

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE

SORTIE DE PISTE

**CALM AIR INTERNATIONAL LTD.
HAWKER SIDDELEY HS 748-2A C-GDOP
THOMPSON (MANITOBA)
20 JANVIER 1994**

RAPPORT NUMÉRO A94C0009



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

Sortie de piste

Calm Air International Ltd.
Hawker Siddeley HS 748-2A C-GDOP
Thompson (Manitoba)
20 janvier 1994

Rapport numéro A94C0009

Résumé

Environ une heure après le décollage, le circuit hydraulique principal du HS 748 a subi une perte de pression. L'équipage a dérouté l'avion vers la base principale de la compagnie à Thompson (Manitoba). Pendant la course à l'atterrissage, l'avion est sorti sur le côté droit de la piste. Les passagers ont été évacués par la porte cabine principale arrière; l'évacuation s'est déroulée dans le calme. Personne n'a été blessé.

Le Bureau a déterminé qu'il s'était produit une perte de pression hydraulique dans le circuit principal à cause d'une fuite dans la conduite de retour du dispositif maxaret droit (antidérapage), laquelle s'était rompue à cause d'un fléchissement excessif dû à une charge indéterminée. Pendant la course à l'atterrissage, le pilote a perdu la maîtrise en direction à cause d'une perte de pression de freinage dont la cause n'a pas été déterminée. Lorsqu'il a ralenti, l'avion a fait la girouette dans le vent de travers et est sorti de la piste.

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	2
1.3 Dommages à l'aéronef	2
1.4 Autres dommages	2
1.5 Renseignements sur le personnel	2
1.6 Renseignements sur l'aéronef	3
1.7 Renseignements météorologiques	3
1.8 Renseignements sur l'aérodrome	4
1.9 Alimentation hydraulique de l'avion	4
1.10 Freins de roue	4
1.11 Enquête effectuée après l'incident	5
1.11.1 Examen du circuit hydraulique de l'avion	5
1.11.2 Examen de la conduite de retour maxaret	5
1.11.3 Vérification du circuit de freinage	5
1.11.4 Examen et essai du dispositif maxaret	6
1.12 Détournement	6
1.13 Préparation et évacuation de la cabine	6
2.0 Analyse	9
2.1 Circuit hydraulique principal - Perte de pression	9
2.2 Circuit de freinage	9
2.2.1 Essai du dispositif maxaret n° 3	9
2.2.2 Pression du circuit de freinage	9
2.3 Circuit de freinage - Perte de pression	10
2.3.1 Introduction	10
2.3.2 Vols par temps froid	10
2.3.3 Serrage des freins par mégarde	10
2.3.4 Sollicitation du dispositif antidérapage maxaret de frein de roue	10
2.4 Sortie de piste	11
2.5 Coordination et communication entre l'équipage de conduite et le personnel de cabine	11

3.0	Conclusions	13
3.1	Faits établis	13
3.2	Causes	13
4.0	Mesures de sécurité	15
5.0	Annexes	
	Annexe A - Liste des rapports de laboratoire	17
	Annexe B - Sigles et abréviations	19

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le 20 janvier 1994, à 13 h 41, heure normale du Centre (HNC)¹, un Hawker Siddeley HS 748 de Calm Air International assurant le vol Canadian Partner CAV 1557 est parti de l'aéroport international de Winnipeg (Manitoba) pour effectuer un vol intérieur régulier à destination de Thompson avec une escale à Flin Flon (Manitoba). Avant le départ, l'équipage avait effectué une inspection avant vol de l'avion au cours de laquelle la quantité de liquide hydraulique avait été vérifiée.

Environ une heure après le départ, à peu près à 150 milles marins (nm)² au nord de Winnipeg, le voyant d'alarme faible débit de la pompe hydraulique droite a commencé à clignoter. Ce clignotement a bientôt été suivi du clignotement du voyant d'alarme faible débit de la pompe hydraulique gauche et de la perte de la pression hydraulique principale, laquelle a peu après baissé à 1 800 livres par pouce carré (lb/po²), soit au-dessous de la plage de fonctionnement normale qui est comprise entre 2 000 et 2 500 lb/po²; les deux voyants d'alarme faible débit sont ensuite restés allumés.

1 Les heures sont exprimées en HNC (temps universel coordonné (UTC) moins six heures), sauf indication contraire.

2 Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et des instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

L'équipage a communiqué par radio avec le gestionnaire de service de la compagnie, et on a pris la décision de ne pas effectuer l'escale prévue à Flin Flon et de continuer jusqu'à la base principale de la compagnie à Thompson. Le personnel cabine et les passagers ont été avisés que l'avion présentait des problèmes hydrauliques et qu'il allait se rendre directement à Thompson.

Environ 25 minutes avant l'arrivée de l'avion à Thompson, la pression du circuit hydraulique principal a chuté à zéro. L'équipage a consulté la liste de vérifications, il a pris les mesures d'urgence relatives au circuit hydraulique, et il a coupé l'orientation du train avant. L'affichage de l'indicateur de pression du circuit de freinage est resté constant, soit à environ 2 000 lb/po², ce qui indiquait à l'équipage qu'il disposait d'une pression de freinage de secours suffisante pour arrêter l'avion. Toutefois, par mesure de précaution, l'équipage a exposé la situation aux agents de bord et leur a demandé de préparer la cabine en vue d'une évacuation pour le cas où l'avion quitterait la piste. L'équipage a avisé la station d'information de vol (FSS) de Thompson que l'avion présentait des problèmes hydrauliques et a demandé que les services d'urgence de l'aéroport soient prêts à intervenir.

À l'arrivée à Thompson, l'équipage a reçu une mise à jour des conditions météorologiques et de l'état de la piste de la tour de Thompson, qui lui a demandé d'atterrir sur la piste 23. L'équipage a sorti le train d'atterrissage manuellement à l'aide du circuit hydraulique auxiliaire, et il a dû effectuer plusieurs circuits avant d'obtenir l'indication train d'atterrissage sorti et verrouillé. Lorsque l'équipage a reçu la confirmation que tout était bien en place dans la cabine passagers, il a commencé l'atterrissage. Après un toucher des roues normal, l'équipage a tiré les butées de petit pas d'hélice pour ralentir l'avion tout en conservant la maîtrise en direction à l'aide de la gouverne de direction.

Lorsque l'avion a décélééré, le pilote a lentement serré les freins de roue, mais il n'a senti aucune pression ni freinage. Le copilote a jeté un coup d'oeil à l'indicateur de pression de freinage et a vu l'affichage descendre rapidement à zéro. L'avion ralentissant, la gouverne de direction est devenue moins efficace, et l'avion s'est embarqué sur la droite. Les passagers ont reçu l'ordre d'adopter la position de protection, et l'équipage a immédiatement mis les hélices en drapeau pendant que l'avion sortait sur le côté droit de la piste. L'avion a ralenti peu à peu dans la neige épaisse et a parcouru environ 40 pieds avant de

s'immobiliser. Les passagers ont évacué l'avion par la porte cabine principale arrière. Personne n'a été blessé. L'évacuation s'est déroulée dans le calme.

L'incident s'est produit à l'aéroport de Thompson par 55° 48' de latitude Nord et 97° 52' de longitude Ouest, vers 16 h 15 HNC, de jour, à une altitude de 729 pieds-mer.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	-	-	-	-
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ Indemnes	4	41	-	45
Total	4	41	-	45

1.3 Dommages à l'aéronef

Les pales de l'hélice droite ont subi une légère déformation à cause du contact avec la neige. L'hélice droite a été envoyée à un atelier de réparation, et le moteur droit a été déposé afin d'être inspecté.

1.4 Autres dommages

Il n'y a pas eu d'autres dommages.

1.5 Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord	Copilote
Age	42 ans	38 ans
Licence	pilote de ligne	pilote de ligne
Date d'expiration du certificat de validation	1 ^{er} mars 1994	1 ^{er} avril 1994
Nombre total d'heures de vol	12 891	8 500
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	6 041	2 900
Nombre total d'heures de vol dans les		

90 derniers jours	238	240
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	238	240
Nombre d'heures de service avant l'incident	9	9
Nombre d'heures libres avant la prise de service	12	12

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Généralités

Constructeur
British Aerospace
Type
Hawker Siddeley HS 748-2A
Année de construction
1976
Numéro de série
1745
Certificat de navigabilité
(Permis de vol)
Valide
Nombre total d'heures de vol cellule
24 788
Type de moteur
(nombre)
Rolls Royce Dart 534-2 (2)
Type d'hélice ou de rotor
(nombre)
Dowty Rotol CR 212/4-30-4/22 (2)
Masse maximale autorisée au décollage
46 500 lb
Types de carburant recommandés
Jet A, Jet B ou autres carburants aviation à point d'éclair bas
Type de carburant utilisé
Jet A

L'examen des documents techniques de l'avion ainsi que des entretiens avec le personnel d'entretien de la compagnie ont révélé que l'avion en question, de même que l'autre HS 748 de la compagnie, avaient déjà subi des problèmes hydrauliques par temps froid. On a constaté que par temps extrêmement froid, de petites fuites ou des suintements se produisaient dans le circuit hydraulique alors que les joints d'étanchéité perdaient de leur efficacité. Il n'est également pas rare que les voyants faible débit hydraulique clignotent après le démarrage jusqu'à ce que le liquide du circuit ait bien circulé.

Dans les 30 jours qui ont précédé l'incident, les anomalies suivantes relatives au circuit hydraulique de l'avion en question ont été notées :

- le 30 décembre 1993, le dispositif antidérapage maxaret n° 2 a été remplacé;
- le 11 janvier 1994, on a signalé que le voyant faible débit du moteur gauche restait allumé continuellement; le problème avait été corrigé en purgeant les deux pompes hydrauliques entraînées par les moteurs et la bêche de secours;
- le 12 janvier 1994, on a signalé que les deux voyants faible débit restaient allumés continuellement; la pompe hydraulique gauche a été remplacée, et les deux pompes hydrauliques entraînées par les moteurs et la bêche de secours ont été purgées.

Le jour de l'incident, on avait ajouté un litre et demi de liquide hydraulique dans la bêche afin d'obtenir la capacité normale de fonctionnement.

1.7 Renseignements météorologiques

L'observation météorologique d'Environnement Canada pour Thompson, émise à 22 h UTC, donnait les estimations suivantes : couches de nuages fragmentés à 1 200 pieds-sol et à 21 000 pieds, visibilité de 10 milles dans de la neige très légère et de la poudrière, température de moins 17 degrés Celsius et vent soufflant du 270 degrés à 17 noeuds.

Les observations météorologiques effectuées à la tour de Thompson au moment de l'incident indiquaient que le vent de surface soufflait du 270 au 300 degrés à 10 noeuds avec des rafales pouvant atteindre 15 noeuds.

1.8 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport de Thompson est exploité par le district du gouvernement local de Mystery Lake. Il comprend une FSS opérationnelle et une tour de contrôle. La piste principale est la piste 05/23. Elle est asphaltée et a une longueur de 5 800 pieds et une largeur de 150

pieds. L'accès à la piste est assuré à mi-chemin par les voies de circulation Alpha et Charlie. L'avion est sorti du côté droit de la piste, juste au-delà de la voie de circulation Charlie, soit à quelque 2 450 pieds au-delà du seuil de la piste 23.

Un rapport d'état de la piste a été émis par la tour de Thompson à 21 h 30 UTC. Ce rapport indiquait que la piste était couverte de givre sur 90 % de sa surface, et de plaques de neige compacte sur 10 %. Le coefficient de freinage James (JBI) de la piste 23 était de 0,420. La *Publication d'information aéronautique* (A.I.P. Canada) indique qu'un JBI de 0,420 pourrait accroître la distance d'arrêt de 45 %.

1.9 Alimentation hydraulique de l'avion

Le système hydraulique de l'avion comprend un circuit principal et un circuit auxiliaire. Le liquide hydraulique du circuit principal est fourni par deux pompes entraînées par les moteurs, et il est accumulé sous pression dans deux accumulateurs principaux et deux accumulateurs du circuit de freinage. L'énergie hydraulique est utilisée pour le fonctionnement du train d'atterrissage, des freins de roue, de l'orientation du train avant et des freins d'hélice. La pression de fonctionnement du circuit principal se situe entre 2 000 et 2 500 lb/po². Un débitmètre monté dans chaque conduite de refoulement de pompe commande un voyant d'alarme jaune connexe qui s'allume si la pompe tombe en panne ou si le débit diminue à moins de 0,8 gallon/min.

Le circuit auxiliaire fournit de la pression hydraulique par l'intermédiaire d'une pompe à main à double effet qui utilise le liquide tiré d'une bêche auxiliaire. Ce circuit hydraulique auxiliaire est principalement utilisé pour sortir le train d'atterrissage après une panne du circuit hydraulique principal. Toutefois, il peut également être utilisé pour fournir de la pression hydraulique pendant l'entretien au sol ou pour accumuler de la pression dans les accumulateurs principaux et

les accumulateurs du circuit de freinage sans faire tourner les moteurs.

1.10 *Freins de roue*

Il y a deux circuits de pression de frein de roue distincts. L'un des circuits fournit de la pression hydraulique au frein intérieur de chaque train d'atterrissage principal, et l'autre, au frein extérieur. Chaque roue est munie d'un dispositif maxaret (antidérapage) conçu pour assurer un freinage maximal par évacuation momentanée de la pression de freinage afin d'empêcher le blocage des roues. Le liquide hydraulique évacué pendant le fonctionnement du dispositif antidérapage maxaret retourne à la bêche du circuit hydraulique principal.

Des clapets antiretour sont utilisés pour isoler le circuit de freinage du circuit hydraulique principal. En cas de panne du circuit principal, le liquide hydraulique accumulé dans les accumulateurs de frein assure le freinage pendant l'atterrissage. Les accumulateurs sont complètement chargés à 2 500 lb/po², et on considère qu'ils sont déchargés à 1 300 lb/po². Le manuel de vol indique que lorsque les accumulateurs sont entièrement chargés, on peut solliciter les freins de façon modérée environ neuf fois.

1.11 *Enquête effectuée après l'incident*

1.11.1 *Examen du circuit hydraulique de l'avion*

Après l'incident, l'avion a été placé dans un hangar chauffé afin d'évaluer les dommages et de déterminer la cause de la panne du circuit hydraulique. Du liquide a été ajouté dans la bêche du circuit hydraulique principal, de même qu'une précharge d'azote normale dans le circuit. Une fuite de liquide a été constatée dans la conduite (réf. 200140651) de retour maxaret du train d'atterrissage principal droit, qui est située le long et juste derrière la jambe de train.

1.11.2 *Examen de la conduite de retour maxaret*

La conduite a été enlevée de l'avion et envoyée au Laboratoire technique du BST pour qu'elle

soit examinée (rapport numéro LP 21/94). On a déterminé que la conduite était un tuyau souple à pression moyenne de type 666-5 d'Aeroquip comprenant un tube intérieur en téflon profilé en spirale et une gaine extérieure tressée en acier inoxydable de type 300. Le tressage en acier a été coupé et enlevé à l'endroit où la fuite s'était produite, et une fente sur environ un tiers du pourtour du tube y a été découverte.

L'orientation de la fente dans le sens du pourtour par rapport à l'embout était à 90 degrés du sens de fléchissement normal de la conduite montée, et elle laisse fortement penser que la rupture a été causée par un fléchissement excessif dû à une charge extérieure plutôt qu'à un fléchissement en service normal. La conduite était légèrement plus rigide qu'un échantillon d'une conduite de fabrication plus récente. Toutefois, le manque de souplesse de la conduite n'a pas été considéré comme ayant été la cause principale de la rupture.

L'examen des documents techniques de l'avion a révélé que la conduite avait été très probablement montée le 18 mars 1988 à un nombre d'heures cellule de 10 661,9 (11 050 atterrissages). La rupture s'est produite à 24 788,2 heures (31 031 atterrissages). La conduite n'a pas de limite de durée de vie en service spécifiée.

1.11.3 *Vérification du circuit de freinage*

La conduite maxaret a été remplacée, et le circuit hydraulique a été rempli et mis à une pression de fonctionnement normale. À part quelques gouttes, aucune autre fuite n'a pu être découverte dans le circuit. Des vérifications des circuits principal et auxiliaire ont été effectuées, et aucune défectuosité n'a été découverte. Lorsque la vérification du circuit de freinage a été effectuée, le dispositif maxaret n° 3 (droit, côté intérieur) n'a pas réussi l'essai de mise en rotation de roue. Le dispositif maxaret a été remplacé, et le circuit hydraulique a été purgé de nouveau. Aucune autre défectuosité n'a été découverte dans le circuit.

1.11.4 *Examen et essai du dispositif maxaret*

Le dispositif maxaret n° 3 a subi des essais au banc, et on a constaté qu'il fonctionnait normalement. Le démontage du dispositif a révélé que le mécanisme d'embrayage interne était contaminé par de la graisse. Toutefois, il est peu probable que cette contamination ait produit le relâchement hâtif de la pression du circuit de freinage indiqué par l'équipage, mais plutôt le contraire, parce que le glissement de l'embrayage contaminé par de la graisse aurait causé un délai dans le fonctionnement du dispositif maxaret et dans l'évacuation de la pression du circuit de freinage.

1.12 Déroutement

Après la panne du circuit hydraulique principal, l'équipage a pensé retourner à Winnipeg, mais la masse à l'atterrissage de l'avion était un peu élevée. Il a également pensé atterrir à The Pas (Manitoba) avant que la pression hydraulique ne diminue davantage. Toutefois, il n'y avait pas d'équipement pour remorquer l'avion hors de la piste.

Un vent de travers soufflait à l'aéroport de Thompson et le fait de prolonger le vol pouvait occasionner une diminution continue de la pression hydraulique; toutefois, comme il y avait de l'équipement à cet aéroport et que des travaux d'entretien pouvaient y être effectués, l'équipage a décidé de poursuivre le vol.

1.13 Préparation et évacuation de la cabine

Lorsque la pression du circuit hydraulique principal a chuté à zéro, l'équipage de conduite a demandé aux agents de bord de préparer la cabine en vue d'un atterrissage d'urgence. Les agents de bord ont expliqué aux passagers les procédures d'urgence pertinentes au HS 748, puis ils leur ont montré comment adopter la position de protection lorsqu'ils entendraient l'ordre «position de protection». Ils ont ensuite informé les passagers que si l'avion quittait la piste, ils évacueraient probablement l'appareil par les portes cabine arrière. Ils ont demandé aux passagers de mettre leurs manteaux d'hiver, et à deux d'entre eux de les aider pendant l'évacuation si cela devenait nécessaire.

Après le toucher des roues, lorsqu'il est devenu évident que l'avion allait quitter la piste, le copilote a donné l'ordre d'adopter la position de protection, et les agents de bord ont répété l'instruction. Lorsque l'avion s'est immobilisé, les agents de bord ont entendu les moteurs décélérer et ont demandé aux passagers de détacher leur ceinture de sécurité et de les suivre à l'arrière de l'avion. Les agents de bord ont ouvert la porte cabine principale arrière et ont remarqué que la neige n'était qu'à deux ou trois pieds du seuil de la porte de l'avion. Ils ont demandé aux deux volontaires de descendre au sol pour aider les passagers à descendre.

Pendant l'évacuation, le copilote est sorti de l'avion par la porte de soute avant. Il est allé à l'arrière de l'avion et a mentionné aux agents de bord qu'ils pouvaient sortir l'escalier pliant sans danger. Les autres passagers ont emprunté l'escalier pour sortir et, une fois l'évacuation terminée, on leur a demandé de se rendre à pied à l'aérogare qui se trouvait non loin de là. L'évacuation s'est déroulée dans le calme. Personne n'a été blessé.

2.0 Analyse

2.1 Circuit hydraulique principal - Perte de pression

La perte de liquide du circuit hydraulique principal a été attribuée à une fuite dans la conduite de retour maxaret du train d'atterrissage principal droit. La rupture de la conduite a mené à une évacuation complète du liquide hydraulique du circuit principal et, par conséquent, à la perte de la pression dans ce circuit. La rupture de la conduite a été reliée à une fente sur le pourtour du tube intérieur qui a probablement été causée par un fléchissement excessif de la conduite dû à une charge extérieure plutôt qu'à un fléchissement en service normal.

À cause de son emplacement, le long et juste derrière la jambe de train d'atterrissage principal, la conduite pouvait être endommagée par le contact de l'équipement pendant la mise sur vérin du train principal ou pendant la dépose des éléments de frein de roue. Toutefois, rien n'indique que des dommages aient été causés pendant les travaux en question.

2.2 Circuit de freinage

2.2.1 Essai du dispositif maxaret n° 3

Pendant l'examen après l'incident, la conduite de retour maxaret a été remplacée, et le fonctionnement du circuit de freinage, vérifié. Le dispositif maxaret n° 3 n'a pas réussi l'essai de mise en rotation de roue, mais il a réussi l'essai au banc. Puisqu'aucune défectuosité du dispositif maxaret, qui aurait pu contribuer à une perte de pression de freinage, n'a été découverte, ce dispositif n'a pas réussi l'essai de mise en rotation de roue probablement à cause d'air bloqué dans le circuit hydraulique par suite de la rupture de la conduite de retour maxaret.

2.2.2 Pression du circuit de freinage

Le circuit hydraulique principal est tombé en panne à cause d'une fuite de liquide dans la conduite de retour maxaret située sur le côté retour du circuit de freinage, laquelle n'aurait pas influé sur la pression hydraulique et le fonctionnement du circuit de freinage. L'équipage a indiqué qu'après la panne du circuit hydraulique principal, la pression du circuit de freinage était restée constante à 2 000 lb/po² pendant presque une heure et demie avant l'atterrissage, ce qui indique que les clapets antiretour isolaient efficacement le circuit de freinage du circuit hydraulique principal et qu'il y avait du liquide dans les accumulateurs de frein pour assurer le freinage pendant l'atterrissage.

On considère que les accumulateurs de frein sont complètement déchargés à 1 300 lb/po². Par conséquent, la pression dans le circuit de freinage ayant été de 2 000 lb/po², les accumulateurs offraient une pression hydraulique de 700 lb/po² seulement pour assurer le fonctionnement des freins, ce qui aurait assuré beaucoup moins que les quelque neuf sollicitations modérées des freins normalement possibles lorsque les accumulateurs sont complètement chargés à une pression de 2 500 lb/po². À une masse à l'atterrissage élevée et l'équipage ne disposant au mieux que d'environ cinq sollicitations modérées des freins, toute autre baisse de la pression de freinage aurait diminué les possibilités d'arrêt de l'avion.

2.3 Circuit de freinage - Perte de pression

2.3.1 Introduction

L'enquête n'a pas révélé pourquoi le circuit de freinage avait subi une perte de pression et n'avait pas assuré un freinage suffisant pendant la course à l'atterrissage. Le commandant de bord a indiqué que lorsqu'il avait serré les freins après le toucher des roues, il n'avait senti aucun freinage ni pression de freinage. Toutefois, aucune défectuosité qui pourrait expliquer la panne du circuit de freinage pendant la course à l'atterrissage n'a été découverte. Les possibilités suivantes ont été envisagées; elles peuvent offrir

une explication concernant la perte de pression de freinage.

2.3.2 *Vols par temps froid*

Au cours des quelques mois d'hiver précédents, l'avion avait subi une série de problèmes hydrauliques reliés au temps froid. Pendant le vol, le temps était froid, et son effet sur les joints d'étanchéité internes peut s'être traduit par des fuites internes de liquide par les détendeurs du circuit de freinage, le robinet de commande de freinage, ou un dispositif antidérapage maxaret.

Bien qu'un coincement ou un délogement du siège dans l'un ou l'autre de ces composants puisse produire une perte rapide de pression (puisque le liquide retournerait à la bêche du circuit hydraulique principal), aucune de ces déficiences n'a été découverte dans le circuit lorsque l'avion a été mis dans un hangar chauffé pour y subir des vérifications.

2.3.3 *Serrage des freins par mégarde*

Un serrage intempestif partiel des freins par l'équipage pendant l'actionnement de la gouverne de direction en vol ou pendant l'approche et l'atterrissage aurait diminué la pression de freinage utile. Toutefois, une telle éventualité est peu probable parce que l'équipage était conscient du mauvais fonctionnement du circuit hydraulique principal et des conséquences d'une sollicitation non nécessaire des freins qui aurait réduit la pression de freinage disponible.

2.3.4 *Sollicitation du dispositif antidérapage maxaret de frein de roue*

Quarante-cinq minutes avant l'atterrissage, la piste était couverte de givre sur 90 % de sa surface, et de plaques de neige compacte sur 10 %, et le JBI était de 0,420. L'A.I.P. Canada stipule que lorsque le JBI est de 0,420, la distance d'arrêt normale à l'aide des freins de roue seulement pourrait être accrue de 45 %. Ces conditions peuvent donc avoir causé le dérapage des roues pendant la course à l'atterrissage.

L'actionnement du dispositif antidérapage maxaret, à cause d'un serrage rapide des freins ou d'un état de la piste causant le dérapage des roues, se serait traduit par une perte de pression de freinage dans les dispositifs maxaret. Toutefois, l'équipage a d'abord utilisé la traînée produite par les hélices pour ralentir l'avion, et il a indiqué qu'il avait serré les freins lentement pour éviter l'actionnement des dispositifs antidérapage maxaret.

2.4 *Sortie de piste*

Les observations au moment de l'incident indiquaient que le vent de surface soufflait du 270 au 300 degrés à 10 noeuds avec des rafales pouvant atteindre 15 noeuds. Le cap piste étant de 234 degrés, le vent aurait constitué une composante vent de travers à droite soufflant entre 35 et 65 degrés du cap piste.

L'équipage avait coupé l'orientation du train avant avant l'atterrissage afin de conserver la pression hydraulique, et il comptait sur la gouverne de direction et le freinage différentiel pour assurer la maîtrise en direction pendant la course à l'atterrissage. Puisqu'il n'y avait pas de pression de freinage, l'équipage ne disposait pas du freinage différentiel pour assurer la maîtrise en direction. Lorsque l'avion a ralenti et que la gouverne de direction a été moins efficace, l'équipage a peu à peu perdu la maîtrise en direction de l'avion, et ce dernier a fait la girouette dans le vent de travers. L'avion s'est embarqué sur la droite et est sorti de la piste.

2.5 *Coordination et communication entre l'équipage de conduite et le personnel de cabine*

L'équipage de conduite a communiqué tôt avec le contrôle opérationnel de la compagnie afin de trouver la meilleure solution. Pendant la préparation de l'atterrissage, l'équipage de conduite a avisé la FSS de la situation et a demandé que les services d'urgence soient prêts à intervenir.

L'équipage de conduite a communiqué tôt avec le personnel de cabine et a établi de bonnes communications avec lui. Les passagers ont été avisés de la situation très tôt et ont reçu les instructions en vue de l'évacuation après l'atterrissage. Grâce à la bonne coordination et aux bonnes communications entre l'équipage de conduite et le personnel de cabine pendant la préparation en vue de l'atterrissage, l'évacuation des occupants après la sortie de piste s'est bien déroulée.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. La perte de liquide du circuit hydraulique principal a été attribuée à une fuite dans la conduite de retour maxaret (antidérapage) du train d'atterrissage principal droit.
2. La rupture de la conduite de retour maxaret s'est traduite par une évacuation complète du liquide du circuit hydraulique principal et, par conséquent, par la perte de pression dans ce circuit.
3. La rupture de la conduite s'est matérialisée par une fente sur le pourtour du tube intérieur, probablement due à un fléchissement excessif de la conduite causée par une charge extérieure plutôt que par un fléchissement en service normal. La cause du fléchissement excessif n'a pu être déterminée.
4. L'équipage et la compagnie ont évalué la situation et ont décidé que le vol devait se poursuivre jusqu'à Thompson.
5. On n'a pu déterminer pourquoi le circuit de freinage avait subi une perte de pression et n'avait pas assuré un freinage suffisant pendant la course à l'atterrissage.
6. Lorsque l'avion a ralenti, l'équipage a peu à peu perdu la maîtrise en direction de l'avion parce que la gouverne de direction était moins efficace et qu'il n'y avait pas de freinage différentiel.
7. L'avion a fait la girouette dans le vent de travers qui soufflait de la droite et est sorti de la piste.

8. Grâce à la bonne coordination et aux bonnes communications entre l'équipage de conduite et le personnel de cabine pendant la préparation à l'atterrissage, l'évacuation des occupants après la sortie de piste s'est bien déroulée.

3.2 Causes

Il s'est produit une perte de pression hydraulique dans le circuit principal à cause d'une fuite dans la conduite de retour du dispositif maxaret droit (antidérapage), laquelle s'est rompue à cause d'un fléchissement excessif dû à une charge indéterminée. Pendant la course à l'atterrissage, le pilote a perdu la maîtrise en direction à cause d'une perte de pression de freinage dont la cause n'a pas été déterminée. Lorsqu'il a ralenti, l'avion a fait la girouette dans le vent de travers et est sorti de la piste.

4.0 *Mesures de sécurité*

Le Bureau n'a, jusqu'ici, recommandé aucune mesure de sécurité.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet incident. La publication de ce rapport a été autorisée le 27 septembre 1994 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 - Liste des rapports de laboratoire

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

LP 21/94 - *Hydraulic System Hose Failure* (Rupture d'un tuyau souple du circuit hydraulique).

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

Annexe B - Sigles et abréviations

A.I.P.	Publication d'information aéronautique
HNC	heure normale du Centre
FSS	station d'information de vol
JBI	coefficient de freinage James
nm	milles marins
lb/po ²	livres par pouce carré