



RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE

PERTE DE PUISSANCE

**ATHABASKA AIRWAYS LTD.
BELL 206B III JETRANGER (hélicoptère) C-GELT
19 nm au sud de PORCUPINE PLAIN (SASKATCHEWAN)
26 JUILLET 1994**

RAPPORT NUMÉRO A94C0141

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 aéronautique

Perte de puissance

Athabaska Airways Ltd.
Bell 206B III JetRanger (hélicoptère) C-GELT
19 nm au sud de Porcupine Plain
(Saskatchewan)
26 juillet 1994

Rapport numéro A94C0141

Résumé

Le pilote de l'hélicoptère effectuait une série de vols d'affrètement dans la région de la baie d'Hudson, en Saskatchewan. Les vols avaient pour objet de localiser et de baguer des cygnes trompettes. Le pilote et trois passagers volaient à une altitude d'environ 3 000 pieds-mer lorsqu'ils ont entendu un bourdonnement aigu provenant du compartiment moteur. Le pilote a remarqué que la puissance du moteur diminuait et a décidé de poser l'appareil en autorotation dans un marais. L'hélicoptère a fait un atterrissage dur et a été lourdement endommagé; personne n'a été blessé.

Le Bureau a déterminé qu'une aube de turbine s'est rompue et a causé des dommages internes au poste de turbine, ce qui a provoqué une perte de puissance. L'aube s'est rompue en fatigue, probablement à la suite de contraintes ou d'excitations associées au moteur. La source des contraintes ou des excitations 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	1
1.4 Autres dommages	1
1.5 Renseignements sur le personnel	2
1.6 Renseignements sur l'aéronef	2
1.7 Renseignements météorologiques	2
1.8 Procédures relatives au disjoncteur d'avertissement	2
1.9 Indications de défaillance moteur	3
1.10 Enregistreurs de bord	3
1.11 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	3
1.11.1 Examen préliminaire	3
1.11.2 Démontage du moteur	3
1.11.3 Rapport du Laboratoire technique du BST	4
1.12 Renseignements médicaux	5
1.13 Incendie	5
1.14 Questions relatives à la survie des occupants	5
2.0 Analyse	7
2.1 Introduction	7
2.2 Rupture d'aube	7
2.3 Perte de puissance	7
2.4 Indications d'avertissement	7
2.5 Support	7
3.0 Conclusions	9
3.1 Faits établis	9
3.2 Causes	9
4.0 Mesures de sécurité	11
5.0 Annexes	
Annexe A - Liste des rapports pertinents	13
Annexe B - Sigles et abréviations	15

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

Le pilote de l'hélicoptère effectuait une série de vols d'affrètement pour la Direction de l'environnement, de la gestion des ressources et de la faune de la Saskatchewan, dans la région de la baie d'Hudson, en Saskatchewan. Les vols avaient pour objet de localiser et de baguer des cygnes trompettes. Le pilote et trois passagers volaient à une altitude d'environ 3 000 pieds-mer lorsqu'ils ont entendu un bourdonnement aigu provenant du moteur. Le pilote a remarqué que le régime de la turbine de travail diminuait et a dit aux passagers de se préparer en vue d'un atterrissage d'urgence.

Le pilote a décidé de poser l'hélicoptère en autorotation droit devant dans un marais. Une quantité importante d'énergie rotor était nécessaire pour éviter de grands arbres situés en bordure de la zone, et le pilote n'a pas pu empêcher l'hélicoptère de se poser lourdement. L'hélicoptère a été lourdement endommagé; personne n'a été blessé. Le pilote a pu communiquer par radio avec sa base, et un autre hélicoptère est arrivé sur les lieux en moins d'une heure.

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

2 Voir l'annexe B pour la signification des sigles et abréviations.

L'accident s'est produit de jour à 17 h 40, heure normale du Centre¹ (HNC)², à environ 19 milles au sud de Porcupine Plain (Saskatchewan) par 52° 21' de latitude Nord et 103° 02' de longitude Ouest, à une altitude de 2 000 pieds-mer.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	-	-	-	-
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ indemnes	1	3	-	4
Total	1	3	-	4

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été lourdement endommagé pendant l'atterrissage dur. Les patins hauts ont été repliés vers l'extérieur et l'arrière, et le hublot d'observation concave a été fracassé. La boîte de transmission s'est inclinée vers l'avant et a endommagé la partie supérieure de la cabine, la tringlerie de commande et les poutres principales; toutefois, le rotor principal n'a pas heurté la poutre-fuselage ni la cabine, et l'hélicoptère est demeuré intact.

1.4 Autres dommages

Aucun.

1.5 Renseignements sur le personnel

	Pilote
Âge	37 ans
Licence	pilote professionnel
Date d'expiration du certificat de validation	1er mai 1995
Nombre d'heures de vol	2 600
Nombre d'heures de vol sur type en cause	2 000
Nombre d'heures de vol dans les 90 derniers jours	190
Nombre d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	190
Nombre d'heures de service avant l'accident	8
Nombre d'heures libres avant la prise de service	15

Le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Bell Helicopter Textron
Type et modèle	206B
Année de construction	1980
Numéro de série	2994
Certificat de navigabilité (Permis de vol)	valide
Nombre d'heures de vol cellule	7 709,6
Type de moteur (nombre)	Allison 250-C20B (1)
Type d'hélice/ de rotor (nombre)	semi-rigide (1)
Masse maximale autorisée au décollage	3 200 lb
Type(s) de carburant recommandé(s)	Jet A, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet B

L'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

L'hélicoptère était équipé d'un support de cargaison d'Athabaska Airways, monté à l'extérieur sur les traverses tubulaires de droite. Le support avait été approuvé par Transports Canada (n° d'approbation C-78-080) et il pouvait être utilisé sur l'hélicoptère. L'approbation de Transports Canada comprenait un supplément au manuel de vol homologué. Le supplément exigeait que le matériel transporté sur le support ne gêne en rien l'ouverture des portes de l'hélicoptère.

1.7 Renseignements météorologiques

Il semble que le temps était dégagé avec des vents légers soufflant vers le sud-ouest et que la température était de 27 degrés Celsius.

1.8 Procédures relatives au disjoncteur d'avertissement

Le pilote a déclaré que la procédure de la compagnie prescrivait de tirer le disjoncteur des voyants d'avertissement avant de faire démarrer le moteur afin de couper les klaxons

d'avertissement pendant le démarrage. Il fallait ensuite réenclencher le disjoncteur immédiatement après le démarrage.

1.9 Indications de défaillance moteur

Le pilote a entendu un long bruit aigu provenant du compartiment moteur et a remarqué une diminution du régime de la turbine de travail. Il n'a vu aucun voyant d'avertissement s'allumer ni n'a entendu aucun klaxon d'avertissement pendant l'incident. Il a remarqué que la température de sortie de la turbine se situait à environ 650 degrés Celsius et a indiqué que la température s'est maintenue jusqu'à ce que l'hélicoptère se pose au sol. Il a déclaré qu'il n'avait pas coupé les gaz pendant l'autorotation, mais qu'il les avait coupés après l'atterrissage. Une fois les gaz coupés, la température de sortie de la turbine a diminué. Il a alors demandé de l'aide par radio, puis a mis l'interrupteur de la batterie sur *OFF*.

Le pilote a déclaré qu'il n'avait vu aucun voyant d'avertissement ni entendu aucun klaxon d'avertissement au sol pendant qu'il coupait les circuits de l'hélicoptère. Il a ajouté qu'il croyait avoir réenclenché le disjoncteur des voyants d'avertissement avant de décoller.

1.10 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR), ni d'un enregistreur phonique (CVR), et la réglementation en vigueur ne l'exigeait pas.

1.11 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.11.1 Examen préliminaire

L'hélicoptère s'est posé lourdement dans une clairière marécageuse et est demeuré à l'horizontale. Les patins se sont enfoncés dans le marais, et l'hélicoptère a calé jusqu'à la surface inférieure du fuselage. L'hélicoptère ayant été déplacé des lieux de l'accident avant que les enquêteurs puissent l'examiner, la position des disjoncteurs et des interrupteurs au moment de l'accident n'a pu être déterminée.

L'examen des commandes de vol, du circuit carburant et du circuit électrique n'a révélé aucune anomalie antérieure à l'impact. Tous les voyants et klaxons d'avertissement ont fait l'objet d'un essai et ont semblé fonctionner normalement. Les sièges ne présentaient aucune déformation.

L'examen externe du moteur a révélé que les bords de fuite des aubes du quatrième étage de la turbine et les aubes directrices du distributeur du quatrième étage étaient endommagés. Le cône d'échappement présentait des marques multiples et des éclaboussures de matériau gris-argent.

1.11.2 Démontage du moteur

Le compresseur ne tournait pas lorsqu'on l'a fait tourner manuellement dans le sens de rotation normal. Le démontage du moteur (turbomoteur Allison, modèle 250-C20B, numéro de série 830813) a révélé qu'une aube du deuxième étage de la roue de turbine du générateur de gaz s'était rompue près de l'implanture. La surface de la rupture présentait un aspect foncé plat qui s'étendait sur environ 65 % de la surface transversale de l'aube. Sur les 35 % qui restaient, la surface était brillante.

L'aube voisine de celle qui s'était rompue dans le sens de la rotation était repliée vers l'arrière et légèrement vers l'intérieur. La déformation de cette aube était suffisante pour que cette dernière touche au distributeur de deuxième étage et gêne la rotation de la turbine du générateur de gaz.

La sonde de température de sortie turbine située à la position neuf heures avait été cisailée. Le bouclier du distributeur de

troisième étage présentait des dommages d'impact et était déformé près de l'orifice de montage de la sonde à thermocouple cisailée.

L'aube de turbine rompue et le thermocouple cisailé avaient été projetés en aval dans le circuit des gaz du moteur et avaient heurté l'aubage directeur de sortie et les aubes de la turbine de travail. Les distributeurs de turbine du troisième et du quatrième étages ainsi que les aubes de turbine avaient été gravement endommagés par l'impact de ces corps étrangers.

L'inspection du distributeur de deuxième étage a révélé la présence de criques dans les bords de fuite de nombreuses aubes directrices de sortie, et il manquait un morceau rectangulaire sur le bord de fuite d'une de ces aubes. On a jugé que les dommages sur les aubes directrices de sortie du deuxième étage étaient de l'usure normale attribuable à la durée en service du moteur. En outre, la bande extérieure du distributeur numéro deux présentait une crique sur sa périphérie qui s'étendait sur environ 120 degrés, près d'une réparation au brasage.

1.11.3 Rapport du Laboratoire technique du BST

Le distributeur de premier étage du générateur de gaz, le distributeur de deuxième étage du générateur de gaz, le distributeur de turbine du troisième étage, le bouclier du distributeur de troisième étage, la roue de turbine du deuxième étage du générateur de gaz et le faisceau de fils de détection de la température de sortie turbine ont tous été envoyés pour examen au Laboratoire technique du BST.

La surface fracturée de la roue de turbine de deuxième étage du générateur de gaz a été enlevée pour un examen détaillé au microscope électronique à balayage. L'examen a confirmé que le mode de défaillance de l'aube de turbine de deuxième étage était bien de la fatigue provenant du côté convexe de l'implanture de l'aube. Le mode de propagation de la crique de fatigue était typique d'un criquage par fatigue mégacyclique, probablement attribuable aux vibrations du moteur. La source des contraintes et des excitations n'a pu être déterminée.

L'examen métallographique des aubes n'a révélé aucun phénomène de solution ou de cristallisation secondaire qui aurait pu être causé par une surchauffe du moteur en service.

Le matériau de la roue de turbine répondait aux exigences techniques.

1.12 Renseignements médicaux

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient pu perturber les capacités du pilote.

1.13 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie, que ce soit avant ou après l'accident.

1.14 Questions relatives à la survie des occupants

Il y avait un canot de 18 pieds sur le support de cargaison monté du côté droit de l'hélicoptère. Il n'était pas possible d'ouvrir les portes avant et arrière droites de l'hélicoptère pour sortir à cause du canot.

2.0 Analyse

2.1 Introduction

L'examen préliminaire du moteur et les renseignements fournis par le pilote ont permis de faire porter l'enquête sur le moteur; toutefois, le support extérieur et sa charge ont aussi été examinés. L'analyse se limite à une discussion portant sur la défaillance du moteur et sur le support d'équipement extérieur.

2.2 Rupture d'aube

L'aspect plat et foncé de la fracture de l'aube de turbine de deuxième étage qui s'est rompue est caractéristique d'une crique qui se propage sous l'effet de la fatigue. Les 35 % du matériau de l'aube qui restaient ont subi une fracture instantanée en surcharge, comme en témoigne leur aspect brillant. L'analyse du matériau de l'aube de turbine rompue n'a révélé aucun problème métallurgique ni défaut de fabrication. On croit que la défaillance de cette aube a été causée par des vibrations dans le circuit des gaz du moteur. Le criquage et la déformation à la périphérie du distributeur peuvent avoir contribué à perturber l'écoulement normal des gaz et à engendrer des vibrations harmoniques.

2.3 Perte de puissance

Après s'être rompue, l'aube de turbine s'est coincée entre l'aube de turbine voisine et le thermocouple de température de sortie turbine. Au même moment, la seconde aube de turbine a été repliée à son extrémité, le thermocouple a été cisailé, et les surfaces de contact du rotor du générateur de gaz et du bouclier du distributeur de troisième étage ont été déformées. Le morceau d'aube de turbine et le thermocouple ont été projetés vers l'arrière du moteur, endommageant sur leur passage d'autres aubes et composants. Les dommages ont nui au bon fonctionnement des conduits des gaz en aval de la roue de turbine de deuxième étage et ont causé une perte de puissance. La perte de puissance n'a peut-être pas été totale puisque le pilote a remarqué que

l'indicateur de température de sortie turbine affichait 650 degrés Celsius après l'atterrissage.

2.4 Indications d'avertissement

Pendant tout l'incident, l'hélicoptère était alimenté en électricité, parce que le pilote a pu envoyer un message radio. Toutefois, aucun voyant d'avertissement ne s'est allumé ni aucun klaxon ne s'est fait entendre pendant l'incident, que ce soit en vol ou au sol, bien qu'ils aient fonctionné normalement après l'accident. On n'a pas déterminé immédiatement après l'accident quelle était la position du disjoncteur des voyants d'avertissement; par contre, il est probable que ce disjoncteur était déclenché, ce qui aurait neutralisé le circuit d'avertissement.

2.5 Support

Le canot sur le support extérieur empêchait l'ouverture des portes du côté droit de l'hélicoptère. Le transport du canot dans le support n'était pas conforme au supplément au manuel de vol homologué qui précisait que rien ne devait gêner l'ouverture des portes.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. Le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.
2. La masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites.
3. L'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
4. Le canot dans le support extérieur empêchait l'ouverture des portes du côté droit de l'hélicoptère, ce qui n'était pas conforme au supplément au manuel de vol homologué.
5. Il est probable que le disjoncteur des voyants d'avertissement était déclenché, ce qui aurait neutralisé le circuit d'avertissement.
6. Une crique sur la périphérie du distributeur de deuxième étage du générateur de gaz a pris naissance près d'une réparation au brasage.
7. Une aube de la roue de turbine de deuxième étage du générateur de gaz s'est rompue en fatigue et a causé des dommages internes au poste de turbine du moteur, ce qui a provoqué une perte de puissance.
8. La fatigue de l'aube était de nature mégacyclique et a probablement été causée par des contraintes ou des excitations associées au moteur. La source des contraintes ou des excitations n'a pu être déterminée.

3.2 Causes

Une aube de turbine s'est rompue et a causé des dommages internes au poste de turbine, ce qui a provoqué une perte de puissance. L'aube s'est rompue en fatigue, probablement à la suite de contraintes ou d'excitations associées au moteur. La source des contraintes ou des excitations n'a pu être déterminée.

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 5 juillet 1995 par le Bureau, qui est composé du Président John W. Stants, et des membres Zita Brunet et Hugh MacNeil.

Annexe A - Liste des rapports pertinents

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

LP 128/94 - *Turbine Wheel Examination* (Examen d'une roue de turbine).

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

Annexe B - Sigles et abréviations

BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CVR	enregistreur phonique
FDR	enregistreur de données de vol
h	heure(s)
HNC	heure normale du Centre
lb	livre(s)
nm	mille(s) marin(s)
tr/min	tours par minute
UTC	temps universel coordonné
°	degré(s)
'	minute(s)

BUREAUX DU BST

ADMINISTRATION CENTRALE

HULL (QUÉBEC)*

Place du Centre
4^e 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^{er} 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^e 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^e 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