

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE

**PERTE D'UNE HÉLICE EN VOL ET
DÉPRESSURISATION DE LA CABINE**

**INTER-CANADIEN ATR 42-300 C-GIQV
53 mi au sud-est de VAL D'OR (QUÉBEC)
13 MARS 1994**

RAPPORT NUMÉRO A94Q0037



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

Perte d'une hélice en vol et dépressurisation de la cabine

Inter-Canadien ATR 42-300 C-GIQV
53 mi au sud-est de Val d'Or (Québec)
13 mars 1994

Rapport numéro A94Q0037

Résumé

L'aéronef, avec 26 occupants à bord, a décollé de l'aéroport de Val d'Or (Québec) à destination de l'aéroport de Dorval (Québec). À environ 17 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), la pale no 2 de l'hélice droite s'est rompue en vol et a perforé le fuselage, provoquant la dépressurisation de la cabine. Les membres d'équipage ont effectué les procédures d'urgence requises, et l'appareil s'est posé à Dorval sans autre incident.

Le Bureau a déterminé que du chlore provenant du procédé de blanchiment fait sur les bouchons de liège ainsi que de l'eau ont produit des piqûres de corrosion à la surface de l'alésage de la pale. Une de ces piqûres de corrosion a été à l'origine des criques de fatigue qui ont provoqué la rupture de la pale.

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
1.3.1 Le moteur droit	2
1.3.2 Le fuselage	2
1.4 Renseignements sur le personnel	3
1.4.1 Généralités	3
1.4.2 L'équipage de conduite	3
1.4.3 L'agente de bord	3
1.4.4 Formation des équipages à la coordination cockpit/cabine	3
1.4.5 Gestion du poste de pilotage	3
1.5 Renseignements sur l'aéronef	4
1.5.1 Généralités	4
1.5.2 Le moteur droit	4
1.5.3 Hélice	4
1.5.3.1 L'hélice droite	4
1.5.4 Pale de l'hélice	5
1.5.4.1 Fabrication de la pale	5
1.5.4.2 Équilibrage des pales	5
1.5.4.3 Bouchons de liège	6
1.5.4.4 Surface fracturée de la pale no 2	6
1.6 Renseignements météorologiques	6
1.7 Aides à la navigation	7
1.8 Télécommunications	7
1.9 Renseignements sur l'aérodrome	8
1.9.1 Services d'intervention d'urgence	8
1.10 Enregistreurs de bord	9
1.10.1 Enregistreur phonique (CVR)	9
1.10.2 Enregistreur de données de vol (FDR)	9
1.11 Questions relatives à la survie des occupants	9
1.12 Essais et recherches	9
1.12.1 Étude des criques de fatigue	9
1.12.2 Étude sur l'origine de la corrosion	10
1.13 Renseignements supplémentaires	10
1.13.1 Événement semblable	10
1.13.2 Inspections extérieures	10

1.13.3	Procédure d'urgence	10
1.14	Techniques d'enquête utiles ou efficaces	10
1.14.1	Recherche du réducteur et de l'hélice	10
2.0	Analyse	11
2.1	Introduction	11
2.2	Le vol	11
2.2.1	Absence d'indice visuel et sensoriel	11
2.2.2	Performance de l'équipage	11
2.3	La séparation de l'hélice	12
2.4	Les dommages au fuselage	12
2.5	La corrosion	12
2.6	Les pales	13
3.0	Conclusions	13
3.1	Faits établis	13
3.2	Causes	14
4.0	Mesures de sécurité	15
4.1	Mesures prises	15
5.0	Annexes	
	Annexe A - Photographies	17
	Annexe B - Liste des rapports de laboratoire pertinents	19
	Annexe C - Sigles et abréviations	21

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

Le 13 mars 1994 à 9 h 57, heure normale de l'Est (HNE)¹, l'ATR 42 immatriculé C-GIQV, assurant le vol régulier 1678 d'Inter-Canadien, est parti de l'aéroport de Val d'Or (Québec) à destination de l'aéroport international de Montréal/Dorval (Québec). L'appareil, à bord duquel se trouvaient deux pilotes, une agente de bord et 23 passagers, effectuait un vol selon les règles de vol aux instruments (IFR)².

L'appareil a décollé de la piste 18 à Val d'Or. Le copilote occupait la place de droite et était aux commandes de l'appareil. L'ATR 42 a été autorisé à monter au niveau de vol 210 et à suivre la voie aérienne V372 jusqu'au radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) de Mirabel (Québec). Peu de temps après le décollage, l'équipage a embrayé le pilote automatique (PA) à 3 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl).

La montée s'est déroulée normalement jusqu'à environ 17 000 pieds asl où une violente explosion a secoué l'aéronef, après quoi il s'est produit une dépressurisation de la cabine. L'alarme

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

2 Voir l'annexe C pour la signification des sigles et abréviations. sonore *Continuous Repetitive Chime* s'est déclenchée dans le poste de pilotage; simultanément, le voyant principal d'alarme (*master warning light*) et le voyant avertisseur d'altitude excessive (*cabine excessive altitude*) se sont allumés. L'équipage a constaté que les paramètres du moteur droit indiquaient une perte complète de puissance.

Neuf secondes après la dépressurisation, le commandant de bord a pris

les commandes de l'appareil et a débrayé le PA. Il a interrompu la montée, amorcé une descente et maintenu la vitesse. La procédure de panne moteur et la liste de vérifications *Single Engine* ont ensuite été exécutées pendant la descente. Le copilote a communiqué avec le centre de Montréal; il a avisé le contrôleur que l'appareil avait subi une panne moteur et a demandé l'autorisation de descendre à 15 000 pieds, puis à 11 000 pieds.

Le copilote a tiré la poignée coupe-feu no 2 après avoir confirmé visuellement les dommages au moteur et observé une fuite de carburant. Par la suite, la liste de vérifications *Cabine Excessive Altitude* a été exécutée. Trois minutes après l'événement, l'équipage a déclaré une urgence au centre de Montréal.

Environ sept minutes après la dépressurisation, le copilote a constaté visuellement les dommages structurels à la cabine. Le commandant de bord a jugé préférable de minimiser le nombre de virages pour ne pas risquer d'aggraver les dommages structurels. L'équipage a pris en considération la position de l'avion, les

conditions météorologiques, les services d'urgence disponibles, les dommages connus, la stabilité de l'appareil et le temps de vol aux destinations possibles. Après avoir pris connaissance des dommages et évalué la situation, le commandant de bord a décidé de poursuivre le vol vers Dorval. L'appareil se trouvait alors à 36 minutes de Val d'Or, à 39 minutes de Mirabel et à 44 minutes de Dorval.

À 10 h 28 HNE, l'appareil a amorcé une descente vers 9 000 pieds asl et a maintenu cette altitude, qui était au-dessus de la couche nuageuse, jusqu'à la zone terminale de Montréal. Le commandant de bord a demandé que les services d'intervention d'urgence (ERS) soient prêts à intervenir aux aéroports de Dorval et de Mirabel. Grâce au guidage radar, l'appareil a été aligné avec le système d'atterrissage aux instruments (ILS) de la piste

06G de Dorval. L'appareil a atterri sans autre incident à 11 h 16 HNE.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	-	-	-	-
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/ indemnes	3	23	-	26
Total	3	23	-	26

Deux passagers ont été indisposés par la dépressurisation de la cabine et ont ressenti un malaise à l'oreille. Peu de temps après l'atterrissage, le transporteur les a conduits à l'hôpital où ils ont subi un examen médical. Leur malaise à l'oreille a été de courte durée et n'a laissé aucune lésion permanente.

1.3 Dommages à l'aéronef

Les dommages étaient limités au côté droit de l'aéronef, à l'arrière du plan de rotation de l'hélice.

1.3.1 Le moteur droit

L'avant du moteur, à partir de l'entrée d'air, s'est séparé du reste du moteur et ses trois supports ont été arrachés de la structure en titane de la nacelle. Les deux supports arrière retenaient l'arrière du moteur. Six des huit boulons fixant le moteur aux supports arrière ont été cisailés (voir l'annexe A).

1.3.2 Le fuselage

La pale no 2 a perforé le fuselage avant de poursuivre sa course en direction de l'avion et de passer au-dessous de celui-ci. Il y avait une entaille verticale de 104 cm sur 2,5 cm entre les stations longitudinales 9157 et 9333 sur le côté droit du fuselage. Le siège adjacent à l'entaille a été coupé en partie. Deux conduites hydrauliques du train d'atterrissage situées sous le plancher ont été légèrement pliées. (Voir la figure 1 - Trajectoire de la pale.)

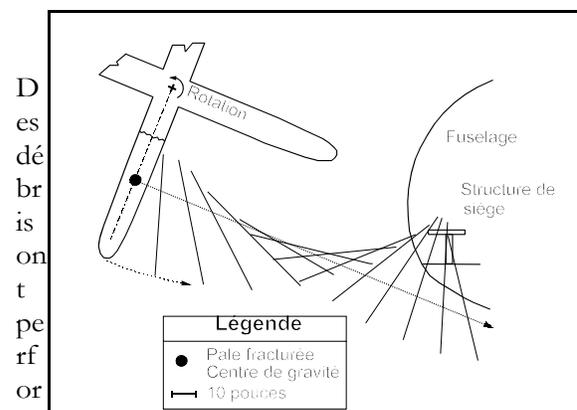


Figure 1 - Trajectoire de la pale

ssus de la nacelle du train d'atterrissage et lacéré le dégivreur pneumatique situé entre le moteur et le fuselage. On a aussi noté plusieurs éraflures sur la peinture de la carlingue (voir l'annexe A).

1.4 Renseignements sur le personnel

1.4.1 Généralités

		Commandant tCopilote de bord
Âge		34 ans
Licence		32 ans pilote de pilote de ligneline
Date d'expiration du certificat de validation	1er nov 1994	1er nov 1994
Nombre total d'heures de vol		8 7336 000
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	4 000	4 000
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	165	180
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours		165180
Nombre d'heures de service avant l'accident	3,5	3,5
Nombre d'heures libres avant la prise de service	60	72

1.4.2 L'équipage de conduite

Le commandant de bord et le copilote possédaient les licences et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur. Tous deux étaient expérimentés sur l'ATR 42 et y étaient affectés depuis plusieurs années.

1.4.3 L'agente de bord

Une agente de bord était aussi responsable de la sécurité et du confort des passagers à bord de l'appareil. Elle avait reçu sa formation initiale sur l'ATR 42 en décembre 1988. Elle avait également réussi tous les cours, examens et exercices pratiques exigés par la compagnie et approuvés par Transports Canada au cours de l'année précédant l'accident.

1.4.4 Formation des équipages à la coordination cockpit/cabine

Les trois membres d'équipage avaient reçu une formation pour améliorer la coordination et les communications entre l'équipage de conduite et les agents de bord dans le cas d'une situation d'urgence ou inhabituelle. Une telle formation n'est pas requise par Transports Canada.

1.4.5 Gestion du poste de pilotage

Le commandant de bord et le copilote avaient suivi un cours en gestion du poste de pilotage (CRM). La formation CRM vise l'utilisation maximale des ressources disponibles dans le poste de pilotage pour assurer que les vols se déroulent avec efficacité et en toute sécurité. Une telle formation n'est pas requise par la réglementation.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

Généralités	
Constructeur	Avions de transport régional
Type	ATR 42-300

Année de construction	1989
Numéro de série	203
Certificat de navigabilité (permis de vol)	valide
Nombre total d'heures de vol cellule	8 276,7
Type de moteur (nombre de)	PW120 (2)
Type d'hélice ou de rotor (nombre)	Hamilton Standard 14SF-5 (2)
Masse maximale autorisée au décollage	16 704 kg
Type de carburant recommandé	Jet B
Type de carburant utilisé	Jet B

1.5.1 Généralités

Inter-Canadien exploitait le C-GIQV depuis le 8 septembre 1990. Au jour de l'accident, l'appareil n'avait jamais été accidenté ni foudroyé. La masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites. L'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Tous les bulletins de service et les consignes de navigabilité pertinents avaient été exécutés.

Le déplacement du centre de gravité de l'avion causé par la séparation de l'hélice en vol n'a eu aucune conséquence. Bien que six des huit boulons fixant le moteur droit aux supports arrière aient été cisailés et que les trois supports avant de ce moteur aient été arrachés, le moteur est resté dans son cadre. Il est peu probable que le moteur aurait pu se détacher de l'avion.

1.5.2 Le moteur droit

Le moteur totalisait 8 603 heures en service, dont 3 705 heures depuis sa révision générale.

Le moteur s'est fracturé au niveau du bâti qui joint le turbomoteur au réducteur. Les accessoires du réducteur sont restés fixés au moteur par leurs conduites et tresses électriques.

L'analyse après démontage du moteur n'a permis d'identifier aucune défaillance antérieure à la rupture de l'hélice. Les dommages subis par le moteur correspondent à

des dommages causés par une surcharge instantanée.

1.5.3 Hélice

De nombreuses avionneries utilisent ce type d'hélice en matériaux composites sur plus de 2 000 aéronefs. Au jour de l'accident, ces hélices totalisaient plus de 17 millions d'heures de vol.

1.5.3.1 L'hélice droite

L'hélice droite a été retrouvée sur la surface gelée du réservoir Cabonga (Québec). Les pales nos 1, 3 et 4 étaient tordues et leurs surfaces avaient subi des dommages importants. La pale no 2 (no de série 856922) était fracturée à la station 22.27. L'extrémité de la pale no 2 n'a pas été retrouvée.

L'exploitant avait inspecté l'hélice droite trois jours auparavant et le jeu à l'anneau de retenue de la pale no 2 avait été effectué. L'examen des surfaces des pales n'avait révélé aucune anomalie.

1.5.4 Pale de l'hélice

La pale mesure 188,55 cm de longueur sur 30,50 cm de corde; sa surface est en fibre de verre. Le longeron est alésé à partir du pied jusqu'à une profondeur de 56 cm.

La pale no 2 avait été fabriquée en décembre 1987. Elle totalisait 12 238 heures en service dont 4 748 heures depuis sa révision générale.

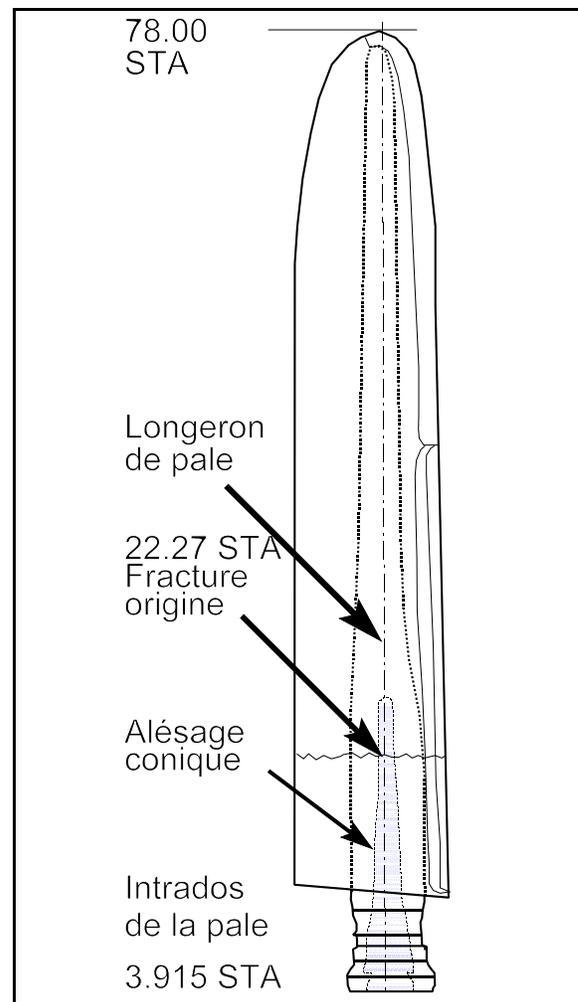


Figure 2
Pale no 2

1.5.4.1 Fabrication de la pale

Le longeron de la pale est forgé d'un alliage d'aluminium 7075-T73. Un tel alliage possède la caractéristique d'inhiber la fissuration et la corrosion sous tension (*stress corrosion cracking*). Un contrôle par ressuage (*fluorescent particles inspection*) (FPI) avait été fait sur le longeron pour déceler les criques. Le fabricant n'a jamais décelé de fissures dans l'alésage avec ce procédé. Le longeron et l'alésage avaient ensuite été traités contre la corrosion; ils avaient été anodisés et enduits d'une solution Alodine 1200.

Avant avril 1987, le grenailage (*shot-peening*) était utilisé pour améliorer la résistance à la fatigue du matériau des pales dans la zone de l'alésage conique. Après évaluation, Hamilton Standard avait déterminé que le grenailage de l'alésage était superflu pour ce type de pale. La pale no 2 avait été fabriquée conformément aux procédures approuvées après l'élimination du traitement de grenailage.

1.5.4.2 Équilibrage des pales

Les pales sont équilibrées statiquement avec de la laine de plomb dans l'alésage après leur fabrication ou une révision générale, et après avoir subi une réparation.

Pour ne pas endommager les parois de l'alésage, la laine de plomb est pilonnée avec un ensemble de tiges en acier avec extrémité en laiton. (Un marteau pneumatique est parfois utilisé avec les tiges en acier pour enlever le plomb.) Le plomb est ensuite mis dans l'alésage et retenu solidement en place par du liège.

La pale no 2 avait été équilibrée lors de la dernière révision générale. Une inspection visuelle de l'alésage avait alors été effectuée avec le bouchon en place. L'inspection peut être effectuée sans enlever le bouchon; en fait, il était recommandé, si possible, de ne pas retirer le plomb. Aucun indice de corrosion dans l'alésage n'avait été observé.

1.5.4.3 Bouchons de liège

Aucune norme de fabrication n'existe pour les bouchons de liège; cependant les bouchons répondent aux normes de qualité pour usage en laboratoire. Les bouchons avaient été cuits à la vapeur et lavés à l'eau chlorinée. Lors de l'installation, une coupe en V facilitant l'évacuation de l'air avait été pratiquée sur la longueur. L'examen des bouchons avait révélé la présence de chlore sur leur surface.

1.5.4.4 Surface fracturée de la pale no 2

La surface fracturée présentait des marques de fatigue, dont l'origine se trouvait dans l'alésage

du longeron, du côté intrados de la pale. Environ 80 % de la surface fracturée présentait des criques de fatigue; les dommages sur le reste de la surface fracturée étaient attribuables à une rupture en surcharge. L'analyse métallurgique a révélé qu'une piqûre de corrosion mesurant 0,1524 cm dans le sens circonférentiel, 0,0762 cm dans le matériau (sens radial) et 0,1447 cm dans le sens axial, avait été le point d'origine de la crique de fatigue. Les contraintes en tension étaient les plus importantes du côté intrados de l'alésage où la crique avait pris naissance.

Quatre autres cavités superficielles ont été décelées au même niveau dans l'alésage, du côté extrados de la pale. L'extrados de l'alésage conique subissait en vol des contraintes élevées en compression.

1.6 Renseignements météorologiques

Une analyse des conditions météorologiques a été effectuée par le Centre météorologique du Québec d'Environnement Canada. L'ouest du Québec se trouvait sous l'influence d'un creux barométrique qui s'étendait de Parent (Québec) à Maniwaki (Québec). Associée à ce système, une zone de faible neige enveloppait tout l'ouest du Québec donnant en général des conditions IFR à proximité et au sud du creux.

Les conditions météorologiques à 10 h HNE, soit 15 minutes avant l'accident, étaient les suivantes :

- à Val d'Or : plafond de nuages fragmentés à 800 pieds, ciel couvert à 1 500 pieds, visibilité de trois milles dans la faible neige, température de moins trois degrés Celsius, point de rosée de moins quatre degrés Celsius, et vent en surface du 320 degrés à trois noeuds;

- à Dorval : plafond couvert à 500 pieds, visibilité de trois milles dans de la neige faible, température de moins six degrés Celsius, point de rosée de moins huit degrés Celsius, et vent en surface du 040 degrés à 10 noeuds;
- à Mirabel : plafond couvert à 700 pieds, visibilité de quatre milles dans de la neige en grain faible et de la bruine verglaçante faible; température de moins six degrés Celsius, point de rosée de moins huit degrés Celsius, et vent en surface du 070 degrés à six noeuds.

Au moment de l'atterrissage, les conditions météorologiques à Dorval étaient les suivantes : ciel partiellement obscurci, plafond à 500 pieds-sol, visibilité de 1,5 mille dans de la très faible neige en grain et du brouillard, et vent du nord-est à sept noeuds. La turbulence ne semblait pas être un élément important.

1.7 Aides à la navigation

Peu de temps après la dépressurisation, le commandant de bord a demandé au contrôleur un guidage radar pour se rendre à l'aéroport de Dorval et pour aligner l'ATR 42 avec l'ILS de la piste 06G. Bien qu'une partie du vol ait été effectuée au-dessous de l'altitude minimale en route (MEA) de 10 000 pieds, l'équipement de navigation à bord de l'avion a fonctionné normalement pendant tout le vol. L'avion volait au-dessous de la MEA, mais la majeure partie du vol s'est déroulé au-dessus de l'altitude minimale de franchissement d'obstacles (MOCA) de

4 000 pieds et il n'y avait aucun danger qu'il heurte des obstacles.

1.8 Télécommunications

Les systèmes de communication air-sol ont fonctionné normalement durant le vol. Les communications air-sol ont été enregistrées sur bandes magnétiques par les Services de la

circulation aérienne (ATS). Ces bandes ont été recueillies pour fins d'analyse.

Le système d'intercommunication entre le poste de pilotage et celui de l'agent de bord a également fonctionné correctement. Par contre, après la dépressurisation, le bruit ambiant dans la cabine rendait le système de sonorisation pratiquement inaudible. Certains passagers n'ont pas compris clairement les messages des pilotes. L'agente de bord a alors répété les messages des pilotes aux passagers pour assurer une communication efficace entre les membres d'équipage et les passagers.

L'agente de bord effectuait le service aux passagers au moment de la dépressurisation. Elle s'est aussitôt assise sur le strapontin arrière avant d'informer le commandant de bord, par le biais du système d'intercommunication, que la partie avant du moteur droit s'était séparée de l'avion.

Peu de temps après la dépressurisation, l'équipage de conduite et l'agente de bord ont coordonné leurs actions pour s'occuper de la situation d'urgence inhabituelle. L'agente de bord a signalé les dommages observés au commandant de bord, et un plan d'urgence a aussitôt été établi. Elle a noté qu'aucun passager n'était blessé et que le fuselage était fissuré au niveau du fauteuil 3D. Un plan d'action - atterrissage d'urgence (TESTRA)³ a été élaboré par l'équipage et l'agente de bord. De retour dans la cabine, l'agente de bord a fait asseoir à l'arrière de l'appareil les passagers qui étaient assis près de la fissure.

Le commandant de bord a tenu l'agente de bord et les passagers au courant de la situation pendant le vol jusqu'à l'atterrissage. De toute évidence, des communications efficaces ont été établies entre les membres d'équipage.

1.9 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport international de Montréal (Dorval) est situé à l'ouest de l'île de Montréal. Les municipalités de Dorval et de St-Laurent se partagent l'aéroport, et leurs services d'incendie

répondent aux situations d'urgence. De plus, un service aéroportuaire d'intervention d'urgence (ERS) de première instance dessert l'aéroport.

Les aérodromes sont classés par catégorie afin d'identifier le niveau de service ERS qui y est assuré. La catégorie ERS fournie est basée sur la longueur des aéronefs et le nombre de mouvements

-
- 3 T = Type de problème. E = Évacuation (quelle issue). S = Signal à donner. T = Temps.
R = Relocalisation des passagers. A = Annonce aux passagers.

d'aéronef. La catégorie ERS augmente selon la longueur du fuselage. La quantité d'agent extincteur disponible augmente en fonction de la catégorie ERS. La plus haute catégorie est 9. La catégorie ERS de Val d'Or est 4; celle de Dorval est 8 et celle de Mirabel est 9. La catégorie 5 est recommandée pour l'ATR 42. Cependant, la catégorie ERS peut être jusqu'à deux catégories plus basses que la catégorie d'aéronef.

Il y a trois pistes à l'aéroport de Dorval : une piste 10/28 et deux pistes 06/24. La piste 06G est la plus longue et mesure 11 000 pieds.

1.9.1 Services d'intervention d'urgence

Les services d'intervention d'urgence aux aéroports de Dorval et de Mirabel avaient été mis en disponibilité à la demande du commandant de bord.

À 10 h 25 HNE, le gestionnaire de quart de la tour de Dorval informait le service ERS de la situation de l'ATR 42 et signalait que l'appareil devait atterrir vers 11 h 8 HNE. Le centre d'urgence a été mis en fonction à 10 h 30 HNE. La Gendarmerie royale du Canada (GRC), les pompiers de l'aéroport, les Services de police de la Communauté urbaine de Montréal (SPCUM), les pompiers de la municipalité de Dorval, Urgences-Santé, Inter-Canadien et le BST ont été avisés tour à tour. À 10 h 50 HNE, les

véhicules du service d'incendie de Dorval et du service ERS étaient en position pour intervenir sur la piste 06G.

L'appareil s'est posé sans autre incident puis s'est immobilisé sur la voie de circulation Echo où un examen des dommages a été fait afin d'évaluer les risques d'incendie. Aucune fuite importante de carburant n'a été observée, et l'appareil a été autorisé à circuler jusqu'à la porte 43P où les passagers ont pu débarquer. Il n'y a pas eu d'évacuation d'urgence des passagers de l'aéronef.

1.10 Enregistreurs de bord

Les enregistreurs de bord ont été récupérés peu de temps après le débarquement des passagers. Ils ont été dépouillés et analysés au Laboratoire technique du BST.

1.10.1 Enregistreur phonique (CVR)

Le CVR est un Fairchild modèle A100A. Comme cet enregistreur conserve uniquement les 30 dernières minutes d'information, l'information relative à l'événement a été perdue parce que des données ont été enregistrées par-dessus cette information.

1.10.2 Enregistreur de données de vol (FDR)

Le FDR est un Sundstrand. L'enregistrement dure quelque 25 heures pendant lesquelles 43 paramètres de vol sont enregistrés. Les paramètres des 21 derniers vols ont été enregistrés pendant cette période. L'analyse des données n'a révélé aucune anomalie antérieure à la rupture de la pale. L'analyse des paramètres enregistrés par le FDR indique que les systèmes de l'avion ont été exploités dans les limites établies.

Depuis la mise en service de l'aéronef, le service d'entretien d'Inter-Canadien télécharge quotidiennement sur disquettes informatiques certaines données du FDR. Les données sont analysées afin d'étudier les tendances et les performances des moteurs. L'analyse sert également à déceler les anomalies d'exploitation relatives aux systèmes

de l'avion. L'examen des données n'a révélé aucun dépassement des limites prescrites.

1.11 *Questions relatives à la survie des occupants*

Quand la pale no 2 a perforé le fuselage, elle a coupé en partie le siège en aluminium du fauteuil 3D. (Voir la figure 1 - Trajectoire de la pale.) Les fauteuils 3D et 3C étaient inoccupés. La dépressurisation s'est produite à une altitude où les risques associés au mal de décompression sont minimales.

1.12 *Essais et recherches*

1.12.1 *Étude des criques de fatigue*

Une étude sur la propagation des criques de fatigue se poursuit chez Hamilton Standard. L'étude implique que les paramètres de vol obtenus sur l'enregistreur de données de vol et d'essais en fatigue chez le fabricant Hamilton Standard soient mis en corrélation avec les stries observées sur la section fracturée de la pale no 2. Cette étude a permis d'étayer davantage l'intervalle d'inspection aux ultrasons des pales aux 1 250 cycles dont il est question dans le bulletin 14SF-61-A74 (*Alert Service Bulletin*) de Hamilton Standard daté du 29 août 1994.

1.12.2 *Étude sur l'origine de la corrosion*

L'examen du longeron n'a révélé aucune anomalie relative à sa fabrication.

Les éléments de preuve et les essais effectués par Hamilton Standard ont révélé que de l'eau combinée au chlore se trouvant à la surface des bouchons de liège produit une solution suffisamment acide pour corroder la couche d'anodisation et l'alliage d'aluminium.

Il y avait cinq piqûres de corrosion dans l'alésage, mais seule celle qui se trouvait sur le côté intrados de la pale no 2 a produit les criques de fatigue.

1.13 *Renseignements supplémentaires*

1.13.1 *Événement semblable*

Le 30 mars 1994, au Brésil, une pale similaire s'est fracturée en vol. La fracture a été causée par de la fatigue ayant commencé à une piqûre de corrosion. Il a été déterminé qu'une solution de chlore, provenant du bouchon de liège, et de l'eau avait probablement causé la corrosion dans l'alésage à l'origine de la fracture. La pale totalisait 4 185 heures en service.

1.13.2 *Inspections extérieures*

Une inspection visuelle extérieure de l'appareil a été effectuée par le copilote. Cette inspection doit être effectuée après chaque changement d'équipage.

Aucune anomalie concernant les hélices n'a été signalée par les pilotes qui ont utilisé l'appareil en vol dans les jours précédents.

1.13.3 *Procédure d'urgence*

Aucune procédure d'urgence particulière n'existe dans le cas d'une rupture de pale en vol.

1.14 *Techniques d'enquête utiles ou efficaces*

1.14.1 *Recherche du réducteur et de l'hélice*

La pale s'est désintégrée à 53 milles marins (nm) de l'aéroport de Val d'Or, au-dessus du réservoir Cabonga et de la réserve faunique La Vérendrye. La région est inhabitée et densément boisée. La topographie est relativement uniforme et parsemée de lacs.

Une étude balistique a été effectuée par le Laboratoire technique du BST pour déterminer l'endroit où le réducteur et l'hélice pouvaient avoir tombé. À cette fin, on a

intégré les données FDR, les données radar, les renseignements météorologiques, les dimensions, les poids et les formes des pièces manquantes. Le réducteur et l'hélice ont été retrouvés à moins de 500 mètres du point d'impact estimé.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

L'analyse porte sur le vol, l'aéronef, l'hélice et la fabrication des pales.

2.2 *Le vol*

2.2.1 *Absence d'indice visuel et sensoriel*

Étant donné que la fissure avait pris naissance dans l'alésage, les criques de fatigue se propageaient de l'intérieur vers la surface de la pale. Il était donc impossible que l'équipage décèle une anomalie lors de l'inspection extérieure de l'appareil. De plus, aucun indice, que ce soit avant ou pendant le vol, n'a permis à l'équipage de conduire de prévoir la désintégration de la pale. L'analyse des données du FDR du vol en question et des vols précédents n'a révélé aucune défaillance ni vibration anormale antérieure à la rupture de la pale.

2.2.2 *Performance de l'équipage*

La rupture d'une pale d'hélice en vol est tenue comme grandement improbable, tout comme la désintégration partielle d'un moteur. Les équipages ne sont pas entraînés spécifiquement à réagir à une telle urgence. Lors d'une urgence, l'équipage réagit selon les procédures mises en pratique pendant les séances d'entraînement. Dans le cas d'une situation pour laquelle l'équipage n'aurait pas reçu d'entraînement ou pour laquelle il n'existerait pas de procédures normalisées, l'équipage doit réagir selon ses connaissances, son expérience et son sens de l'anticipation.

L'équipage a réagi à la dépressurisation de la cabine, puis à la panne moteur. Les pilotes n'ont pris entièrement conscience de la situation que lorsque l'agente de bord les a avisés que la partie avant du moteur s'était séparée en vol et qu'il y avait une entaille dans le fuselage. Lorsqu'il est devenu évident que l'aéronef avait effectivement perdu le moteur

droit, le copilote a coupé l'alimentation du moteur en tirant la poignée coupe-feu no 2.

Après avoir stabilisé l'appareil, puis maîtrisé la situation d'urgence, l'équipage a évalué la situation. Comme l'aéronef se comportait convenablement en vol horizontal et que l'équipage ne connaissait pas l'étendue des dommages à l'aéronef, le commandant de bord a jugé préférable de minimiser le nombre de virages pour ne pas risquer d'aggraver les dommages structurels. L'équipage a pris en considération la position de l'avion, les conditions météorologiques, les services aéroportuaires disponibles, les dommages connus, les réactions de l'appareil et le temps de vol aux destinations possibles. L'analyse des communications ATS et les déclarations des pilotes suggèrent que la décision de poursuivre le vol vers Montréal a été prise neuf minutes après la rupture de la pale.

2.3 *La séparation de l'hélice*

Lors de la séparation de la pale, les forces induites par le déséquilibre de l'hélice sur les trois supports avant du moteur excédaient les limites de résistance de chacun des supports et du bâti du réducteur, ce qui a permis à l'hélice et au réducteur de se séparer du turbomoteur.

2.4 *Les dommages au fuselage*

Aucune des composantes hélice et réducteur retrouvées ne portaient de marque de peinture du fuselage. Tout indique que la pale no 2 a cédé à une position qui lui a permis de perforer, puis de traverser le fuselage avant de poursuivre sa course. Les autres dommages à l'aéronef ont été causés par des débris de nacelle lors de la séparation.

2.5 *La corrosion*

Dans la piqûre de corrosion à l'origine de la fracture de la pale no 2, il y avait des traces de chlore. Le chlore a été associé à celui provenant du procédé de blanchiment fait sur les bouchons de liège lors de leur fabrication.

Le chlore déposé à la surface du bouchon et la présence d'eau produit une solution acide pouvant attaquer la couche anodique de l'aluminium et amorcer des piqûres de corrosion superficielle.

avec certitude à quel moment l'humidité a été introduite.

Dans l'alésage conique de la pale no 2, il y avait cinq piqûres de corrosion. Une seule des piqûres observées s'est propagée au point d'amorcer les criques de fatigue qui ont provoqué la rupture. Cette piqûre était la seule du côté intrados de l'alésage de la pale. C'est de ce côté de l'alésage de la pale et à cette station que les contraintes en tension sont les plus élevées de l'alésage.

2.6 *Les pales*

Les pales sur ce type d'aéronef sont fabriquées conformément à leur certification de la Federal Aviation Administration (FAA).

L'enquête a révélé que le traitement de grenailage lors de la fabrication des pales n'était plus fait depuis avril 1987. Le grenailage offrait une protection supplémentaire sous la forme d'une diminution de la propagation de crique dans la zone des contraintes de compression résiduelles qu'il produisait.

Les bouchons de liège sont utilisés depuis de nombreuses années pour retenir la laine de plomb dans l'alésage des pales.

Hamilton Standard n'avait jamais observé le fait que de la corrosion avait été causée par des bouchons de liège. De plus, l'alésage conique n'était pas une zone de la pale qui posait des problèmes de corrosion. L'inspection visuelle interne lors de la révision générale était le seul type d'inspection requis dans cette zone par le fabricant.

L'humidité qui a permis d'amorcer les piqûres de corrosion doit avoir été introduite lorsque le bouchon de liège a été installé, soit au cours de l'inspection lors de la révision générale des 7 500 heures ou lors de la fabrication. Toutefois, l'enquête n'a pas permis d'établir

3.0 *Conclusions*

Une de ces piqûres de corrosion a été à l'origine des criques de fatigue qui ont provoqué la rupture de la pale.

3.1 *Faits établis*

1. L'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
2. La pale avait été fabriquée et inspectée conformément aux normes et aux procédures du fabricant.
3. Les bouchons de liège utilisés dans l'alésage conique sont recouverts d'un dépôt de chlore.
4. De l'eau dans l'alésage conique en contact avec le chlore du liège peut produire une solution acide pouvant provoquer de la corrosion.
5. La pale rompue présentait des piqûres de corrosion dans l'alésage conique.
6. La pale rompue n'avait pas été grenillée dans l'alésage conique au moment de sa fabrication.
7. L'inspection de la pale no 2 effectuée trois jours avant l'événement n'a pas révélé de dommages à la surface de la pale.
8. L'inspection majeure des 7 500 heures a été effectuée conformément aux procédures du fabricant et avec les matériaux prescrits par le fabricant.
9. Lors de sa séparation, la section de pale rompue a perforé le fuselage et provoqué une dépressurisation de la cabine.

3.2 *Causes*

Du chlore provenant du procédé de blanchiment fait sur les bouchons de liège ainsi que de l'eau ont produit des piqûres de corrosion à la surface de l'alésage de la pale.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures prises

Le Bureau a émis un avis de sécurité demandant que Transports Canada confirme avec Hamilton Standard et la FAA que les mesures prises par Hamilton Standard répondent bien aux normes de navigabilité canadiennes.

Hamilton Standard a pu prendre les mesures suivantes pour éviter des événements semblables :

A - Mesures sur le terrain :

- 1) Le bulletin 14SF-61-A73 (*Alert Service Bulletin*) daté du 18 avril 1994 (demandé par la consigne de navigabilité 94-09-06 de la FAA entrée en vigueur le 2 mai 1994) donnait des instructions visant l'exécution d'une inspection non répétitive aux ultrasons de l'alésage conique de toutes les pales 14SF afin de déceler des anomalies.
- 2) Le bulletin 14SF-61-A74 (*Alert Service Bulletin*) daté du 29 août 1994 donnait des instructions visant l'exécution d'une inspection aux ultrasons de l'alésage conique des pales, comme elle est décrite ci-dessus, tous les 1 250 cycles, ou l'enlèvement non répétitif du liège de l'alésage conique et l'inspection visuelle de cette partie de l'alésage conique pour déceler des piqûres sur les pales qui n'avaient pas été grenillées ou dont les alésages coniques n'avaient pas été inspectés à l'atelier de révision de Hamilton Standard. Le bulletin de service 14SF-61-75 traite de l'enlèvement du liège et de l'inspection visuelle. La FAA est en train de préparer une consigne de navigabilité qui rendra ce bulletin obligatoire.

- 3) La révision n° 8 du *Component Maintenance Manual* 61-13-02 de Hamilton Standard datée du 1^{er} septembre 1994 comprend les instructions relatives à l'inspection et à la réparation de la zone de l'alésage conique d'une pale lorsque cette dernière est retournée à un atelier de réparation. Elle demande également de grenailier l'alésage conique des pales qui ne l'ont pas déjà été, et d'utiliser de nouveaux outils pour réduire le risque d'endommagement de l'alésage conique pendant l'enlèvement de la laine de plomb. La révision supprime également les instructions relatives à la mise en place du liège dans l'alésage conique.

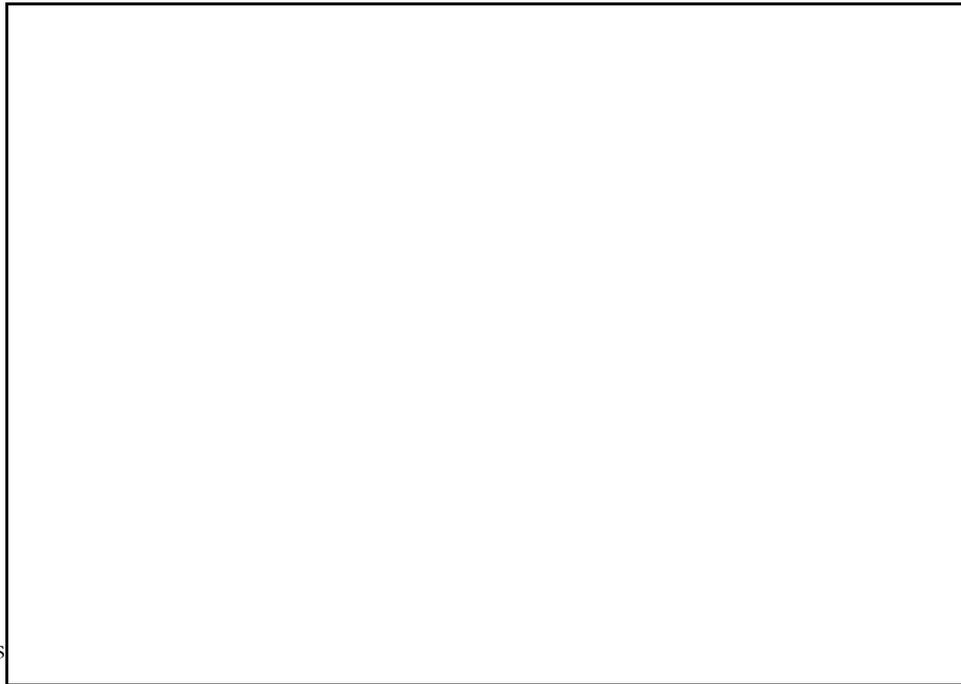
B - Mesures de fabrication :

- 1) Réutilisation du grenailage des alésages coniques de pale en mai 1994.
- 2) Suppression de la mise en place du liège dans les alésages coniques en mai 1994.
- 3) Modification de la suite des étapes associées à la fabrication pour empêcher l'eau de s'infiltrer dans l'alésage conique une fois la laine de plomb en place.

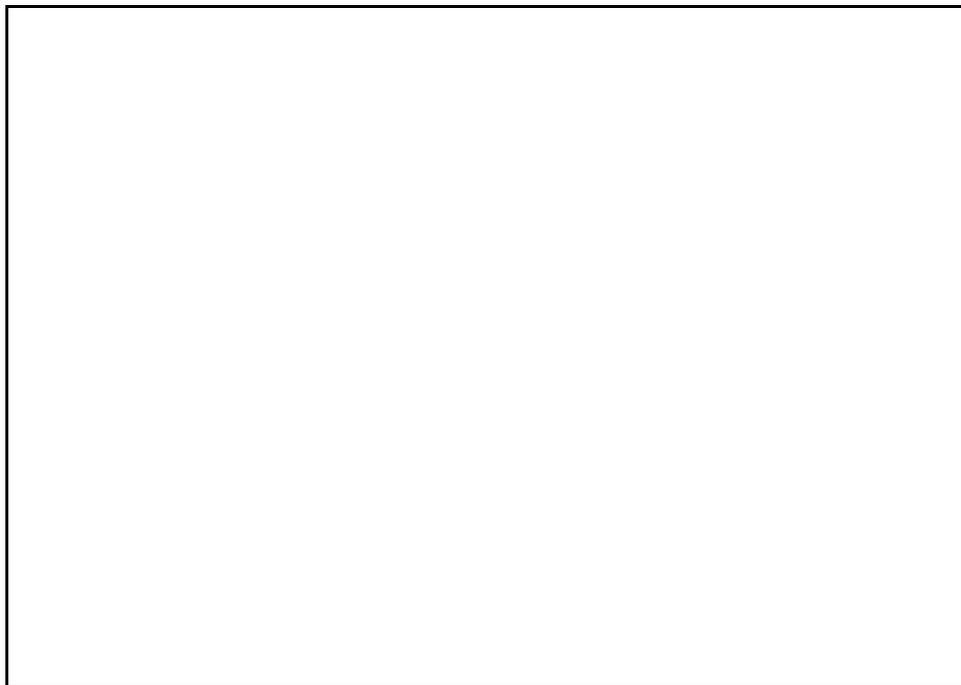
Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 28 février 1995 par le Bureau, qui est composé du Président, John W. Stants, et des membres Gerald E. Bennett, Zita Brunet, l'hon. Wilfred R. DuPont et Hugh MacNeil.

Annexe A - Photographies

Dommmages
au fuselage
faits par l'hélice



Moteur
après
l'atterrissage



Annexe B - Liste des rapports de laboratoire pertinents

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

LP 042/94 - *FDR Analysis* (Analyse du FDR);

LP 048/94 - *ATR-42 Propeller Separation Analysis* (Analyse de la séparation de l'hélice de l'ATR-42);

LP 049/94 - *Propeller and Gearbox Analysis* (Analyse de l'hélice et du réducteur);

LP 050/94 - *Propeller and Gearbox Search* (Recherche de l'hélice et du réducteur).

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
ATS	Services de la circulation aérienne
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
cm	centimètre(s)
CRM	gestion du poste de pilotage
CVR	enregistreur phonique
ERS	services d'intervention d'urgence
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	enregistreur de données de vol
GRC	Gendarmerie royale du Canada
h	heure(s)
HNE	heure normale de l'Est
IFR	règles de vol aux instruments
ILS	système d'atterrissage aux instruments
kg	kilogramme(s)
MEA	altitude minimale en route
MOCA	altitude minimale de franchissement d'obstacles
nm	mille(s) marin(s)
PA	pilote automatique
SPCUM	Service de police de la Communauté urbaine de Montréal
TESTRA	plan d'action - atterrissage d'urgence
UTC	temps universel coordonné
VHF	très haute fréquence
VOR	radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence
%	pour cent