



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada



RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A20C0107

SORTIE DE PISTE

Calm Air International LP
Avions de Transport Régional ATR 42-300, C-FAFS
Aéroport de Naujaat (Nunavut)
26 novembre 2020

À PROPOS DE CE RAPPORT D'ENQUÊTE

Ce rapport est le résultat d'une enquête sur un événement de catégorie 3. Pour de plus amples renseignements, se référer à la Politique de classification des événements au www.bst.gc.ca.

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

CONDITIONS D'UTILISATION

Utilisation dans le cadre d'une procédure judiciaire, disciplinaire ou autre

La *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* stipule que :

- 7(3) Les conclusions du Bureau ne peuvent s'interpréter comme attribuant ou déterminant les responsabilités civiles ou pénales.
- 7(4) Les conclusions du Bureau ne lient pas les parties à une procédure judiciaire, disciplinaire ou autre.

Par conséquent, les enquêtes du BST et les rapports qui en découlent ne sont pas créés pour être utilisés dans le contexte d'une procédure judiciaire, disciplinaire ou autre.

Avisez le BST par écrit si ce rapport d'enquête est utilisé ou pourrait être utilisé dans le cadre d'une telle procédure.

Reproduction non commerciale

À moins d'avis contraire, vous pouvez reproduire le contenu du présent rapport d'enquête en totalité ou en partie à des fins non commerciales, dans un format quelconque, sans frais ni autre permission, à condition :

- de faire preuve de diligence raisonnable quant à la précision du contenu reproduit;
- de préciser le titre complet du contenu reproduit, ainsi que de stipuler que le Bureau de la sécurité des transports du Canada est l'auteur;
- de préciser qu'il s'agit d'une reproduction de la version disponible au [URL où le document original se trouve].

Reproduction commerciale

À moins d'avis contraire, il est interdit de reproduire le contenu du présent rapport d'enquête, en totalité ou en partie, à des fins de diffusion commerciale sans avoir obtenu au préalable la permission écrite du BST.

Contenu faisant l'objet du droit d'auteur d'une tierce partie

Une partie du contenu du présent rapport d'enquête (notamment les images pour lesquelles une source autre que le BST est citée) fait l'objet du droit d'auteur d'une tierce partie et est protégé par la *Loi sur le droit d'auteur* et des ententes internationales. Pour des renseignements sur la propriété et les restrictions en matière des droits d'auteurs, veuillez communiquer avec le BST.

Citation

Bureau de la sécurité des transports du Canada, *Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A20C0107* (publié le 1^{er} novembre 2022).

Bureau de la sécurité des transports du Canada
200, promenade du Portage, 4^e étage
Gatineau QC K1A 1K8
819-994-3741; 1-800-387-3557
www.bst.gc.ca
communications@bst.gc.ca

© Sa Majesté le Roi du chef du Canada, représenté par le Bureau de la sécurité des transports du Canada, 2022

Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A20C0107

N° de cat. TU3-10/20-0107F-PDF
ISBN 978-0-660-45814-4

Le présent rapport se trouve sur le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada à l'adresse www.bst.gc.ca

This report is also available in English.

Table des matières

1.0 Renseignements de base	6
1.1 Déroulement du vol	6
1.2 Personnes blessées	8
1.3 Dommages à l'aéronef	8
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le personnel	9
1.5.1 Commandant de bord	9
1.5.2 Premier officier	9
1.5.3 Agente de bord	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.6.1 Généralités	10
1.6.2 Système d'hélice	10
1.6.3 Maintenance des hélices	12
1.6.4 Indications du moteur et de l'hélice dans le poste de pilotage	14
1.7 Renseignements météorologiques	14
1.7.1 Généralités	14
1.7.2 Conditions météorologiques au départ	15
1.7.3 Conditions météorologiques à l'arrivée	16
1.8 Aides à la navigation	16
1.9 Communications	16
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	16
1.10.1 Généralités	16
1.10.2 État de la surface de la piste	16
1.11 Enregistreurs de bord	17
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	17
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	18
1.14 Incendie	18
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	18
1.16 Essais et recherche	18
1.16.1 Rapports de laboratoire du BST	18
1.16.2 Analyse du pas de l'hélice	18
1.16.3 Ceintures de sécurité	20
1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion	21
1.17.1 Généralités	21
1.17.2 Opérations aériennes des aéronefs	22
1.17.3 Caractéristiques de conception du manuel de référence rapide	24
1.18 Renseignements supplémentaires	26
1.18.1 Opérations aériennes dans l'Arctique	26
1.18.2 Communication entre les membres de l'équipage	26
2.0 Analyse	27
2.1 Défaillance de l'unité de commande d'hélice	27
2.2 Communication entre les membres de l'équipage	28

2.3	Manuel de référence rapide.....	28
2.4	Chances de survie.....	29
3.0	Faits établis.....	31
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs.....	31
3.2	Faits établis quant aux risques	31
4.0	Mesures de sécurité	32
4.1	Mesures de sécurité prises	32
4.1.1	Calm Air International LP	32
Annexes	33
	Annexe A – Accidents antérieurs d’ATR 42 avec verrouillage de pas	33
	Annexe B – Consigne de navigabilité : Aéronefs ATR 42 – Hélices – Composant du système de changement de pas (ATA 61).....	36

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A20C0107

SORTIE DE PISTE

Calm Air International LP
Avions de Transport Régional ATR 42-300, C-FAFS
Aéroport de Naujaat (Nunavut)
26 novembre 2020

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales. **Le présent rapport n'est pas créé pour être utilisé dans le contexte d'une procédure judiciaire, disciplinaire ou autre.** Voir Conditions d'utilisation à la page 2.

Résumé

Le 26 novembre 2020, l'aéronef Avions de Transport Régional ATR 42-300 (immatriculation C-FAFS, numéro de série 298) exploité par Calm Air International LP effectuait le vol CAV464 selon les règles de vol aux instruments à partir de Rankin Inlet (Nunavut), à destination de Naujaat (Nunavut), avec 3 membres d'équipage à bord. Pendant la descente, l'équipage a observé des indications de régime d'hélice anormalement bas sur le moteur gauche. À 13 h 26, heure normale du Centre, peu après le toucher des roues sur la piste 34 de l'aéroport de Naujaat, la maîtrise en direction a été perdue et l'aéronef a fait une sortie de piste latérale sur le côté est de la piste. L'aéronef s'est immobilisé à environ 108 pieds du bord de la piste. Le commandant de bord a été grièvement blessé. L'aéronef a été considérablement endommagé.

1.0 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 26 novembre 2020, l'équipage de conduite s'est présenté au travail à l'aéroport de Rankin Inlet (CYRT) (Nunavut) à 7 h 45¹. Avant le début du vol à l'étude, les membres ont effectué un vol de transport de marchandises à destination de l'aéroport de Baker Lake (CYBK) (Nunavut), dans un autre aéronef Avions de Transport Régional (ATR) 42, puis ils sont revenus à CYRT.

Lorsque les membres de l'équipage de conduite sont montés à bord de l'aéronef ATR 42-300 (immatriculation C-FAFS, numéro de série 298) pour effectuer le vol à l'étude, soit le vol CAV464 de Calm Air International LP (Calm Air), ils ont remarqué, pendant les vérifications initiales de l'intérieur de l'aéronef, que les disjoncteurs des solénoïdes de mise en drapeau de l'hélice gauche et de l'hélice droite étaient désarmés et n'étaient pas munis d'une bague². Ils ont appelé le service d'entretien, lequel les a informés que les disjoncteurs avaient été désarmés dans le cadre d'une tâche de maintenance de routine³ effectuée la nuit précédente. À la demande du superviseur de la maintenance, l'équipage de conduite a alors réarmé les disjoncteurs conformément aux instructions.

À 12 h 17, l'aéronef à l'étude a quitté CYRT à destination de l'aéroport de Naujaat (CYUT) (Nunavut). Se trouvaient à bord 2 pilotes⁴ et une agente de bord, ainsi que 3539 livres de marchandises. Pour ce vol selon les règles de vol aux instruments (IFR), 1272 L de carburant Jet A avaient été chargés, soit une charge totale de carburant de 5150 livres. Les segments de départ, de montée et de croisière du vol se sont déroulés sans incident.

Vers 13 h 21, alors que l'aéronef était en descente vers CYUT, les membres de l'équipage de conduite ont observé que l'hélice gauche fonctionnait à un régime inférieur à la normale⁵, alors que les paramètres moteur restaient normaux. Ils ont brièvement discuté de la situation et ont tenté à plusieurs reprises de diagnostiquer et de déterminer le problème,

¹ Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné moins 6 heures).

² Une bague est un dispositif qui bloque un disjoncteur et l'empêche d'être réinitialisé. Lorsqu'un disjoncteur est muni d'une bague, une note à cet effet doit être inscrite dans le carnet de route de l'aéronef pour informer l'équipage de conduite de la raison pour laquelle la bague a été ajoutée.

³ La tâche consistait en une inspection oléopneumatique du train d'atterrissage principal, ce qui exige que les disjoncteurs des solénoïdes des hélices soient retirés pour prévenir des dommages aux pompes de mise en drapeau lorsque l'aéronef est mis sur des chandelles.

⁴ Le commandant de bord occupait le siège de gauche et était le pilote aux commandes (PF), et le premier officier occupait le siège de droite et était le pilote surveillant (PM).

⁵ Selon les données de l'enregistreur de données de vol, le régime de l'hélice gauche était de 71 % à ce moment-là, tandis que le régime de l'hélice droite était de 86 %, ce qui est un réglage normal (Source : Calm Air International LP, *Standard Operating Procedures ATR CAV-2116*, modification 06 [1^{er} mai 2020], section 1 : Normal Checklists, p. 26).

sans toutefois consulter le manuel de référence rapide (QRH). Ils n'ont pas été en mesure de repérer une défaillance particulière et n'ont pris aucune autre mesure.

Le commandant de bord a examiné ses options : retourner à CYRT, arrêter le moteur gauche, ou les deux. Cependant, un vent de travers soufflait à CYRT et le commandant de bord ne voulait pas atterrir sur une piste avec de la neige compactée dans un vent de travers ou entreprendre un long vol de retour vers CYRT dans des conditions arctiques, surtout avec seulement 1 moteur en état de marche. Le commandant de bord croyait que les indications de l'hélice étaient liées à la tâche de maintenance qui avait été effectuée avant le vol et n'a pas discuté des options avec le premier officier. L'équipage de conduite a poursuivi l'approche et surveillé la situation.

Pendant l'approche, le commandant de bord a poussé les manettes de commande⁶ vers l'avant pour voir s'il pouvait atteindre un régime d'hélice de 100 %. La manœuvre a réussi au début, mais lorsque le couple moteur a baissé pendant la descente, le régime de l'hélice gauche a commencé à diminuer. En courte finale, le régime de l'hélice gauche a continué à diminuer et l'aéronef est devenu nettement plus difficile à maîtriser.

Lors de l'atterrissage sur la piste 34 de CYUT, l'aéronef a d'abord touché le sol 750 pieds après le seuil et le pilote aux commandes a immédiatement sélectionné l'inversion de poussée sur les 2 manettes des gaz; cependant, seule l'hélice droite est passée en inversion. Presque en même temps que la sélection de l'inversion de poussée, seul le voyant « LO PITCH » [PETIT PAS] du moteur n° 2 s'est allumé. L'équipage de conduite ne s'en est pas aperçu.

À 13 h 26, peu après le toucher des roues, l'aéronef a fait une embardée sur la droite. Dans le but d'éviter une perte de maîtrise, le commandant de bord a tenté d'utiliser la poussée asymétrique et la commande de direction du train avant. Même si la maîtrise en direction a été maintenue momentanément sur environ 40 pieds, la maîtrise latérale a été perdue et l'aéronef est sorti du côté droit de la piste en direction nord-est.

L'aéronef a parcouru environ 500 pieds dans la neige adjacente à la piste avant de s'immobiliser. À un moment donné pendant la sortie de piste, la ceinture de sécurité du commandant de bord s'est détachée et la tête de ce dernier a heurté la partie avant du poste de pilotage. L'aéronef s'est immobilisé à environ 108 pieds du bord de la piste, et c'est à ce moment-là que l'équipage de conduite a arrêté les moteurs à l'aide des poignées coupe-feu, car les manettes de commande étaient bloquées.

Le commandant de bord a été grièvement blessé et les 2 autres membres d'équipage ont été légèrement blessés. L'aéronef a été considérablement endommagé (figure 1) et la radiobalise de repérage d'urgence ne s'est pas déclenchée.

⁶ Les manettes de commande (CL) [traduction] « actionnent la commande de mise en drapeau, les robinets d'arrêt de carburant HP [haute pression] et la vitesse des hélices (NP), que contrôle la PCU [unité de commande d'hélice] en mode de propulsion gouvernant l'angle des pales ». (Source : Calm Air International LP, *FCOM Flight Crew Operations Manual ATR CAV-2116*, révision 10 [juillet 2020]).

Figure 1. Site de l'épave (Source : Aéroport de Naujaat)



1.2 Personnes blessées

Les 3 membres d'équipage à bord de l'aéronef ont été blessés (tableau 1). Le commandant de bord a été grièvement blessé. Il a été examiné au centre de santé de Repulse Bay et a ensuite été transporté à Winnipeg (Manitoba) pour des examens plus approfondis. Il a été déterminé qu'il avait subi de graves blessures à la tête. Les 2 autres membres d'équipage ont subi des blessures légères.

Tableau 1. Personnes blessées

Gravité des blessures	Membres d'équipage	Passagers	Personnes ne se trouvant pas à bord de l'aéronef	Total selon la gravité des blessures
Mortelles	0	–	–	0
Graves	1	–	–	1
Légères	2	–	–	2
Total des personnes blessées	3	–	–	3

1.3 Dommages à l'aéronef

Après avoir quitté la surface entretenue de la piste, l'aéronef a traversé un andain de neige compactée, puis a traversé un fossé peu profond et a continué à avancer sur un terrain accidenté. Pendant la sortie de piste, l'aéronef a subi des dommages à la partie inférieure avant du fuselage et aux deux trains d'atterrissage principaux, ainsi qu'un affaissement du train avant. Le train d'atterrissage principal gauche a été presque entièrement sectionné de ses points d'attache.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le personnel

Tableau 2. Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord	Premier officier
Licence de pilote	Licence de pilote de ligne	Licence de pilote de ligne
Date d'expiration du certificat médical	31 janvier 2021	30 avril 2021
Heures de vol total	21 000	16 500
Heures de vol sur type	1477	1749
Heures de vol au cours des 7 jours précédant l'événement	13,4	11,7
Heures de vol au cours des 30 jours précédant l'événement	13,4	17,4
Heures de vol au cours des 90 jours précédant l'événement	44,1	51,5
Heures de vol sur type au cours des 90 jours précédant l'événement	44,1	51,5
Heures de service avant l'événement	7,5	7,5
Heures hors service avant la période de travail	12	12

1.5.1 Commandant de bord

Le commandant de bord était employé par Calm Air depuis février 1999. Il avait auparavant été commandant de bord et premier officier sur le Saab 340 pour la compagnie, puis a été promu au poste de commandant de bord sur l'ATR 42 en avril 2014. Le commandant de bord avait réussi sa formation périodique sur simulateur pour l'ATR 42 le 4 septembre 2020 ainsi que sa formation sur la gestion des ressources de l'équipage (CRM) le 4 février 2020. Le commandant de bord possédait la licence et les qualifications appropriées pour le vol, conformément à la réglementation en vigueur.

1.5.2 Premier officier

Le premier officier travaillait au sein de Calm Air depuis juin 1998. Il avait auparavant été premier officier sur le DHC-6 Twin Otter, le Saab 340 et le Fairchild-Dornier 328 JET. Il était devenu premier officier sur l'ATR 42 en avril 2017. Le premier officier avait terminé sa formation périodique sur simulateur pour l'ATR 42 le 25 juin 2020 ainsi que sa formation sur la CRM le 14 mai 2020. Le premier officier possédait la licence et les qualifications appropriées pour le vol, conformément à la réglementation en vigueur.

1.5.3 Agente de bord

Même s'il n'y avait pas de passagers à bord, le vol transportait une agente de bord dans la cabine de passagers arrière. Au moment de l'événement à l'étude, l'agente de bord n'était pas assise à sa place habituelle d'agente de bord; elle était assise près d'un hublot du côté gauche, juste à l'arrière de l'aile gauche.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

L'ATR 42-300 est un biturbopropulseur pressurisé fabriqué par Avions de Transport Régional (ATR) et ayant obtenu un certificat de type dans la catégorie transport.

L'aéronef à l'étude a été fabriqué en 1993 et acquis par Calm Air en 2013. Il était configuré comme un aéronef mixte de marchandises et de passagers. La partie avant de la cabine était une soute munie de dispositifs de retenue et séparée de la partie arrière des passagers par une cloison. La partie arrière, située à l'arrière de la cloison, comportait des sièges pouvant accueillir 22 passagers et 2 agents de bord.

Tableau 3. Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	ATR-GIE Avions de Transport Régional (ATR) (anciennement Aérospatiale)
Type, modèle et immatriculation	ATR 42-300, C-FAFS
Année de construction	1993
Numéro de série	298
Date d'émission du certificat de navigabilité / permis de vol	26 juillet 2013
Total d'heures de vol cellule	44 180 heures
Type de moteur (nombre)	Pratt & Whitney Canada PW121 (2)
Type d'hélice (nombre)	Collins Aerospace (anciennement Hamilton Sundstrand) modèle 14SF-5 (2)
Masse maximale autorisée au décollage	37 258 livres
Type(s) de carburant recommandé(s)	Jet A, Jet A1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A

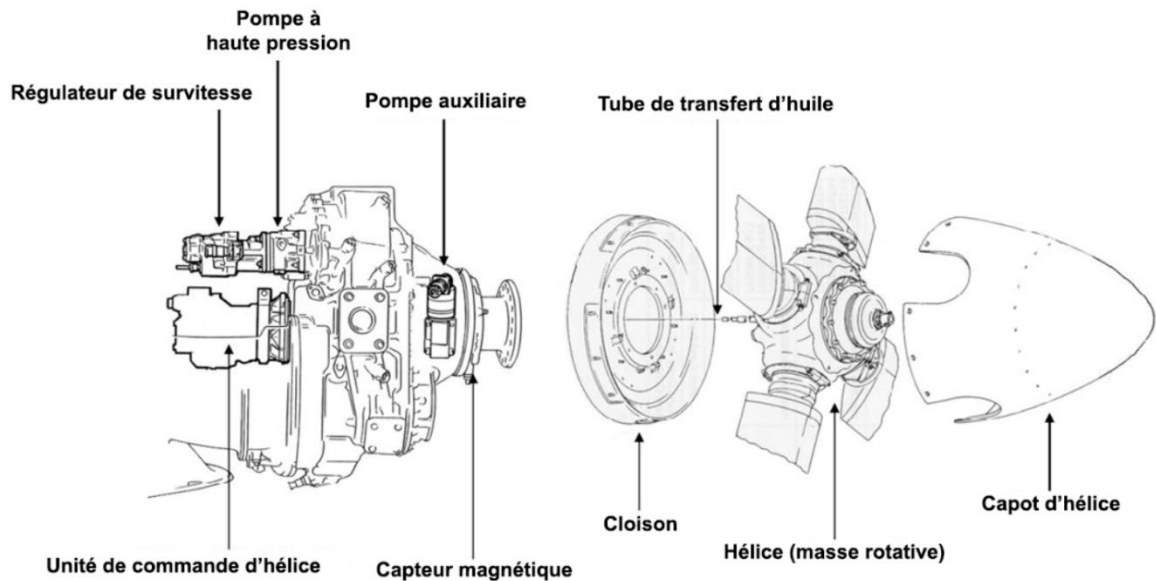
1.6.2 Système d'hélice

L'ATR 42-300 est propulsé par 2 turbopropulseurs PW121 de Pratt & Whitney Canada entraînant 2 hélices de modèle 14SF-5 de Collins Aerospace (anciennement Hamilton Sundstrand). L'hélice 14SF est faite de métal et de matériaux composites. Il s'agit d'une hélice à vitesse constante, avec mise en drapeau complète et à pas réversible.

Le régime d'hélice (N_p) et le régime moteur (N_h) sont contrôlés de façon hydromécanique par des manettes des gaz et de commande dans le poste de pilotage. Le mouvement mécanique des manettes des gaz et de commande dirige l'unité de commande d'hélice (PCU) (figure 2) et l'unité hydromécanique (HMU)⁷ pour régulariser le régime d'hélice.

⁷ La HMU est le composant hydromécanique du système régulateur de débit carburant.

Figure 2. Le système d'hélice avec une unité de commande d'hélice et le vérin de changement de pas (situé dans la masse rotative) (Source : Collins Aerospace, avec modifications et annotations du BST)



L'hélice est commandée par la PCU, qui utilise l'huile moteur à haute pression pour contrôler l'angle des pales. La pression de l'huile moteur est augmentée par une pompe à haute pression montée sur le réducteur des hélices.

Il existe 3 modes de calage des hélices :

- Mode de régulation du carburant : Au sol et à faible vitesse de l'aéronef, la HMU et la commande électronique du moteur maintiennent le régime d'hélice à 70,8 % en régularisant l'alimentation en carburant du moteur.
- Mode de transition : Le régime d'hélice (N_p) se situe entre 71 % et 77 %. Un mouvement vers l'avant de la manette des gaz (dépassant la butée de ralenti de vol⁸) ajoute plus de carburant, et le N_p augmente jusqu'à 77 %, où la position de la manette de commande peut commencer à contrôler le N_p .
- Mode de calage des hélices : Le N_p est supérieur à 77 % et les manettes des gaz dépassent la butée de ralenti de vol. La vitesse des hélices est commandée par la PCU et les sollicitations de la manette de commande.

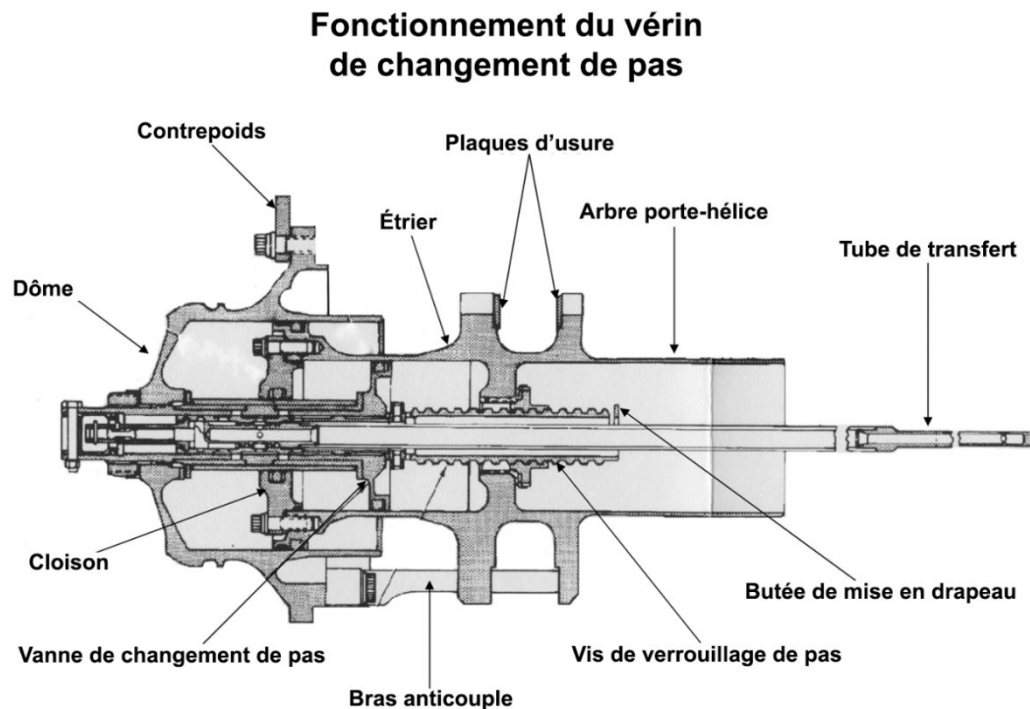
L'hélice intègre plusieurs dispositifs de sécurité, dont un mécanisme de verrouillage de pas. Le mécanisme de verrouillage de pas se trouve dans le vérin de changement de pas. Le mécanisme verrouille le pas des pales et empêche la survitesse de l'hélice en cas de perte de pression d'huile vers la PCU. Si la pression d'huile est perdue lorsque l'hélice se trouve à un

⁸ Une butée est un verrou mécanique de la console de commande des moteurs qui empêche tout mouvement involontaire des manettes des gaz vers le mode bêta (régulation du carburant) durant les opérations aériennes. Afin de tirer sur les manettes des gaz et de les maintenir en position bêta pour les opérations au sol, l'équipage de conduite doit retirer la « butée » de verrouillage en tirant sur une poignée en té, située à l'arrière des manettes des gaz, qui retire mécaniquement la butée et permet de passer en mode bêta et d'obtenir une inversion de poussée.

angle de pale positif, les forces centrifuges et aérodynamiques tenteront d'amener les pales de l'hélice à un pas nul (environ 0°). Dans ce cas, l'hélice aurait une vitesse excessive et produirait une forte traînée.

Le verrouillage de pas est enclenché lorsque la vis de verrouillage de pas entre en contact avec la vanne de changement de pas située sur la cloison (figure 3). Le pas du filet de la vis de verrouillage de pas, combiné au frottement entre la vis de verrouillage de pas et la vanne de changement de pas, est tel que le filet trapézoïdal de la vis de verrouillage de pas ne peut pas être entraîné vers l'arrière. Cette fonction de verrouillage de pas limite la survitesse à environ 2 % pour tout angle de pale positif, tant que l'état de fonctionnement et la puissance moteur ne changent pas. Si le verrouillage de pas est enclenché, l'équipage de conduite ne peut pas obtenir l'inversion de poussée.

Figure 3. Vérin de changement de pas montrant le verrouillage de pas (Source : Collins Aerospace)



Lorsque les manettes des gaz sont dans la plage de ralenti sol et que l'aéronef est au sol, des voyants « LO PITCH » s'allument lorsque l'angle des pales de l'hélice est inférieur à l'angle normal des pales au ralenti de vol. Ces voyants ne s'allument pas si les hélices sont en état de verrouillage de pas et sont dans la plage normale des angles des pales en vol. Outre ces indices subtils, dans le poste de pilotage, il n'y a pas de voyant de mise en garde ou d'avertissement qui indiquerait que le verrouillage de pas est enclenché; il n'y a pas d'avertissement de verrouillage de pas sur le panneau d'alerte de l'équipage (CAP) ou sur le système avertisseur principal.

1.6.3 Maintenance des hélices

Les hélices 14-SF-5 de Collins Aerospace installées sur les aéronefs ATR 42 de Calm Air sont maintenues conformément à la section sur les limites de navigabilité du manuel de

maintenance de Hamilton Sundstrand⁹, qui indique les intervalles des inspections majeures des diverses pièces de l'hélice.

L'intervalle d'inspection des ensembles de pales et de goupille, ainsi que du moyeu de l'hélice (dans lequel est monté le vérin de changement de pas) est de 10 500 heures de vol ou de 7 ans à partir de la date d'installation. L'intervalle d'inspection des chemins de roulement intérieurs et extérieurs de l'hélice et de l'ensemble de vérin est de 10 500 heures de vol¹⁰.

De plus, une inspection des pièces critiques est requise pour l'ensemble de vérin, le tube de transfert d'huile et le dispositif de retenue, ainsi que la PCU. L'intervalle d'inspection des pièces critiques de l'ensemble de vérin est de 10 500 heures de vol. Quant au tube de transfert d'huile, au dispositif de retenue et à la PCU, l'intervalle pour l'inspection initiale est de 6000 heures de vol ou de 3 ans. L'inspection des pièces critiques doit être répétée à des intervalles de 10 500 heures de vol¹¹. Ces inspections satisfont aux exigences de la consigne de navigabilité (AD) 96-25-20¹² de la Federal Aviation Administration des États-Unis comme autre moyen de conformité.

Un examen des dossiers de maintenance de Calm Air a révélé que les composants de l'hélice gauche avaient été inspectés conformément à l'AD 96-25-20 le 18 novembre 2018 et qu'ils avaient été installés sur l'aéronef à l'étude le 11 novembre 2019. L'inspection des pièces critiques n'avait révélé aucun défaut susceptible d'avoir provoqué le mauvais fonctionnement des composants de l'hélice.

Le 23 janvier 2002, la Direction générale de l'aviation civile française a publié la consigne de navigabilité CN 2002-070-091(B) liée à la soupape de décharge de pression¹³. L'enquête a permis de déterminer que toutes les inspections mentionnées dans cette consigne avaient été réalisées conformément aux exigences ou n'étaient pas applicables en raison du numéro de pièce.

Il y a eu 4 autres événements mettant en cause des aéronefs de la série ATR 42 au cours desquels les équipages de conduite n'avaient pas constaté des hélices en position de verrouillage de pas qui ont contribué à des difficultés de maîtrise et à des sorties de piste lorsque l'inversion de poussée a été sélectionnée (annexe A). Le 15 mai 2002, la Direction

⁹ Hamilton Sundstrand Corporation, *Propeller System Maintenance Manual Model Number: 14SF-5*, révision 11 (7 août 2013).

¹⁰ Ibid., p. AL-1.

¹¹ Ibid., p. AL-2.

¹² Federal Aviation Administration, *Airworthiness Directive (AD) 96-25-20* (en vigueur le 7 février 1997). Cette AD exige la réalisation d'inspections et la prise de mesures visant à relever la défaillance des composants de commande critiques pour prévenir toute perte de maîtrise de l'hélice.

¹³ La soupape de décharge de pression sur l'aéronef à l'étude avait été remplacée par le modèle 86210-286.

générale de l'aviation civile française a publié la consigne de navigabilité 2002-070-090(B) R1 (annexe B) dans le but de régler la question¹⁴.

1.6.4 Indications du moteur et de l'hélice dans le poste de pilotage

Les indications du moteur et de l'hélice des aéronefs de la série ATR 42 sont affichées en format analogique et numérique. Les cadrans indiquent

- le couple moteur en %;
- le régime d'hélice en % (figure 4);
- le régime moteur (N_h) en %;
- la pression d'huile du moteur en lb/po² (remarque : il ne s'agit pas de la pression d'huile de l'hélice);
- la température de l'huile du moteur en °C.

Figure 4. Indicateur du régime d'hélice montrant le compteur numérique, le bouton-poussoir d'essai et l'aiguille (Source : Avions de Transport Régional, Calm Air Flight Crew Operations Manual, avec annotations du BST)



La plage de régime normale est représentée par un arc vert sur la jauge, se situant entre 70,8 % et 100 %.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Généralités

CYUT et CYRT disposent tous deux de stations radio d'aérodrome communautaires, qui fournissent les renseignements météorologiques compris dans les messages d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR).

Plusieurs types de prévisions météorologiques sont disponibles à des fins de planification des vols et de navigation, comme les prévisions d'aérodrome (TAF) et les prévisions de zone

¹⁴ La consigne de navigabilité 2002-70-090(B) R1 exige que les composants internes de la PCU de l'hélice soient nettoyés par ultrasons avant que le composant n'atteigne les 10 500 heures de vol, si une contamination est observée, ou si des anomalies de fonctionnement de l'hélice sont observées.

graphique (GFA). Les renseignements contenus dans ces prévisions reposent sur les renseignements météorologiques observés et analysés par Environnement et Changement climatique Canada et fournis à l'industrie de l'aviation par NAV CANADA.

1.7.2 Conditions météorologiques au départ

Avant le départ de CYRT, l'équipage de conduite a reçu les renseignements météorologiques ci-après.

La TAF pour CYUT émise à 8 h 39 et valide pour la période de 9 h à 17 h prévoyait ce qui suit :

- À partir de 11 h :
 - Vents du 360° vrai (V) à 6 nœuds
 - Visibilité supérieure à 6 milles terrestres (SM)
 - Nuages épars à 2000 pieds au-dessus du sol (AGL) et plafond de nuages fragmentés à 20 000 pieds AGL
- Temporairement, de 11 h à 17 h :
 - Visibilité de 3 SM dans des cristaux de glace et de la brume
 - Quelques nuages à 600 pieds AGL et plafond de nuages fragmentés à 2000 pieds AGL
- Avec une probabilité de 30 % de 11 h à 17 h :
 - Visibilité de 2 ½ SM dans des cristaux de glace et de la brume

Le METAR émis à 11 h pour CYUT indiquait ce qui suit :

- Vents soufflant du 030°V à 3 nœuds
- Visibilité de 15 SM
- Quelques nuages à 9400 pieds AGL avec plafond de nuages fragmentés à 22 000 pieds AGL
- Température de -23 °C, point de rosée de -26 °C
- Calage altimétrique de 29,66 pouces de mercure

La TAF pour CYBK, l'aéroport de dégagement indiqué dans le plan de vol IFR, émise à 5 h 41 et valide pour la période de 6 h à 18 h prévoyait ce qui suit :

- De 6 h à 18 h :
 - Vents soufflant du 010°V à 8 nœuds, avec rafales à 28 nœuds
 - Visibilité supérieure à 6 SM dans de la neige légère
 - Plafond couvert à 3000 pieds AGL
- Temporairement, de 6 h à 18 h :
 - Visibilité de 4 SM dans de la neige légère et de la poudrière
 - Plafond couvert à 2000 pieds AGL

1.7.3 Conditions météorologiques à l'arrivée

Les conditions météorologiques signalées pour CYUT, prises à 13 h 34 (environ 8 minutes après l'événement), étaient les suivantes :

- Vents soufflant du 020°V à 6 nœuds
- Visibilité de 15 SM
- Nuages épars à 15 000 pieds AGL, plafond de nuages fragmentés à 24 000 pieds AGL
- Température de -23 °C, point de rosée de -26 °C
- Calage altimétrique de 29,65 pouces de mercure

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Communications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Généralités

L'aéroport de Naujaat (CYUT) est situé à environ ½ km à l'est du village de Naujaat (Nunavut). Il a une seule piste en gravier, la piste 16/34, laquelle mesure 3400 pieds de long sur 100 pieds de large. Les orientations des pistes 16 et 34 sont, respectivement, de 161°V et de 341°V. La distance utilisable à l'atterrissage est de 3400 pieds. La piste 34 a une pente ascendante de 1,08 %.

CYUT peut être utilisé 24 heures sur 24, 7 jours sur 7, pour les opérations selon les règles de vol à vue (VFR) et IFR, de jour comme de nuit. La station radio d'aérodrome communautaire de CYUT fournit des renseignements sur les conditions météorologiques locales et la circulation, ainsi que d'autres renseignements liés à l'aéroport pendant les heures prévues (du lundi au vendredi, de 6 h 45 à 17 h 15). Elle fonctionne également par appel après les heures normales. Au moment de l'événement à l'étude, la station radio d'aérodrome communautaire de CYUT était opérationnelle et un membre du personnel y était en service.

1.10.2 État de la surface de la piste

L'état de la surface de la piste de CYUT signalé à 11 h 58 le 26 novembre 2020 était un mélange compacté de neige et de gravier à 100 % sur la piste 16/34, et des remarques indiquaient que la voie de circulation et l'aire de trafic de l'aéroport étaient recouvertes à 100 % de neige compactée.

En ce qui concerne la piste 13/31 à CYRT, il avait été signalé à 11 h 51 que la surface de la piste présentait 90 % de givre, 10 % de plaques de neige compactée et de sable. Le coefficient canadien de frottement sur piste était de 0,26 à -11 °C.

1.11 Enregistreurs de bord

L'aéronef était équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) Fairchild F1000, qui peut enregistrer plus de 25 heures de données de vol sur une mémoire à semi-conducteurs, et d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR) L3 Harris FA2100. Le CVR L3 Harris FA2100 peut enregistrer 2 heures sur les 4 canaux standard (pilote, copilote, réserve et microphone du poste de pilotage). Le canal du microphone du poste de pilotage est enregistré à 16 kHz (haute qualité), tandis que les autres canaux sont enregistrés à 8 kHz (qualité standard).

Le FDR et le CVR ont été récupérés de l'aéronef et envoyés au Laboratoire d'ingénierie du BST pour en faire une analyse plus approfondie.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'aéronef s'est immobilisé à environ 2500 pieds du seuil de la piste 34, dans la zone adjacente non préparée à l'est (figure 5). Son emplacement se trouvait à environ 108 pieds à l'est du bord de la piste.

Figure 5. Emplacement de l'épave (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

La boucle de la ceinture de sécurité du commandant de bord s'est détachée pendant la sortie de piste. Par conséquent, le commandant de bord a été projeté vers l'avant par les forces de décélération et il s'est heurté la tête sur la partie supérieure avant du poste de pilotage. Il a subi de graves blessures à la tête. Par conséquent, son certificat médical de Transports Canada a été suspendu jusqu'à ce qu'il soit possible de conclure qu'il n'a pas subi de blessures permanentes.

La ceinture de sécurité du premier officier est restée attachée, et ce dernier n'a subi que des blessures légères (contusions) aux jambes et au torse. Il n'a pas été possible de déterminer si la ceinture sous-abdominale de l'agente de bord était attachée au moment de la sortie de piste. L'agente de bord a subi des blessures légères.

1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie après impact.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Alors que l'aéronef traversait le terrain accidenté adjacent à la piste, des marchandises se sont relâchées des dispositifs de retenue et ont partiellement bloqué l'allée d'accès au poste de pilotage. Ces marchandises non arrimées n'ont pas empêché l'équipage de conduite de sortir de l'aéronef.

1.16 Essais et recherche

1.16.1 Rapports de laboratoire du BST

Le BST a produit les rapports de laboratoire suivants dans le cadre de la présente enquête :

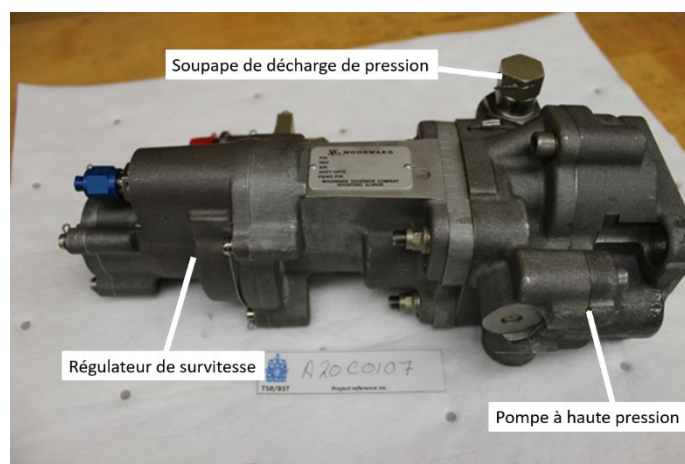
- LP170/2020 – FDR/QAR Download and Analysis [Téléchargement et analyse du FDR/QAR]
- LP171/2020 – CVR Download and Analysis [Téléchargement et analyse du CVR]
- LP197/2020 – NVM Data Recovery [Récupération des données de la mémoire non volatile]
- LP001/2021 – ATR-42-300 Seat Belt Analysis [Analyse des ceintures de sécurité de l'ATR 42-300]
- LP002/2021 – Propeller System Examination [Examen du système d'hélice]

1.16.2 Analyse du pas de l'hélice

Une analyse du FDR a révélé que l'hélice gauche était entrée dans un état de verrouillage de pas au moment même où l'équipage de conduite a observé l'indication d'hélice instable. Le pas de l'hélice s'était verrouillé à un angle de pale approximatif de 22,5°.

Une inspection réalisée pendant le démontage de la PCU gauche a révélé que celle-ci ne répondait pas aux critères de certification et qu'elle était lente à fonctionner à des températures de fonctionnement normales. Des essais plus détaillés des composants de la pompe à huile à haute pression de l'hélice (figure 6) ont révélé que la soupape de décharge de pression de la pompe avait cédé et ne permettait pas l'accumulation d'une pression d'huile adéquate dans le système.

Figure 6. Ensemble de régulateur de survitesse et de pompe à haute pression (Source : BST)



Un fragment métallique composé d'une substance de fer de faible teneur (figure 7) a été trouvé collé à la surface d'étanchéité de la soupape de décharge de pression de la pompe (figure 8). Cela a empêché la soupape de décharge de pression d'être étanche. L'origine du fragment métallique n'a pas pu être déterminée; cependant, la composition du contaminant métallique ne correspondait à aucune des pièces mises à l'essai. Compte tenu de sa taille, le fragment métallique aurait dû être piégé par le filtre à huile du moteur.

Figure 7. Le fragment métallique, récupéré sur la surface d'étanchéité, était composé d'une substance de fer de faible teneur non commune aux pièces mises à l'essai (Source : AeroControllex Group, Inc, avec annotations du BST)

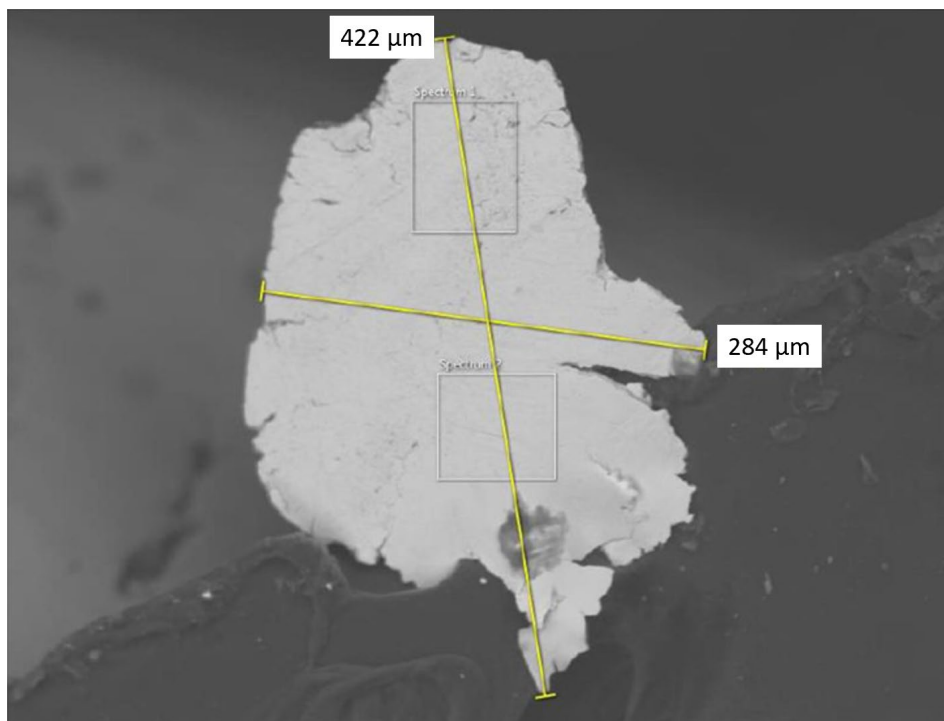
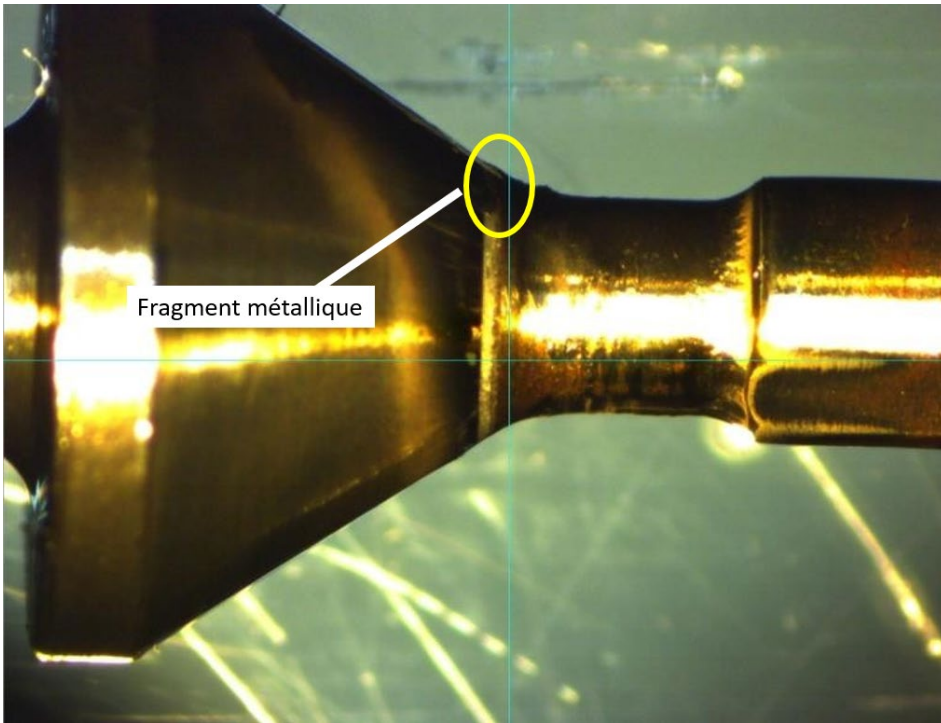


Figure 8. Emplacement du fragment métallique sur la surface d'étanchéité de la soupape à haute pression (Source : AeroControlex Group, Inc, avec annotations du BST)



L'hélice est entrée dans un état de verrouillage de pas à cause de la diminution de la pression de sortie de la pompe à haute pression. L'inspection réalisée pendant le démontage n'a révélé ni anomalie ni défaut préexistants qui auraient pu causer le verrouillage du pas de l'hélice gauche.

1.16.3 Ceintures de sécurité

Le système de ceinture de sécurité de chaque siège de pilote était un dispositif de retenue à 4 points, composé d'une ceinture sous-abdominale, d'une ceinture-baudrier et d'une boucle à déclenchement par rotation.

Les contusions sur les épaules et l'abdomen du commandant de bord indiquent que sa ceinture sous-abdominale et sa ceinture-baudrier avaient initialement transféré les forces de décélération sur son corps. Cependant, à un moment donné pendant la sortie de piste, son système de ceinture de sécurité s'est détaché et sa tête a heurté la partie avant du poste de pilotage.

Le laboratoire du BST a effectué une inspection visuelle détaillée des systèmes de ceinture de sécurité du commandant de bord et du premier officier, dont une inspection de l'état du tissu des ceintures et de l'état général du matériel. Le fonctionnement des boucles à déclenchement par rotation a également été inspecté. Aucun défaut n'a été décelé.

Une fois que l'inspection visuelle et l'inspection des boucles à déclenchement par rotation ont été terminées, le laboratoire du BST a mis à l'essai la résistance des sangles et du loquet de déverrouillage, ainsi que l'efficacité du verrouillage des systèmes de ceinture de sécurité

des 2 sièges de pilote, en effectuant un essai de traction. Les 2 sections de la ceinture sous-abdominale du commandant de bord et le mécanisme de déclenchement par rotation ont été installés dans l'appareil d'essai de traction. Les sections de ceinture sous-abdominale ont ensuite été étirées pour vérifier leur conformité avec la spécification réglementaire¹⁵, qui est de 3000 livres-force. Il n'y a pas eu de déclenchement prématuré du mécanisme de rotation du commandant de bord pendant l'essai de traction. Toutefois, la boucle s'est rompue à l'intérieur et les 2 sections de la ceinture sous-abdominale se sont désengagées simultanément à environ 2937 livres-force. Les essais ont été interrompus à ce moment-là en raison de la défaillance de la boucle.

D'après la spécification réglementaire, tout le système de harnais à 4 points doit être installé dans un banc d'essai en tant qu'ensemble complet. Cependant, les essais qui ont été effectués au Laboratoire d'ingénierie du BST ont utilisé un appareil d'essai de traction à axe unique utilisant 2 poignées; par conséquent, seules 2 pattes du système à 4 points pouvaient faire l'objet d'un essai à tout moment. Bien qu'il semble que la boucle ait échoué à l'essai, aux fins de la présente enquête, cela a démontré que les ceintures sous-abdominales pouvaient résister à une importante force avant de se relâcher.

L'inspection et les essais n'ont pas relevé d'anomalies ou de défauts préexistants qui auraient pu contribuer à un déclenchement intempestif du système de ceinture de sécurité du commandant de bord pendant la sortie de piste. La cause du déclenchement intempestif de la ceinture de sécurité n'a pas pu être déterminée.

1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

1.17.1 Généralités

Calm Air exerce ses activités conformément à la sous-partie 705 (Exploitation d'une entreprise de transport aérien) du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Elle dispose d'une flotte d'aéronefs ATR 42 et ATR 72 dans le nord du Manitoba et le centre de l'Arctique.

La compagnie est exploitée en vertu d'un système de contrôle d'exploitation de type B, qui est un système de régulation des vols en co-responsabilité¹⁶. Avant chaque vol, les répartiteurs examinent les conditions météorologiques, les NOTAM et la performance de l'aéronef à l'aide d'une application informatique, appelée NAVBLUE, qui génère le plan de vol exploitation. Ensuite, l'équipage de conduite examine le plan de vol exploitation et confirme que les renseignements sont exacts et que le vol peut être effectué de façon sécuritaire et conformément au RAC et aux procédures de la compagnie.

¹⁵ Federal Aviation Administration, Technical Standard Order TSO-C22g: Safety Belts (5 mars 1993).

¹⁶ Dans un système de régulation des vols en co-responsabilité, le pilote et le régulateur de vol se partagent la responsabilité « pour toute décision portant sur le plan de vol exploitation avant que le commandant de bord n'accepte le plan de vol exploitation ». (Source : Transports Canada, DORS/96-433, *Règlement de l'aviation canadien*, Norme 725 : Exploitation d'une entreprise de transport aérien – Avions, article 725.20).

Après le départ du vol, les répartiteurs effectuent ensuite des tâches de suivi du vol à l'aide d'une radio à très haute fréquence et/ou d'un téléphone satellite SKYTRAC, de courriels et de messages textes.

Puisque Calm Air exerce ses activités conformément à la sous-partie 705 du RAC, elle est tenue de disposer d'un système de gestion de la sécurité (SGS). Le SGS de Calm Air avait enregistré 2 événements antérieurs concernant des problèmes d'hélice; cependant, aucun n'était lié à un état de verrouillage de pas.

1.17.2 Opérations aériennes des aéronefs

Les instructions et les procédures relatives à l'exploitation des aéronefs de la compagnie sont contenues dans le manuel d'exploitation de l'équipage de conduite (FCOM) de Calm Air¹⁷, le manuel de vol de l'aéronef (AFM) de l'ATR 42¹⁸ et les procédures d'exploitation normalisées (SOP)¹⁹.

En cas d'urgence ou de situation anormale, les SOP de Calm Air indiquent que l'équipage de conduite doit [traduction] « évaluer la situation dans son ensemble, en tenant compte des défaillances, lorsqu'elles sont pleinement cernées, et des contraintes de vol imposées²⁰ ». Les SOP indiquent en outre ce qui suit [traduction] :

Toute illumination du voyant principal d'avertissement (MW) ou du voyant principal de mise en garde (MC) et tout carillon simple ou carillon répétitif continu connexe doivent être confirmés par l'annonce du PF [pilote aux commandes] :

« IDENTIFY AND CANCEL » [IDENTIFIER ET ANNULER]

Le PM [pilote surveillant] identifiera alors la défaillance sur le CAP [panneau d'alerte de l'équipage] et l'alerte locale, puis annulera l'avertissement en appuyant sur le MW ou le MC associé²¹.

Le QRH²², qui se trouve à bord de l'aéronef²³, comporte une version abrégée des procédures du FCOM et des SOP. Il s'agit d'une liste de vérification qui permet à l'équipage de conduite d'accéder rapidement et facilement à des renseignements essentiels sur l'aéronef afin de pouvoir réagir de manière appropriée à une urgence ou à une situation anormale.

¹⁷ Avions de Transport Régional, *Calm Air FCOM Flight Crew Operations Manual*, révision 10 (juillet 2020).

¹⁸ Avions de Transport Régional, *Calm Air AFM Aircraft Flight Manual*, révision 7.0 (juillet 2020).

¹⁹ Calm Air International LP, *Standard Operating Procedures ATR CAV-2116*, modification 06 (1^{er} mai 2020).

²⁰ Ibid., section 4.1 : QRH Checklist Procedures, p. 3.

²¹ Ibid.

²² Avions de Transport Régional, *Calm Air Quick Reference Handbook*, révision 1.0 (janvier 2018).

²³ Chaque aéronef transporte une copie papier du QRH propre au numéro de série de cet aéronef. De plus, une copie électronique est sauvegardée sur la tablette de chaque membre de l'équipage de conduite. Les copies électroniques du QRH sont génériques et ne sont pas propres à l'aéronef.

1.17.2.1 Procédures relatives aux voyants de petit pas

La section des procédures normales des SOP de Calm Air exige que le pilote surveillant annonce « TWO LOW PITCH » [DEUX PETITS PAS] si les 2 voyants « LO PITCH » s'allument au toucher des roues. Elle indique aussi que l'inversion de poussée ne doit pas être utilisée si 1 seul voyant « LO PITCH » s'allume²⁴. En outre, la section des SOP consacrée aux anomalies et aux procédures à la suite de défaillances indique ceci [traduction] :

Si les 2 voyants de petit pas ne s'allument pas après l'atterrissage, l'inversion ne doit pas être sélectionnée²⁵.

Une mise en garde semblable figure également dans l'AFM de l'ATR 42²⁶. Ni les SOP ni l'AFM de l'ATR 42 ne prévoient d'annonce normalisée pour la non-illumination d'un voyant de petit pas au toucher des roues.

Le FCOM développe le sujet plus en détail en ces termes [traduction] :

MISE EN GARDE

Si une dissymétrie de poussée se produit ou si un voyant « LO PITCH » n'est pas allumé, l'utilisation de tout inverseur de poussée est interdite.

Dans ce cas, le mécanisme de changement de pas de l'hélice est probablement verrouillé à un angle de pale positif, ce qui entraîne une poussée positive pour toute position PL [manette des gaz].

L'application de tout inverseur de poussée pourrait entraîner une poussée positive accrue et donc une difficulté à maîtriser l'asymétrie latérale²⁷.

Les procédures d'atterrissage normal du FCOM²⁸ et du QRH²⁹ comportent un tableau présentant des annonces et des directives d'utilisation de l'inversion en fonction de l'état d'illumination des voyants « LO PITCH » à l'atterrissage (tableau 4).

²⁴ Calm Air International LP, *Standard Operating Procedures ATR CAV-2116*, modification 06 (1^{er} mai 2020), section 3.59.6 : Touchdown, p. 99.

²⁵ Ibid., section 4.7 : Flight Idle Gate and Low Pitch Lights, p. 10.

²⁶ Avions de Transport Régional, *Calm Air AFM Aircraft Flight Manual*, révision 7.0 (juillet 2020), section 5.01 : Normal Procedures: Normal Landing, p. 9.

²⁷ Avions de Transport Régional, *Calm Air FCOM Flight Crew Operations Manual*, révision 10 (juillet 2020), Normal Operations: Additional Normal Procedures, section ANOR 1.3 : Landing, p. 6.

²⁸ Ibid., section NOR 2.2 : Landing, p. 52.

²⁹ Avions de Transport Régional, *Calm Air Quick Reference Handbook*, révision 1.0 (janvier 2018), Procedure: Normal Operations, section 17 : Landing, p. 16.

Tableau 4. Procédure d'atterrissage normal : VÉRIFICATION DU PETIT PAS et ANNONCE (Source : ATR)

MOTEUR	PETIT PAS	ANNONCE	INVERSION
2 MOTEURS	2	« 2 LOW PITCH » [2 PETITS PAS]	UTILISATION NORMALE
	1	« NO REVERSE » [AUCUNE INVERSION]	AUCUNE INVERSION
	0		
1 MOTEUR	1	« 1 LOW PITCH » [1 PETIT PAS]	UTILISER AVEC SOIN

1.17.3 Caractéristiques de conception du manuel de référence rapide

Le manuel de référence rapide (QRH) comporte des procédures (y compris des procédures d'urgence et anormales) qui pourraient devoir être consultées rapidement ou fréquemment par un utilisateur compétent pendant l'exploitation de l'aéronef. Il présente également des stratégies pour faire face aux conditions régnantes. Bien que l'équipage de conduite puisse consulter les renseignements et les procédures anormales et d'urgence élargies figurant dans l'AFM, les SOP ou le FCOM pour obtenir de possibles conseils supplémentaires, si les conditions le permettent, le QRH est un document autonome.

La façon dont le QRH est conçu et élaboré est essentielle pour garantir que les pilotes réagissent de façon appropriée à diverses situations. Le QRH présente des stratégies pour faire face à des défaillances précises de manière à réduire au minimum leur incidence opérationnelle sur les systèmes et la performance de l'aéronef. Il vise à garantir que la réaction à une urgence ou à une situation anormale est aussi organisée et complète que possible à un moment où la charge cognitive des membres de l'équipage de conduite peut nuire au rendement de ces derniers. Pour remplir ces objectifs, le QRH doit appliquer une ergonomie de mise en page claire et sans ambiguïté. Le contenu doit pouvoir aider les pilotes à déterminer correctement une situation anormale ou une urgence ainsi que les conditions préalables connexes et les étapes conditionnelles à suivre pour faire face à la situation, tout en évitant l'omission d'actions ou encore le recours à des actions non pertinentes ou involontaires.

1.17.3.1 Manuel de référence rapide

Le QRH transporté dans le poste de pilotage lors du vol à l'étude était la révision 1.0, datée de janvier 2018. Les caractéristiques suivantes du format et de la mise en page ont été notées :

- La première page de texte après la page de couverture énumère les sections du QRH dans l'ordre où elles apparaissent : OEB (bulletins techniques d'exploitation), GEN (renseignements généraux), LIM (limites), EMR (procédures d'urgence), ABN (procédures anormales), NOR (procédures normales), PER (données de performance [opérationnelles]).
- Un séparateur de couleur identifie 4 des 7 sections : jaune pour les bulletins techniques d'exploitation, rouge pour les procédures d'urgence, orange pour les procédures anormales, et vert pour les procédures normales.

- À la fin de la section des renseignements généraux, on trouve une liste des procédures figurant dans les sections des procédures d'urgence et des procédures anormales. Celles-ci sont organisées selon le système de numérotation de l'Air Transport Association (ATA), dans la mesure où cela est pratique, et non selon la défaillance. Aucun numéro de page n'est indiqué. Ce manque de renseignements n'est pas propice à la découverte rapide d'une procédure donnée en cas d'urgence.
- Au début des sections des procédures d'urgence et des procédures anormales, les procédures figurant dans chaque section sont énumérées, mais sans numéro de page. La section des procédures anormales est organisée de façon séquentielle par code de l'ATA, chacune sous une rubrique consacrée à un système d'aéronef (p. ex. climatisation, commandes de vol, groupe motopropulseur); la section des procédures d'urgence est organisée de façon similaire, mais sans les rubriques consacrées aux systèmes d'aéronef.
- Le QRH ne comporte aucune section propre au fonctionnement des hélices ou à tout fonctionnement anormal connexe. Sous la rubrique du groupe motopropulseur de la section des procédures anormales, on trouve des procédures relatives au fonctionnement des hélices.

1.17.3.2 Procédures anormales figurant dans le manuel de référence rapide

Le QRH comporte 3 éléments de la liste de vérification en cas de situation anormale qui sont liés au système d'hélice en vol : « LO PITCH IN FLIGHT » [PETIT PAS EN VOL] (code A70.11)³⁰, « ABNORMAL ENG [engine] PARAMETERS IN FLIGHT » [PARAMÈTRES MOTEUR ANORMAUX EN VOL] (code A70.13)³¹ et « PROP 1(2) OVER LIMIT » [HÉLICE 1(2) AU-DESSUS DE LA LIMITE] (code A70.19)³².

L'objectif de ces procédures est d'aider l'équipage de conduite à isoler le moteur concerné, puis à l'arrêter. Ces 3 procédures se trouvent dans la section des procédures anormales, dans les procédures relatives au groupe motopropulseur. Il n'existe pas de procédure propre à un état de verrouillage de pas, et il n'existe pas non plus de section distincte du QRH qui concerne le fonctionnement anormal des hélices.

Ces 3 procédures anormales indiquent que l'équipage de conduite doit arrêter le moteur concerné et appliquer la procédure « SINGLE ENG [engine] OPERATION » [OPÉRATION À UN SEUL MOTEUR] (code A70.12).

³⁰ Ibid., Following Failures: Power Plant, A70.11 : LO PITCH IN FLIGHT, p. 4.

³¹ Ibid., A70.13 : ABNORMAL ENG PARAMETERS IN FLIGHT, p. 5.

³² Ibid., A70.19 : PROP 1(2) OVER LIMIT, p. 8.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Opérations aériennes dans l'Arctique

Les aéronefs qui effectuent des opérations aériennes dans l'Arctique sont soumis à des conditions particulières qui peuvent avoir une incidence sur la prise de décisions de l'équipage de conduite dans une plus grande mesure que dans les opérations aériennes effectuées plus au sud. Ces conditions sont notamment :

- un temps extrêmement froid;
- des pistes glissantes³³;
- la présence d'une seule piste dans la plupart des aéroports, ce qui peut entraîner des vents de travers au décollage et à l'atterrissage;
- un nombre limité d'aérodromes, ce qui nécessite de parcourir de grandes distances vers les aéroports de dégagement³⁴ et les installations de maintenance et de réparation.

1.18.2 Communication entre les membres de l'équipage

La gestion des ressources de l'équipage (CRM) est « [l]'utilisation efficace de toutes les ressources disponibles (p. ex., membres d'équipage, systèmes de l'aéronef, installations et personnes de soutien) pour assurer un fonctionnement sûr et efficace. L'objectif de la CRM est d'améliorer les compétences en matière de communication, de facteurs humains et de gestion des membres d'équipage concernés³⁵ ». La formation sur la CRM exigée par Transports Canada comprend les communications efficaces de l'équipage, la gestion des menaces et des erreurs, ainsi que les questions relatives à l'aviation qui relèvent de facteurs humains³⁶. Une méthode particulièrement importante de collecte de renseignements est la communication efficace au sein de l'équipage. Une communication efficace est définie comme la capacité à transmettre clairement un message voulu. Avant l'approche vers CYUT, il y a eu très peu de communications entre les membres de l'équipage de conduite au sujet des indications de régime anormal de l'hélice et des options possibles.

³³ Pendant les opérations sur des pistes glissantes ou recouvertes de neige compactée, il est courant de sélectionner le « petit pas » dès le toucher des roues. Cette procédure n'empêche pas l'équipage de conduite d'annoncer l'état des voyants de petit pas au toucher des roues.

³⁴ Le détournement vers ces aéroports de dégagement nécessite souvent une plus grande quantité de carburant.

³⁵ Transports Canada, Circulaire d'information (CI) n° 700-042 : Gestion des ressources de l'équipage (CRM), numéro 02 (14 mars 2020), section 2.3 Définitions et abréviations, à l'adresse <https://tc.canada.ca/fr/aviation/centre-reference/circulaires-information/circulaire-information-ci-no-700-042> (dernière consultation le 7 octobre 2022).

³⁶ Ibid., section 7.6 Programme de formation.

2.0 ANALYSE

La présente analyse portera sur ce qui suit :

- les multiples défaillances des composants du système de commande d'hélice, dont l'une a entraîné un état de verrouillage de pas de l'hélice;
- les actions et la prise de décisions de l'équipage de conduite en réaction à l'état de verrouillage de pas de l'hélice;
- l'utilité de la liste de vérification du manuel de référence rapide (QRH);
- les chances de survie par rapport au déclenchement intempestif de la ceinture de sécurité du commandant de bord.

2.1 Défaillance de l'unité de commande d'hélice

L'inspection réalisée pendant le démontage de l'unité de commande d'hélice (PCU) gauche a révélé que la PCU ne répondait pas aux critères de certification et qu'elle était lente à fonctionner à des températures de fonctionnement normales. La mise à l'essai de la pompe à huile à haute pression de l'hélice a révélé que sa soupape de décharge de pression ne permettait pas l'accumulation d'une pression d'huile adéquate dans le système.

Une contamination métallique d'une source indéterminée a été trouvée dans la soupape de décharge de pression de la pompe à haute pression; cela a empêché la soupape d'être étanche. L'obstruction du joint d'étanchéité a diminué la pression de sortie de la pompe à haute pression, en plus de réduire la capacité de la PCU à contrôler le pas de l'hélice.

Cette baisse de la pression de sortie s'est produite pendant le segment de croisière du vol à l'étude, vers le moment où l'équipage de conduite a observé l'indication d'hélice instable. Lorsque la diminution de la pression de sortie s'est produite, afin d'empêcher la pression aérodynamique et centrifuge de faire entraîner les pales de l'hélice dans un état de pas fin (et de provoquer une situation de survitesse), le mécanisme de verrouillage de pas de l'hélice s'est activé et a verrouillé les pales de l'hélice à un pas d'environ 22,5°. Cet état de verrouillage de pas était cependant inconnu de l'équipage de conduite.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Un contaminant présent à l'intérieur de la pompe à haute pression de l'hélice gauche a provoqué la défaillance de sa soupape de décharge de pression. Par conséquent, l'hélice est entrée dans un état de verrouillage de pas et est restée dans cet état jusqu'à l'atterrissage de l'aéronef.

Les procédures d'exploitation normalisées (SOP) de Calm Air exigent que le pilote surveillant fasse une annonce si les 2 voyants « LO PITCH » [PETIT PAS] s'allument au toucher des roues. Elles précisent que l'inversion de poussée n'est pas autorisée si 1 seul voyant s'allume. Ni les SOP ni le manuel de vol de l'aéronef (AFM) de l'ATR 42 n'exigent d'annonce normalisée pour la non-illumination d'un voyant de petit pas à l'atterrissage. Toutefois, l'AFM, le QRH et le manuel d'exploitation de l'équipage de conduite (FCOM) indiquent tous que, si les 2 voyants « LO PITCH » ne s'allument pas après l'atterrissage, il ne

faut pas sélectionner l'inversion de poussée, car le mécanisme de changement de pas est probablement verrouillé à un angle de pale positif.

Au moment du toucher des roues, 750 pieds après le seuil, le pilote aux commandes a immédiatement sélectionné l'inversion de poussée, peut-être en raison de la longueur relativement courte de la piste; toutefois, seule l'hélice droite est passée en inversion. Presque en même temps que la sélection de l'inversion de poussée, seul le voyant « LO PITCH » du moteur n° 2 s'est allumé. Le pilote surveillant n'a pas eu le temps de déterminer l'état des voyants « LO PITCH » et de faire l'annonce « TWO LOW PITCH » avant la sélection de l'inversion. L'équipage de conduite ne savait pas que l'hélice gauche était en état de verrouillage de pas et que l'inversion de poussée n'était pas disponible du côté gauche.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

Immédiatement après le toucher des roues, le pilote aux commandes a sélectionné l'inversion de poussée sans la confirmation que les 2 voyants « LO PITCH » s'étaient allumés. L'hélice gauche étant en état de verrouillage de pas, la sélection de l'inversion de poussée a fait en sorte que l'aéronef est entré dans un état de poussée asymétrique.

En raison de la poussée asymétrique, la maîtrise en direction de l'aéronef n'a pu être maintenue. Par conséquent, l'aéronef a quitté la surface d'atterrissage de la piste, a traversé un terrain accidenté adjacent à la piste et a subi d'importants dommages.

2.2 Communication entre les membres de l'équipage

Lorsque les membres de l'équipage de conduite ont initialement remarqué les indications d'hélice anormales, ils ont brièvement discuté de la situation, mais n'ont pas consulté le QRH pour trouver une solution à la situation, ni pris d'autres mesures de procédure. Le commandant de bord a étudié ses options (c.-à-d. retourner à l'aéroport de Rankin Inlet, arrêter le moteur gauche, ou les deux); cependant, il n'a pas expressément discuté de ces options avec le premier officier. Ainsi, les membres de l'équipage de conduite n'ont pas pleinement évalué leur situation en tant qu'équipe, ce qui peut les avoir empêchés de déterminer la nature du mauvais fonctionnement qu'ils subissaient. Cette situation n'était pas conforme aux pratiques exemplaires de la CRM.

Fait établi quant aux risques

Si les membres d'un équipage de conduite n'évaluent pas les situations anormales en équipe, il y a un risque qu'ils ne déterminent pas la nature de la situation anormale et la mesure qu'il convient le mieux de prendre.

2.3 Manuel de référence rapide

Le QRH ne comporte pas de procédure précise en cas de situation anormale ou d'urgence expliquant la façon dont les membres de l'équipage de conduite peuvent cerner et gérer un état de verrouillage de pas de l'hélice en cours de vol.

La seule procédure du QRH qui traite présumément d'un état de verrouillage de pas est la procédure « ABNORMAL ENG [engine] PARAMETERS IN FLIGHT » [PARAMÈTRES MOTEUR ANORMAUX EN VOL] (code A70.13), qui se trouve dans la section des procédures anormales du QRH. L'objectif de cette procédure est d'aider l'équipage de conduite à isoler le moteur concerné, puis à l'arrêter. Dans l'événement à l'étude, les membres de l'équipage de conduite ont brièvement discuté de la situation et ont tenté à plusieurs reprises de diagnostiquer et de déterminer le problème, sans toutefois consulter le QRH.

Pendant le vol à l'étude, le régime de l'hélice a fluctué, mais est resté dans les limites, et les paramètres moteur étaient normaux. En fait, le commandant de bord croyait que les fluctuations du régime de l'hélice étaient liées à une activité de maintenance avant le vol. Comme il n'y avait pas d'indication claire d'un état de verrouillage de pas, les membres de l'équipage de conduite ne savaient pas ce qu'était le plan d'action le plus sûr pour résoudre le problème.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Comme il n'y avait dans le poste de pilotage aucune indication d'un état de verrouillage de pas en vol, les membres de l'équipage de conduite ne savaient pas que l'hélice était entrée dans un état de verrouillage de pas. Ils ont poursuivi le vol vers l'aéroport de Naujaat (CYUT) (Nunavut) sans discuter des options.

Compte tenu de la mise en page du QRH, les équipages de conduite doivent bien connaître le QRH et le type de mauvais fonctionnement afin de trouver rapidement les procédures applicables. Même si les sections des procédures anormales et d'urgence pouvaient être repérées à l'aide des séparateurs de couleur, il faudrait quand même du temps à l'équipage de conduite pour feuilleter les sections afin de trouver la procédure. Il n'y a pas dans la table des matières de numéros de page pour aider l'équipage de conduite; les codes associés aux procédures prennent du temps à trouver dans la table des matières, et ils doivent ensuite être mémorisés pendant que l'équipage de conduite feuillette la section jusqu'à ce que le code souhaité soit trouvé. La mise en page et la conception du QRH font qu'il est difficile pour un équipage de conduite de trouver rapidement et efficacement la procédure souhaitée en cas d'urgence.

Fait établi quant aux risques

Si la mise en page et la conception d'un QRH font qu'il est difficile pour les membres d'un équipage de conduite de trouver une procédure pour remédier à un mauvais fonctionnement, ces derniers risquent de ne pas prendre les mesures appropriées rapidement ou efficacement, ce qui peut conduire à un état dangereux de l'aéronef.

2.4 Chances de survie

À un moment donné pendant la sortie de piste, la boucle de la ceinture de sécurité du commandant de bord s'est détachée sans intervention du commandant de bord. La cause du déclenchement intempestif de la ceinture de sécurité n'a pu être déterminée.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Pour des raisons indéterminées, la boucle de la ceinture de sécurité du commandant de bord s'est détachée pendant la sortie de piste, et la tête du commandant de bord a heurté la partie supérieure avant du poste de pilotage, entraînant de graves blessures à la tête.

3.0 FAITS ÉTABLIS

3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

Il s'agit des conditions, actes ou lacunes de sécurité qui ont causé l'événement ou y ont contribué.

1. Un contaminant présent à l'intérieur de la pompe à haute pression de l'hélice gauche a provoqué la défaillance de sa soupape de décharge de pression. Par conséquent, l'hélice est entrée dans un état de verrouillage de pas et est restée dans cet état jusqu'à l'atterrissage de l'aéronef.
2. Comme il n'y avait dans le poste de pilotage aucune indication d'un état de verrouillage de pas en vol, les membres de l'équipage de conduite ne savaient pas que l'hélice était entrée dans un état de verrouillage de pas. Ils ont poursuivi le vol vers l'aéroport de Naujaat (CYUT) (Nunavut) sans discuter des options.
3. Immédiatement après le toucher des roues, le pilote aux commandes a sélectionné l'inversion de poussée sans la confirmation que les 2 voyants « LO PITCH » [PETIT PAS] s'étaient allumés. L'hélice gauche étant en état de verrouillage de pas, la sélection de l'inversion de poussée a fait en sorte que l'aéronef est entré dans un état de poussée asymétrique.
4. En raison de la poussée asymétrique, la maîtrise en direction de l'aéronef n'a pu être maintenue. Par conséquent, l'aéronef a quitté la surface d'atterrissage de la piste, a traversé un terrain accidenté adjacent à la piste et a subi d'importants dommages.
5. Pour des raisons indéterminées, la boucle de la ceinture de sécurité du commandant de bord s'est détachée pendant la sortie de piste, et la tête du commandant de bord a heurté la partie supérieure avant du poste de pilotage, entraînant de graves blessures à la tête.

3.2 Faits établis quant aux risques

Il s'agit des conditions, des actes dangereux, ou des lacunes de sécurité qui n'ont pas été un facteur dans cet événement, mais qui pourraient avoir des conséquences néfastes lors de futurs événements.

1. Si les membres d'un équipage de conduite n'évaluent pas les situations anormales en équipe, il y a un risque qu'ils ne déterminent pas la nature de la situation anormale et la mesure qu'il convient le mieux de prendre.
2. Si la mise en page et la conception d'un manuel de référence rapide font qu'il est difficile pour les membres d'un équipage de conduite de trouver une procédure pour remédier à un mauvais fonctionnement, ces derniers risquent de ne pas prendre les mesures appropriées rapidement ou efficacement, ce qui peut conduire à un état dangereux de l'aéronef.

4.0 MESURES DE SÉCURITÉ

4.1 Mesures de sécurité prises

4.1.1 Calm Air International LP

Le 9 décembre 2020, l'exploitant a publié le bulletin d'exploitation de vol 2020-07, qui décrit un état connu sous le nom de « pitch lock » [verrouillage de pas]. Le bulletin décrit en outre :

- les causes possibles de cet état;
- la façon de le repérer;
- les mesures à prendre si la présence de cet état est soupçonnée.

En février 2021, l'exploitant a ajouté dans sa formation périodique sur simulateur pour l'ATR 42 des scénarios dans lesquels l'hélice entre dans un état de verrouillage de pas.

Le présent rapport conclut l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 19 octobre 2022. Le rapport a été officiellement publié le 1^{er} novembre 2022.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada (www.bst.gc.ca) pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également la Liste de surveillance, qui énumère les problèmes de sécurité dans les transports qui posent les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a constaté que les mesures prises à ce jour sont inadéquates, et que le secteur et les organismes de réglementation doivent adopter d'autres mesures concrètes pour éliminer ces risques.

ANNEXES

Annexe A – Accidents antérieurs d'ATR 42 avec verrouillage de pas

Date	Modèle d'aéronef (numéro de série)	Modèle de moteur	Lieu	Description de l'événement	Analyse technique
1999-10-24	ATR 42-320 (284)	PW121	Aéroport d'Apartadó/Antonio Roldán Betancur, Colombie	<ul style="list-style-type: none"> • L'aéronef est sorti de la piste après avoir atterri sur le côté droit de la piste. • Le train d'atterrissage avant s'est affaissé en raison des fortes charges générées par le sol très mou qui avait été trempé par de fortes pluies. • L'hélice droite présentait des marques d'impact avec le sol. 	<ul style="list-style-type: none"> • L'enregistreur de données de vol (FDR) et un examen effectué par Hamilton Sundstrand ont permis de confirmer que le verrouillage de pas était la conséquence d'un mauvais fonctionnement de la pompe à haute pression, lui-même causé par un surcouple de la soupape de décharge de pression. • L'enquête détaillée sur la soupape de décharge de pression, gérée par Woodward, Inc., a confirmé les conclusions de l'essai effectué à Pratt & Whitney Canada. • Le manuel de vol de l'aéronef (AFM) a été révisé de manière à inclure une vérification du voyant de petit pas pendant l'atterrissage. • La révision de l'AFM imposée par la consigne de navigabilité (CN) 2000-436-080(B) de la Direction générale de l'aviation civile a été intégrée.
2000-08-01	ATR 42-320 (169)	PW121	Aéroport international d'Athènes, Grèce	<ul style="list-style-type: none"> • Après environ 2000 m, l'aéronef a quitté la piste, a traversé un terrain dur et s'est arrêté de façon sécuritaire à une intersection. • Le pilote a signalé que la direction et le freinage avaient été perdus sans avertissement. 	<ul style="list-style-type: none"> • Les données du FDR numérique indiquaient clairement que le moteur était en verrouillage de pas à 80 % N_p à environ 1000 pieds et 145 nœuds lorsque les manettes de commande ont été déplacées à 100 % N_p avant l'atterrissage. • Le moteur n° 2 était alors automatiquement contrôlé à 70,8 % N_h grâce au mode de régulation du carburant. • Le moteur n° 1 fonctionnait selon des paramètres normaux; après le toucher des roues, l'inversion a été appliquée. • Le verrouillage de pas a été attribué à la vis à billes de l'unité de commande d'hélice (PCU) – le démontage de la PCU a révélé la présence de particules métalliques à l'intérieur et la contamination d'une vis à billes.

					<ul style="list-style-type: none"> • Un banc d'essai avec vis à billes et un démontage ont été effectués. La vis à billes a échoué au banc d'essai (les données enregistrées étaient supérieures aux limites autorisées par la production). Le démontage a révélé que, parmi les 6 gorges de roulement à billes, qui peuvent accueillir 30 billes chacune, seules 2 d'entre elles (gorges de roulement 1 et 4) avaient des billes. • Scénario le plus probable : il manquait des billes depuis de la production. Un nouveau contrôle de la qualité a été mis en place pour vérifier la présence des billes en sortie de la chaîne de montage. • La contamination a été déterminée comme étant le principal facteur contributif de cet événement. • La consigne de navigabilité 2002-070-090(B) R1 a été publiée en 2002 pour rendre obligatoire le nettoyage par ultrasons de la vis à billes de la PCU.
2007-07-16	ATR 42-300 (inconnu)	PW120	Aéroport de São Paulo/ Congonhas, Brésil	<ul style="list-style-type: none"> • Tout juste après le toucher des roues dans des conditions difficiles causées par de fortes pluies, l'aéronef est soudainement sorti de la piste et a traversé une zone d'évacuation, heurtant une série d'obstacles. • Il n'y a eu ni mort ni blessé, mais d'importants dommages au train d'atterrissage avant (enfoncé dans le fuselage), aux 2 trains d'atterrissage principaux (qui sont restés en position sortie) et à d'autres endroits, et d'importants dommages structuraux à l'aéronef. • L'aéronef s'est immobilisé à environ 500 m du point de la sortie de piste, après avoir effectué une rotation de près de 180°. 	<ul style="list-style-type: none"> • La PCU a échoué à l'essai, telle qu'elle avait été reçue à Hamilton Sundstrand. • La défaillance de la PCU a entraîné un fonctionnement en mode de pas fixe. Cependant, l'application de l'inversion sans voyant de petit pas dans le poste de pilotage a créé une poussée asymétrique. • Il existe déjà une procédure opérationnelle qui interdit l'utilisation de l'inversion en cas d'absence de voyant de petit pas.

				<ul style="list-style-type: none"> • À l'arrêt final, les roues principales de l'aéronef se sont enfoncées de 4 pouces dans le sol (dans un champ d'herbe de la zone d'évacuation). 	
2009-05-30	ATR 72-202 (316)	PW124B	Inconnu	<ul style="list-style-type: none"> • Défaillance du générateur n° 2 de courant continu (CC). • Le pilote a utilisé l'inversion après que l'aéronef a atterri, après que la roue avant a touché le sol. • L'aéronef a glissé hors de la piste. • Le pilote a tenté d'utiliser le frein normal, sans toutefois y parvenir, après quoi il a décidé d'utiliser le frein d'urgence. 	<ul style="list-style-type: none"> • On a soupçonné qu'il y avait eu verrouillage de pas. • Des recommandations ont été envoyées à l'exploitant afin que la PCU et la pompe à haute pression soient remplacées.

Source des renseignements : Avions de Transport Régional

Annexe B – Consigne de navigabilité : Aéronefs ATR 42 – Hélices – Composant du système de changement de pas (ATA 61)

GSAC		
<h3>CONSIGNE DE NAVIGABILITE</h3> <p>définie par la DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE</p> <p><i>Les examens ou modifications décrits ci-dessous sont impératifs. La non application des exigences contenues dans cette consigne entraîne l'inaptitude au vol de l'aéronef concerné.</i></p>		
<p>ATR</p> <p>Avions ATR 42</p> <p>Hélices - Système de changement de pas (ATA 61)</p>		
<p>1. APPLICABILITE :</p> <p>Avions ATR 42-200, -300, -320.</p>		
<p>2. RAISONS :</p> <p>En 1999 et 2000, 3 cas de blocage du pas de l'hélice, pendant l'approche finale, se sont produits sur la flotte ATR. Lors de deux cas, la dissymétrie de traction occasionnée par le blocage du pas de l'hélice n'a pas été identifiée par l'équipage durant l'atterrissage, et l'avion est sorti de piste après l'activation de l'inverseur de pas alors que la condition "low pitch" n'était pas effective pour les deux moteurs.</p> <p>Les investigations menées sur les composants suspects du système de commande de pas de l'hélice, ont mis en évidence des anomalies significatives sur la vis à bille d'un PCU (Pitch Control Unit). Le blocage et la perte d'efficacité constatés lors de l'essai au banc sont dus à une contamination de la vis à bille. Sur les PCU âgés installés sur les hélices Hamilton Sundstrand 14SF5, ces anomalies peuvent contribuer à un blocage du pas, en particulier lorsqu'elles sont combinées à une panne d'un autre élément du système de commande de pas de l'hélice.</p> <p>Les actions rendues obligatoires par la présente Consigne de Navigabilité (CN) ont pour but d'effectuer le nettoyage de la vis à bille afin d'éviter un blocage du pas d'hélice et une diminution de la contrôlabilité de l'avion durant l'atterrissage.</p> <p>La Révision 1 de cette CN vise à clarifier le paragraphe 3.</p>		
<p>3. ACTIONS IMPERATIVES ET DELAIS D'APPLICATION :</p> <p>Les mesures suivantes sont obligatoires à la date d'entrée en vigueur de la présente CN.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Avant d'atteindre 10 500 heures de vol depuis neuf ou depuis la dernière inspection de pièces critiques, - ou dans le cas d'une contamination, - ou dans le cas d'anomalies constatées lors des essais d'acceptation, <p>réaliser, en accord avec la Révision Temporaire n° 61-6 du manuel de maintenance du PCU 61-21-07, le nettoyage par ultrasons de la vis à bille des PCU installés sur les hélices HAMILTON SUNDSTRAND 14SF5.</p> <p style="text-align: right;">.../...</p>		
Date : 15/05/2002	ATR Avions ATR 42	2002-070-090(B) R1

GSAC	CONSIGNE DE NAVIGABILITE réf. : 2002-070-090(B) R1 Page n° 2
<p data-bbox="363 289 1312 317">Nota : Les actions imposées par la présente CN complètent celles de la CN 2002-071-091(B).</p> <hr data-bbox="768 352 997 359"/> <p data-bbox="613 401 1143 428">REF. : HAMILTON SUNDSTRAND CMM 61-21-07.</p> <hr data-bbox="768 464 997 470"/> <p data-bbox="363 512 1143 539"> Cette Révision 1 remplace la CN originale 2002-070-090(B) du 23 janvier 2002.</p> <hr data-bbox="768 575 997 581"/> <p data-bbox="699 623 1062 651"><u>DATES D'ENTREE EN VIGUEUR</u> :</p> <p data-bbox="634 674 1127 701"> <u>CN originale et Révision 1 : 02 FEVRIER 2002</u></p>	

Source : Direction générale de l'aviation civile, Consigne de navigabilité CN 2002-070-090(B) R1 : Avions ATR 42 – Hélices – Système de changement de pas (ATA 61) (publiée le 15 mai 2002).