93 - *Electrical System/Components*, HS 748, C-GQTH
(Circuit/composants électriques);
- LP 078/94 - *Maintenance Records*, HS 748, C-GQTH
(Dossiers d'entretien);
- LP 174/93 - *Technical Investigation Group*, HS 748-2A, C-GQTH
(Groupe d'enquête technique);
- LP 175/93 - *Powerplants Examination*, HS 748, C-GQTH
(Examen des moteurs; et
- LP 176/93 - *Structural Components Examination*, HS 748, C-GQTH
(Examen des composants structuraux).

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



Annexe D - Sigles et abréviations

ARCAL	balisage lumineux d'aérodrome télécommandé
ATC	contrôle de la circulation aérienne
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
C	Celsius
c.a.	courant alternatif
CAM	microphone du poste de pilotage
c.c.	courant continu
CFIT	de l'anglais, <i>controlled flight into terrain</i> : impact sans perte de contrôle
CRM	gestion du poste de pilotage
CVR	enregistreur phonique
DME	équipement de mesure de distance
ELT	radiobalise de détresse
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FDR	enregistreur de données de vol
FSS	station d'information de vol
GPS	système de positionnement mondial
GPWS	dispositif avertisseur de proximité du sol
h	heure(s)
Hz	hertz
HNC	heure normale du Centre
IFR	règles de vol aux instruments
IMC	conditions météorologiques de vol aux instruments
lb	livre(s)
lb/po2	livre(s) par pouce carré
MDA	altitude minimale de descente
MEL	liste des équipements indispensables au vol
MHz	mégahertz
NDB	radiophare non directionnel
nm	mille(s) marin(s)
ONA	Ordonnance sur la navigation aérienne
OPP	Police provinciale de l'Ontario
PPC	vérification de compétence pilote
RCC	centre de coordination de sauvetage
SARSAT	satellite de recherche et de sauvetage
SEA	Service de l'environnement atmosphérique
SINCA	Système d'information national des compagnies aériennes
SOP	procédures d'utilisation normalisées
tr/min	tour(s) par minute
TSO	<i>Technical Standard Order</i>



UTC	temps universel coordonné
V	volt(s)
VFR	règles de vol à vue
VMC	conditions météorologiques de vol à vue
Z	temps universel coordonné
'	minute(s)
"	seconde(s)
°	degré (s)
%	pour cent