



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada



RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A23P0136

FOUDROIEMENT ET PERTE DE CONTRÔLE

Helijet International Inc.
Sikorsky S-76C++ (hélicoptère), C-GXHJ
Sidney (Colombie-Britannique), 10 NM NE
24 octobre 2023

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 le présent 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 A23P0136 (version corrigée; publié le 13 août 2026).

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, 2026

Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A23P0136

No de cat. TU3-10/23-0136-1F-PDF

ISBN 978-0-662-43438-2

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
1.1.1 Contexte	6
1.1.2 Vol à l'étude	7
1.2 Personnes blessées	9
1.3 Dommages à l'aéronef	9
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le personnel	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.6.1 Rotor principal et rotor de queue	12
1.6.2 Système numérique de commandes automatiques de vol	16
1.6.3 Circuits hydrauliques des commandes de vol	17
1.7 Renseignements météorologiques	17
1.7.1 Prévisions météorologiques	17
1.7.2 Conditions météorologiques réelles	18
1.7.3 Analyse d'Environnement et Changement climatique Canada	20
1.8 Aides à la navigation	23
1.9 Communications	25
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	25
1.11 Enregistreurs de bord	26
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	28
1.12.1 Examen du rotor de queue	28
1.12.2 Examen du système d'entraînement du rotor de queue	29
1.12.3 Examen des pales du rotor principal	30
1.12.4 Examen de la tête du rotor principal	32
1.12.5 Autres dommages à l'hélicoptère	33
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	33
1.14 Incendie	34
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	34
1.16 Essais et recherche	34
1.16.1 Rapports de laboratoire du BST	34
1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion	34
1.18 Renseignements supplémentaires	35
1.18.1 Effets directs et indirects des foudroiements sur les aéronefs	35
1.18.2 Désorientation spatiale	36
1.18.3 Prise de décision classique et continuation de vol	38
2.0 Analyse	40
2.1 Conditions météorologiques prévues et réelles	40
2.2 Dommages à l'aéronef causés par le foudroiement	41
2.3 Pilotage de l'aéronef après le foudroiement	42
2.4 Poursuite du vol après un foudroiement	43

3.0	Faits établis	45
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs.....	45
3.2	Autres faits établis.....	45
4.0	Mesures de sécurité	46
4.1	Mesures de sécurité prises	46
Annexes.....		47
	Annexe A – Tracé de l’enregistreur de données de vol	47

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A23P0136

FOUDROIEMENT ET PERTE DE CONTRÔLE

Helijet International Inc.

Sikorsky S-76C++ (hélicoptère), C-GXHJ

Sidney (Colombie-Britannique), 10 NM NE

24 octobre 2023

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. Les pronoms et les titres de poste masculins peuvent être utilisés pour désigner tous les genres afin de respecter la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* (L.C. 1989, ch. 3).

RÉSUMÉ

Le 24 octobre 2023, à 9 h 11, heure avancée du Pacifique, l'hélicoptère Sikorsky S-76C++ (immatriculation C-GXHJ, numéro de série 760774) exploité par Helijet International Inc. est parti de l'héliport Vancouver Harbour (Colombie-Britannique) (CBC7) pour effectuer un vol selon les règles de vol aux instruments à destination de l'héliport Victoria Harbour (Camel Point) (Colombie-Britannique) (CBF7), avec 2 membres d'équipage et 12 passagers à bord. Pendant qu'il était en vol de croisière à 4000 pieds au-dessus du niveau de la mer, l'hélicoptère a été frappé par la foudre et s'est mis à descendre rapidement de façon non contrôlée. Le commandant de bord a rétabli le vol rectiligne en palier après une perte de 3144 pieds d'altitude. L'équipage de conduite a poursuivi son vol jusqu'à CBF7 et s'est posé sans autre incident. Aucune blessure n'a été signalée. L'hélicoptère a subi d'importants dommages.

1.0 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Contexte

Le 24 octobre 2023, il était prévu que l'hélicoptère Sikorsky S-76C++ exploité par Helijet International Inc. (Helijet) effectue plusieurs vols aller-retour entre l'héliport Vancouver Harbour (CBC7)¹ et l'héliport Victoria Harbour (Camel Point) (CBF7). À 5 h 15,² le commandant de bord et le premier officier (P/O) sont arrivés au siège social et au hangar de Helijet, situés du côté sud de l'aéroport international de Vancouver (CYVR), pour commencer leur quart de travail prévu du matin. L'équipage de conduite a examiné le carnet de route de l'hélicoptère afin de vérifier la masse et le centrage, les travaux de maintenance récents, les prochaines inspections prévues et les défauts dont la correction avait été reportée.

L'équipage de conduite a effectué une vérification avant le vol et a préparé l'hélicoptère pour le départ. Le commandant de bord a décidé que le P/O commencerait la journée comme pilote aux commandes, occupant le siège droit et que le commandant de bord serait le pilote surveillant occupant le siège gauche. Les pilotes changeaient normalement de siège à mi-journée, conformément aux procédures d'exploitation normalisées (SOP) de Helijet³. Le P/O était le pilote aux commandes pour tous les vols précédant le vol à l'étude, et pour celui-ci.

L'équipage de conduite a examiné les prévisions de zone graphique (GFA) disponibles, les prévisions d'aérodrome (TAF) et les messages d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR) pertinents à la route prévue. Il a noté qu'un changement météorologique était prévu plus tard dans la journée. À 6 h 24, l'équipage de conduite a décollé de CYVR selon les règles de vol à vue (VFR) et a atterri à CBC7 environ 10 minutes plus tard pour prendre les premiers passagers de la journée.

Avant le vol à l'étude, l'équipage de conduite a effectué 2 vols selon les règles de vol aux instruments (IFR) entre CBC7 et CBF7. Pour chacun d'eux, l'équipage de conduite a rempli un plan de vol exploitation qui comprenait la masse et le centrage des passagers. L'équipage de conduite a aussi examiné les METAR actuels. Les passagers sont montés à bord de l'hélicoptère, et un exposé sur les mesures de sécurité à l'intention des passagers leur a été donné. Les 2 vols ont décollé et atterri par temps clair, rencontrant toutefois des nuages pendant leur vol de croisière à 4000 et 5000 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL). La température à l'altitude de croisière était d'environ 0 °C, mais l'équipage de conduite n'a observé aucun givrage.

¹ Tous les lieux sont situés dans la province de la Colombie-Britannique, sauf indication contraire.

² Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné moins 7 heures).

³ Helijet International Inc., *Standard Operating Procedures: Scheduled Airline Service, Sikorsky 76C++*, révision 1.1 (30 septembre 2020), chapitre 1 : General, section 1.10, Right and Left Seats, p. 1-13.

1.1.2 Vol à l'étude

Avant de quitter CBC7, l'hélicoptère a été avitaillé avec un total de 1010 livres de carburant. L'équipage de conduite a ensuite poursuivi la même routine consistant à remplir le plan de vol exploitation et à examiner les METAR pour détecter tout changement dans les observations météorologiques. Douze passagers sont montés à bord de l'hélicoptère, puis le commandant de bord a effectué un exposé sur les mesures de sécurité à l'intention des passagers.

L'équipage de conduite a déposé un plan de vol IFR et le vol à l'étude a quitté CBC7 à 9 h 11 min 10 s. L'hélicoptère a suivi la même trajectoire de vol que lors du 1^{er} vol vers CBF7 et est monté à la même altitude de croisière d'environ 4000 pieds ASL, conformément aux instructions du contrôle de la circulation aérienne (ATC) pour les départs de Vancouver. Le commandant de bord a vérifié les conditions météorologiques sur le service automatique d'information de région terminale (ATIS) pour l'aéroport international de Victoria (CYYJ) et CBF7 avant de passer à l'ATC de la région de contrôle terminal de Victoria à 9 h 22. Il n'y avait pas de mises à jour ou de changements météorologiques importants provenant de l'ATIS, de l'ATC ou d'autres pilotes effectuant des vols dans la région. L'hélicoptère est entré dans les nuages à environ 10 milles marins (NM) au sud de CYVR alors qu'il commençait à traverser le détroit Georgia.

Lorsque l'hélicoptère se trouvait à environ 12 NM au nord-nord-ouest de CYYJ, il a effectué un virage à gauche vers un cap magnétique d'environ 160° alors qu'il s'approchait de l'île North Pender. Le commandant de bord a vu sur l'écran du radar météorologique des indications colorées qui représentaient des précipitations lorsque l'hélicoptère entra dans une zone de turbulence et de forte pluie au-dessus de l'île. Peu après, à 9 h 29 min 56 s, alors que l'hélicoptère maintenait un vol de croisière en palier, les occupants ont entendu une forte détonation et ont vu un éclair blanc lumineux qui a enveloppé l'hélicoptère. L'équipage de conduite a immédiatement compris que l'hélicoptère avait été frappé par la foudre.

Le pilote automatique, le directeur de vol et les 4 écrans du système d'instruments de vol électroniques (EFIS)⁴ de l'hélicoptère se sont momentanément éteints. Tous les écrans de l'EFIS se sont rapidement rallumés; toutefois, seuls les 2 écrans de gauche contenaient des renseignements de vol et de navigation valides. Le pilote automatique et le directeur de vol ne se sont pas réactivés automatiquement.

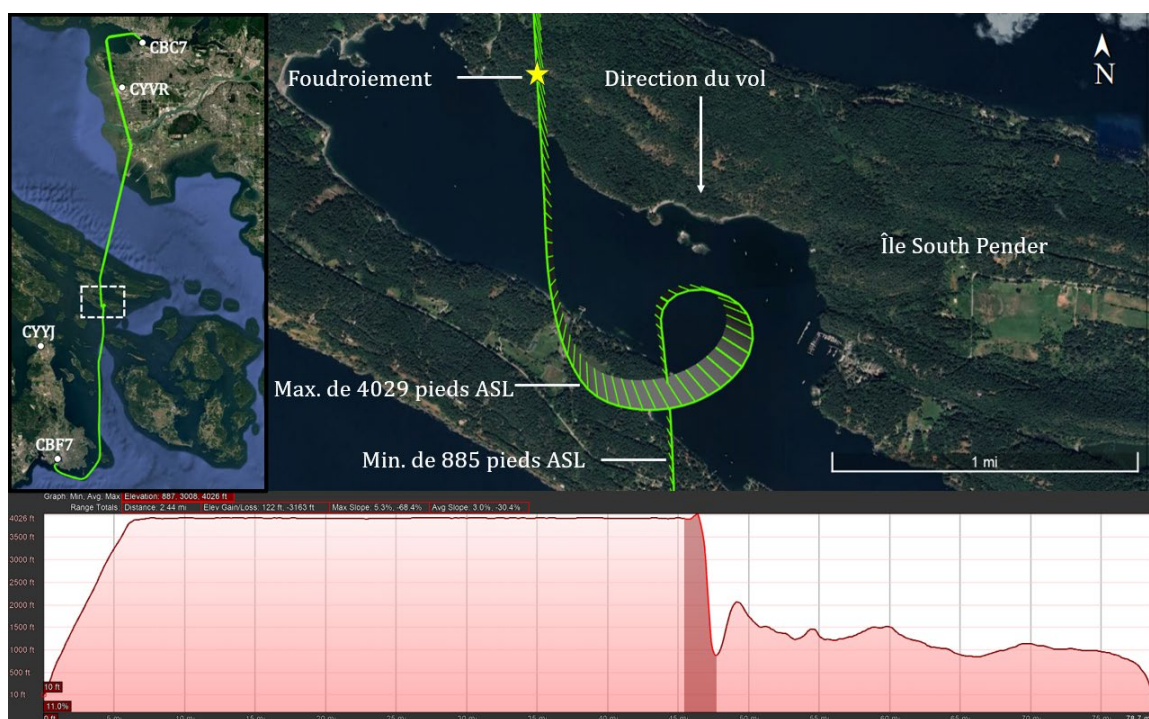
Le commandant de bord a repris le contrôle de l'hélicoptère 21 secondes après le foudroiement, moment auquel l'altitude de l'hélicoptère avait augmenté d'environ

⁴ La section I : Systems Descriptions sur la page 1-206 de la partie 2 du manuel de vol du giravion de la Sikorsky Aircraft Corporation, intitulé *Rotorcraft Flight Manual: Sikorsky Model S-76C++*, indique ceci [traduction] : « Le double système d'instruments de vol électroniques [...] affiche les données aérodynamiques, les données de l'indicateur-directeur d'assiette électronique (EADI) et les données de l'indicateur de situation horizontale électronique (EHSI) [sur un écran électronique] à l'intention de l'équipage de conduite. »

100 pieds, le roulis sur la gauche avait augmenté de 10° , son cap était 20° plus à l'est qu'avant le foudroiement et sa vitesse sol avait diminué de 14 nœuds.

À 9 h 30 min 21 s, l'hélicoptère a entamé une descente rapide et incontrôlée de 4029 pieds à 885 pieds ASL en 36 secondes, atteignant un roulis sur la gauche maximal de 63° et un piqué de 44° (figure 1). Lorsque l'hélicoptère est sorti des nuages, le commandant de bord a retrouvé un repère visuel au sol et a pu réduire l'angle de roulis de l'hélicoptère et arrêter la descente. L'accélération verticale a atteint un pic de $2,48g^5$ avant que l'hélicoptère ne remonte à 2073 pieds ASL.

Figure 1. Trajectoire complète du vol à l'étude (en médaillon) avec agrandissement du segment à l'étude pour indiquer le lieu du foudroiement et l'altitude maximale et minimale au-dessus du niveau de la mer (ASL). Le graphique au bas représente l'altitude de vol en palier suivie du foudroiement et du circuit de vol qui s'en est suivi. (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



Le P/O a déclaré un PAN PAN à l'ATC de la région de contrôle terminal de Victoria et a demandé des vecteurs vers CYYJ afin de dérouter l'appareil vers cet aéroport.

L'équipage de conduite a annulé le déroutement vers CYYJ ainsi que le plan de vol IFR associé et a poursuivi le vol IFR vers CBF7 à environ 1300 pieds ASL. Les 2 pilotes automatiques ont été réactivés manuellement à 9 h 33 min 36 s.

Le commandant de bord a fait une brève annonce aux passagers pour les informer qu'il y avait eu un foudroiement et que l'équipage de conduite avait repris le contrôle et poursuivait le vol vers la destination. Tout juste avant d'arriver à la destination, le

5

Le g est une unité de mesure de la force générée par l'accélération verticale en raison de la gravité. Une accélération de $1g$ est égale à $9,8 \text{ m/s}^2$.

commandant de bord a rendu les commandes au P/O et l'hélicoptère a atterri en toute sécurité à CBF7.

Après l'atterrissage à 9 h 44, le commandant de bord a de nouveau effectué un exposé à l'intention des passagers sur les détails du foudrolement, puis les passagers ont débarqué.

1.2 **Personnes blessées**

Il y avait 2 membres d'équipage de conduite et 12 passagers à bord. Il n'y a eu aucun blessé.

1.3 **Dommmages à l'aéronef**

L'hélicoptère a subi d'importants dommages. Un ensemble de pales du rotor de queue s'est détaché de l'hélicoptère en vol et a heurté 3 pales du rotor principal, le stabilisateur horizontal gauche, le côté gauche de la poutre de queue et le capot moteur gauche.

1.4 **Autres dommages**

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

1.5 **Renseignements sur le personnel**

L'équipage de conduite possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol conformément à la réglementation en vigueur.

Le commandant de bord avait commencé à travailler pour Helijet en décembre 2021 en tant que P/O et avait été promu commandant de bord en avril 2023. Il avait complété un contrôle de compétence pilote et sa formation périodique annuelle en vol dans le simulateur de vol complet Sikorsky S-76C++ de niveau D le 17 décembre 2022.

Le P/O avait commencé à travailler à Helijet en juillet 2019 en tant que membre d'équipage au sol. Il avait suivi la formation de familiarisation de la compagnie, ainsi que la formation au sol, puis était devenu pilote en avril 2023. Le P/O avait réussi sa formation au pilotage et son contrôle de compétence pilote sur le simulateur de vol le 12 avril 2023 et avait effectué son 1^{er} vol régulier pour la compagnie 10 jours plus tard.

Les pilotes avaient reçu une formation et étaient qualifiés pour occuper le siège gauche ou droit du poste de pilotage. Au cours de leur formation au vol sur simulateur, les deux pilotes avaient réalisé des exercices d'entraînement pour la sortie d'une assiette anormale, le pilotage avec un tableau de bord partiel et lors de la défaillance des écrans de l'EFIS. L'entraînement sur simulateur ne comprenait pas de situation d'urgence liée à un foudrolement.

Tableau 1. Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord	Premier officier
Licence de pilote	Licence de pilote de ligne — hélicoptère (ATPL-H)	Licence de pilote professionnel – hélicoptère (CPL-H)
Date d'expiration du certificat médical	1 ^{er} juin 2024	1 ^{er} novembre 2024
Nombre total d'heures de vol	9070	579,7
Nombre d'heures de vol sur type	790	336,2
Nombre d'heures de vol au cours des 24 heures précédant l'événement	2,1	2,1
Nombre d'heures de vol au cours des 7 jours précédant l'événement	10,4	17,5
Nombre d'heures de vol au cours des 30 jours précédant l'événement	22,4	59,9
Nombre d'heures de vol au cours des 90 jours précédant l'événement	92,2	157,7
Nombre d'heures de vol sur type au cours des 90 jours précédant l'événement	92,2	157,7
Nombre d'heures de service avant l'événement	4,25	4,25
Nombre d'heures de repos avant la période de travail	38,2	16,7

1.6 Renseignements sur l'aéronef

L'hélicoptère Sikorsky S-76C++ à l'étude (figure 2) était propulsé par 2 turbomoteurs Turbomeca Arriel 2S2 et était configuré pour 2 pilotes et le transport de 12 passagers, avec 3 rangées de 4 sièges dans la cabine. Il était équipé pour le vol IFR et disposait d'un radar météorologique monté dans le nez de l'appareil, avec un écran radar dans le poste de pilotage. L'hélicoptère était également équipé d'un système de flottaison d'urgence composé de 2 flotteurs gonflables situés à côté de la roue avant et de 1 flotteur gonflable dans chaque puits de roue du train d'atterrissage principal. Ce système peut être activé en cas d'amerrissage forcé et augmente le temps disponible pour l'évacuation des occupants.

Figure 2. Hélicoptère à l'étude à l'héliport Victoria Harbour (Camel Point) (CBF7), après l'événement.
(Source : CTV News)



L'hélicoptère avait obtenu un certificat de type de la Federal Aviation Administration des États-Unis (FAA) et était entretenu conformément à une approbation de calendrier de maintenance de Transports Canada (TC). Après le dernier vol effectué le 23 octobre 2023, les dossiers indiquent qu'un technicien d'entretien d'aéronef a effectué une inspection prévue de la cellule et du moteur et a réalisé une inspection après et avant le vol.

Les ensembles de pales du rotor de queue avaient été installés sur l'hélicoptère à l'étude le 8 juin 2023, après avoir achevé les inspections toutes les 500 heures, 1500 heures et 3000 heures. L'inspection toutes les 3000 heures est une inspection non destructive par ultrasons des longerons en graphite. Les ensembles de pales du rotor de queue avaient accumulé environ 440 heures de vol depuis les inspections.

Aucune défectuosité non corrigée n'était consignée au moment de l'événement. Il n'y avait aucune indication qu'un mauvais fonctionnement de composant ou de système ait joué un rôle dans cet événement.

La masse et le centre de gravité de l'hélicoptère se trouvaient dans les limites prescrites.

Tableau 2. Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Keystone Helicopter Corporation, un titulaire de permis de Sikorsky Aircraft Corporation
Type, modèle et immatriculation	Hélicoptère, S-76C++, C-GXHJ
Année de construction	2007
Numéro de série	760774
Date d'émission du certificat de navigabilité	12 juin 2023
Total d'heures de vol cellule	3118,1 heures
Type de moteur (nombre)	Turbomeca Arriel 2S2 (2)*
Type de rotor (nombre de pales)	Entièrement articulé (4)
Masse maximale autorisée au décollage	11 700 lb (5307 kg)
Types de carburant recommandés	Jet A, Jet A-1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A

* À l'heure actuelle, Safran Helicopter Engines détient le certificat de type pour ce type de moteur.

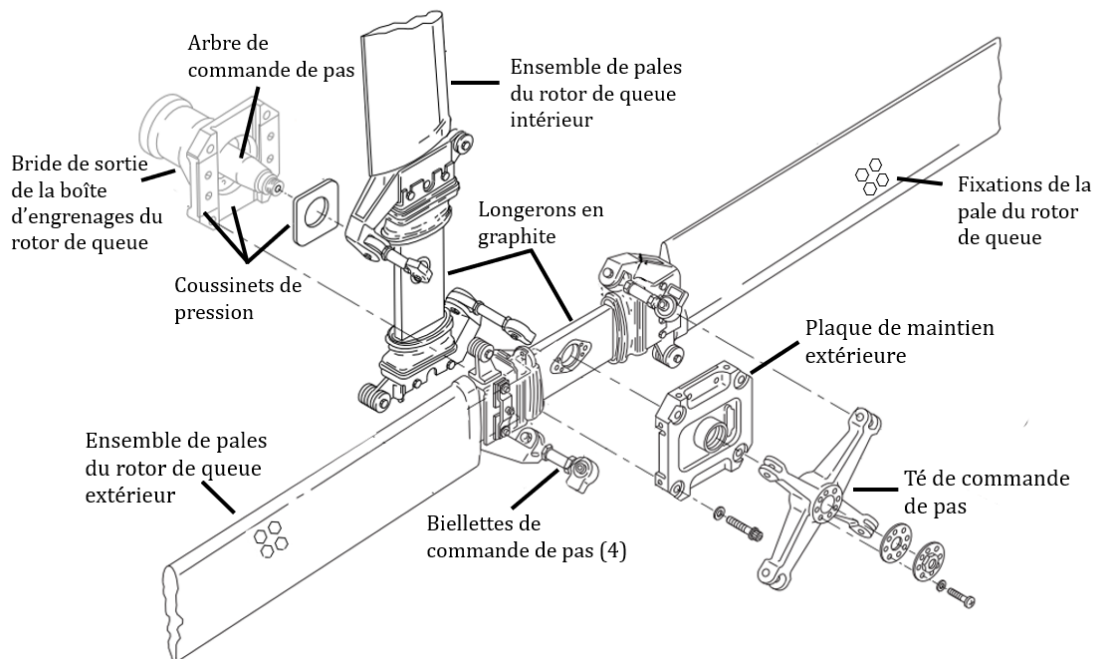
1.6.1 Rotor principal et rotor de queue

L'hélicoptère à l'étude était de systèmes de rotor principal et de rotor de queue à 4 pales.

Les 4 pales du rotor principal sont composées d'un longeron en titane avec une structure en fibre de verre et en nid d'abeille, et d'un capuchon d'extrémité en Kevlar. Une bande de nickel recouvre la partie extérieure du bord d'attaque pour le protéger contre l'abrasion. Quatre boulons fixent la base de la pale à l'ensemble de fusée, qui est ensuite boulonnée au moyeu du rotor principal à l'aide d'un palier en élastomère.

Le rotor de queue à 4 pales se compose de 2 ensembles de pales du rotor de queue empilés l'un au-dessus de l'autre et serrés entre la plaque de maintien extérieure et la bride de sortie de la boîte d'engrenage du rotor de queue (figure 3). Chaque ensemble de pales du rotor de queue se compose de 2 pales du rotor de queue opposées, qui sont montées sur 1 longeron en graphite. Les pales du rotor de queue sont construites en graphite et en fibre de verre, avec un guignol de pas en aluminium pour les biellettes de commande de pas. Les biellettes relient les pales au té de commande de pas et à l'arbre de commande de pas pour former une partie du circuit de commande de pas pour les interventions du pilote. Les pales sont fixées au longeron à l'aide de 4 fixations.

Figure 3. Diagramme éclaté de l'ensemble des pales du rotor de queue de l'hélicoptère à l'étude qui identifie chaque ensemble de pales du rotor de queue avec les pièces du circuit de commande de pas, la bride de sortie de la boîte d'engrenage du rotor de queue et la plaque de maintien extérieure (Source : Sikorsky Aircraft Corporation, SA 4047-76C-4, Sikorsky Illustrated Parts Catalog, avec annotations du BST)



1.6.1.1 Protection contre le foudroiement

Les pales du rotor principal et du rotor de queue de l'hélicoptère à l'étude sont fabriquées de matériaux métalliques et non métalliques, et il a été déterminé qu'elles constituent un point d'attache probable⁶ de la 1^{re} décharge⁷ pendant un foudroiement⁸. Par conséquent, le constructeur a intégré un treillis métallique en aluminium à la structure des pales afin que le treillis, plutôt que la structure sous-jacente des pales, conduise une partie du courant de foudre⁹. Selon le manuel de protection des aéronefs contre la foudre de la FAA, le *Lightning Protection of Aircraft Handbook*, les treillis métalliques offrent une conductivité électrique efficace et une protection contre la dispersion de la racine de l'arc. La surface irrégulière du

⁶ Le point d'attache est l'endroit où le foudroiement pénètre dans l'aéronef.

⁷ Un foudroiement se compose généralement de plusieurs décharges.

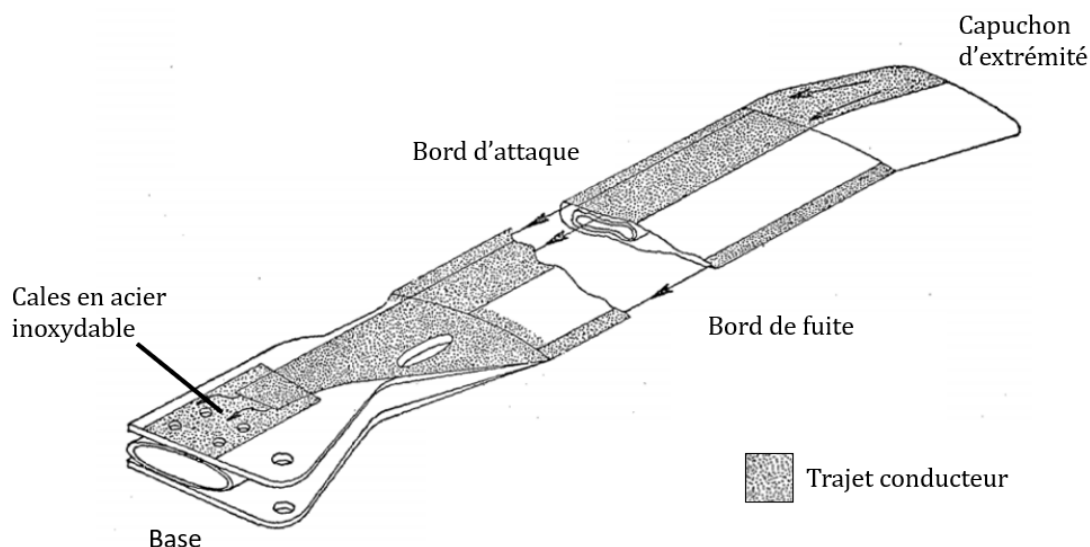
⁸ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 5, section 5.5.5 : Zoning and Application of the Current Components, Zoning of rotorcraft, p. 122.

⁹ Sikorsky Aircraft Corporation, document numéro SER-760226, *Lightning Protection for the S-76 Helicopter*, révision B (26 août 1985), section 4.0 : Protection Methods, p. 2.

treillis offre à la foudre de multiples points d'attache sur le revêtement de la pale, ce qui disperse l'énergie de la foudre et réduit les effets physiques à chaque endroit¹⁰.

Sur les pales du rotor principal, le treillis métallique est intégré aux parties non conductrices de la structure composite de la pale à différents endroits sur toute sa longueur (figure 4). Le treillis métallique est associé au bord d'attaque en nickel pour former un trajet conducteur entre le capuchon d'extrémité et les cales en acier inoxydable situées à la surface de la base de la pale¹¹. Une fois que la pale a été installée, les cales en acier inoxydable sont en contact avec l'ensemble de fusée qui transfère la charge vers le moyeu du rotor principal de l'hélicoptère, la boîte de vitesses principale et le fuselage, où l'intensité du courant est dispersée.

Figure 4. Pale du rotor principal du Sikorsky S-76 montrant le trajet conducteur du courant de foudre entre le capuchon d'extrémité et la base de la pale, en utilisant une combinaison du bord d'attaque en nickel, du treillis métallique en aluminium et des cales en acier inoxydable (Source : Sikorsky Aircraft Corporation, *Lightning Protection for the S-76 Helicopter*, avec annotations du BST)



La conception et la construction des pales du rotor principal étaient similaires à celles d'un prototype de pale de rotor d'hélicoptère militaire qui avait déjà fait l'objet d'essais de protection contre le foudroiement¹². En conséquence, le constructeur a appliqué les résultats des essais du prototype militaire aux pales du rotor principal du Sikorsky S-76 et n'a pas effectué d'autres essais de protection contre la foudre.

Les pales du rotor de queue utilisent également un treillis métallique en aluminium dans le revêtement de la pale et le capuchon d'extrémité afin que la charge du foudroiement puisse

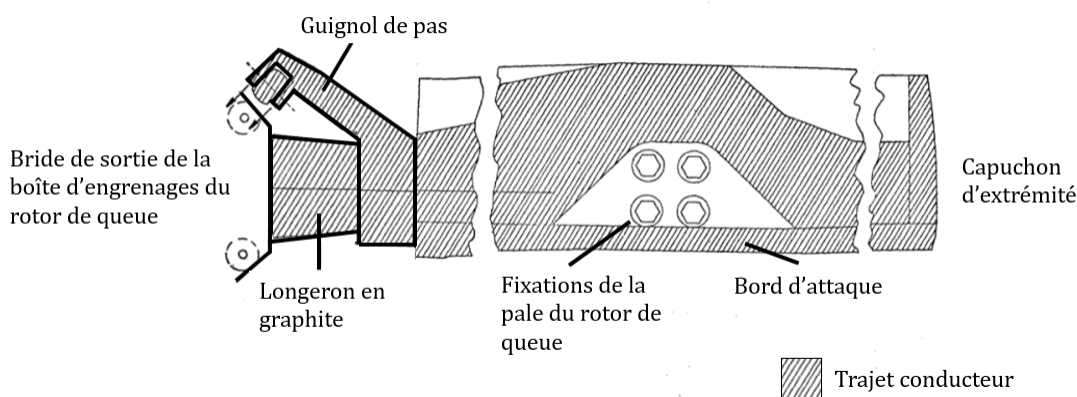
¹⁰ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 6, section 6.2.4 : Protection with Conductive Coatings, Woven wire fabrics (WWFs), p. 158.

¹¹ Sikorsky Aircraft Corporation, document numéro SER-760226, *Lightning Protection for the S-76 Helicopter*, révision B (26 août 1985), section 4.1 : Main Rotor Blades, p. 2.

¹² Ibid.

être transférée vers le guignol de pas et la bride de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue, puis vers la boîte d'engrenages de queue et le fuselage. Afin d'éviter d'endommager le longeron en graphite, le treillis reste séparé des fixations de la pale du rotor de queue qui fixent le longeron à la pale, et un revêtement isolant est appliqué sur les fixations de la pale (figure 5). La partie intérieure du longeron est également protégée par un revêtement en treillis métallique en aluminium qui transfère tout contournement de la base de la pale vers la bride de sortie.¹³

Figure 5. Pale du rotor de queue du Sikorsky S-76 montrant le trajet conducteur entre le capuchon d'extrémité et la bride de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue, en utilisant la combinaison du treillis métallique en aluminium, du guignol de pas et du longeron en graphite. (Source : Sikorsky Aircraft Corporation, Lightning Protection for the S-76 Helicopter, avec annotations du BST)



Le constructeur a effectué des essais de protection contre la foudre sur 3 ensembles de pales du rotor de queue en utilisant la spécification d'amplitude du courant de crête de 200 kA établie par le département de la Défense des États-Unis¹⁴ et la Society of Automotive Engineers (SAE)¹⁵. Les ensembles distincts se composaient chacun d'une seule pale de rotor de queue et d'un longeron fixé à une bride de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue, une plaque de maintien extérieure, un té de commande de pas et une biellette de commande de pas qui n'étaient pas fixés à un hélicoptère¹⁶. Après avoir simulé un foudroiement, le constructeur a effectué des essais de charge statique et a analysé les effets aérodynamiques sur l'ensemble de pales qui avait été le plus endommagé. On a conclu que

¹³ Ibid., p. 3 et 4.

¹⁴ Département de la Défense des États-Unis, *Military Specification: Bonding, Electrical, and Lightning Protection, for Aerospace Systems*, MIL-B-5087B(ASG) (15 octobre 1964), section 3.3.4.5 : Lightning protection tests, p. 17.

¹⁵ Sikorsky Aircraft Corporation, document numéro SER-760218, *S-76 Tail Rotor Lightning Test* (13 septembre 1978), section 2.0 : Summary, paragraph A.) : Lightning Test Requirements, p. 2.

¹⁶ McDonnell Aircraft Company, rapport numéro MDC A5549, *Final Report: Lightning Tests on Sikorsky S-76 Tail Rotor*, (1^{er} septembre 1978), section 2.0 : Description of Test Specimens, p. 2.

l'ensemble pouvait résister à un foudroiement violent et conserver sa capacité opérationnelle¹⁷.

La FAA a adopté des exigences en matière de protection contre la foudre pour les giravions de catégorie transport en novembre 1984, soit 6 ans après que le constructeur a effectué les essais sur le rotor de queue et obtenu l'approbation de la FAA sous forme de certificat de type pour la conception de l'hélicoptère. La FAA a conservé la norme d'essai d'amplitude du courant de crête de 200 kA fixée par la SAE¹⁸, en partant du principe qu'environ 99,5 % de tous les foudroiements se produisent en dessous de ce seuil^{19,20}. À défaut d'effectuer des essais physiques, un demandeur peut également prouver à la FAA la conformité de sa conception de protection contre la foudre s'il peut démontrer que la conception est similaire à des conceptions existantes qui ont été intégrées à un aéronef étant déjà certifié²¹.

1.6.2 Système numérique de commandes automatiques de vol

Le système numérique de commandes automatiques de vol de l'hélicoptère se compose de 2 calculateurs de commande de vol indépendants, chacun contenant des fonctions de pilote automatique et de directeur de vol. Le pilote automatique et le directeur de vol contrôlent l'hélicoptère selon 4 axes de vol (tangage, roulis, lacet et pas collectif) et, lorsque les 2 systèmes sont couplés, ils contrôlent automatiquement la trajectoire de vol sélectionnée par le pilote. Dans le cadre d'un fonctionnement normal, les 2 pilotes automatiques sont activés, mais 1 seul directeur de vol peut fonctionner à la fois; tandis que 1 directeur de vol dirige activement l'aéronef, le 2^e est en mode attente. Le fonctionnement du directeur de vol est inhibé si 1 seul pilote automatique est activé.

Lorsqu'il est activé, le pilote automatique dispose d'un mode de système d'augmentation de stabilité (SAS) et d'un mode de tenue d'assiette (ATT). Le mode SAS est normalement utilisé lorsque le pilote effectue le vol en mode manuel; il offre [traduction] « un amortissement à court terme afin de réduire la charge de travail du pilote et d'améliorer la manœuvrabilité de base de l'aéronef »²². Lorsque le mode SAS est activé, le mode ATT peut être activé pour

¹⁷ Sikorsky Aircraft Corporation, document numéro SER-760218, *S-76 Tail Rotor Lightning Test* (13 septembre 1978), section 10.0 : Conclusion, p. 32.

¹⁸ Federal Aviation Administration (FAA), Advisory Circular (AC) 20-155A: Industry Documents To Support Aircraft Lightning Protection Certification (16 juillet 2013), section 1. Purpose, p. 1, à l'adresse https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentId/1021588 (dernière consultation le 16 avril 2026).

¹⁹ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 5, section 5.5.3 : SAE/EUROCAE Lightning Committees, Current components A, B, C and D, p. 108.

²⁰ Ibid., chapitre 2, section 2.6 : Summary of Data by Aircraft Lightning Standards Committees, tableau 2.2 : Parameters for Positive Lightning Flashes Measured at Ground [2.27], p. 40.

²¹ Ibid., chapitre 5, section 5.2 : FAA Lightning Protection Regulations: Regulations and Advisory Circulars (ACs), p. 101.

²² Sikorsky Aircraft Corporation, SA 4047-76C-15, *Rotorcraft Flight Manual Model S-76C++ Part 2*, révision 9 (15 août 2011), section I : Systems Descriptions, SAS (Stability Augmentation System), p. 1-67.

maintenir l'assiette de l'hélicoptère au moment de l'activation. Le circuit de compensation intégré au cyclique et au pas collectif permet alors au pilote de définir une nouvelle assiette de l'hélicoptère en appuyant et en maintenant enfoncé le bouton de débrayage de la compensation pour exécuter la commande correspondante, en déplaçant la commande pour définir la nouvelle assiette, puis en relâchant le bouton.

Selon les SOP de Helijet, le directeur de vol est normalement couplé pendant les phases de départ, de montée, de croisière, de descente et d'approche du vol, tandis que l'hélicoptère est piloté manuellement pendant le décollage ou l'atterrissage, ou encore, à tout moment où le pilote aux commandes préfère piloter manuellement²³.

Pendant le vol à l'étude, le directeur de vol et les pilotes automatiques étaient couplés jusqu'à ce que la perte de puissance momentanée causée par le foudroiement désactive à la fois le directeur de vol et les pilotes automatiques. En conséquence, le P/O a été chargé immédiatement de prendre les commandes de l'hélicoptère dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) sans pouvoir avoir recours aux modes SAS ou ATT. L'équipage de conduite a tenté de réactiver les pilotes automatiques pendant la descente rapide, mais les 2 pilotes automatiques n'ont pu être réactivés qu'environ 3,5 minutes après le foudroiement, lorsque l'hélicoptère avait déjà repris son vol en palier.

1.6.3 Circuits hydrauliques des commandes de vol

Les 2 circuits hydrauliques indépendants ont fonctionné normalement pendant l'événement à l'étude. En conséquence, la pression hydraulique a été maintenue pour les commandes de vol du rotor principal et du rotor de queue, et les forces exigées du pilote sur les commandes de vol sont restées normales malgré les assiettes de vol extrêmes.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Prévisions météorologiques

Le vol à l'étude a quitté CBC7 à 9 h 11. Les plus récentes GFA pour la région avaient été émises à 4 h 29. Les bulletins prévoyaient qu'à 5 h, un centre de basse pression avec un creux barométrique en altitude se déplacerait vers le sud-sud-est au-dessus de l'île de Vancouver. La prévision pour les environs des îles North Pender et South Pender indiquait de la brume et de la faible pluie localisée, une visibilité réduite à 5 milles terrestres (SM) et des plafonds à 1500 pieds au-dessus du sol (AGL). La prévision indiquait en outre qu'il y aurait un plafond de nuages fragmentés à 5000 pieds ASL et une couche de nuages fragmentés à 12 000 pieds ASL.

Alors que le système dépressionnaire continuait de se déplacer au-dessus de la partie sud de l'île de Vancouver, les GFA prévoyaient que 6 heures plus tard, à 11 h, la même région serait soumise à des cumulus bourgeonnants occasionnels et à des altocumulus castellanus

²³ Helijet International Inc., *Standard Operating Procedures: Scheduled Airline Service, Sikorsky 76C++*, révision 1.1 (30 septembre 2020), chapitre 1 : General, section 1.20.2 : Coupled Autopilot, p. 1-25.

avec des sommets à 20 000 pieds ASL et une visibilité réduite à 2 SM, avec des averses modérées et de la brume. Cette prévision indiquait en outre que le sud-ouest et le sud de l'île auraient des cumulonimbus isolés avec des sommets à 24 000 pieds ASL et une visibilité réduite à 1 SM dans des orages modérés, de la pluie et de la brume, avec des vents soufflant en rafale pouvant atteindre 35 nœuds.

CYYJ est la station d'observation météorologique la plus proche du lieu de l'événement à l'étude pour laquelle une TAF est produite. La TAF de 24 heures pour CYYJ avait été émise à 4 h 42 le 24 octobre 2023. La TAF prévoyait les conditions suivantes pour 9 h :

- vents du 120° vrai (V) à 10 nœuds avec rafales à 20 nœuds;
- visibilité de 6 SM dans de légères averses de pluie et de la brume;
- couche de nuages épars à 1200 pieds AGL et plafond couvert à 2500 pieds AGL.

De 9 h à 14 h, on prévoyait les changements temporaires suivants aux conditions régnantes :

- visibilité de 2½ SM dans des averses de pluie modérées et de la brume;
- plafond de nuages fragmentés à 1200 pieds AGL.

De plus, la TAF indiquait une probabilité de 30 % pour les conditions suivantes pendant la même période :

- visibilité de 1½ SM dans des averses de pluie modérées et de la brume.

À 9 h 50, une modification à la TAF a été émise suite à des changements temporaires aux conditions régnantes de 9 h à 11 h :

- visibilité de 5 SM dans des orages et des averses de pluie;
- plafond de nuages fragmentés à 2000 pieds AGL et couvert nuageux à 6000 pieds AGL avec cumulonimbus.

De plus, la TAF de 24 heures pour l'aéroport CYVR situé à proximité avait été émise à 7 h 40 et prévoyait une pluie légère sans indication d'orage au moment de l'événement.

1.7.2 Conditions météorologiques réelles

Le tableau 3 présente le METAR pour la station météorologique située le plus près du lieu de l'événement, CYYJ, émis à 9 h, ainsi que 2 messages d'observation météorologique spéciale d'aérodrome (SPECI) émis à 9 h 34 et 9 h 39.

Tableau 3. Message d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR) émis à 9 h, et messages d'observation météorologique spéciale d'aérodrome (SPECI) émis à 9 h 34 et 9 h 39 à l'aéroport international de Victoria (CYYJ)

Observation	9 h	9 h 34	9 h 39
Vitesse du vent	2 nœuds	3 nœuds	4 nœuds
Direction du vent	Variable	90°V, variable de 20° à 100°	70°V
Visibilité	15 SM	15 SM	15 SM
État du ciel	• Couche de nuages épars à 3400 pieds AGL • Plafond de nuages fragmentés à 4900 pieds AGL • Couche de nuages fragmentés à 6900 pieds AGL • Couche de nuages fragmentés à 9200 pieds AGL	• Faibles averses de pluie, quelques nuages à 900 pieds AGL • Plafond de nuages fragmentés à 2500 pieds AGL • Couche de nuages fragmentés à 5000 pieds AGL • Couche de nuages fragmentés à 7500 pieds AGL • Couvert nuageux à 10 000 pieds AGL	• Orage avec faibles averses de pluie, quelques nuages à 900 pieds AGL • Quelques nuages cumulonimbus à 2000 pieds AGL • Plafond de nuages fragmentés à 3000 pieds AGL • Couche de nuages fragmentés à 5000 pieds AGL • Couvert nuageux à 7000 pieds AGL
Température / point de rosée	7 °C / 7 °C	7 °C / 7 °C	7 °C / 7 °C
Calage altimétrique	29,91 pouces de mercure	29,91 pouces de mercure	29,90 pouces de mercure

En plus des METAR et de leurs propres observations météorologiques, l'équipage de conduite avait reçu un compte rendu météorologique de pilote (PIREP) lors de son 1^{er} vol vers CBF7. Ce compte rendu provenait d'un autre équipage de conduite de Helijet effectuant un vol sur la même route, mais dans la direction opposée. Cet équipage de conduite a signalé qu'il effectuait un vol de croisière à 5000 pieds ASL à travers quelques nuages et que la température extérieure était d'environ 0 °C, sans givrage visible. Aucun des deux équipages de conduite n'a observé de conditions météorologiques actives s'écartant sensiblement des conditions météorologiques signalées et prévues. De plus, ni l'ATC ni la station d'information de vol (FSS) de l'hydroaérodrome de Victoria Harbour (CYWH) n'avaient connaissance d'orages ou d'activité orageuse dans la région ce matin-là. Ils n'avaient pas non plus reçu de PIREP indiquant autrement.

Une fois que l'équipage de conduite a repris un vol stabilisé en palier après le foudroiement, il a poursuivi son vol vers CBF7 et a effectué le vol sous les nuages dans des conditions VFR jusqu'à l'atterrissage. Le METAR pour CYWH, la station météorologique située le plus près de leur destination, avait signalé les conditions suivantes à 9 h :

- vents soufflant du 130°V à 8 nœuds;
- visibilité de 15 SM;
- quelques nuages à 2500 pieds AGL, et un couvert nuageux à 10 000 pieds AGL;
- température de 9 °C et point de rosée de 7 °C;

- calage altimétrique de 29,91 pouces de mercure.

À 10 h, les vents signalés ont augmenté à 10 nœuds avec un plafond fragmenté à 1000 pieds AGL et un couvert nuageux à 6000 pieds AGL.

La TAF et le METAR de CYYJ ont été mis à jour après l'événement.

1.7.3 Analyse d'Environnement et Changement climatique Canada

L'équipe d'enquête a demandé à Environnement et Changement climatique Canada d'analyser les conditions météorologiques qui régnaient dans la région de l'île South Pender au moment de l'événement à l'étude.

L'évaluation météorologique²⁴ a permis de déterminer qu'à 5 h, un centre de basse pression se trouvait à l'ouest du cap Scott, à la pointe nord de l'île de Vancouver, avec un front chaud qui s'étendait vers le sud-est à travers l'île et qui se déplaçait vers le sud-sud-est à environ 20 nœuds. De plus, il y avait un creux barométrique qui s'étendait à la fois vers le nord et vers le sud-est de la zone de basse pression.

Une installation radar météorologique, située à environ 34 NM au nord-nord-est du lieu de l'événement à Aldergrove, a saisi des images montrant une vaste zone de précipitations sur le sud de l'île de Vancouver et les eaux environnantes. L'intensité des précipitations variait, avec de fortes pluies localisées qui se sont étendues sur le sud de l'île Pender vers 9 h 29, indiquant une zone de convection intense.

Les cumulonimbus, dans lesquels se développent les orages, s'étendent normalement haut dans l'atmosphère et sont facilement identifiables. Les images satellites du sud de l'île de Vancouver et du détroit Georgia montraient une couverture nuageuse abondante, d'une couleur blanche uniforme, sans texture ni nuages dépassant au-dessus de la couche nuageuse. De plus, les images des plafonds d'échos radar montraient de faibles variations dans la hauteur des nuages convectifs dans la région, avec des sommets situés entre 13 000 et 15 000 pieds AGL. Compte tenu de l'uniformité relative des sommets des nuages visibles sur les images, le cumulonimbus à sommet bas qui a produit la foudre n'était pas facilement identifiable et était probablement intégré à la couche nuageuse plus large dans une zone d'averses plus intenses.

Le sondage en altitude réalisé à Port Hardy était probablement représentatif des conditions au-dessus de l'île South Pender, alors que la masse d'air se déplaçait vers le sud au-dessus de l'île de Vancouver. Le sondage réalisé à 5 h montrait une importante profondeur d'air qui s'approchait du niveau de saturation entre 2500 et 18 000 pieds ASL et de l'instabilité au-dessus de 5000 pieds ASL, ce qui indiquait le développement probable d'une convection imbriquée. Les vents soufflant sous 18 000 pieds ASL étaient faibles et le niveau de congélation était d'environ 2500 pieds ASL, les températures diminuant au-dessus de cette altitude.

²⁴ Environnement et Changement climatique Canada, Service météorologique du Canada, *Meteorological Assessment October 24, 2023: South Pender Island, British Columbia* (12 mars 2024).

1.7.3.1 Foudroiements

La foudre nuage-sol provient normalement d'un nuage et transmet une charge électrique positive ou négative vers la terre sous la forme d'un traceur par bonds. Le traceur établit dans l'atmosphère un canal ionisé qui permet à la charge électrique opposée de circuler à partir du sol et de rejoindre le traceur pour former une décharge²⁵. La charge électrique à l'origine dans le nuage détermine si le foudroiement est positif ou négatif.

Le Réseau canadien de détection de la foudre (RCDF) a détecté 6 foudroiements le matin de l'événement; 4 foudroiements se sont produits à l'ouest de l'île de Vancouver vers 6 h 30, puis 2 foudroiements se sont produits à l'est de l'île, dans le sud du détroit Georgia, vers 8 h 30 et 9 h 30. Les 2 derniers foudroiements survenus dans le détroit Georgia étaient tous deux des foudroiements nuage-sol isolés et positifs.

Les foudroiements nuage-sol positifs représentent environ 10 % de tous les foudroiements. Ils proviennent de zones à forte charge positive qui se trouvent surtout près du sommet des nuages, mais on peut aussi en trouver des zones près de la base des nuages²⁶. Par rapport aux foudroiements négatifs, le courant de crête des foudroiements nuage-sol positifs est nettement plus élevé, dure plus longtemps et peut se produire à plusieurs kilomètres des précipitations. Un foudroiement nuage-sol positif consiste normalement en 1 seule décharge, causant aux aéronefs [traduction] « des dommages physiques exceptionnellement importants causés par des éclairs positifs²⁷ ».

Le foudroiement détecté par le RCDF à 9 h 29 min 56 s au-dessus de l'île South Pender a frappé l'hélicoptère à l'étude alors qu'il volait à environ 3930 pieds ASL. Le foudroiement enregistré affichait un courant de crête de 286 kA et un régime de hausse maximal²⁸ de 161,5 kA par microseconde (figure 6).

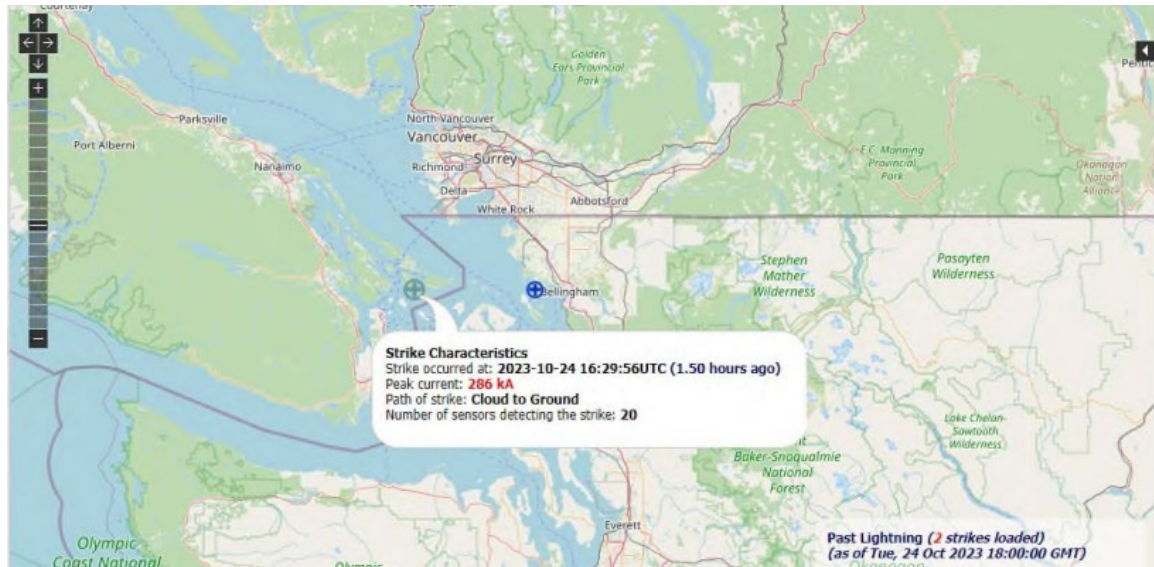
²⁵ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 2, section 2.2.4 : Transition from Leader to Stroke, p. 24 et section 2.2.8 : Lightning Polarity and Direction, p. 31.

²⁶ Ibid., chapitre 2, section 2.2.1 : Generation of the Charge, p. 21 et section 2.2.8 : Lightning Polarity and Direction, Positive flashes, p. 31.

²⁷ Ibid., chapitre 2, section 2.2.8 : Lightning Polarity and Direction, Positive flashes, p. 31.

²⁸ Le régime de hausse de la foudre correspond au taux de variation du courant électrique entre le moment auquel la décharge commence et le moment auquel le courant de crête est atteint.

Figure 6. Paramètres de foudre en temps réel du Réseau canadien de détection de la foudre montrant les caractéristiques du foudroiement qui s'est produit à 9 h 29 min 56 s, heure avancée du Pacifique, au-dessus de l'île South Pender (Source : Réseau canadien de détection de la foudre d'Environnement et Changement climatique Canada)



1.7.3.2 Foudre induite par un hélicoptère

La foudre induite par un hélicoptère est un phénomène dans lequel l'hélicoptère déclenche le foudroiement; il se produit souvent dans des zones où l'activité naturelle de la foudre est faible²⁹. Les hélicoptères, comme tous les aéronefs, acquièrent une charge négative créée par le frottement avec l'air pendant le vol. Les pales du rotor principal et du rotor de queue, qui tournent rapidement, génèrent la plus forte concentration de charge négative et sont susceptibles d'être le point d'entrée de la première décharge. Lorsque l'hélicoptère rencontre une zone de nuages à charge positive et que la différence de potentiel entre les charges opposées est suffisamment grande, l'hélicoptère peut déclencher un foudroiement positif³⁰.

Le Met Office du Royaume-Uni a étudié les conditions météorologiques propices à la foudre induite par un hélicoptère au-dessus de la mer du Nord³¹ et a constaté que tous les foudroiements examinés s'étaient produits pendant les mois d'hiver, lorsque des masses d'air polaire se déplacent au-dessus d'une surface marine plus chaude, ce qui peut créer des instabilités imbriquées dans les couches nuageuses. Les conditions suivantes génèrent un risque de formation de ce type de foudre :

- température statique de l'air au niveau de vol située entre -2 °C et -6 °C;
- niveau de congélation entre 1000 et 3000 pieds ASL;

²⁹ Royal Meteorological Society, *Investigation and prediction of helicopter-triggered lightning over the North Sea* (30 mars 2012), section 1 : Introduction, p. 94.

³⁰ Ibid., section 3.2 : Hypotheses of how triggered lightning strikes occur, p. 99 et 100.

³¹ Ibid., p. 94 à 106.

- taux de précipitation supérieur à 4 mm/h^{32,33}.

D'après les sondages en altitude représentatifs réalisés à Port Hardy, le niveau de congélation se situait à environ 2500 pieds ASL et la température continuait de baisser au-dessus de cette altitude. La température à l'endroit où le foudroiement s'est produit était estimée entre -2 °C et -6 °C à 3900 pieds ASL. De plus, les données radar indiquaient des taux de précipitations de 5 mm à 11 mm de pluie par heure dans la région de l'île South Pender à 9 h 30³⁴.

Le Met Office du Royaume-Uni et le Norwegian Meteorological Institute ont combiné les conditions météorologiques et les données historiques sur la foudre induite par un hélicoptère dans la région de la mer du Nord pour élaborer des outils de prévision des risques de foudroiement induit par un hélicoptère pour les exploitants d'hélicoptère en mer, quand ceux-ci volent au-dessus de la région. Il n'existe aucun outil de ce type offert au Canada. Cependant, depuis 1990, seulement 2 événements au cours desquels un hélicoptère a provoqué un foudroiement ont été signalés au BST. Ces 2 événements ont eu lieu sur la côte est du Canada, un en 2014 et l'autre en 2025.³⁵

1.8 Aides à la navigation

L'hélicoptère à l'étude était équipé d'un EFIS intégré qui se composait de 2 écrans électroniques, tous 2 montés directement devant les sièges gauche et droit du poste de pilotage. Les écrans fournissent un indicateur-directeur d'assiette électronique (EADI) et un indicateur de situation horizontale électronique (EHSI). Lors du fonctionnement normal, l'EADI s'affiche sur 1 écran tandis que l'EHSI s'affiche sur l'autre. Si 1 écran connaît une défaillance, les renseignements de l'EADI et de l'EHSI sont combinés sur l'écran restant.

En cas de défaillance complète de tous les écrans électroniques, l'hélicoptère dispose d'un indicateur d'assiette de secours, d'un indicateur de vitesse anémométrique de secours, d'un altimètre de secours et d'un compas magnétique de secours. L'indicateur d'assiette de secours est alimenté par une batterie indépendante et est monté dans la partie centrale supérieure droite du tableau de bord. L'écran est deux fois plus petit que celui de l'EADI (figure 7).

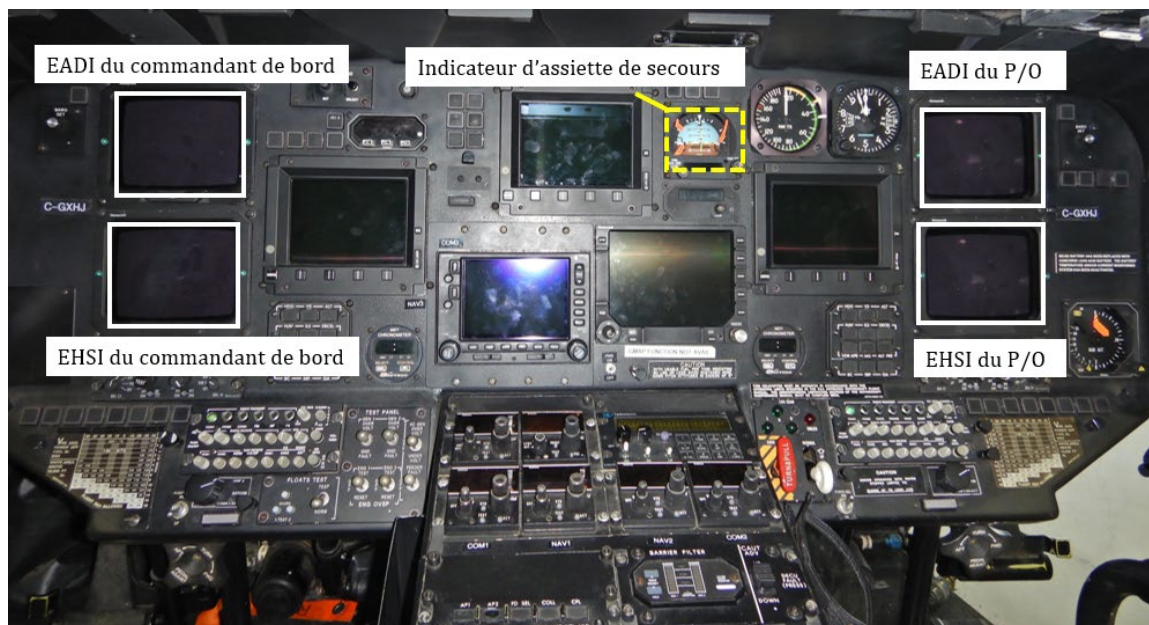
³² Environnement et Changement climatique Canada, Service météorologique du Canada, *Meteorological Assessment October 24, 2023: South Pender Island, British Columbia* (12 mars 2024), section 3 : Aircraft Induced Lightning, p. 20.

³³ Ibid., section 4 : Conclusion, p. 22.

³⁴ Ibid., section 3 : Aircraft Induced Lightning, p. 20.

³⁵ Événements de sécurité du transport aérien A25A0001 et A14A0097 du BST.

Figure 7. Tableau de bord de l'hélicoptère à l'étude mettant en évidence la taille réduite et l'emplacement central de l'indicateur d'assiette de secours par rapport aux écrans plus grands de l'indicateur-directeur d'assiette électronique (EADI) et de l'indicateur de situation horizontale électronique (EHSI) qui se trouvent directement devant le commandant de bord et le premier officier (P/O) (Source : BST)



Le vol à l'étude se déroulait dans des IMC et l'équipage de conduite comptait sur l'EADI pour la conscience de la situation relativement à la position de l'hélicoptère et sur l'EHSI pour naviguer jusqu'à la destination. Au moment du foudroiement, tous les écrans électroniques sont devenus noirs momentanément et n'ont plus fourni de renseignements. Les instruments de secours sont restés, pour leur part, en état de fonctionnement.

Tous les écrans électroniques se sont rapidement remis à fonctionner, mais le calculateur de données aérodynamiques (CDAC) du côté droit du poste de pilotage avait subi une défaillance et les renseignements de vol associés n'étaient plus valides sur ces écrans. En conséquence, le P/O s'est fié aux instruments de secours pour poursuivre le vol IMC jusqu'à ce que le commandant de bord prenne les commandes.

L'hélicoptère était également équipé d'un radar météorologique Honeywell Primus qui indiquait l'activité orageuse en affichant un dégradé de couleurs représentant l'intensité des précipitations. Selon les procédures de Helijet, le radar météorologique [traduction] « doit être allumé pour le vol IFR »³⁶ et est normalement réglé pour la cartographie météorologique avec une portée maximale de 25 NM³⁷ afin de naviguer dans des conditions météorologiques difficiles. L'équipage de conduite a réglé le radar en conséquence avec une inclinaison de 5° vers le haut.

³⁶ Helijet International Inc., *Standard Operating Procedures: Scheduled Airline Service, Sikorsky 76C++*, révision 1.1 (30 septembre 2020), chapitre 3 : Departure, section 3.6 : Before Takeoff Check, p. 3-6.

³⁷ Ibid., chapitre 4 : Cruise, section 4.6.3 : Weather Radar, p. 4-3.

Le commandant de bord surveillait le radar météorologique, qui ne montrait aucun signe de cumulus bourgeonnants ou de fortes précipitations jusqu'à ce que l'hélicoptère effectue le virage à gauche sur un cap magnétique d'environ 160° et s'approche de l'île North Pender. À ce moment-là, le commandant de bord a vu des indications rouges dans un rayon de 5 NM sur l'écran. La couleur rouge indique des précipitations de pluie de 12 à 50 mm/h, mais il était également courant de voir la couleur rouge lorsque l'antenne radar balayait le relief des îles. Malgré l'entrée dans une zone de fortes précipitations et de turbulences, le radar ne montrait aucun signe de fortes précipitations au-delà d'une portée de 5 NM, amenant ainsi le commandant de bord à attribuer la couleur rouge au relief qui s'approchait.

Le *Lightning Protection of Aircraft Handbook* de la FAA reconnaît que les systèmes de radar aérien ont des capacités limitées de détection des orages lorsque les régions nuageuses électrifiées contiennent peu de gouttelettes de pluie liquides utilisées par les échos radar ou lorsque les altitudes de vol plus basses affichent des échos parasites sol qui masquent l'orage³⁸. De plus, plusieurs incidents de foudroiement sur des aéronefs ont été signalés sans qu'aucun orage n'ait été observé visuellement ou détecté par un système radar au sol ou aérien³⁹.

1.9 Communications

L'hélicoptère a volé dans un espace aérien contrôlé pendant toute la durée du vol.

Peu après le foudroiement, l'équipage de conduite a actionné par inadvertance le commutateur de communication radio situé sur le cyclique et a transmis l'audio du poste de pilotage à l'ATC de la région de contrôle terminal de Victoria alors qu'il tentait de maîtriser l'hélicoptère. Une fois que l'hélicoptère a repris son vol en palier, l'équipage de conduite a déclaré un PAN PAN et l'ATC a fourni immédiatement des renseignements sur le trafic à proximité, puis a dirigé tout le trafic à l'écart de la trajectoire de vol VFR de l'hélicoptère vers CBF7.

L'ATC de la région de contrôle terminal de Victoria a continué à surveiller l'hélicoptère jusqu'à ce que l'équipage de conduite soit transféré à la radio Harbour à Victoria pour l'atterrissage. L'ATC de la région de contrôle terminal de Victoria a informé la radio Harbour que le transpondeur mode C de l'hélicoptère ne fournissait plus de renseignements sur l'altitude et que l'altitude de 1300 pieds ASL était la dernière altitude qui avait été confirmée par l'équipage de conduite.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

CBF7 était la destination prévue du vol à l'étude. CBF7 est un aérodrome certifié exploité à titre privé par Pacific Heliport Services, une filiale de Helijet International Inc. L'utilisation

³⁸ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 3, section 3.3.4 : Thunderstorm Avoidance, Weather radar, p. 52.

³⁹ Ibid., chapitre 3, section 3.3.3 : Immediate Environment at Time of Strike, p. 50.

de cet aéroport est réservé uniquement aux hélicoptères. Aucun service de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs n'est disponible à l'aéroport.

Après le foudroiement et la sortie de l'assiette anormale, le commandant de bord a décidé de poursuivre le vol vers CBF7, situé à environ 21 NM au sud-sud-ouest. Une autre option consistait à se diriger vers CYYJ, situé à environ 10 NM à l'ouest-sud-ouest et disposant de services de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs de catégorie critique 7⁴⁰ disponibles de 5 h à minuit.

1.11 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère à l'étude était équipé d'un enregistreur de vol multifonction (MPFR) transistorisé qui contenait à la fois les enregistrements sonores et des données de vol du poste de pilotage.

Le MPFR avait une capacité d'enregistrement audio du poste de pilotage de 120 minutes; les données qui y étaient stockées comprenaient celles du vol à l'étude. Les données audio du poste de pilotage ont été téléchargées avec succès et comprenaient des enregistrements audio de bonne qualité du vol à l'étude.

Le MPFR contenait également quelque 78 heures de données de vol, y compris les données relatives au vol à l'étude. Les données de vol ont été téléchargées avec succès.

Les données ont révélé d'importantes fluctuations dans les paramètres de vol et d'exploitation de l'hélicoptère après le foudroiement (annexe A). Au cours de la descente rapide incontrôlée, le régime du rotor principal ainsi que les angles de tangage et de roulis enregistrés ont dépassé momentanément les limites de vol indiquées dans le manuel de vol du giravion (RFM) (tableau 4)⁴¹.

⁴⁰ Le numéro de catégorie critique est publié dans le *Supplément de vol – Canada* de NAV CANADA par l'exploitant d'un aéroport et correspond au niveau des services de lutte contre les incendies disponibles pour intervenir à la suite d'une situation d'urgence concernant un aéronef à un aéroport.

⁴¹ Sikorsky Aircraft Corporation, SA 4047-76C-15, *Rotorcraft Flight Manual Model S-76C Part 1*, révision 7 (25 octobre 2010), section I : Operating Limitations, p. 1-10 et 1-21.

Tableau 4. Limites de vol indiquées dans le Rotorcraft Flight Manual Model S-76C++ (RFM) de Sikorsky Aircraft Corporation, et paramètres de vol maximaux enregistrés par l'enregistreur de vol multifonction pendant le vol à l'étude

Paramètre de vol	Limite selon le RFM	Valeur maximale enregistrée
Vitesse du rotor principal – sous tension	109 %	109,9 %
Angle de roulis	Pas d'acrobatie aérienne*	-63,8°
Angle de tangage	Pas d'acrobatie aérienne*	-44,3°

La partie 29 du *Federal Aviation Regulation* des États-Unis ne définit pas l'acrobatie aérienne, mais la section 23.2005 de la partie 23 indique que les aéronefs de catégorie normale sont certifiés pour une inclinaison de 60° ou moins, tandis que la section 91.303 de la partie 91 précise que [traduction] « le vol acrobatique désigne une manœuvre intentionnelle comprenant un changement brusque de l'assiette, une assiette anormale ou une accélération anormale de l'aéronef, qui n'est pas nécessaire pour un vol normal », et la section 91.307 de la partie 91 indique qu'aucun pilote d'un aéronef transportant des personnes autres que des membres d'équipage ne peut effectuer une manœuvre intentionnelle dépassant 60° d'inclinaison et 30° de tangage, à moins que chaque occupant ne porte un parachute.

Avec la perte de 1 ensemble de pales du rotor de queue, le déplacement de la pédale du rotor de queue différait d'environ 15 % des valeurs préalables au foudrolement, mais les pilotes sont parvenus à maintenir la maîtrise en direction pendant le reste des phases de vol de croisière et d'atterrissage.

Le MPFR est connecté au CDAC droit pour obtenir les renseignements sur les données aérodynamiques. Les données ont permis de confirmer que le CDAC droit avait subi une défaillance immédiatement après le foudrolement, entraînant la perte des données enregistrées relatives à l'altitude-pression, à la vitesse calculée, à la vitesse verticale et à la température extérieure.

L'hélicoptère était également équipé d'un dispositif de suivi SKYTRAC ISAT-200A (ISAT) qui utilisait le système de positionnement mondial (GPS) et la constellation de satellites d'Iridium pour transmettre la position, la vitesse et la direction de l'hélicoptère. L'ISAT a été envoyé au Laboratoire d'ingénierie du BST à Ottawa (Ontario), où les fichiers de données ont été récupérés et synchronisés avec les données de vol et audio du MPFR avec succès afin de reconstituer la trajectoire de vol pour les analyses liées à l'enquête.

L'hélicoptère était également équipé d'un système de surveillance des cycles de fonctionnement (HUMS) Honeywell EVXP, qui surveille et enregistre les vibrations et les excédents de l'hélicoptère afin de déterminer l'état des composants opérationnels.

Les données du HUMS ont indiqué, dans 3 paramètres du rotor de queue pendant le vol à l'étude, un pic de vibration momentané qui n'était pas conforme aux opérations précédentes. L'augmentation des vibrations découle le plus souvent d'un changement du centre de masse rotatif dans le plan de rotation, d'un fractionnement du rail entre les paires

de pales du rotor de queue ou de composants desserrés dans le système du rotor de queue⁴².

Les paramètres de date et d'heure du HUMS peuvent être réglés manuellement. Par conséquent, les enquêteurs ont été dans l'impossibilité de déterminer l'heure exacte des pics de vibration, en notant toutefois que l'augmentation des vibrations n'était pas soutenue.

Les données du HUMS n'ont pas indiqué de changements importants dans les vibrations du rotor principal.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Après le foudroiement, l'équipage de conduite a évalué les systèmes de l'hélicoptère en vol en palier et n'a détecté aucun défaut important qui aurait pu empêcher la poursuite sécuritaire du vol jusqu'à la destination prévue. L'hélicoptère a atterri à CBF7 sans autre problème.

Au cours de l'inspection après vol, l'équipage de conduite a constaté que 1 ensemble de pales du rotor de queue s'était détaché de l'hélicoptère et que le stabilisateur horizontal gauche et le côté gauche du capot du moteur étaient endommagés. Le service de maintenance de Helijet a été avisé de la situation et dépêché à CBF7. L'hélicoptère a été retiré du service, démonté et transporté par camion jusqu'au hangar de Helijet à CYVR.

Les enquêteurs du BST ont effectué des recherches sur l'île South Pender pour retrouver l'ensemble de pales du rotor de queue manquant, sans toutefois le retrouver ou retrouver de fragments connexes.

1.12.1 Examen du rotor de queue

L'ensemble de pales du rotor de queue intérieur s'était détaché de l'hélicoptère, et seul le bouchon de centrage du longeron était resté sur l'hélicoptère. Pour chacune des pales de rotor détachées, l'ensemble d'extrémité de la biellette de commande de pas s'était fracturé sous l'effet d'une surcharge au point de fixation de la pale, et la tresse de métallisation s'était rompue lors du détachement (figure 8). L'extrémité opposée des biellettes de commande de pas est restée fixée à l'hélicoptère, et 1 surface d'appui présentait des dommages compatibles avec un contournement.

⁴² Honeywell International Inc., *EVXP Health Monitoring System: Diagnostic Manual For the S-76C++ Aircraft After S/N 760511* (21 janvier 2011), section 4 : Recommendations for Monitor Advisories, Condition Indicator: T/R 1P (Channel 32B-TR FA), Condition Indicator: T/R 2P (Channel 32B-TR FA), and Condition Indicator: T/R 4P (Channel 32B-TR FA).

Figure 8. Image principale : Le système de rotor de queue de l'hélicoptère à l'étude après le foudroiement, montrant l'ensemble de pales du rotor de queue intérieur manquant et les dommages causés par son détachement. En médaillon : Le rotor de queue réparé de l'hélicoptère à l'étude, à titre de référence, en tant qu'ensemble complet. (Source de l'image principale : Helijet International Inc., avec annotations du BST. Source de l'image en médaillon : Helijet International Inc.)



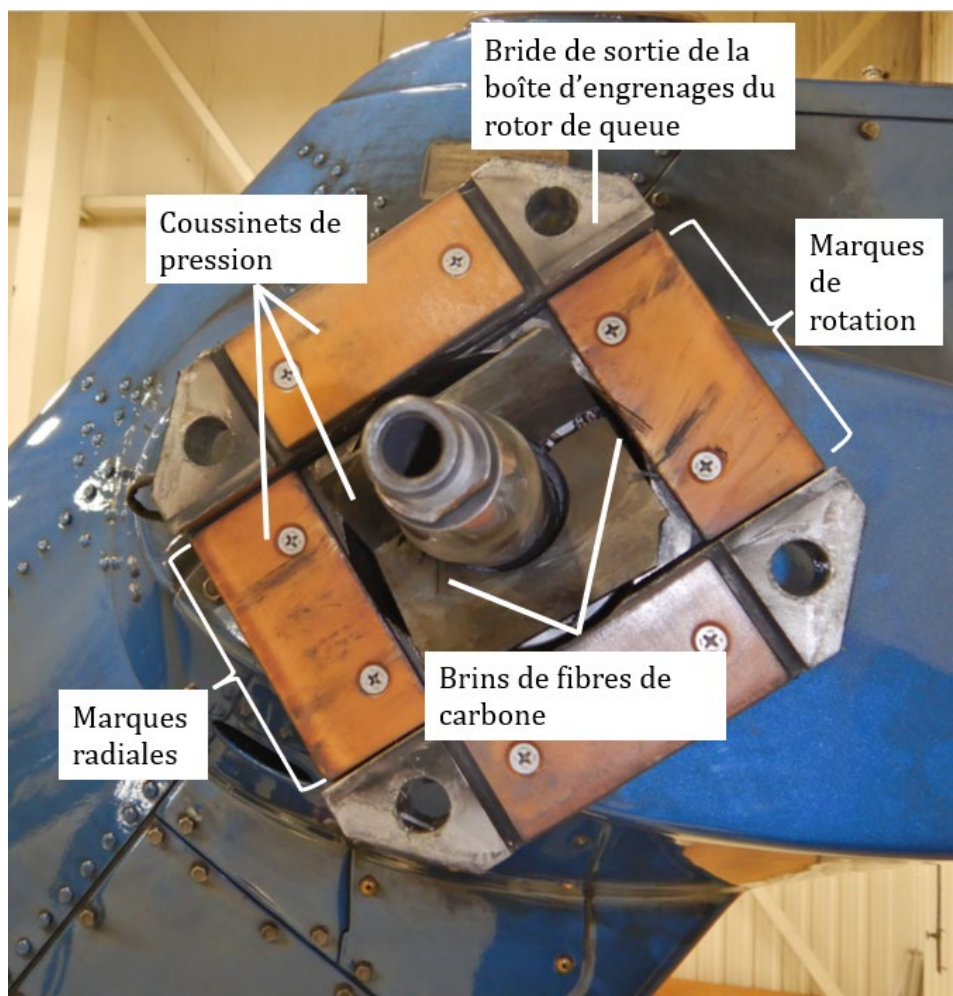
L'ensemble de pales du rotor de queue extérieur est resté fixé à l'arbre de sortie du rotor de queue par la plaque de maintien extérieure. Une pale du rotor de queue a subi des dommages d'impact sur le bord d'attaque près des fixations de la pale de rotor de queue. La même pale de rotor présentait des piqûres mineures sur le bord d'attaque à environ $\frac{3}{4}$ pouce de l'extrémité, ce qui correspond au point d'attache de la foudre. L'autre pale de rotor de l'ensemble n'était pas endommagée.

1.12.2 Examen du système d'entraînement du rotor de queue

La boîte d'engrenages du rotor de queue fonctionnait normalement et ne présentait aucun signe de contournement entre les bossages de fixation de la boîte d'engrenages et le fuselage. De plus, il n'y avait aucun signe de contournement entre l'arbre de commande de pas et l'arbre de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue.

Les coussinets de pression situés sur la bride de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue présentaient des marques radiales et de rotation à l'endroit où l'ensemble de pales du rotor de queue intérieur était monté (figure 9). Un coussinet de pression comportait des brins de fibres de carbone incrustés dans le coussinet. De plus, le coussinet de pression entourant l'arbre de commande de pas était cassé en deux et présentait des brins de fibres de carbone.

Figure 9. Bride de sortie de la boîte d'engrenages du rotor de queue de l'hélicoptère à l'étude, mettant en évidence les brins de fibres de carbone restants et les marques sur les coussinets de pression où était fixé l'ensemble de pales du rotor de queue intérieur (Source : BST)



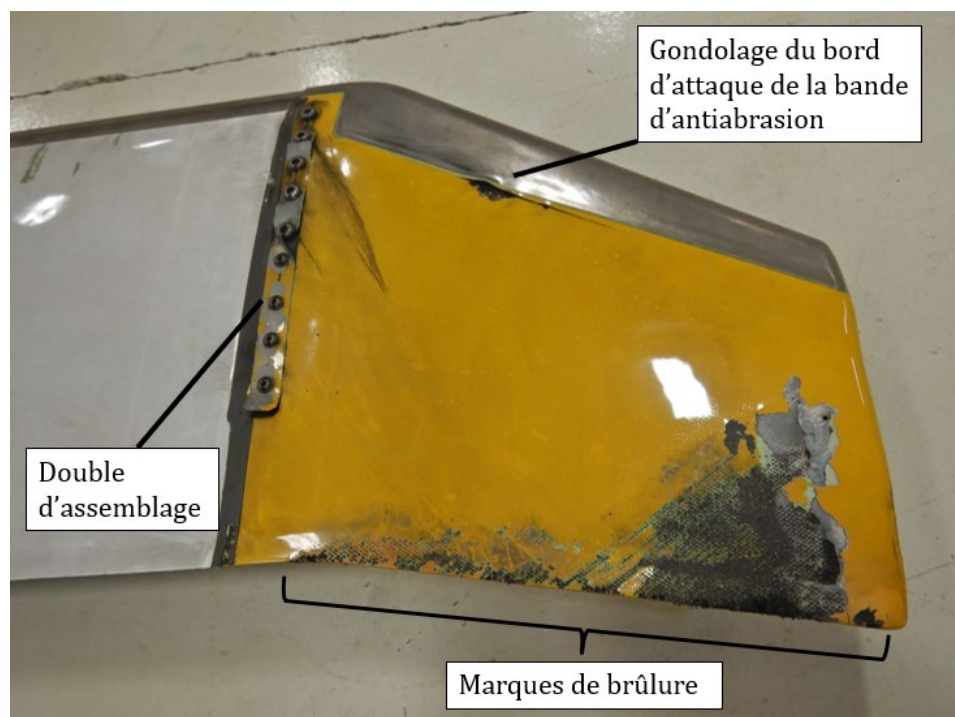
L'arbre d'entraînement du rotor de queue entre la boîte d'engrenages du rotor de queue et la boîte d'engrenages intermédiaire ne présentait aucun signe de contournement entre les brides de raccordement des composants.

1.12.3 Examen des pales du rotor principal

Chacune des 4 pales du rotor principal porte un nom codé par couleur (rouge, bleu, jaune, noir) en fonction de l'endroit où elle est installée sur le moyeu du rotor principal.

La pale bleue du rotor principal de l'hélicoptère à l'étude présentait des traces de brûlure des deux côtés du capuchon d'extrémité, qui exposaient le revêtement en Kevlar sous-jacent. La bande d'antiabrasion installée sur le bord d'attaque du capuchon d'extrémité avait gondolé légèrement sur les bords arrière supérieur (figure 10) et inférieur, ainsi qu'au niveau du joint extérieur assemblé par chevauchement, ce qui correspond à un point d'attache de la foudre. Le double d'assemblage du capuchon d'extrémité avait gondolé sur les revêtements intradorsal et extradorsal.

Figure 10. Face supérieure du capuchon d'extrémité de la pale bleue du rotor principal présentant des dommages causés au point d'attache de la foudre (Source : BST)



De plus, les revêtements supérieur et inférieur de la pale bleue du rotor principal présentaient des traces de brûlure sur toute la longueur de la pale, caractérisées par des cloques de peinture de la forme d'un maillage, ce qui correspond à la dispersion de la racine de l'arc du treillis métallique⁴³. À environ 98 pouces de la base de la pale, le revêtement inférieur présentait des éclats de peinture mineurs et des marques d'abrasion dont l'origine probable était un impact oblique avec un objet.

Le tableau ci-dessous résume les divers degrés de dommages aux 4 pales du rotor principal (tableau 5).

⁴³ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 6, section 6.2.4 : Protection with Conductive Coatings, Woven wire fabrics (WWFs), p. 158.

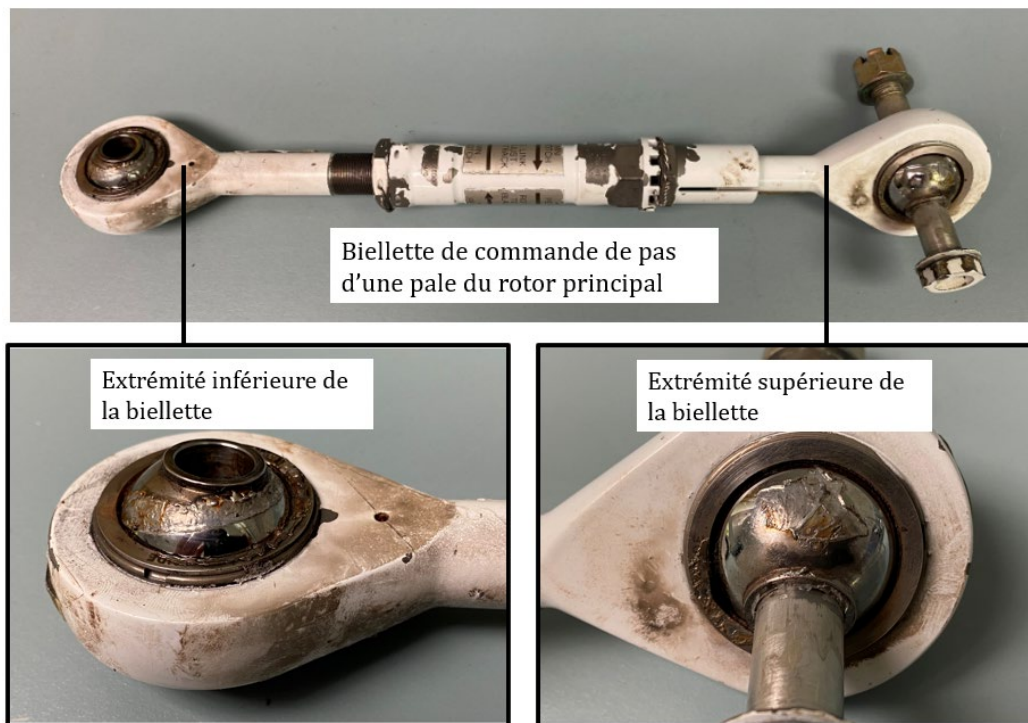
Tableau 5. Dommages observés sur 3 des 4 pales du rotor principal de l'hélicoptère à l'étude

Désignation de couleur	Numéro de série	Dommages observés
Rouge	A086-02438	Dommage mineur causé par un impact au revêtement inférieur, situé à environ 136 pouces de la base de la pale et mesurant 1,7 pouce de longueur
Bleu	A086-03582	Éclats de peinture mineurs sur le revêtement inférieur et marques d'abrasion situées à environ 98 pouces de la base de la pale. Des traces de brûlure sur les revêtements supérieur et inférieur de la pale sur toute la longueur de la pale et sur le capuchon d'extrémité. Gondolage du bord arrière de la bande d'antiabrasion du bord d'attaque du capuchon d'extrémité ainsi qu'au niveau du joint extérieur assemblé par chevauchement. Gondolage du double d'assemblage supérieur et inférieur du capuchon d'extrémité.
Jaune	A086-01636	Dommage mineur causé par un impact avec le bord d'attaque, situé à environ 82,5 pouces de la base de la pale
Noir	A086-00842	Aucun dommage

1.12.4 Examen de la tête du rotor principal

L'amortisseur de la pale bleue du rotor principal, la biellette de commande de pas et la tresse de métallisation présentaient des dommages causés par le foudroiement. Les paliers à rotule intérieurs et extérieurs de l'amortisseur présentaient des piqûres, des écaillures et une décoloration mineures. Les paliers à rotule supérieurs et inférieurs de la biellette de commande de pas et les chemins de roulement présentaient une importante décoloration, et une partie du palier et des chemins de roulement comportait de la matière fondue (figure 11).

Figure 11. Bielle de commande de pas de la pale bleue du rotor principal de l'hélicoptère à l'étude, mettant en évidence les dommages subis par le palier à rotule (Source : BST)



Les points de fixation de la bielle de commande de pas au niveau de la fusée de pale et du plateau oscillant présentaient également des traces de contournement.

La tresse de métallisation entre la fusée de pale et le moyeu du rotor principal était intacte, mais la gaine extérieure en plastique était fondue et partiellement manquante.

1.12.5 Autres dommages à l'hélicoptère

Le capot du moteur présentait des dommages localisés attribuables à un impact, avec des fragments incrustés d'une pale du rotor de queue.

Sur le côté gauche du stabilisateur horizontal, il manquait une partie semi-circulaire du bord d'attaque en nid d'abeille en fibre de verre d'environ 11 pouces de large, qui s'étendait jusqu'au longeron du stabilisateur. On a déterminé que la direction des dommages causés par l'impact allait du revêtement supérieur au revêtement inférieur, ce qui correspond à un impact avec une pale du rotor de queue.

Le côté gauche de la poutre de queue présentait des éraflures mineures et des fissures dans la peinture. Des éclats de fibres de carbone ont également été retrouvés incrustés dans diverses décalcomanies de la poutre de queue.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Rien n'indique que des facteurs médicaux ou la fatigue, ont nui à la performance de l'équipage de conduite.

1.14 Incendie

Rien n'indique la présence d'un incendie soit avant ou après l'événement.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Les pilotes ne portaient pas de casque, et la réglementation ne l'exigeait pas.

Les pilotes et tous les passagers portaient une ceinture de sécurité à 4 points, composée d'une ceinture sous-abdominale et d'une double ceinture-baudrier retenue par un enrouleur à inertie simple.

Les passagers disposaient chacun d'une fiche sur les caractéristiques de sécurité qui contenait les renseignements exigés en vertu de la réglementation⁴⁴. Chaque occupant de l'hélicoptère disposait d'un gilet de sauvetage gonflable installé sous son siège. L'hélicoptère était également équipé d'une trousse de premiers soins située à côté du siège du pilote de droite et de 2 extincteurs d'incendie dans la cabine.

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 :

- LP149/2023 – CVR [cockpit voice recorder] Audio Recovery [Récupération des données audio de l'enregistreur de conversations de poste de pilotage]
- LP150/2023 – NVM [non-volatile memory] Data Recovery – Flight Tracker and HUMS [health and usage monitoring system] [Récupération des données de la mémoire non volatile – Système de suivi de vol et Système de surveillance des cycles de fonctionnement]
- LP151/2023 – MPFR [multipurpose flight recorder] Recovery, Analysis and Flight Path Reconstruction [Récupération, analyse et reconstitution de la trajectoire de vol de l'enregistreur de vol multifonction]

1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

Helijet International Inc. est une compagnie privée basée du côté sud-est de CYVR qui détient un certificat d'exploitation aérienne pour les opérations régies par les sous-parties 702 (Opérations de travail aérien), 703 (Exploitation d'un taxi aérien) et 704 (Exploitation d'un service aérien de navette) du *Règlement de l'aviation canadien*. La compagnie offre un service régulier de transport par hélicoptère sur la côte ouest de la Colombie-Britannique et un service d'ambulance aérienne dédié 24 heures sur 24, 7 jours sur 7, pour BC Emergency Health Services. Elle fournit également des services

⁴⁴ Transports Canada, DORS/96-433, *Règlement de l'aviation canadien*, Norme de service aérien commercial 724 : Exploitation d'un service aérien de navette : Hélicoptères, paragraphe 724.35 : Cartes des mesures de sécurité.

d'affrètement, de tourisme et d'autres services d'hélicoptère à des clients comme des organismes de services publics dans toute la Colombie-Britannique.

Au moment de l'événement à l'étude, la flotte de la compagnie était composée de 15 hélicoptères Sikorsky S-76, 3 hélicoptères Airbus AS350, 1 avion Cessna Citation X et 1 avion Learjet 31.

La compagnie est également un organisme de maintenance agréé par TC, avec des qualifications pour les travaux non spécialisés sur sa flotte d'aéronefs et des capacités supplémentaires en matière d'avionique, de composants dynamiques et de structures en tôle.

La compagnie utilise le simulateur de vol complet Sikorsky S-76C++ de niveau D certifié par TC, situé chez FlightSafety International à West Palm Beach (Floride), aux États-Unis, pour la formation initiale, périodique et supplémentaire des pilotes.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Effets directs et indirects des foudroiements sur les aéronefs

Les effets des foudroiements sur les aéronefs sont classés comme directs ou indirects. Les effets directs concernent l'impact physique que le point d'attache de la foudre aura sur l'aéronef, tandis que les effets indirects concernent les champs électromagnétiques et les augmentations de tension qui peuvent être induits dans les systèmes de l'aéronef par les courants de foudre.

Dans l'événement à l'étude, le foudroiement nuage-sol positif a produit 1 décharge qui a transféré un pourcentage élevé de la charge à l'aéronef. L'amplitude de crête du courant de la décharge détermine l'effet explosif ou l'onde de choc du foudroiement⁴⁵. De plus, l'amplitude et la durée du courant déterminent les effets thermiques du foudroiement, qui contribuent également aux dommages physiques.

Voici les principaux effets physiques qui peuvent survenir sur les composites en fibres de carbone, principalement en ce qui a trait au courant généré par la 1^{re} décharge :

- une surchauffe, appelée chauffage ohmique, qui peut faire fondre les résines et réduire l'intégrité structurelle;
- la fissuration ou la fracture des plis stratifiés attribuable à l'onde de choc qui se propage à partir du courant de foudre;
- le délaminage des plis stratifiés attribuable au dégazage des résines causé par la surchauffe ou l'onde de choc⁴⁶.

De plus, la combinaison de matériaux composites et métalliques dans les pales du rotor principal et du rotor de queue entraîne des propriétés de conductivité variables à différents

⁴⁵ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 2, section 2.5.2 : The Cianos and Pierce Data, Peak Currents, p. 36.

⁴⁶ Ibid., chapitre 4, section 4.3 : Physical Effects on Highly Resistive Structures, Conductive composites, p. 85.

endroits de la pale. Par conséquent, il doit y avoir une liaison électrique entre tous les matériaux métalliques afin d'éviter tout contournement entre les pièces et les dommages subséquents, qui peuvent entraîner une défaillance catastrophique en cas de charges opérationnelles.

Les effets indirects sont le résultat de la tension et du courant induits dans le câblage électrique de l'aéronef par les champs magnétiques changeants créés par un foudroiement lorsqu'il traverse la cellule⁴⁷. La tension induite dans le câblage électrique est directement proportionnelle au régime de hausse maximal du foudroiement : plus le régime de hausse est élevé, plus la tension sera élevée⁴⁸. Les pointes de tension peuvent endommager tous les systèmes électriques, l'équipement électronique transistorisé étant le plus vulnérable en raison de ses tensions de fonctionnement normalement faibles⁴⁹. La SAE établit un régime de hausse maximal de 140 kA par microseconde pour les essais de protection contre la foudre, ce qui correspond à un foudroiement violent⁵⁰.

En 2011, la FAA a mis à jour les exigences en matière de protection contre la foudre pour les giravions de catégorie transport afin d'y inclure les systèmes électriques et l'équipement électronique, en raison de l'intégration croissante de l'électronique dans les systèmes essentiels au vol.

1.18.2 Désorientation spatiale

Les personnes sont en mesure de discerner l'orientation de leur corps (par exemple, si elles sont couchées, debout, penchées) lorsqu'elles sont physiquement en contact avec le sol. Cependant, elles ne sont pas habituées au milieu en 3 dimensions dans lequel se déroule un vol; il peut en résulter des conflits entre leurs sens et ce qu'elles perçoivent, rendant difficile, voire impossible, le maintien de l'orientation spatiale. La désorientation spatiale du pilote se définit comme étant [traduction] « l'incapacité du pilote à interpréter correctement l'attitude, l'altitude ou la vitesse anémométrique de l'aéronef en fonction de la Terre ou d'autres points de référence ».⁵¹

Pour s'orienter dans l'espace, les personnes décodent l'information reçue de 3 systèmes sensoriels :

- le système visuel;

⁴⁷ Ibid., chapitre 4, section 4.7 : Induced Effects, p. 94.

⁴⁸ Environnement et Changement climatique Canada (ECCC), Service météorologique du Canada, courriel à un enquêteur du BST (5 mai 2025).

⁴⁹ Federal Aviation Administration (FAA), DOT/FAA/TC-22/11, *Lightning Protection of Aircraft Handbook: Final Report* (novembre 2022), chapitre 4, section 4.7 : Induced Effects, Aircraft experience, p. 97.

⁵⁰ Ibid., chapitre 5, section 5.5.3 : SAE/EUROCAE Lightning Committees, Current components A, B, C and D, p. 108 et section 5.5.4 : The Standardized Environment, Component A – First Stroke Current, p. 111.

⁵¹ Australian Transport Safety Bureau, *An overview of spatial disorientation as a factor in aviation accidents and incidents* (3 décembre 2007), Executive Summary, p. vii, à l'adresse [atsb.gov.au/publications/2007/b20070063](https://www.atsb.gov.au/publications/2007/b20070063) (dernière consultation le 20 avril 2026).

- le système vestibulaire (information provenant de l'oreille interne);
- le système proprioceptif (information provenant des muscles, des articulations et des os)⁵².

Le système visuel fournit 80 % de l'information servant à déterminer notre orientation spatiale. En cas de perte d'information visuelle, il ne reste que 20 % de l'information, qui est reçue des systèmes vestibulaire et proprioceptif. Ces 2 derniers systèmes fournissent de l'information moins précise et donc plus sujette aux illusions et aux erreurs d'interprétation quand cette information est traitée par le cerveau⁵³. Lorsque les repères visuels au sol sont faibles ou nuls, la désorientation spatiale peut être surmontée en utilisant les instruments de vol pour contrôler la position de l'aéronef⁵⁴.

Une bonne connaissance des mécanismes qui entraînent la désorientation spatiale et des moyens pour y faire face, ainsi qu'une bonne conscience de la désorientation possible lorsque la visibilité et les références au sol sont réduites, demeurent des atouts essentiels pour prévenir la perte de maîtrise en vol⁵⁵.

Le *Manuel d'information aéronautique de Transports Canada* (AIM de TC) décrit les risques de désorientation. Il indique que la vue est notre sens d'orientation le plus puissant et souligne qu'il est impossible de s'y fier au milieu de nuages ou dans des conditions de voile blanc, ce qui augmente la probabilité de désorientation. Le manuel donne l'exemple suivant :

une fois qu'un virage est stabilisé, la sensation d'être en virage disparaît. Par conséquent, lorsqu'un pilote sort d'un virage, il peut avoir l'impression d'amorcer un virage en sens contraire et peut amorcer un autre virage involontairement, voire entraîner l'avion dans une vrille ou une spirale⁵⁶.

Bien qu'on mentionne les nuages et le voile blanc, un manque semblable de repères visuels externes et la désorientation qui en résulte peuvent survenir dans l'obscurité. La désorientation spatiale peut entraîner une perte de maîtrise de l'aéronef ou un impact sans perte de contrôle⁵⁷.

⁵² Ibid.

⁵³ Ibid.

⁵⁴ Ibid., chapitre 4 : Preventive Measures, Training and education, p. 25.

⁵⁵ Ibid., chapitre 4 : Preventive Measures, Planning and preparation, p. 23.

⁵⁶ Transports Canada, TP 14371F, *Manuel d'information aéronautique de Transports Canada* (AIM de TC), AIR – Discipline aéronautique (20 mars 2025), section 3.7 : Désorientation, à l'adresse https://tc.canada.ca/sites/default/files/2025-03/aim-2025-1_access_f.pdf (dernière consultation le 20 avril 2026).

⁵⁷ Australian Transport Safety Bureau, *An overview of spatial disorientation as a factor in aviation accidents and incidents* (3 décembre 2007), Executive Summary, p. vii, à l'adresse [atsb.gov.au/publications/2007/b20070063](https://www.atsb.gov.au/publications/2007/b20070063) (dernière consultation le 20 avril 2026).

1.18.3 Prise de décision classique et continuation de vol

La prise de décision peut être comprise comme le fait pour une personne de porter attention à des renseignements et de les percevoir, d'évaluer la situation en fonction de ces renseignements, puis de choisir entre plusieurs options, en se fondant à la fois sur cette évaluation et sur sa propre estimation des coûts et des valeurs⁵⁸. Un sous-ensemble particulier de ce sujet, la prise de décision classique est axée sur la prise de décisions rationnelles et optimales, et est souvent caractérisée par une évaluation lente et analytique des options et la sélection du choix optimal.

Un pilote ou un équipage de conduite qui prend une décision en suivant ce cadre décisionnel classique doit tenir compte des variables suivantes avant de faire un choix lorsqu'il est confronté à une situation d'urgence :

- ambiguïté des informations sur l'état de l'aéronef;
- incertitude quant à la faisabilité des mesures de rechange;
- pression de temps pour prendre des mesures;
- volonté d'atteindre l'objectif principal du vol (c.-à-d. arriver à la destination en toute sécurité).

Dans l'événement à l'étude, après le foudrolement et la sortie de l'assiette anormale, l'équipage de conduite devait déterminer sa prochaine mesure à prendre. Selon la procédure établie dans la liste de vérification d'urgence en cas de foudrolement de Helijet, qui doit être exécutée de mémoire, puis vérifiée à l'aide de la liste de vérification⁵⁹, la première mesure consiste à atterrir dès que possible, tout en continuant à évaluer la présence de vibrations inhabituelles ou excessives⁶⁰. La liste de vérification définit un atterrissage le plus tôt possible comme suit [traduction] :

Atterrir à l'endroit le plus près où il est possible d'atterrir en toute sécurité. Selon la nature de la défaillance et l'endroit où elle survient pendant le vol, il peut être nécessaire de se diriger vers une piste d'atterrissage ou, en cas de vol au large, vers le point d'atterrissage convenable le plus près ou l'héliplateforme la plus près. Le vol doit se dérouler à une altitude et à une vitesse anémométrique telles qu'un amerrissage forcé puisse être effectué en toute sécurité si la situation anormale s'aggrave et qu'un atterrissage immédiat devient nécessaire⁶¹.

⁵⁸ C. D. Wickens, W. S. Helton, J. G. Hollands et S. Banbury, *Engineering Psychology and Human Performance*, 5^e édition (Routledge, 2022), chapitre 9 : Decision Making, p. 335 à 337.

⁵⁹ Helijet International Inc., OP-464, *Emergency Checklist S76C++*, (5 mai 2018), section 1 : Preamble, p. FM-i.

⁶⁰ Ibid., section 107 : Lightning Strike, p. MISC-5.

⁶¹ Ibid., section 2 : Definitions, p. FM-ii.

Les SOP de Helijet présentent d'autres éléments à prendre en considération pour déterminer s'il faut atterrir dès que possible, y compris les conditions au sol, les obstacles et l'emplacement des moyens de transport et l'hébergement⁶².

En plus des mesures à prendre, la liste de vérification d'urgence en cas de foudroiement prévoit, entre autres, qu'il faut prendre en considération [traduction] « [...] qu'il est probable que les pales du rotor principal et/ou du rotor de queue, les têtes de rotor et les composants connexes aient subi des dommages considérables ».

Dans cette situation, l'équipage de conduite a envisagé 3 options :

1. trouver un endroit où atterrir ou amerrir immédiatement;
2. atterrir à l'aérodrome le plus près (CYYJ);
3. poursuivre le vol vers la destination initiale (CBF7).

La 1^{re} option, qui consistait à atterrir immédiatement ou à amerrir, a été écartée, car l'équipage de conduite estimait que l'hélicoptère volait normalement et n'avait pas remarqué de bruits ou de vibrations inhabituels.

Le P/O a discuté avec le commandant de bord de la possibilité de dérouter vers CYYJ. Le commandant de bord a écarté cette option, car le système météorologique que l'équipage de conduite venait de traverser se trouvait près de l'aéroport et il observait de la pluie et une faible visibilité dans cette direction. À l'inverse, la visibilité le long de la trajectoire de vol prévue était dégagée et le commandant de bord pouvait voir la ligne de rivage sud qui menait à CBF7.

Par conséquent, en l'absence d'indicateurs perceptibles de performance de vol compromise, et compte tenu des conditions VFR qui se présentaient devant lui, le commandant de bord a déterminé que la meilleure option était de poursuivre le vol vers CBF7. CBF7 n'était qu'à 10 NM de plus que CYYJ, et ni l'hélicoptère ni les passagers ne semblaient avoir besoin des services d'urgence qui se trouvaient sur place à l'aéroport. Si la performance de vol devait se détériorer et que l'appareil devait être posé immédiatement, le commandant de bord a déterminé que, compte tenu de l'altitude, les rivages de plusieurs îles et du continent, situées à proximité, feraient en sorte d'atténuer le risque lié à la poursuite de la trajectoire de vol. Le commandant de bord a également reconnu que des mesures de maintenance devraient être prises après le foudroiement et que le service de maintenance de la compagnie était situé à CBF7.

Au cours de ce processus, l'équipage de conduite n'a pas remarqué que 1 ensemble de pales du rotor de queue s'était détaché de l'hélicoptère.

⁶² Helijet International Inc., *Standard Operating Procedures: Scheduled Airline Service, Sikorsky 76C++*, révision 1.1 (30 septembre 2020), chapitre 7 : Abnormal and Emergency Procedures, section 7.4 : Precautionary Landing, p. 7-5.

2.0 ANALYSE

L'enquête a permis de déterminer que la maniabilité et la performance de l'hélicoptère étaient normales avant de subir un foudroiement lors du 3^e vol de la journée entre l'héliport Vancouver Harbour (CBC7) et l'héliport Victoria Harbour (Camel Point) (CBF7). Après le foudroiement, l'hélicoptère a effectué une descente rapide et incontrôlée dans un virage serré. Le commandant de bord a ensuite rétabli le vol rectiligne en palier et a continué vers la destination.

L'analyse portera sur les prévisions météorologiques et les conditions météorologiques réelles qui ont conduit au foudroiement, les dommages causés à l'hélicoptère par le foudroiement, le pilotage de l'hélicoptère par l'équipage de conduite pendant le vol dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) et la décision de poursuivre le vol après la sortie de l'assiette anormale.

2.1 Conditions météorologiques prévues et réelles

Avant le 1^{er} vol de la journée, l'équipage de conduite avait consulté et examiné les outils de prévision aéronautique, qui comprenaient les prévisions de zone graphique (GFA), les messages d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR) et les prévisions d'aérodrome (TAF) pour la route prévue au-dessus du détroit Georgia. Les GFA étaient les seules prévisions qui indiquaient la possibilité d'orages modérés (vers 11 h) dans les parties sud de l'île de Vancouver, ce à quoi l'équipage de conduite s'attendait.

Compte tenu des données météorologiques disponibles, du compte rendu météorologique de pilote (PIREP) reçu de l'équipage de conduite d'un autre hélicoptère de la compagnie suivant la même route entre CBC7 et CBF7 et des observations de l'équipage de conduite lors de ses 2 vols précédents sur cette même route, rien n'indiquait que les conditions météorologiques empêcheraient un vol selon les règles de vol aux instruments (IFR) pour le vol à l'étude, qui a décollé de CBC7 à 9 h 11. Pendant le vol de croisière, l'équipage de conduite a surveillé le service automatique d'information de région terminale (ATIS) de l'aéroport international de Victoria (CYYJ), l'aéroport le plus près de sa trajectoire de vol. Il n'y avait eu aucune mention d'un changement important des conditions météorologiques ou d'activité orageuse dans la région. De plus, ni le contrôle de la circulation aérienne (ATC) ni les autres aéronefs à proximité n'ont signalé d'activité orageuse pendant le vol, ce qui correspondait aux données du Réseau canadien de détection de la foudre (RCDF).

Le radar météorologique indiquait une activité accrue d'averses s'étendant au-dessus de l'île South Pender, probablement associée à une activité convective accrue. Cependant, le nuage convectif était imbriqué à une couche nuageuse plus large qui commençait par un plafond fragmenté à 2500 pieds AGL, puis un couvert nuageux à 10 000 pieds AGL qui culminait à environ 15 000 pieds AGL. Par conséquent, le nuage convectif n'était pas facilement identifiable à l'aide des images satellites et des prévisions.

À bord de l'hélicoptère, l'écran du radar météorologique affichait également de fortes précipitations dans un rayon de 5 milles marins (NM) alors que l'hélicoptère s'approchait

de l'île South Pender, mais ces précipitations étaient probablement impossibles à distinguer des échos parasites sol créés par le relief de l'île.

L'hélicoptère a été frappé par la foudre lorsqu'il survolait l'île South Pender à une altitude de 3930 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL). Selon une étude menée par le Met Office du Royaume-Uni sur la foudre induite par un hélicoptère, la température statique de l'air, le niveau de congélation et le taux de précipitations au moment du foudroiement étaient des conditions météorologiques favorables pour que la foudre induite par un hélicoptère se produise. Le foudroiement a également été enregistré comme un foudroiement isolé, à charge positive et à courant de crête exceptionnellement élevé, ce qui fait d'autant plus soupçonner que la foudre a été induite par l'hélicoptère.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

Les conditions météorologiques propices à de la foudre induite par un hélicoptère ne sont pas facilement identifiables à l'aide des outils actuels de prévisions météorologiques au Canada. Par conséquent, malgré l'existence de ces conditions au moment de l'événement, l'équipage de conduite n'avait pas accès à ces renseignements et n'était pas conscient de la possibilité de foudre.

L'hélicoptère à l'étude a traversé une zone où les conditions météorologiques propices à la foudre induite par un hélicoptère étaient présentes et a été frappé par un coup de foudre nuage-sol positif qui a probablement été déclenché par l'hélicoptère lui-même.

2.2 Dommages à l'aéronef causés par le foudroiement

Les pales du rotor principal et du rotor de queue du Sikorsky S-76 ont été conçues et évaluées pour la protection contre la foudre, même si la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis n'exigeait pas de telles évaluations lors de la certification de l'hélicoptère. La conception des pales du rotor principal du Sikorsky S-76 était similaire à celle d'un prototype de pale de rotor d'hélicoptère militaire qui avait déjà fait l'objet d'essais de protection contre la foudre; le constructeur a donc déterminé qu'aucun essai supplémentaire n'était nécessaire. En revanche, le constructeur a soumis des ensembles de pales du rotor de queue à des essais en utilisant l'amplitude de crête du courant standard qui devait représenter environ 99,5 % de tous les foudroiements et qui a ensuite été adoptée par la FAA pour les giravions de catégorie transport.

L'amplitude de crête du courant du foudroiement à l'étude enregistré était supérieure de 43 % à la norme d'essai et, étant un foudroiement positif, ne comprenait que 1 décharge à amplitude de courant élevée. Outre le détachement de 1 ensemble de pales du rotor de queue, le seul point d'attache important de la foudre sur l'hélicoptère était situé sur la pale bleue du rotor principal. Les dommages causés à cette pale n'ont pas été aussi importants que ce à quoi l'on aurait pu s'attendre, compte tenu de l'amplitude du courant électrique du foudroiement.

De plus, l'examen de l'hélicoptère n'a révélé qu'un léger contournement au niveau des biellettes de commande de pas du rotor de queue, sans transfert de charge vers la boîte d'engrenages du rotor de queue et le fuselage. Il est donc probable que l'ensemble de pales

du rotor de queue manquant ait absorbé la majeure partie du courant de foudre, entraînant une absorption excessive de chaleur qui aurait réduit l'intégrité structurelle de l'ensemble en présence d'une onde de choc et de charges dynamiques. En l'absence d'une augmentation soutenue des vibrations de l'hélicoptère il est probable que l'ensemble se soit rompu et se soit détaché de l'hélicoptère presque instantanément, étant projeté vers l'extérieur par la force centrifuge, puis heurtant le stabilisateur horizontal, les pales du rotor principal et le capot du moteur.

Bien que l'ensemble de pales du rotor de queue n'ait pas été récupéré pour pouvoir être examiné, les dossiers indiquent que l'inspection non destructive toutes les 3000 heures avait été effectuée sur le longeron en graphite environ 440 heures avant l'événement. Le rotor de queue fonctionnait normalement avant le foudroiement.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Le foudroiement positif a produit une crête de courant supérieure à ce qui était prévu dans la conception certifiée de l'ensemble de pales du rotor de queue, ce qui a entraîné le détachement de l'ensemble de pales du rotor de queue intérieur.

2.3 Pilotage de l'aéronef après le foudroiement

Le régime de hausse maximal enregistré lors du foudroiement était environ 15 % supérieur à la norme d'essai pour un foudroiement violent. En conséquence, une importante tension a probablement été induite dans le système électrique de l'hélicoptère à l'étude, provoquant l'arrêt momentané des écrans électroniques dans le poste de pilotage et la désactivation du directeur de vol et des pilotes automatiques. Bien que les écrans électroniques aient repris leur fonctionnement, l'enregistreur de données de vol a indiqué que le calculateur de données aérodynamiques (CDAC) avait subi une défaillance et que les écrans droits ne présentaient plus de données de navigation ou de position valides au premier officier (P/O), qui pilotait l'hélicoptère.

Le foudroiement soudain accompagné d'une lumière vive et d'une forte détonation, de la perte momentanée des données de contrôle de vol principales et de la perte du directeur de vol et des pilotes automatiques, le tout dans des IMC, ont entraîné une augmentation considérable de la charge de travail du P/O. Le P/O a alors dû piloter l'hélicoptère manuellement, constater que la plupart des données de vol affichées sur les écrans de son système d'instruments de vol électroniques (EFIS) n'étaient pas valides et détourner son attention vers l'indicateur d'assiette de secours plus petit situé près du centre du tableau de bord afin de maintenir le contrôle de l'hélicoptère sans repères visuels extérieurs. Au cours des 21 secondes qui ont suivi le foudroiement, l'altitude de l'hélicoptère a augmenté, sa vitesse a diminué, son roulis vers la gauche a augmenté et son cap a changé de 20° vers l'est.

À ce moment-là, le commandant de bord a pris les commandes de l'hélicoptère dans le but de rétablir un vol rectiligne en palier. L'assiette de l'hélicoptère à ce moment-là, la perte soudaine des instruments et des pilotes automatiques, le transfert des commandes et l'absence de repères visuels ont probablement contribué à la désorientation spatiale du commandant de bord. L'hélicoptère a continué à virer et à rouler vers la gauche avant

d'entamer une descente rapide dont le rétablissement a été difficile pour le commandant de bord. Même si l'EFIS du commandant de bord était de nouveau opérationnel et disponible pendant cette manœuvre, les données fournies par le système n'étaient pas suffisantes pour permettre au commandant de bord de réorienter l'hélicoptère après avoir entamé le virage. Ce n'est qu'une fois que l'hélicoptère est sorti du nuage et que le commandant de bord a retrouvé tous ses repères visuels qu'il a pu arrêter la descente et rétablir le vol en palier.

Outre les excès momentanés et mineurs du régime du rotor principal et des paramètres de tangage et de roulis, le commandant de bord est parvenu à maintenir l'hélicoptère dans son domaine de vol pendant le virage serré et la descente rapide en utilisant les commandes manuelles appropriées.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

Après le foudroisement et après avoir relevé le P/O aux commandes de l'hélicoptère, le commandant de bord a subi une désorientation spatiale dans des IMC. Cette désorientation a entraîné une perte de contrôle qui n'a été maîtrisée qu'une fois que les conditions de vol à vue (VFR) ont été rétablies.

2.4 Poursuite du vol après un foudroisement

Chaque fois qu'un aéronef en vol subit un événement imprévu pouvant avoir une incidence sur la sécurité du vol, il y a toujours un moment où l'équipage de conduite doit décider s'il poursuit le vol ou s'il modifie son plan de vol. Lorsqu'on évalue ce type de décision, il est important de le faire dans son contexte, en tenant compte des renseignements dont disposait l'équipage de conduite à ce moment-là, des facteurs qui auraient pu influencer sa décision et de la nature générale de la prise de décision dans un tel contexte.

Dans l'événement à l'étude, l'équipage de conduite a eu le temps de déterminer quelles étaient les options et d'évaluer les risques que chacune d'entre elles présentait. L'équipage de conduite a exécuté de mémoire la procédure établie pour la liste de vérification d'urgence en cas de foudroisement afin de déterminer la navigabilité de l'hélicoptère et a appliqué ces renseignements aux exigences de la liste de vérification et à la définition d'un atterrissage à effectuer dès que possible. De plus, le commandant de bord a élaboré un plan d'urgence pour atterrir immédiatement si les circonstances changeaient. Compte tenu des conditions VFR observées le long de la trajectoire de vol vers CBF7, le processus décisionnel a raisonnablement pris en compte les variables présentes et intégré tous les renseignements dont disposait l'équipage de conduite à ce moment-là pour poursuivre le vol vers CBF7.

Le processus décisionnel a suivi un cadre décisionnel classique dans lequel les avantages et les inconvénients des différentes options font l'objet d'une discussion avant de faire un choix.

Fait établi : Autre

Après avoir évalué les facteurs liés aux diverses mesures qu'ils pouvaient prendre, et tenu compte des renseignements dont ils disposaient à ce moment-là concernant la navigabilité de l'hélicoptère, l'équipage de conduite a déterminé que l'option présentant le moins de risques était de poursuivre le vol VFR jusqu'à sa destination prévue.

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. Les conditions météorologiques propices à de la foudre induite par un hélicoptère ne sont pas facilement identifiables à l'aide des outils actuels de prévisions météorologiques au Canada. Par conséquent, malgré l'existence de ces conditions au moment de l'événement, l'équipage de conduite n'avait pas accès à ces renseignements et n'était pas conscient de la possibilité de foudre.
2. L'hélicoptère à l'étude a traversé une zone où les conditions météorologiques propices à la foudre induite par un hélicoptère étaient présentes et a été frappé par un coup de foudre nuage-sol positif qui a probablement été déclenché par l'hélicoptère lui-même.
3. Le foudroiement positif a produit une crête de courant supérieure à ce qui était prévu dans la conception certifiée de l'ensemble de pales du rotor de queue, ce qui a entraîné le détachement de l'ensemble de pales du rotor de queue intérieur.
4. Après le foudroiement et après avoir relevé le premier officier aux commandes de l'hélicoptère, le commandant de bord a subi une désorientation spatiale dans des conditions météorologiques de vol aux instruments. Cette désorientation a entraîné une perte de contrôle qui n'a été maîtrisée qu'une fois que les conditions de vol à vue ont été rétablies.

3.2 Autres faits établis

Ces éléments pourraient permettre d'améliorer la sécurité, de régler une controverse ou de fournir un point de données pour de futures études sur la sécurité.

1. Après avoir évalué les facteurs liés aux diverses mesures qu'ils pouvaient prendre, et tenu compte des renseignements dont ils disposaient à ce moment-là concernant la navigabilité de l'hélicoptère, l'équipage de conduite a déterminé que l'option présentant le moins de risques était de poursuivre le vol selon les règles de vol à vue jusqu'à sa destination prévue.

4.0 MESURES DE SÉCURITÉ

4.1 Mesures de sécurité prises

Le Bureau n'est pas au courant de mesures de sécurité prises à la suite de l'événement à l'étude.

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 15 avril 2026. Le rapport a été publié en premier lieu le 13 mai 2026.

CORRECTION

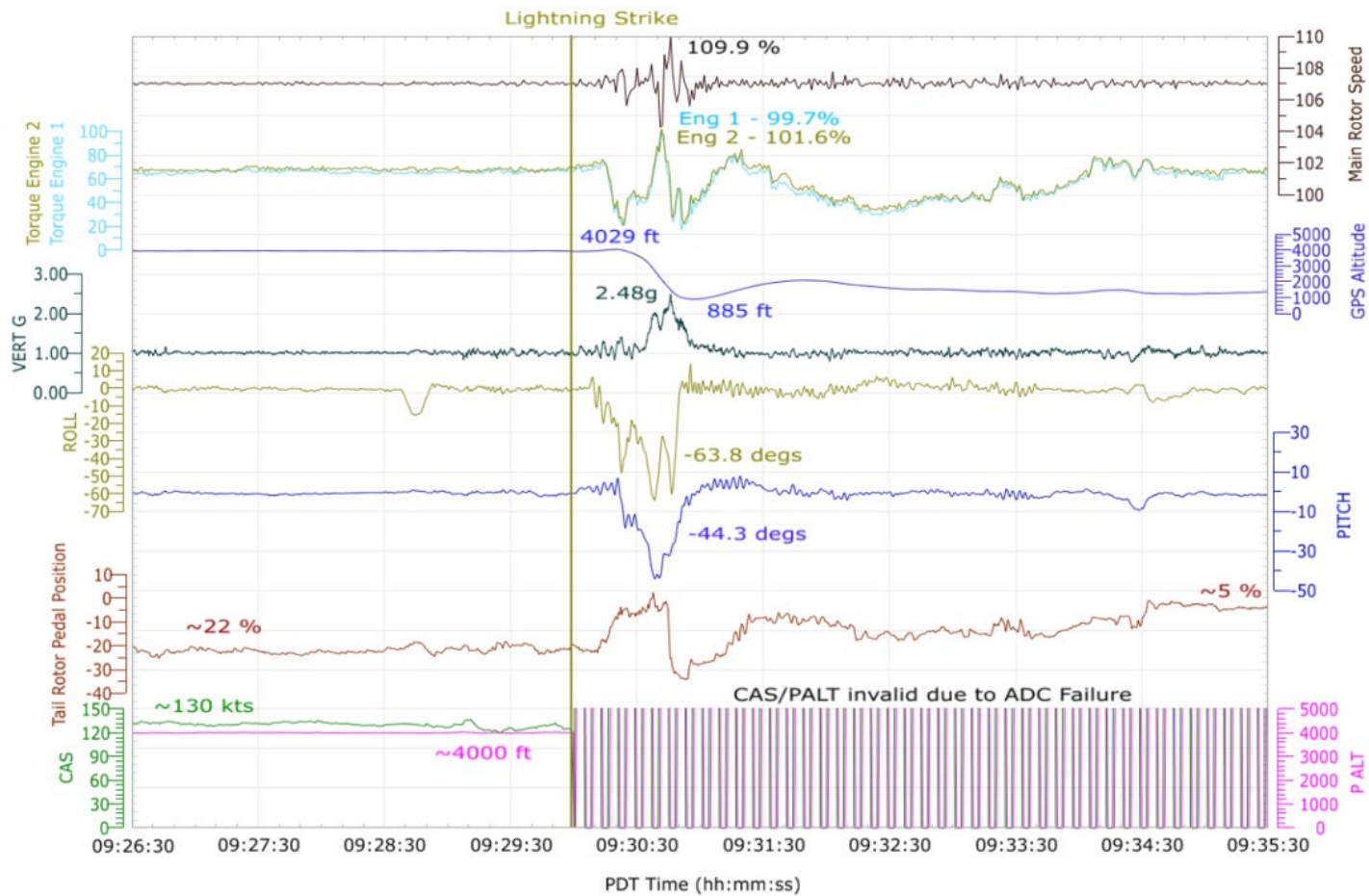
Après la publication du présent rapport, le BST a reçu des renseignements sur des outils de prévision des risques de foudre induite par un hélicoptère qui ont été élaborés par le Met Office du Royaume-Uni et par le Norwegian Meteorological Institute. Ces renseignements ont été ajoutés à la section 1.7.3.2 *Foudre induite par un hélicoptère*. Le premier fait établi sur les causes et les facteurs contributifs a été mis à jour dans les deux sections, 2.1 *Conditions météorologiques prévues et réelles* et dans la section 3.1 *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs* pour préciser que les conditions météorologiques propices à de la foudre induite par un hélicoptère ne sont pas facilement identifiables à l'aide des outils actuels de prévisions météorologiques au Canada.

La présente correction a été approuvée par le Bureau le 8 juillet 2026; La version corrigée du rapport a été publiée le 13 août 2026.

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 principaux enjeux de sécurité auxquels il faut remédier pour rendre le système de transport canadien encore plus sécuritaire. 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 – Tracé de l'enregistreur de données de vol



Source : BST (en anglais seulement)