

## **RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE**

### **PERTE DE CONTRÔLE LORS DE LA MONTÉE**

**LES AILES DE CHARLEVOIX INC.  
CESSNA 421C GOLDEN EAGLE C-GVPB  
2 km au sud-est de CHARLEVOIX (QUÉBEC)  
3 AOÛT 1994**

**RAPPORT NUMÉRO A94Q0140**

## **MISSION DU BST**

La Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports établit les paramètres légaux qui régissent les activités du BST. La mission du BST consiste essentiellement à promouvoir la sécurité du transport maritime, par productoduc, ferroviaire et aérien:

- en procédant à des enquêtes indépendantes et, au besoin, à des enquêtes publiques sur les événements de transport, afin d'en dégager les causes et les facteurs;
- en publiant des rapports rendant compte de ses enquêtes, publiques ou non, et en présentant les conclusions qu'il en tire;
- en constatant les manquements à la sécurité mis en évidence par de tels accidents;
- en formulant des recommandations sur les moyens d'éliminer ou de réduire ces manquements;
- en menant des enquêtes et des études spéciales en matière de sécurité des transports.

Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales. Ses conclusions doivent toutefois être complètes, quelles que soient les inférences qu'on puisse en tirer à cet égard.

## **INDÉPENDANCE**

Pour que le public puisse faire confiance au processus d'enquête sur les accidents de transport, il est essentiel que l'organisme d'enquête soit indépendant et libre de tout conflit d'intérêt et qu'il soit perçu comme tel lorsqu'il mène des enquêtes sur les accidents, constate des manquements à la sécurité et formule des recommandations en matière de sécurité. La principale caractéristique du BST est son indépendance. Il relève du Parlement par l'entremise du président du Conseil privé de la Reine pour le Canada et il est indépendant de tout autre ministère ou organisme gouvernemental. Cette indépendance assure l'objectivité de ses conclusions et recommandations.



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

## Rapport d'enquête sur accident aérien

### Perte de contrôle lors de la montée

Les ailes de Charlevoix inc.  
Cessna 421C Golden Eagle C-GVPB  
2 km au sud-est de Charlevoix (Québec)  
3 août 1994

Rapport numéro A94Q0140

#### *Résumé*

L'appareil a décollé de la piste 15 de l'aéroport de Charlevoix (Québec) avec le pilote et cinq passagers à bord pour un vol à destination de Trois-Rivières (Québec). Peu après le décollage, des témoins ont vu de la fumée grisâtre s'échapper du moteur gauche. L'appareil a effectué un virage à gauche, a poursuivi momentanément sa route et s'est incliné vers la gauche avant de piquer vers le sol. L'appareil s'est écrasé au sol et a été détruit par l'impact et l'incendie qui s'est déclaré par la suite. Les six occupants sont morts sur le coup.

Le Bureau a déterminé qu'il est probable qu'une perte de pression d'huile au moteur gauche a causé une perte de puissance peu de temps après le décollage. Le pilote n'a pas été capable de maintenir la vitesse minimale de contrôle ( $V_{MC}$ ) de l'appareil.

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 .....	1
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 Télécommunications .....	4
1.9 Renseignements sur l'aérodrome .....	4
1.10 Enregistreurs de bord .....	4
1.11 Renseignements sur l'épave et sur l'impact .....	4
1.11.1 L'analyse métallurgique .....	5
1.11.2 L'analyse des instruments de bord .....	5
1.11.3 L'analyse de la radiobalise de détresse .....	5
1.11.4 L'analyse des moteurs .....	5
1.11.5 L'analyse des surcompresseurs .....	6
1.11.6 Les hélices .....	6
1.11.7 Le carburant .....	7
1.12 Renseignements médicaux .....	7
1.13 Incendie .....	7
1.14 Questions relatives à la survie des occupants .....	7
1.15 Paramètres de performance .....	8
1.16 La vitesse minimale de contrôle .....	8
1.16.1 Définition .....	8
1.16.2 La perte de contrôle .....	8
1.17 Renseignements supplémentaires .....	8
2.0 Analyse .....	11
2.1 Introduction .....	11
2.2 La fumée grisâtre .....	11
2.3 Les moteurs .....	11
2.4 Mouvement de lacet .....	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 - Trajectoire de vol .....	17
	Annexe B - Liste des rapports pertinents .....	19
	Annexe C - Sigles et abréviations .....	21

## 1.0 Renseignements de base

### 1.1 Déroulement du vol

Vers 19 h 50, heure avancée de l'Est (HAE)<sup>1</sup>, le Cessna 421C, immatriculé C-GVPB et exploité par la compagnie Les ailes de Charlevoix inc., a décollé de l'aéroport de Charlevoix (Québec) pour effectuer un vol d'affrètement selon les règles de vol à vue (VFR)<sup>2</sup> à destination de Trois-Rivières (Québec) avec un pilote et cinq passagers à son bord. Peu de temps après le décollage, des témoins ont vu de la fumée grisâtre s'échapper du moteur gauche. L'appareil a amorcé un virage rapide sur la gauche puis une descente. L'appareil a par la suite maintenu la nouvelle direction. Peu après, l'appareil a effectué un mouvement de lacet et de roulis non contrôlé, a piqué du nez, et s'est écrasé avant de prendre feu. Les six occupants ont été tués sur le coup. L'appareil a été détruit.

L'accident est survenu de jour par 47° 35' 45" de latitude Nord et 070° 11' 37" de longitude Ouest. Ce point correspond à une distance de 1,14 mille marin (nm) au sud-est de l'extrémité de la piste 15.

### 1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	1	5	-	6
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ Indemnes	-	-	-	-
Total	1	5	-	6

### 1.3 Dommages à l'aéronef

L'appareil a été détruit par le choc et par l'incendie qui s'est déclaré après l'écrasement.

### 1.4 Autres dommages

Aucun.

### 1.5 Renseignements sur le personnel

<sup>1</sup> Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné [UTC] moins quatre heures) sauf indication contraire.

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

	Pilote
Âge	37 ans
Licence	pilote professionnel
Date d'expiration du certificat de validation	1er mai 1995
Nombre total d'heures de vol	5 261
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	1 215
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	47
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	47
Nombre d'heures de service avant l'événement	5
Nombre d'heures libres avant la prise de service	18

Le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur. Le pilote avait supervisé l'importation de l'appareil en août 1989 et pilotait cet appareil depuis ce temps.

Au début du mois de juin 1994, le pilote avait reçu de l'entraînement en vol afin de se préparer à renouveler ses qualifications de pilote. Au début de juin, le pilote avait passé son épreuve en vol avec Transports Canada, et son certificat de compétence (PPC) avait été renouvelé jusqu'au 1er juillet 1995.

### 1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Cessna
Type	421C
Année de construction	1978
Numéro de série	421C-0484

Certificat de navigabilité	16 novembre 1990
Nombre total d'heures de vol cellule	3 190
Type de moteur (nombre)	Teledyne Continental GTSIO-520-L (2)
Type d'hélice (nombre)	McCauley (3)
Masse maximale autorisée au décollage	7 560 lb
Type de carburant recommandé	essence aviation 100 LL
Type de carburant utilisé	essence aviation 100 LL

La masse et le centrage de l'appareil se trouvaient dans les limites prescrites. La masse de l'appareil a été estimée à 7 450 livres, ce qui est inférieur à la masse maximale autorisée au décollage.

### 1.7 Renseignements météorologiques

Pendant une période limitée de la journée, un observateur, certifié par Environnement Canada, effectue des observations météorologiques à l'aéroport de Charlevoix. La dernière observation régulière a été effectuée à 16 h, soit quatre heures avant l'accident. L'observation météorologique horaire indiquait une couche de nuages fragmentés à 2 000 pieds, une autre à 10 000 pieds ainsi qu'une dernière à 20 000 pieds. La température était de 17 degrés Celsius et les vents soufflaient du sud-est à 9 noeuds.

À l'aéroport de Québec, situé à 80 nm au sud-ouest de Charlevoix, l'observation régulière de 20 h indiquait une couche de nuages fragmentés à 2 500 pieds et une mince couche de nuages fragmentés à 25 000 pieds. La température était de 19 degrés Celsius et le vent était faible.

### 1.8 Télécommunications

Peu de temps après avoir atterri à Charlevoix, le pilote avait communiqué avec la station d'information de vol (FSS) de Québec pour clôturer son plan de vol VFR en provenance de Havre-Saint-Pierre. Aucune station au sol n'a reçu de communication de la part de l'appareil au moment du décollage.

### 1.9 Renseignements sur l'aérodrome

La piste 15 de l'aérodrome de Charlevoix mesure 4 500 pieds de longueur et a une pente descendante de 0,6 %, c'est-à-dire qu'il y a une différence de 26 pieds entre les deux seuils de piste. L'axe de la piste de Charlevoix est à 90 degrés par rapport au fleuve Saint-Laurent, situé à 1,1 nm de l'extrémité de la piste 15. L'aérodrome de Charlevoix est situé à une hauteur de 977 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). Par vents calmes, les pilotes préférèrent décoller vers le fleuve ou atterrir en provenance du fleuve, à cause de l'absence d'obstacles sur l'axe de piste.

L'appareil a été retrouvé à 1,14 nm de l'extrémité de la piste 15, au cap magnétique de 118 degrés. À cet endroit, la hauteur du terrain est de 400 pieds asl (voir l'annexe A).

### 1.10 Enregistreurs de bord

L'aéronef n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur phonique (CVR). La réglementation en vigueur n'imposait pas l'emport d'enregistreurs de bord pour ce type d'aéronef.

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

L'appareil s'est écrasé au cap de 090 degrés magnétique sur une pente de descente de 60 degrés et une inclinaison de 44 degrés par la gauche. Le fuselage a poursuivi sa course et s'est immobilisé au cap de 230 degrés magnétique, à 118 pieds du point d'impact initial. Le fuselage a entraîné avec lui l'empennage ainsi que le moteur droit.

L'aile gauche de l'appareil, de l'extrémité jusqu'à l'attachement au fuselage, s'est rompue lors de l'impact initial et s'est immobilisée au début de la séquence d'impact. L'aile droite, de l'extrémité jusqu'à l'attachement au moteur, était située à droite de l'axe d'impact et à 100 pieds du point d'impact initial.

Le train d'atterrissage était sorti et verrouillé. Les volets étaient rentrés. Les tabs compensateurs ailerons et de la direction ont été trouvés à la position normale de décollage; toutefois, le tab compensateur de la gouverne de profondeur n'était pas à cette position. Il était séparé et à la position 20 degrés vers le bas. On a jugé que la position à laquelle le tab compensateur de la gouverne de direction a été trouvé après l'accident n'est pas sa position avant l'accident, à cause de la rupture de l'avion et du tab.

#### *1.11.1 L'analyse métallurgique*

Une analyse métallurgique des tuyaux d'échappement a été effectuée au Laboratoire technique du BST. Plusieurs recherches antérieures ont démontré que ce métal révèle des caractéristiques différentes selon la température à laquelle il est écrasé. Dans le cas du Cessna 421, le système d'échappement du moteur gauche était plus froid que celui du moteur droit, ce qui indique que le moteur gauche ne fonctionnait pas normalement.

#### *1.11.2 L'analyse des instruments de bord*

Plusieurs instruments de bord ont été analysés par le Laboratoire technique du BST. L'anémomètre, le variomètre, le codeur altimétrique, le tachymètre à double aiguille, un indicateur de débit de carburant, un horizon artificiel ainsi qu'un indicateur de virage et d'inclinaison latérale ont été analysés.

Sauf pour l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale, dont le mécanisme indiquait un taux de virage nettement supérieur à trois degrés à la seconde, aucune autre information utile n'a pu être extraite des autres instruments.

#### *1.11.3 L'analyse de la radiobalise de détresse*

Aucun signal n'a été transmis par la radiobalise de détresse (ELT) au moment de l'impact. La radiobalise était montée dans le fuselage arrière de l'appareil. Le fil d'antenne a été coupé et le boîtier défoncé lors de l'impact. L'analyse effectuée par le Laboratoire technique du BST a révélé que la distorsion au boîtier avait déconnecté le ruban à neuf fils du circuit imprimé, coupant ainsi l'alimentation des batteries. Lorsque le ruban a été reconnecté au Laboratoire technique du BST, la radiobalise a émis un signal acceptable.

#### *1.11.4 L'analyse des moteurs*

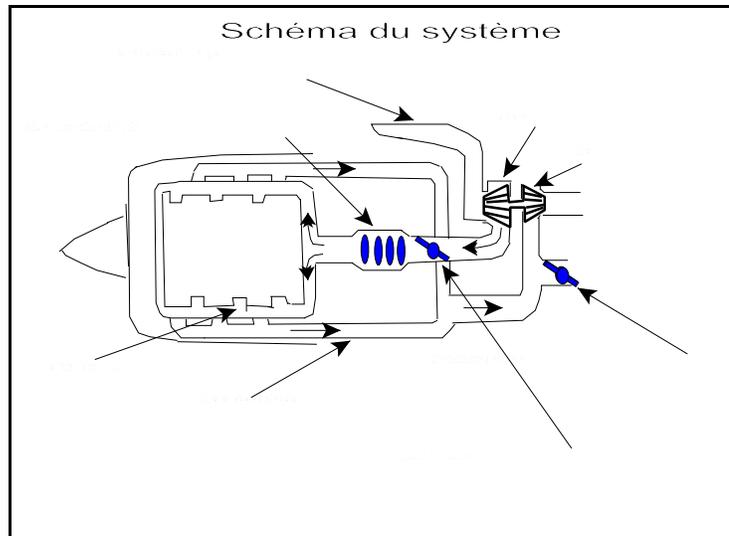
Les deux moteurs ont été examinés au Laboratoire technique du BST. Les dommages relevés sur les moteurs étaient tous attribuables à l'impact ou à l'incendie, ou aux deux. Le démontage des moteurs n'a révélé aucune condition antérieure à l'impact qui aurait pu affecter leur capacité à produire de la puissance. Il n'y avait pas d'indication de manque de lubrification sur les paliers du vilebrequin.

Aucune information sur la quantité de puissance que les moteurs pouvaient fournir au moment de l'impact n'a pu être déterminée à partir de l'analyse des composantes du moteur.

#### 1.11.5 L'analyse des surcompresseurs

Chacun des moteurs est suralimenté par un surcompresseur mû par les gaz d'échappement. Une valve contrôle le volume des gaz d'échappement qui sont acheminés au surcompresseur, et en règle la suralimentation. Le mouvement de la valve est contrôlé par la pression d'huile, qui agit contre un ressort pour fermer la valve et accélérer le surcompresseur, selon la position de la manette des gaz et les paramètres du moteur. Le surcompresseur augmente de 27 % la puissance du moteur.

Des boyaux caoutchoutés sont utilisés pour alimenter la valve et lubrifier le surcompresseur. Ces boyaux, qui avaient été remplacés en juillet 1993, sont localisés à proximité du système d'échappement. Bien qu'ils aient été munis d'une gaine à l'épreuve du feu, les boyaux du moteur gauche ont été détruits dans l'incendie.



Les forces d'impact ont complètement disloqué le surcompresseur gauche et arraché la valve de décharge, alors que le surcompresseur droit, qui est resté monté sur l'aile, était relativement intact. La valve de décharge de gauche était coincée en position ouverte, et le surcompresseur n'a pas donné de signe de rotation. La valve de décharge de droite était coincée en position fermée, et le surcompresseur montrait des signes évidents de rotation.

#### 1.11.6 Les hélices

Avant l'impact au sol, l'hélice du moteur gauche a heurté un arbre de sept pouces de diamètre à une hauteur de 15 pieds-sol, et a laissé une entaille d'une profondeur de un pouce. Une corrélation entre l'angle d'impact de la pale laissé sur l'arbre et la pente de descente de l'avion indique que l'hélice du moteur gauche était en drapeau au moment de l'impact.

Le Laboratoire technique du BST a examiné les deux hélices. Il a été déterminé que les deux hélices n'avaient pas subi de dommages avant l'impact.

L'angle de pas des pales de l'hélice est contrôlé par la pression d'huile moteur qui agit contre un ressort qui veut ramener l'hélice en drapeau. La pression d'huile est augmentée et modulée par un régulateur d'hélice qui est contrôlé par la position de la manette de contrôle de pas d'hélice dans le poste de pilotage. La perte de pression d'huile moteur prive éventuellement la pompe du régulateur d'hélice de son alimentation en huile. L'absence de pression d'huile moteur ramène donc automatiquement l'hélice en drapeau.

#### 1.11.7 Le carburant

Aucun échantillon n'a pu être prélevé de l'épave. Un échantillon d'essence a été prélevé dans les réservoirs de carburant de la compagnie. L'analyse de l'échantillon a démontré que l'essence recueillie possédait les caractéristiques typiques de l'essence aviation et était apte à alimenter adéquatement les moteurs.

### *1.12 Renseignements médicaux*

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient pu perturber les capacités du pilote. Les résultats des examens toxicologiques ont été négatifs.

### *1.13 Incendie*

Un incendie s'est déclaré à l'impact. Le saumon de l'aile gauche a percuté le sol en premier et le réservoir s'est rompu. L'incendie qui s'est alors déclaré a couvert une superficie de 65 pieds de longueur sur 20 pieds de largeur. Ce foyer d'incendie s'est maintenu du côté gauche de l'axe d'impact.

Un autre incendie, de moindre importance, s'est déclaré à l'aile droite à 100 pieds du point d'impact initial. L'aile, qui était à l'envers sur le sol, a été complètement détruite. Le feu était alimenté par l'essence et s'est maintenu autour de l'aile sans se propager.

Un violent incendie s'est déclaré dans le fuselage. Le feu a complètement détruit l'intérieur du fuselage. L'aluminium qui recouvre le dessus du fuselage ainsi que celui des côtés de l'appareil a complètement fondu.

La gouverne de profondeur et la dérive reposaient sur le sol à l'extérieur de la zone de feu du fuselage et n'ont pas été endommagées par le feu.

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

Les dommages causés à l'aéronef lors de l'impact indiquent que la vitesse de l'appareil était élevée. On a jugé que l'accident n'offrait aucune chance de survie à cause de l'importance des forces de décélération.

### *1.15 Paramètres de performance*

Un graphique du *Pilot's Operating Handbook* indique que le taux de montée de l'appareil sur un seul moteur à la masse maximale autorisée telle qu'elle a été estimée, est de 278 pieds par minute (pi/min). Pour obtenir ce taux de montée, le pilote doit maintenir une vitesse indiquée de 111 noeuds (IAS).

Certains éléments affectent le taux de montée. En effet, à cause de la traînée produite, si le train d'atterrissage est sorti, on doit soustraire 350 pi/min du taux de montée. Si l'hélice n'est pas en drapeau, on doit soustraire 400 pi/min supplémentaires.

Au moment de l'impact, l'hélice était en drapeau et le train d'atterrissage était sorti. Dans cette configuration, l'appareil ne pouvait pas monter.

### *1.16 La vitesse minimale de contrôle*

#### *1.16.1 Définition*

La vitesse minimale de contrôle ( $V_{MC}$ ) est définie par le constructeur comme la vitesse minimale à laquelle l'appareil demeure contrôlable lorsque l'un des moteurs ne produit plus de puissance, que l'autre moteur produit la pleine puissance et que l'appareil est incliné de cinq degrés du côté du moteur produisant la puissance. Pour cet appareil, la  $V_{MC}$  est de 80 noeuds IAS. Le moteur critique sur le Cessna 421 est le moteur gauche.

#### 1.16.2 *La perte de contrôle*

Lors d'une panne de moteur, le premier mouvement qui apparaît est le lacet. La magnitude du lacet est fonction de la vitesse de l'appareil, de la différence de traction entre les moteurs, du bras de levier du vecteur traction, du bras de levier entre le centre de gravité et la gouverne de direction, ainsi que de la résistance du côté du moteur développant moins de puissance.

Si le mouvement de lacet n'est pas contrôlé, un mouvement de roulis se développe. Ce mouvement amènera le moteur développant le plus de puissance à s'élever par rapport à l'autre moteur et la traction fera piquer le nez de l'appareil; une descente en piqué prononcée en résulte. Ce processus se développe rapidement et la perte de contrôle peut être soudaine.

#### 1.17 *Renseignements supplémentaires*

Le moteur gauche d'un autre Cessna 421 a subi une perte de puissance peu de temps après cet accident. Des témoins ont vu de la fumée grisâtre qui s'échappait du moteur gauche. Le pilote de l'appareil a déclaré qu'il avait remarqué que la pression d'huile moteur était à zéro et, que lorsqu'il a coupé le moteur et mis l'hélice en drapeau, il a senti de fortes vibrations en provenance du moteur.

Cet avion était muni du système optionnel qui consiste en un accumulateur gardant une réserve de pression pour ramener l'hélice à un pas plus petit au besoin. L'examen au sol a révélé que le boyau flexible entre l'accumulateur et le régulateur d'hélice s'était rompu après avoir contacté le tuyau d'échappement, et que le carter s'était complètement vidé de son huile. Ce boyau était muni d'une gaine à l'épreuve du feu. C'était le premier vol de l'appareil depuis l'installation du système optionnel. L'avion était en vol depuis une heure lorsque la chaleur du système d'échappement a eu raison de la résistance combinée de la gaine et du boyau.

Les vibrations provoquées par l'hélice, dont l'angle des pales commençait à augmenter vers la position en drapeau à cause du manque d'alimentation en huile, ont entretenu l'impression de la défaillance du moteur.

De la fumée grisâtre s'échappant d'un moteur est normalement causée par une fuite importante d'huile qui éclabousse les tuyaux d'échappement.



## 2.0 *Analyse*

### 2.1 *Introduction*

Les dommages aux moteurs attribuables à l'incendie ont privé l'enquête d'éléments pouvant être reliés aux causes d'une perte de puissance du moteur gauche. L'analyse portera donc sur l'interrelation des différents indices relevés et de leur effet sur le vol.

### 2.2 *La fumée grisâtre*

La fumée grisâtre qui s'échappait du moteur gauche, qui a été vue par des témoins en bout de piste, peut avoir été causée par la rupture d'un boyau ou une autre fuite d'huile importante qui aurait éclaboussé les tuyaux d'échappement. Sur ce type de moteur, les conduites d'huile sont à l'intérieur du moteur, sauf pour le système de surcompression. La pression d'huile du moteur agit contre le ressort pour fermer la valve de décharge des gaz d'échappement et fait tourner le surcompresseur. Si l'une des conduites du surcompresseur s'était rompue, l'huile sur le système d'échappement du moteur aurait produit de la fumée grisâtre, et le surcompresseur aurait cessé de fonctionner car le ressort aurait refermé la valve. De plus, il est peu probable que le manque de lubrification ait pu endommager le moteur, compte tenu du peu de temps entre l'apparition de la fumée et l'impact.

### 2.3 *Les moteurs*

Lors du démontage du moteur gauche, aucune anomalie qui aurait pu affecter son fonctionnement n'a été remarquée. Les ailettes du surcompresseur de gauche n'étaient pas endommagées et la valve de décharge de gauche était ouverte, ce qui laisse supposer que, même s'il en avait la possibilité, le surcompresseur n'était pas en rotation lors de l'impact. De plus, les traces d'impact laissées sur un arbre par l'hélice gauche démontrent que l'hélice était en drapeau et que le moteur ne développait pas de puissance. Ces observations ont d'ailleurs été confirmées par l'analyse des systèmes d'échappement.

### 2.4 *Mouvement de lacet*

Le virage à gauche, observé par les témoins, a dû être amorcé par un mouvement de lacet causé par la traction asymétrique des moteurs. La différence entre les forces de traction a été importante puisque le pilote ne semble pas les avoir contrés rapidement. Après avoir repris le contrôle de l'appareil, il a poursuivi sa course sur une pente descendante.

Pour s'assurer d'un taux de montée à la masse maximale autorisée, le pilote doit, entre autres, rentrer le train d'atterrissage et mettre rapidement l'hélice en drapeau. Il n'a pas été possible de déterminer si le train d'atterrissage avait été rentré après le décollage puis sorti par la suite. De plus, il a été impossible de déterminer si la mise en drapeau de l'hélice avait été effectuée par le pilote ou par une perte de pression d'huile. Par contre, il semble évident que l'une ou l'autre des actions, et peut-être même les deux, n'ont pas été exécutées rapidement, puisque l'appareil a poursuivi sa descente après l'apparition de la fumée.

### 3.0 *Conclusions*

#### 3.1 *Faits établis*

1. Aucune anomalie, qui aurait pu affecter le fonctionnement des moteurs avant l'impact, n'a été détectée lors du démontage des moteurs.
2. Le surcompresseur du moteur gauche ne fonctionnait pas lors de l'impact.
3. L'hélice du moteur de gauche était en drapeau lors de l'impact initial.
4. L'une des conduites d'huile du système de surcompression s'est probablement rompue entraînant une perte de pression d'huile du moteur.
5. Une fumée grisâtre s'échappant d'un moteur est normalement causée par une fuite d'huile importante qui éclabousse les tuyaux d'échappement.
6. Le virage à gauche de l'appareil a été amorcé par la traction asymétrique des moteurs.
7. Les éléments de preuve recueillis sont typiques d'une perte de contrôle de l'appareil sous la  $V_{MC}$ .
8. Le pilote n'a pas maintenu une vitesse supérieure à la  $V_{MC}$ .

#### 3.2 *Causes*

Il est probable qu'une perte de pression d'huile au moteur gauche a causé une perte de puissance peu de temps après le décollage. Le pilote n'a pas été capable de maintenir la vitesse minimale de contrôle ( $V_{MC}$ ) de l'appareil.



## 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 accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 21 août 1995 par le Bureau, qui est composé du Président John W. Stants, et des membres Zita Brunet et Hugh MacNeil.*



*Annexe A - Trajectoire de vol*



## *Annexe B - Liste des rapports pertinents*

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

LP 117/94 - *Exhaust Analysis Temperature Determination* (Détermination de la température des tuyaux d'échappement et analyse des tuyaux d'échappement);

LP 121/94 - *Engine & Propeller Exam. Fuel sample analysis also included.* (Examen des moteurs et des hélices, et analyse d'un échantillon de carburant);

LP 127/94 - *ELT & Instruments Examination* (Examen de la radiobalise de détresse et des instruments).

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



*Annexe C - Sigles et abréviations*

asl	au-dessus du niveau de la mer
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CVR	enregistreur phonique
ELT	radiobalise de détresse
FDR	enregistreur de données de vol
FSS	station d'information de vol
h	heure(s)
HAE	heure avancée de l'Est
km	kilomètre(s)
lb	livre(s)
nm	mille(s) marin(s)
pi/min	pied(s) par minute
PPC	vérification de compétence pilote
UTC	temps universel coordonné
VFR	règles de vol à vue
°	degré(s)
'	minute(s)
"	seconde(s)
100 LL	essence aviation à basse teneur en plomb

# BUREAUX DU BST

## ADMINISTRATION CENTRALE

### HULL (QUÉBEC)\*

Place du Centre  
4<sup>e</sup> étage  
200, promenade du Portage  
Hull (Québec)  
K1A 1K8  
Tél. (819) 994-3741  
Télécopieur (819) 997-2239

### INGÉNIERIE

Laboratoire technique  
1901, chemin Research  
Gloucester (Ontario)  
K1A 1K8  
Tél. (613) 998-8230  
24 heures (613) 998-3425  
Télécopieur (613) 998-5572

## BUREAUX RÉGIONAUX

### ST. JOHN'S (TERRE-NEUVE)

Marine  
Centre Baine Johnston  
10, place Fort William  
1<sup>er</sup> étage  
St. John's (Terre-Neuve)  
A1C 1K4  
Tél. (709) 772-4008  
Télécopieur (709) 772-5806

### LE GRAND HALIFAX (NOUVELLE-ÉCOSSE)\*

Marine  
Place Metropolitan  
11<sup>e</sup> étage  
99, rue Wyse  
Dartmouth (Nouvelle-Écosse)  
B3A 4S5  
Tél. (902) 426-2348  
24 heures (902) 426-8043  
Télécopieur (902) 426-5143

### MONCTON (NOUVEAU-BRUNSWICK)

Productoduc, rail et aviation  
310, boulevard Baig  
Moncton (Nouveau-Brunswick)  
E1E 1C8  
Tél. (506) 851-7141  
24 heures (506) 851-7381  
Télécopieur (506) 851-7467

### LE GRAND MONTRÉAL (QUÉBEC)\*

Productoduc, rail et aviation  
185, avenue Dorval  
Pièce 403  
Dorval (Québec)  
H9S 5J9  
Tél. (514) 633-3246  
24 heures (514) 633-3246  
Télécopieur (514) 633-2944

### LE GRAND QUÉBEC (QUÉBEC)\*

Marine, productoduc et rail  
1091, chemin Saint-Louis  
Pièce 100  
Sillery (Québec)  
G1S 1E2  
Tél. (418) 648-3576  
24 heures (418) 648-3576  
Télécopieur (418) 648-3656

### LE GRAND TORONTO (ONTARIO)

Marine, productoduc, rail et aviation  
23, rue Wilmot est  
Richmond Hill (Ontario)  
L4B 1A3  
Tél. (905) 771-7676  
24 heures (905) 771-7676  
Télécopieur (905) 771-7709

### PETROLIA (ONTARIO)

Productoduc et rail  
4495, rue Petrolia  
C.P. 1599  
Petrolia (Ontario)  
N0N 1R0  
Tél. (519) 882-3703  
Télécopieur (519) 882-3705

### WINNIPEG (MANITOBA)

Productoduc, rail et aviation  
335 - 550, rue Century  
Winnipeg (Manitoba)  
R3H 0Y1  
Tél. (204) 983-5991  
24 heures (204) 983-5548  
Télécopieur (204) 983-8026

### EDMONTON (ALBERTA)

Productoduc, rail et aviation  
17803, avenue 106 A  
Edmonton (Alberta)  
T5S 1V8  
Tél. (403) 495-3865  
24 heures (403) 495-3999  
Télécopieur (403) 495-2079

### CALGARY (ALBERTA)

Productoduc et rail  
Édifice Sam Livingstone  
510 - 12<sup>e</sup> avenue sud-ouest  
Pièce 210, C.P. 222  
Calgary (Alberta)  
T2R 0X5  
Tél. (403) 299-3911  
24 heures (403) 299-3912  
Télécopieur (403) 299-3913

### LE GRAND VANCOUVER (COLOMBIE-BRITANNIQUE)

Marine, productoduc, rail et aviation  
4 - 3071, rue Number Five  
Richmond (Colombie-Britannique)  
V6X 2T4  
Tél. (604) 666-5826  
24 heures (604) 666-5826  
Télécopieur (604) 666-7230

\*Services disponibles dans les deux langues officielles

○ Services en français (extérieur de la RCN) : 1-800-387-3557