



Bureau de la sécurité  
des transports  
du Canada

Transportation  
Safety Board  
of Canada



# RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A22P0023

## **PANNE MOTEUR ET COLLISION AVEC LE RELIEF**

Kestrel Helicopters Ltd.

Hughes Helicopters, Inc. 369D (hélicoptère), C-GJLC

Aérodrome de Port McNeill (Colombie-Britannique), 25 NM ESE

6 avril 2022



## 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](http://www.bst.gc.ca).

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

## CONDITIONS D'UTILISATION

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

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

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

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

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

### Reproduction non commerciale

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

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

### Reproduction commerciale

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

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

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

### Citation

Bureau de la sécurité des transports du Canada, *Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A22P0023* (publié le 16 novembre 2023).

Bureau de la sécurité des transports du Canada  
200, promenade du Portage, 4<sup>e</sup> étage  
Gatineau QC K1A 1K8  
819-994-3741 ; 1-800-387-3557  
[www.bst.gc.ca](http://www.bst.gc.ca)  
[communications@bst.gc.ca](mailto:communications@bst.gc.ca)

© Sa Majesté le Roi du chef du Canada, représenté par le Bureau de la sécurité des transports du Canada, 2023

Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A22P0023

N° de cat. TU3-10/22-0023F-PDF

ISBN 978-0-660-68303-4

Le présent rapport se trouve sur le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada à l'adresse [www.bst.gc.ca](http://www.bst.gc.ca)

*This report is also available in English.*

## Table des matières

<b>1.0 Renseignements de base</b>	<b>6</b>
1.1 Déroulement du vol	6
1.2 Personnes blessées	7
1.3 Dommages à l'aéronef	7
1.4 Autres dommages	7
1.5 Renseignements sur le personnel	7
1.6 Renseignements sur l'aéronef	8
1.6.1 Performances de l'hélicoptère et diagramme hauteur/vitesse	9
1.7 Renseignements météorologiques	11
1.8 Aides à la navigation	11
1.9 Communications	11
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	12
1.11 Enregistreurs de bord	12
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	13
1.12.1 Examen du compresseur du moteur	14
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	18
1.14 Incendie	18
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	18
1.15.1 Structures de protection	18
1.16 Essais et recherche	19
1.16.1 Rapports de laboratoire du BST	19
1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion	19
1.18 Renseignements supplémentaires	20
1.18.1 Porosité du métal	20
1.18.2 Événements antérieurs concernant la roue du sixième étage du compresseur et modifications apportées au processus de fabrication	20
1.18.3 Exploitation forestière par blocs de cèdre	21
<b>2.0 Analyse</b>	<b>22</b>
2.1 Défaillance de la roue du sixième étage du compresseur	22
2.2 Autorotation	23
2.3 Possibilités de survie	24
2.3.1 Énergie	24
2.4 Opérations de longue élingue exécutées par des hélicoptères monomoteurs	24
<b>3.0 Faits établis</b>	<b>26</b>
3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs	26
3.2 Faits établis quant aux risques	26
<b>4.0 Mesures de sécurité</b>	<b>27</b>
4.1 Mesures de sécurité prises	27



# RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A22P0023

## PANNE MOTEUR ET COLLISION AVEC LE RELIEF

Kestrel Helicopters Ltd.

Hughes Helicopters, Inc. 369D (hélicoptère), C-GJLC

Aérodrome de Port McNeill (Colombie-Britannique), 25 NM ESE

6 avril 2022

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

## Résumé

Le 6 avril 2022, un hélicoptère Hughes Helicopters, Inc. 369D (immatriculation C-GJLC, numéro de série 1129D) exploité par Kestrel Helicopters Ltd. effectuait des opérations d'élingage selon les règles de vol à vue à 25 milles marins à l'est-sud-est de l'aérodrome de Port McNeill (Colombie-Britannique). Seul le pilote se trouvait à bord. Peu après avoir déposé une cordée de blocs de cèdre, l'aéronef a subi une panne moteur. Le pilote a diffusé un appel de détresse à la radio à 9 h 09, heure avancée du Pacifique, et, quelques secondes plus tard, l'hélicoptère est entré en collision avec le relief. L'équipe au sol qui travaillait avec le pilote est arrivée sur les lieux de l'accident environ 10 minutes plus tard. Le pilote a subi des blessures mortelles. L'hélicoptère a été lourdement endommagé. La radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz s'est déclenchée et le signal a été reçu par le Centre conjoint de coordination de sauvetage de Victoria (Colombie-Britannique). Un hélicoptère de recherche et de sauvetage des Forces armées canadiennes et la Gendarmerie royale du Canada se sont tous deux rendus sur les lieux.

## 1.0 RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1 Déroulement du vol

Le 6 avril 2022, l'hélicoptère Hughes Helicopters, Inc. 369D exploité par Kestrel Helicopters Ltd. devait effectuer des opérations d'élingage à un emplacement dans la région de Naka Creek, à environ 25 milles marins (NM) à l'est-sud-est de l'aérodrome de Port McNeill (CAT5) (Colombie-Britannique). À 6 h 45<sup>1</sup>, l'hélicoptère a décollé de la base de l'exploitant à Parksville (Colombie-Britannique) pour effectuer un vol selon les règles de vol à vue (VFR). Le pilote, qui était seul à bord, était assis dans le siège de gauche<sup>2</sup>.

Les données de suivi de vol indiquent que l'hélicoptère a atterri à 7 h 49, à environ 4 NM au sud du lieu de l'accident. Il a ensuite décollé pour un 2<sup>e</sup> vol à 7 h 54 et a atterri dans la zone de rassemblement à 8 h 14.

Dans la zone de rassemblement, le pilote a rencontré les 4 membres de l'équipe au sol pour donner un exposé sur la sécurité en vue des travaux de la journée, qui comprendraient le transport de blocs de cèdre. L'équipe au sol s'est ensuite rendue au bloc de coupe, où elle travaillerait, et le pilote a préparé l'hélicoptère pour l'élingage en retirant la porte gauche et en attachant une longue élingue de 180 pieds.

Vers 9 h, l'hélicoptère a quitté la zone de rassemblement pour procéder à l'élingage de cordées de blocs de cèdre. Après avoir ramassé la 2<sup>e</sup> charge de blocs et l'avoir déposée et détachée, l'hélicoptère a subi une panne moteur. Le pilote a diffusé un appel de détresse à la radio à 9 h 09 et, quelques secondes plus tard, l'hélicoptère est entré en collision avec le relief.

Après avoir entendu l'appel de détresse du pilote à la radio, l'équipe au sol s'est rendue sur les lieux de l'accident en voiture. Elle est arrivée environ 10 minutes après l'accident. L'hélicoptère a été retrouvé à environ 200 pieds de la zone où les blocs de cèdre avaient été déposés. Le pilote a subi des blessures mortelles. L'hélicoptère a été lourdement endommagé.

Lors de l'impact, la radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz s'est déclenchée automatiquement et le signal a été reçu par le Centre conjoint de coordination de sauvetage de Victoria (Colombie-Britannique). Un hélicoptère de recherche et de sauvetage des Forces armées canadiennes et la Gendarmerie royale du Canada se sont tous deux rendus sur les lieux.

---

<sup>1</sup> Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné moins 7 heures).

<sup>2</sup> Selon le manuel de vol du giravion de l'aéronef à l'étude, le siège de gauche est réservé au pilote. (Source : MD Helicopters, LLC., *MD 500D Rotorcraft Flight Manual* [Model 369D], Revision 13 [21 juillet 2016], Section I: General, p. 1-8.)

## 1.2 Personnes blessées

Le pilote était seul à bord. Le tableau 1 donne un aperçu de la gravité des blessures.

Tableau 1. Personnes blessées

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

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été lourdement endommagé.

## 1.4 Autres dommages

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

## 1.5 Renseignements sur le personnel

Tableau 2. Renseignements sur le personnel

Licence de pilote	Licence de pilote professionnel — hélicoptère
Date d'expiration du certificat médical	1 <sup>er</sup> décembre 2022
Heures totales de vol	Environ 13 000
Heures de vol sur type	Environ 11 000
Heures de vol au cours des 24 heures précédant l'événement	4,5
Heures de vol au cours des 7 jours précédant l'événement	10,9
Heures de vol au cours des 90 jours précédant l'événement	72,3
Heures de vol sur type au cours des 90 jours précédant l'événement	72,3
Heures de service avant l'événement	3,5
Heures hors service avant la période de travail	16

Le pilote possédait la licence et la qualification nécessaires pour effectuer le vol conformément à la réglementation en vigueur. Il était titulaire d'une licence de pilote professionnel — hélicoptère et détenait la qualification de type pour piloter l'hélicoptère à l'étude et 5 autres hélicoptères. Il avait de l'expérience dans la région et avait accumulé environ 6000 heures en opérations d'élingage de blocs de cèdre.

Le pilote était à l'emploi de Kestrel Helicopters Ltd. depuis 2010. Il avait achevé une formation annuelle visant le pilotage d'hélicoptères en avril 2021, formation qui couvrait les



pannes moteur en vol stationnaire et la pratique de diverses autorotations, telles que les autorotations directes, à 180°, à 360° et les autorotations surprises. De plus, il avait suivi une formation sur la prise de décisions par les pilotes, les facteurs humains et les procédures d'urgence.

Le pilote avait eu une période de repos de 16 heures avant le début de sa période de travail le jour de l'événement, et il avait effectué 3,5 heures de service lorsque l'événement s'est produit. Selon les renseignements recueillis, rien n'indique que la fatigue a contribué à l'événement.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

Tableau 3. Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Hughes Helicopters, Inc.
Type, modèle et immatriculation	369D, C-GJLC
Année de construction	1981
Numéro de série	1129D
Date d'émission du certificat de navigabilité	27 mars 2002
Total d'heures de vol cellule	11 884,4 heures
Type de moteur (nombre)	Rolls-Royce 250-C20B (1)
Type de rotor (nombre de pales)	Rotor principal entièrement articulé (5)
Masse maximale autorisée au décollage	3000 lb (1361 kg)
Types de carburant recommandés	Jet A, Jet A-1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A

\* À l'heure actuelle, l'entreprise MD Helicopters, LLC. détient le certificat de type pour cet aéronef.

L'hélicoptère Hughes Helicopters, Inc. 369D, un modèle de la série MD 500, est un hélicoptère léger utilitaire (figure 1) propulsé par un moteur à turbine Rolls-Royce 250-C20B<sup>3</sup>.

<sup>3</sup> Le moteur de l'hélicoptère à l'étude portait le numéro de série CAE833293.

Figure 1. Aéronef à l'étude (Source : Tim Martin, avec autorisation)



La dernière inspection du moteur aux 150 heures effectuée avant l'événement à l'étude avait eu lieu le 18 mars 2022. À l'issue de cette inspection, les demi-coquilles de carter du compresseur avaient été remplacées en raison de l'usure normale du revêtement intérieur.

Au moment de l'événement, les heures totales en service du compresseur de l'aéronef à l'étude étaient de 15 404, et sa révision majeure était prévue dans 353,4 heures<sup>4</sup>. La roue du sixième étage du compresseur, qui n'a pas de durée de vie limite, avait 6646,6 heures totales en service.

Les travaux de maintenance les plus récents, qui comprenaient le retrait du conteneur de fret, avaient été effectués le 5 avril 2022.

Aucune défectuosité non corrigée n'était consignée au moment de l'événement. De plus, la masse et le centre de gravité de l'aéronef respectaient les limites prescrites.

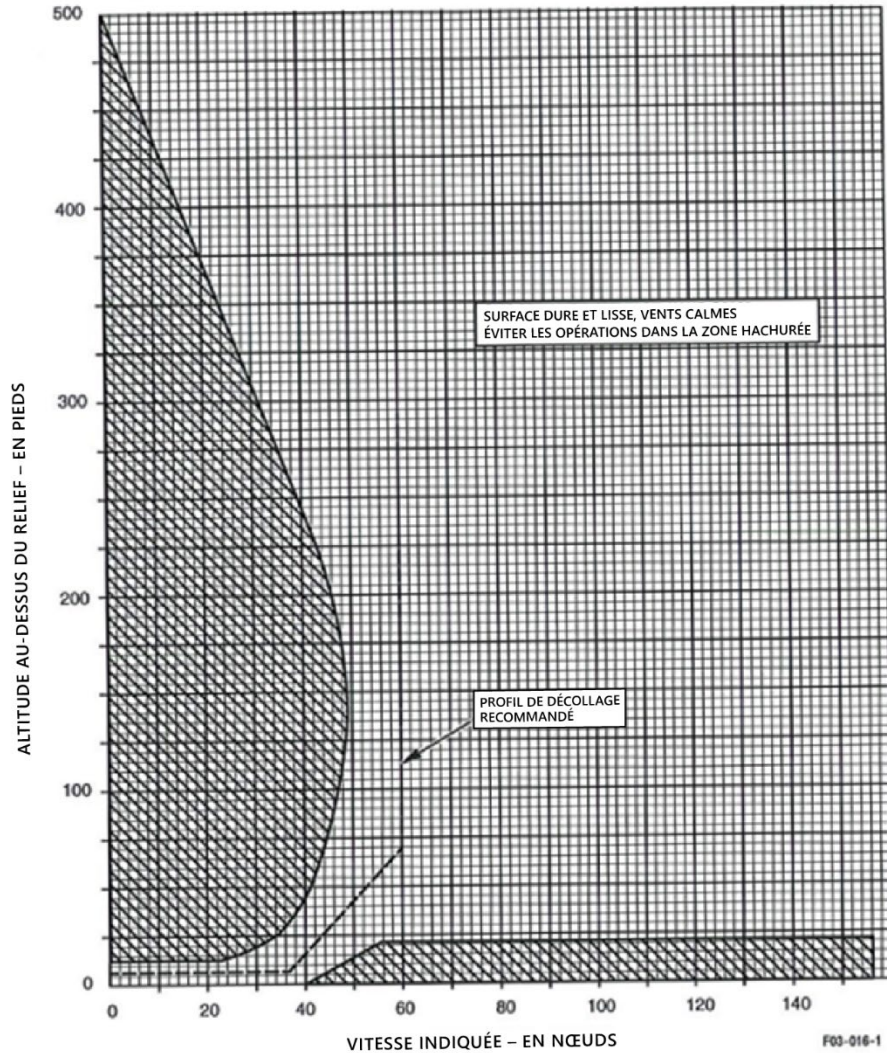
### 1.6.1 Performances de l'hélicoptère et diagramme hauteur/vitesse

Le manuel de vol du giravion MD 500D décrit les limites de l'hélicoptère en ce qui concerne sa hauteur et sa vitesse indiquée à un moment donné. Le manuel présente ces paramètres dans un graphique (figure 2) et explique dans une note de mise en garde (figure 3) que les zones hachurées représentent des combinaisons hauteur/vitesse indiquée qui viendraient

<sup>4</sup> Pendant le processus de révision majeure du compresseur, les roues axiales du compresseur sont retirées et inspectées visuellement, leurs dimensions sont examinées et un essai de fluorescence est réalisé. Entre les révisions majeures, l'exploitant inspecte visuellement le compresseur.

compromettre la réussite d'un atterrissage en autorotation. Il stipule également que l'exploitation dans la zone hachurée, bien qu'elle ne soit pas interdite, devrait être évitée<sup>5</sup>.

Figure 2. Diagramme hauteur/vitesse pour le 369D (Source : MD Helicopters, LLC., MD 500D Rotorcraft Flight Manual [Model 369D], Révision 13 [21 juillet 2016], Section V: Performance Data, p. 5-21, traduction par le BST)



<sup>5</sup> MD Helicopters, LLC., *MD 500D Rotorcraft Flight Manual* (Model 369D), Révision 13 (21 juillet 2016), Section V: Performance Data, p. 5-20.

Figure 3. Note de mise en garde expliquant les zones hachurées du diagramme hauteur/vitesse indiquée (Source : MD Helicopters, LLC., MD 500D Rotorcraft Flight Manual [Model 369D], Révision 13 [21 juillet 2016], Section V: Performance Data, p. 5-20)



Observe the cross-hatched regions of the Height Velocity Diagram. These represent airspeed/altitude combinations from which a successful autorotation landing would be difficult to perform. Operation within the cross-hatched area is not prohibited, but should be avoided.

Au moment de la panne moteur, l'hélicoptère à l'étude se trouvait probablement à une hauteur de 200 à 300 pieds au-dessus du sol, avec une vitesse indiquée vers l'avant qui était faible, voire nulle.

## 1.7 Renseignements météorologiques

La prévision de zone graphique publiée à 4 h 25 et valide à 5 h le 6 avril indiquait des nuages épars entre 2000 et 4000 pieds au-dessus du niveau de la mer, une visibilité de plus de 6 milles terrestres (SM) et une visibilité localisée de 1 SM dans la brume.

La station d'observation météorologique pour l'aviation la plus proche se trouve à 40 NM au nord-ouest du lieu de l'événement, à l'aéroport de Port Hardy (CYZT) (Colombie-Britannique). Le message d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR) diffusé à 7 h pour CYZT faisait état des conditions suivantes :

- vents soufflant du 120° vrai à 14 nœuds, avec des rafales à 20 nœuds;
- visibilité de 20 SM;
- nuages épars à 900 pieds au-dessus du sol et plafond de nuages fragmentés à 10 000 pieds;
- température de 4 °C, point de rosée de 2 °C;
- calage altimétrique de 30,38 pouces de mercure.

À 7 h, le rapport de la station météorologique de l'île Fanny, située à 15 NM à l'est du lieu de l'événement, au niveau de la mer indiquait des vents de l'est-sud-est à 10 nœuds, une température de 4 °C et un point de rosée de 2 °C. À 8 h, le rapport était le suivant : vents du sud-est à 8 nœuds, température de 3 °C et point de rosée de 1 °C.

Les conditions météorologiques n'ont pas été considérées comme un facteur dans le présent événement.

## 1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

## 1.9 Communications

Il n'y a pas eu, que l'on sache, de problème de communication.

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

## 1.11 Enregistreurs de bord

L'aéronef n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol ni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage. La réglementation en vigueur n'exigeait ni l'un ni l'autre.

L'aéronef était muni d'un émetteur-récepteur utilisé pour le suivi des vols. Aucune donnée n'est stockée dans l'unité elle-même; toutes les données disponibles sont transmises à un serveur central. Les données récupérées du serveur ont fourni des informations sur la trajectoire de vol des 2 premiers vols de la journée. Toutefois, comme le dispositif de suivi des vols avait été désactivé avant le vol à l'étude<sup>6</sup>, aucune donnée sur la trajectoire de vol n'était disponible pour ce vol.

---

<sup>6</sup> L'exploitant a indiqué que la désactivation du dispositif de suivi des vols avant l'élingage de blocs de cèdre est une pratique courante, en raison des étapes de vol courtes et rapides requises pour ramasser et déposer les cordées de blocs.

## 1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Lors de l'événement, l'hélicoptère s'est écrasé dans une zone boisée (figure 4), à l'endroit et sans vitesse horizontale.

Figure 4. Hélicoptère à l'étude sur le lieu de l'événement (Source : BST)



Après l'impact, la poutre de queue est restée droite et ne semblait pas avoir été heurtée par une pale du rotor principal. Les jambes avant et arrière du train d'atterrissage étaient écartées. Un examen détaillé de l'aéronef a révélé que même si les deux jambes avant du train d'atterrissage sont restées droites et intactes, leurs raccords avec les amortisseurs se sont brisés. La jambe arrière gauche s'est fracturée au milieu et la jambe arrière droite s'est séparée de son raccord avec le fuselage.

La boîte de siège sous l'assise du siège du pilote était déformée, le panneau de siège (le panneau supérieur de la boîte de siège) étant comprimé vers le bas. La face avant de la boîte de siège a également subi d'importants dommages par écrasement vers le bas. Les faces extérieure et intérieure ont également été gravement écrasées vers le bas, bien que dans une moindre mesure.

Sur le panneau du siège, quelques trous de fixation ont été déformés et sont devenus elliptiques. Une ligne d'enfoncement, comportant un transfert de peinture jaune, a été observée sur toute la largeur du panneau de siège. De plus, le haut du manche de pas

cyclique, qui est une boîte en plastique avec quelques boutons de commande, s'est brisé lors de l'écrasement.

Le tube de conjugaison de collectif était situé directement sous le panneau de siège du pilote et traversait les 2 faces latérales de la boîte de siège du pilote. Le tube de conjugaison de collectif était soutenu à 2 endroits avec des roulements, des ferrures de support et des raccords, qui ont été montés sur des parties solides ou renforcées de la structure. Le tube de conjugaison de collectif s'est déformé par suite d'une force vers le bas.

Les dommages au ventre du fuselage semblaient inégaux, probablement en raison de l'impact avec un relief accidenté. La section derrière la cabine passagers présentait des dommages par écrasement minimes. Cependant, la section entre les jambes avant et arrière du train d'atterrissage avait été pliée par l'impact, et la section sous le poste de pilotage était gravement écrasée.

La longue élingue est restée attachée au crochet sous l'hélicoptère, et le crochet à l'extrémité a été retrouvé à environ 40 pieds des 2 charges de blocs de cèdre. La longue élingue était lâche et formait une ligne relativement droite à partir de l'épave de l'hélicoptère.

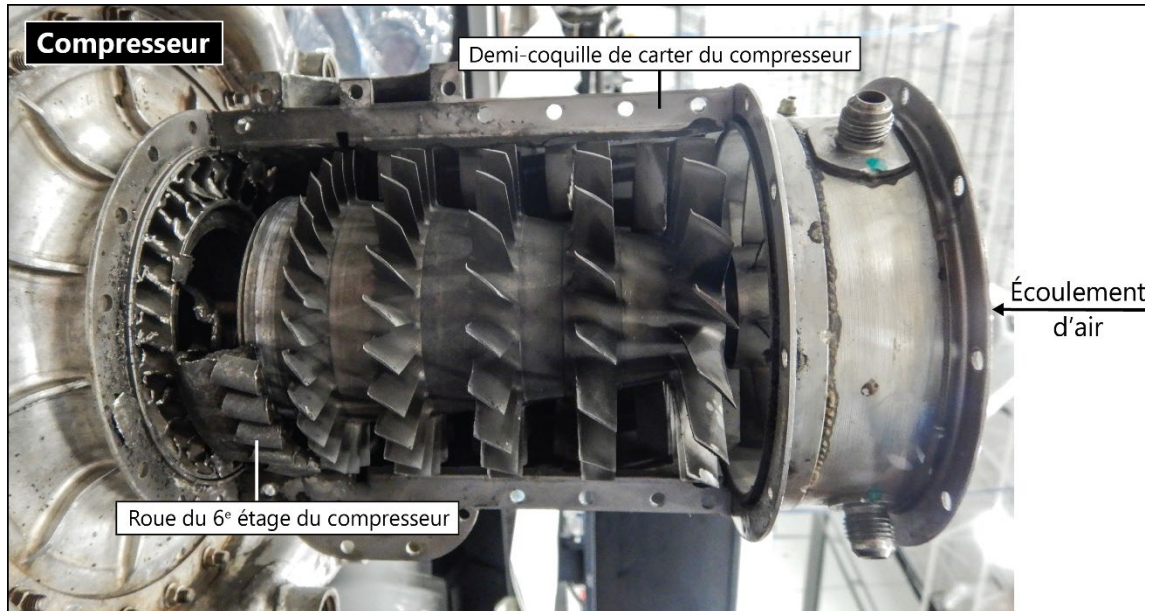
Les marques sur les arbres entourant l'hélicoptère et les dommages aux pales du rotor principal correspondaient aux marques typiques d'impact d'un rotor à faible énergie rotationnelle.

## **1.12.1 Examen du compresseur du moteur**

### **1.12.1.1 Rupture et défaillance de la roue du sixième étage du compresseur**

L'ensemble compresseur du moteur (figure 5) a été démonté et examiné au Laboratoire d'ingénierie du BST à Ottawa (Ontario).

Figure 5. Ensemble compresseur (Source : BST)



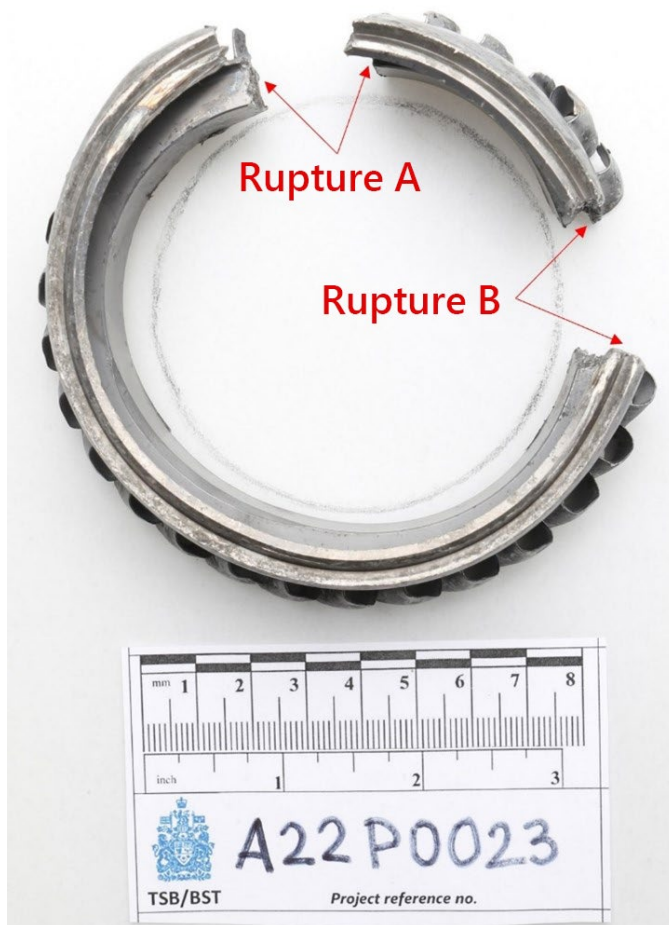
Au cours de cet examen, il a été déterminé que les pales du compresseur et les aubes directrices de l'ensemble compresseur étaient endommagées. En particulier, les pales du compresseur des roues du premier au cinquième étage du compresseur étaient endommagées mais toujours en place. Toutes les pales sur la roue du sixième étage du compresseur étaient fracturées ou recourbées. Les aubes directrices du premier au quatrième étage étaient pliées et endommagées mais toujours en place, tandis que toutes les aubes directrices du cinquième et sixième étage étaient soit absentes ou complètement repliées dans la direction de la rotation du moteur. Aucun dommage évident n'a été observé à l'extérieur des demi-coquilles de carter. La roue du sixième étage du compresseur était cassée et coincée dans l'ensemble. Une déformation plastique importante de la roue a également été relevée.

Le boulon de liaison, qui maintient en place l'ensemble compresseur, s'était rompu à l'extrémité arrière. Des examens visuels des roulements ont été effectués lors du démontage du compresseur et tous les roulements tournaient librement et ne présentaient pas de dommages.

La roue du sixième étage du compresseur (numéro de pièce 23057116, numéro de série KR59007) a été extraite de l'ensemble compresseur. Il a été constaté qu'elle s'était fracturée en 2 morceaux, et qu'il ne manquait aucun morceau (figure 6).



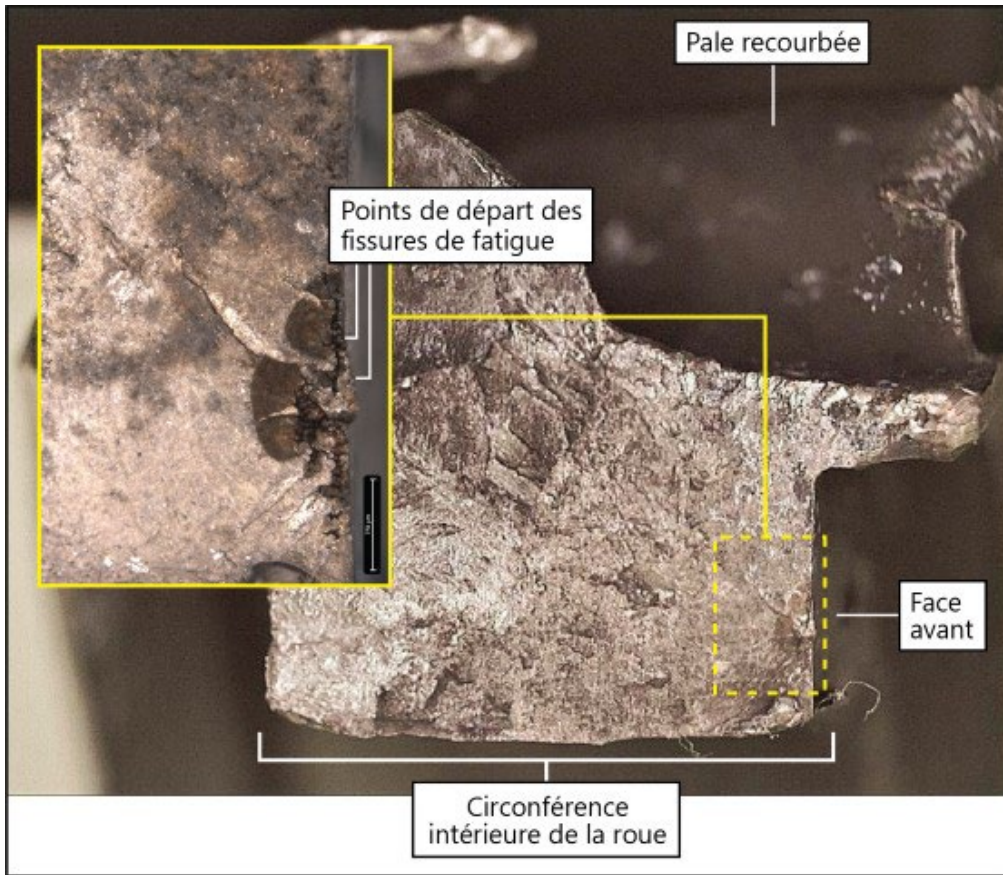
Figure 6. Ruptures de la roue du sixième étage du compresseur. Le cercle dessiné indique la circonférence de la roue avant la rupture (Source : BST)



L'une de ces ruptures (la rupture A) a été causée par de multiples fissures de fatigue qui s'étaient propagées vers l'intérieur à partir de la face avant de la roue. Cette fissuration s'est développée près de cavités de retrait<sup>7</sup> qui étaient partiellement ouvertes sur le bord, situées sur la face avant, près de la circonférence intérieure de la roue (figure 7). Une contrainte excessive a causé la séparation finale à cette rupture. La 2<sup>e</sup> rupture (rupture B) était entièrement attribuable à une contrainte excessive.

<sup>7</sup> Les cavités de retrait sont des défauts de coulée occasionnés par un volume insuffisant de métal dans le moule. Alors que le métal fondu rétrécit lors du refroidissement, la pièce finie demeure poreuse.

Figure 7. Section transversale de la roue du sixième étage de l'événement à l'étude montrant la position estimative des points de départ des fissures de fatigue (rupture A) et l'orientation relativement à la circonférence intérieure de la roue (Source : BST)



#### 1.12.1.2 Composition métallique de la roue du sixième étage du compresseur

Selon le fabricant, au moment de sa fabrication, la roue du sixième étage du compresseur a été fabriquée en acier AMS<sup>8</sup> 5355 – 17-4 PH<sup>9</sup> et devait avoir une dureté comprise entre 36 et 43 HRC<sup>10</sup>. L'inspection au laboratoire du BST a permis de déterminer que la dureté mesurée de la roue défaillante du sixième étage du compresseur était de  $40,3 \pm 0,6$  HRC, soit dans la plage prévue. L'inspection a également permis de déterminer que, à l'exception des cavités de retrait, la chimie et la microstructure du composant défectueux étaient également conformes à celles de l'acier AMS 5355 – 17-4 PH. La pièce à l'étude a été coulée, puis a fait l'objet d'un usinage de finition.

<sup>8</sup> AMS signifie « Aerospace Material Specifications » (spécifications pour les matériaux aérospatiaux), qui sont des normes établies par la Society of Automotive Engineers pour l'utilisation de matériaux dans le domaine aérospatial.

<sup>9</sup> PH signifie « precipitation hardening » (durcissement par précipitation), un traitement thermique utilisé pour accroître la force des matériaux malléables comme l'acier.

<sup>10</sup> HRC est une mesure sur l'échelle Rockwell qui est utilisée pour mesurer la dureté du métal et, plus précisément, sa résistance à l'indentation.

### 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Selon l'information obtenue au cours de l'enquête, rien n'indique que des facteurs médicaux, physiologiques ou pathologiques ont nui à la performance du pilote.

### 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

Le pilote portait une ceinture de sécurité à 4 points et un casque au moment de l'accident.

La radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz a transmis un signal qui a été reçu par le Centre conjoint de coordination de sauvetage de Victoria (Colombie-Britannique).

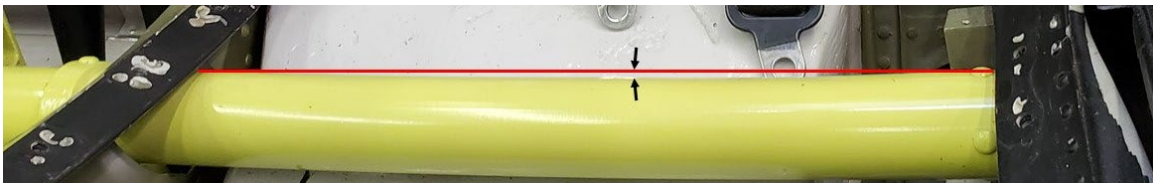
#### 1.15.1 Structures de protection

L'ampleur de la force d'impact ressentie par un occupant d'hélicoptère lors d'un écrasement dépend à la fois de l'énergie d'impact de l'hélicoptère et de la façon dont les structures de l'hélicoptère réagissent et absorbent l'énergie d'impact pour réduire la force d'accélération. Les structures de protection de l'hélicoptère, conçues pour aider à la survie des occupants dans un tel scénario d'écrasement, se composent de 3 systèmes : le train d'atterrissage, la structure inférieure du fuselage et le siège.

On a observé que les jambes du train d'atterrissage étaient écartées, que leurs amortisseurs étaient endommagés et que la partie inférieure du fuselage était écrasée. Les dommages à ces parties de l'aéronef sont normalement le résultat de leur absorption d'une partie de l'énergie d'impact pendant l'écrasement. Lorsque ces structures absorbent une partie de l'impact, la force d'accélération est atténuée.

La 3<sup>e</sup> structure de protection, le siège, a été partiellement et inégalement écrasée en raison de l'événement. Selon les principes de conception de résistance à l'impact, le siège est généralement conçu pour supporter la charge inertielle pendant tout le processus d'affaissement ou de déformation afin d'absorber l'énergie d'impact. En raison de l'espace relativement petit entre le panneau de siège et le tube de conjugaison de collectif, l'affaissement de la structure du siège donne lieu à un contact entre eux. Par conséquent, une partie de la charge inertielle de l'occupant est transférée au tube de conjugaison de collectif, comme ce fut le cas dans cet événement (figure 8).

Figure 8. Déformation du tube de conjugaison de collectif (Source : BST)



Un calcul fondé sur les dommages structurels au siège et au tube de conjugaison de collectif de l'hélicoptère à l'étude indique que l'occupant a subi une force d'accélération verticale estimée supérieure à 53  $g$ <sup>11</sup>.

Dans des conditions normales, un objet est à un état de force de 1  $g$ . Lorsque le poids de cet objet est doublé ou triplé en raison d'un changement soudain d'état ou d'élan, l'objet aura une force  $g$  de 2 ou 3 respectivement, et ainsi de suite. Des études menées par la Federal Aviation Administration des États-Unis et la National Aeronautics and Space Administration ont conclu que les niveaux de force  $g$  supérieurs à 27 entraîneraient des blessures graves et pourraient être mortels<sup>12</sup>.

## 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 :

- LP035/2022 – NVM Recovery – Instruments [Récupération de la mémoire non volatile – Instruments]
- LP043/2022 – NVM Recovery – iPhone [Récupération de la mémoire non volatile – iPhone]
- LP055/2022 – Compressor Examination and Failure Analysis [Examen du compresseur et analyse des défaillances]
- LP059/2022 – Occupant Survivability Analysis [Analyse des possibilités de survie des occupants]

## 1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

Kestrel Helicopters Ltd. est une entreprise privée qui effectue des opérations VFR de taxi aérien et de longue élingue en vertu des sous-parties 702 et 703 du *Règlement de l'aviation canadien*. Au moment de l'événement, la flotte de la compagnie se composait de 5 hélicoptères : trois 369D, un AS 350 et un Bell 204B. L'entreprise emploie 8 personnes et sa base principale est située à Parksville (Colombie-Britannique). Elle exerce ses activités principalement dans l'Ouest canadien. La compagnie est également un organisme de maintenance agréé par Transports Canada et qualifié pour tous les travaux non spécialisés pour les types d'aéronefs qu'elle exploite.

Le vol à l'étude se déroulait selon un itinéraire de vol VFR et la route prévue était indiquée sur une carte murale à la base de l'exploitant.

<sup>11</sup>  $g$  est l'unité de mesure de la force d'accélération sur un corps. 1  $g$  est un équivalent d'accélération de la gravité terrestre (9,8 m/s<sup>2</sup>).

<sup>12</sup> H. D. Carden, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Branch, NASA Technical Paper 2083, *Correlation and Assessment of Structural Airplane Crash Data With Flight Parameters at Impact* (novembre 1982), p. 17.

## 1.18 Renseignements supplémentaires

### 1.18.1 Porosité du métal

Au cours du processus de fabrication du métal, la porosité, ou la formation de pores, peut se produire dans une coulée sous pression lorsque de l'air ou du gaz est piégé dans le métal pendant sa solidification ou lorsque le métal rétrécit de manière inégale. Des trous et des cavités se forment alors dans le métal, ce qui le rend vulnérable aux défauts de structure.

Les irrégularités causées par la porosité ne peuvent pas être détectées par des inspections visuelles. Bien que la porosité puisse être repérée en effectuant un tomographie, ce type d'examen n'est pas exigé dans le contexte du processus habituel de révision majeure du compresseur, et ce n'est pas non plus une norme sectorielle d'effectuer de tels examens pendant le processus de production.

Une inspection par rayons X a été réalisée sur la roue du sixième étage du compresseur de l'événement à l'étude après sa fabrication conformément au dessin technique pour cette pièce. Les résultats étaient dans les limites prescrites et la pièce a été mise en service. Toutefois, une irrégularité de la grosseur de celle trouvée dans la roue du sixième étage du compresseur de l'événement à l'étude ne peut être détectée à l'aide du processus d'inspection par rayons X qui est la norme sectorielle.

La roue du compresseur a fait l'objet d'une inspection visuelle et d'un essai de fluorescence au cours de la révision majeure du compresseur le 2 janvier 2014. À ce moment-là, elle totalisait 3524,8 heures de temps de service. Les résultats respectaient les tolérances prescrites.

### 1.18.2 Événements antérieurs concernant la roue du sixième étage du compresseur et modifications apportées au processus de fabrication

De janvier 1986 à janvier 2002, 9550 roues du sixième étage du compresseur ont été coulées et expédiées au fabricant du moteur. Le fabricant est au courant, outre cet événement, de 2 autres défaillances touchant les roues du sixième étage du compresseur du même fournisseur, dont l'une portait le même numéro de pièce que la roue de l'événement à l'étude. Ces défaillances se sont produites en mars 2019 et en février 1989, et il a été constaté que les deux étaient attribuables à des fissures de fatigue provenant de cavités de retrait près de la circonférence intérieure de la roue<sup>13</sup>.

Cependant, des modifications ont été apportées à la conception de la roue du sixième étage du compresseur depuis la fabrication de la roue de l'événement à l'étude en 2001 et des 2 autres roues défaillantes. Plus récemment, en 2007, la conception a été modifiée de sorte que la pièce peut être entièrement usinée à partir de barres de fer forgé Custom 450 (C450) soumises à un traitement thermique. C450 est un alliage d'acier inoxydable fabriqué

<sup>13</sup> Rolls-Royce Corporation, lettre au BST (8 juin 2022).

spécialement pour cet usage qui offre une résistance mécanique et des caractéristiques de fatigue améliorées comparativement aux roues du sixième étage du compresseur coulées<sup>14</sup>. Le fabricant du moteur a émis une lettre de service commercial le 1<sup>er</sup> mars 2007 afin d'informer sa clientèle de la mise en marché de ces nouvelles roues du compresseur.

### 1.18.3 Exploitation forestière par blocs de cèdre

Les blocs de cèdre sont coupés à partir de chicots morts, de bûches résiduelles trop courtes pour les fins de l'exploitation forestière de première qualité et de souches de cèdre. Ils sont attachés ensemble en cordées qui pèsent entre 700 et 1200 livres chacun.

L'équipe au sol de l'événement à l'étude a estimé que les 2 cordées transportées par le pilote avant la collision de l'hélicoptère avec le relief pesaient environ 800 livres chacun (figure 9).

Figure 9. Un des 2 cordées de blocs de cèdre transportées par le pilote avant l'accident (Source : BST)



---

<sup>14</sup> Ibid.

## 2.0 ANALYSE

Le pilote dans l'événement à l'étude détenait la licence et les qualifications appropriées pour le vol à l'étude, et rien n'indique que des facteurs médicaux, physiologiques ou pathologiques ont nui à son rendement. Les conditions météorologiques au moment de l'événement étaient propices à un vol selon les règles de vol à vue.

Cette analyse portera sur la panne moteur subie par l'hélicoptère alors qu'il effectuait des opérations d'élingage. Elle se concentrera sur la cause de cette panne moteur, la possibilité d'autorotation, les possibilités de survie et les risques associés aux opérations de longue élingue.

### 2.1 Défaillance de la roue du sixième étage du compresseur

Le laboratoire du BST a mesuré la dureté de la roue défaillante du sixième étage du compresseur du moteur de l'hélicoptère de l'événement à l'étude. Sa dureté, qui était de  $40,3 \pm 0,6$  HRC, se situait dans la plage normale. Le laboratoire du BST a également analysé la chimie et la microstructure du composant défaillant et les a jugées conformes à l'acier AMS 5355 – 17-4 PH, à l'exception des cavités de retrait.

Au cours du processus de fabrication des composants métalliques d'un moteur, une porosité peut se produire, laissant de petits trous ou de petites cavités dans le métal. Un tomodensitogramme de la pièce métallique permet de repérer ce défaut, qui ne peut être détecté au moyen d'une inspection visuelle régulière. Cependant, les tomodensitogrammes ne sont pas exigés dans le contexte du processus habituel de révision majeure du compresseur, et la norme sectorielle n'exige pas de tels examens pendant le processus de production.

Une inspection par rayons X a été réalisée sur la roue du sixième étage du compresseur de l'événement à l'étude après sa fabrication conformément au dessin technique pour cette pièce. Les résultats étaient dans les limites prescrites et la pièce a été mise en service.

La roue du compresseur a fait l'objet d'une inspection visuelle et d'un essai de fluorescence au cours de la révision majeure du compresseur. Les résultats respectaient les tolérances prescrites.

Les demi-coquilles de carter du compresseur ont été remplacées le 18 mars 2022 après qu'une inspection de routine a constaté une usure normale. Compte tenu de l'emplacement de l'origine de la fissure de fatigue, c'est-à-dire près de la circonférence intérieure de la roue du sixième étage du compresseur, cette fissure n'aurait pas pu être visible lors de l'inspection visuelle effectuée au moment de remplacer les demi-coquilles de carter.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Pour des raisons indéterminées, des cavités de retrait se sont développées près de la circonférence intérieure de la roue du sixième étage du compresseur du moteur pendant le

processus de fabrication et n'ont pas été détectées à l'aide des méthodes d'inspection existantes.

La roue du sixième étage du compresseur s'est cassée en 2 en raison de 2 ruptures. L'une de ces ruptures a été causée par de multiples fissures de fatigue qui s'étaient propagées vers l'intérieur à partir de la face avant de la roue. Cette fissuration s'est développée près de cavités de retrait qui étaient partiellement ouvertes sur le bord, situées sur la face avant, près de la circonférence intérieure de la roue. Une contrainte excessive a causé la séparation finale à cette rupture. L'autre rupture était entièrement attribuable à une contrainte excessive.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

La roue du sixième étage du compresseur s'est finalement rompue lorsque 2 ruptures distinctes, l'une attribuable à la fatigue causée par les cavités de retrait et l'autre attribuable à une contrainte excessive, se sont produites. La défaillance de la roue du sixième étage du compresseur a entraîné une panne moteur catastrophique.

Il a été déterminé que les défaillances des pales de l'ensemble compresseur étaient attribuables à une contrainte excessive et que le boulon de liaison s'était rompu en raison d'une contrainte excessive en torsion. Ces défaillances étaient accessoires à la rupture par fatigue de la roue du sixième étage du compresseur.

## 2.2 Autorotation

Quelques instants avant la panne moteur, l'hélicoptère avait déposé et détaché la 2<sup>e</sup> de 2 charges de blocs de cèdre. Le crochet à l'extrémité de la longue élingue a été retrouvé à 40 pieds de la zone où les blocs de cèdre avaient été déposés, et la longue élingue de 180 pieds a été retrouvée attachée à l'hélicoptère et formant une ligne relativement droite. Cela indique que l'hélicoptère se trouvait probablement à une hauteur approximative de 200 à 300 pieds au-dessus du sol et que sa vitesse anémométrique vers l'avant était faible, voire nulle, au moment de la panne moteur.

Selon le manuel de vol du giravion MD 500D, en raison de la combinaison de la hauteur et de la vitesse anémométrique de l'hélicoptère, il aurait été difficile de réussir un atterrissage en autorotation.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

La panne moteur s'est produite peu après que l'hélicoptère a déposé et détaché une charge de blocs de cèdre d'une longue élingue de 180 pieds. Par conséquent, la hauteur et la vitesse vers l'avant de l'hélicoptère étaient probablement insuffisantes pour réussir une



autorotation. L'hélicoptère a donc percuté le relief à une vitesse verticale importante, ce qui a causé des dommages importants à l'hélicoptère.

## 2.3 Possibilités de survie

### 2.3.1 Énergie

Étant donné que l'hélicoptère s'est écrasé dans un relief boisé, à l'endroit et sans vitesse horizontale, une analyse des possibilités de survie à la suite de la force d'accélération verticale maximale (ou force d'impact) subie par le pilote lors de l'écrasement a été effectuée.

Les possibilités de survie d'un pilote dépendent non seulement de l'énergie d'impact de l'hélicoptère, mais aussi de la mesure dans laquelle les structures de l'hélicoptère absorbent cette énergie d'impact et atténuent la force d'accélération. Le train d'atterrissage de l'hélicoptère, la structure inférieure de son fuselage et son siège constituent 3 structures de protection conçues pour accroître les possibilités de survie des occupants dans des scénarios d'écrasement tels que celui de l'événement à l'étude.

L'enquête a permis de déterminer que les jambes du train d'atterrissage, qui étaient écartées et endommagées, et la partie inférieure du fuselage, qui était écrasée, avaient absorbé une partie de l'énergie d'impact et atténué la force d'accélération dans l'événement à l'étude, ce qui correspond aux objectifs de conception.

Toutefois, le siège, qui est conçu pour se déformer ou s'affaisser sous la charge inertielle afin d'absorber l'énergie de l'impact, a été partiellement et inégalement écrasé. L'espace relativement petit entre le panneau de siège et le tube de conjugaison de collectif a donné lieu à un contact entre ces 2 composants et, par conséquent, une partie de la charge inertielle du pilote a été transférée au tube de conjugaison de collectif.

En se fondant sur un examen des dommages structurels au siège et au tube de conjugaison de collectif de l'hélicoptère, les enquêteurs ont estimé que la force d'accélération verticale subie par le pilote dans l'événement à l'étude était supérieure à 53 *g*. Des études menées par la Federal Aviation Administration des États-Unis et la National Aeronautics and Space Administration ont conclu que les niveaux de force *g* supérieurs à 27 entraîneraient des blessures graves et pourraient être mortels.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

Le pilote de l'hélicoptère a été soumis à une force d'accélération verticale minimale de 53 *g* au moment de l'impact, ce qui lui a causé des blessures mortelles.

## 2.4 Opérations de longue élingue exécutées par des hélicoptères monomoteurs

Les zones hachurées sur le diagramme hauteur/vitesse indiquée figurant dans le manuel de vol du 369D montrent des combinaisons de vitesse anémométrique et de hauteur au-dessus

du sol qui devraient être évitées, car elles viendraient compromettre la réussite d'un atterrissage en autorotation.

Les opérations de longue élingue, où un hélicoptère ramasse et dépose des charges sous élingue, exigent que l'hélicoptère ait souvent recours à ces combinaisons hauteur/vitesse particulières, étant donné qu'il doit exercer ses activités à des hauteurs égales ou légèrement supérieures à la longueur de la longue élingue, et à une vitesse anémométrique qui est faible, voire nulle, pour mener à bien la tâche. Ces facteurs augmentent le risque que le pilote ne soit pas en mesure de réussir un atterrissage en cas de panne moteur.

#### Fait établi quant aux risques

Si les hélicoptères monomoteurs exercent régulièrement leurs activités en ayant recours à des combinaisons hauteur/vitesse dangereuses, la probabilité d'un atterrissage réussi après une panne moteur est considérablement réduite, ce qui augmente le risque de blessures ou de mort.

## 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. Pour des raisons indéterminées, des cavités de retrait se sont développées près de la circonférence intérieure de la roue du sixième étage du compresseur du moteur pendant le processus de fabrication et n'ont pas été détectées à l'aide des méthodes d'inspection existantes.
2. La roue du sixième étage du compresseur s'est finalement rompue lorsque 2 ruptures distinctes, l'une attribuable à la fatigue causée par les cavités de retrait et l'autre attribuable à une contrainte excessive, se sont produites. La défaillance de la roue du sixième étage du compresseur a entraîné une panne moteur catastrophique.
3. La panne moteur s'est produite peu après que l'hélicoptère a déposé et détaché une charge de blocs de cèdre d'une longue élingue de 180 pieds. Par conséquent, la hauteur et la vitesse vers l'avant de l'hélicoptère étaient probablement insuffisantes pour réussir une autorotation. L'hélicoptère a donc percuté le relief à une vitesse verticale importante, ce qui a causé des dommages importants à l'hélicoptère.
4. Le pilote de l'hélicoptère a été soumis à une force d'accélération verticale minimale de 53 *g* au moment de l'impact, ce qui lui a causé des blessures mortelles.

### 3.2 Faits établis quant aux risques

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

1. Si les hélicoptères monomoteurs exercent régulièrement leurs activités en ayant recours à des combinaisons hauteur/vitesse dangereuses, la probabilité d'un atterrissage réussi après une panne moteur est considérablement réduite, ce qui augmente le risque de blessures ou de mort.

## 4.0 MESURES DE SÉCURITÉ

### 4.1 Mesures de sécurité prises

Le 18 mai 2023, Rolls-Royce Corporation, le fabricant du moteur, a republié la lettre de service commercial 1255, dans laquelle elle recommande à sa clientèle d'installer les roues de compresseur de nouvelle conception au cours de la prochaine révision majeure.

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 18 octobre 2023. Le rapport a été officiellement publié le 16 novembre 2023.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada ([www.bst.gc.ca](http://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.