



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada



RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A18W0116

PERTE DE PUISSANCE ET PERTE DE MAÎTRISE EN VOL

Aries Aviation International

Piper PA-31, C-FNCI

Aéroport de Calgary/Springbank (Alberta), 40 nm SW

1^{er} août 2018

Canada

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

Reproduction non commerciale

À moins d'avis contraire, vous pouvez reproduire ce 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 ce 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 de ce 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 A18W0116* (publié le 1^{er} août 2019).

Bureau de la sécurité des transports du Canada
Place du Centre
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 la Reine du chef du Canada, représentée par
le Bureau de la sécurité des transports du Canada, 2019

Rapport d'enquête sur la sécurité du transport aérien A18W0116

N° de cat. TU3-10/18-0116F-PDF
ISBN 978-0-660-31912-4

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

This report is also available in English.

Table des matières

1.0 Renseignements de base	2
1.1 Déroulement du vol	2
1.2 Victimes	5
1.3 Dommages à l'aéronef	5
1.4 Autres dommages	5
1.5 Renseignements sur le personnel	5
1.6 Renseignements sur l'aéronef	6
1.6.1 Système de commandes automatiques de vol	7
1.6.2 Procédures d'urgence avec un seul moteur	8
1.6.3 Sortie de vrille	8
1.6.4 Circuit d'oxygène de l'aéronef	9
1.7 Renseignements météorologiques	10
1.8 Aides à la navigation	10
1.9 Communications	10
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	10
1.11 Enregistreurs de bord	10
1.11.1 Généralités	10
1.11.2 Système Vision 1000 d'Appareo Systems	11
1.11.3 Système de surveillance de moteur	13
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	14
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	15
1.14 Incendie	15
1.15 Possibilités de survie	15
1.16 Essais et recherches	15
1.16.1 Rapports de laboratoire du BST	15
1.17 Renseignements sur l'organisme et la gestion	15
1.18 Renseignements supplémentaires	16
1.18.1 Réglementation relative à l'oxygène et conscience de l'hypoxie	16
1.18.2 Hypoxie	17
1.18.3 Respiration, hypoxie et hyperventilation	19
2.0 Analyse	21
2.1 Hypoxie et dégradation des performances	21
2.2 Hypoxie et utilisation d'oxygène	22
2.3 Puissance asymétrique et perte de maîtrise	22
3.0 Faits établis	24
3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs	24
3.2 Faits établis quant aux risques	24
3.3 Autres faits établis	24
4.0 Mesures de sécurité	25
4.1 Mesures de sécurité prises	25

4.1.1 Aries Aviation International.....25

Annexes..... 26

Annexe A – Trajectoire de vol finale de l’aéronef jusqu’à la perte de maîtrise et au début de la vrille (vue vers le sud-est).....26

Annexe B – Paramètres de puissance tirés du système Appareo et du système de surveillance de moteur.....27

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DU TRANSPORT AÉRIEN A18W0116

PERTE DE PUISSANCE ET PERTE DE MAÎTRISE EN VOL

Aries Aviation International

Piper PA-31, C-FNCI

Aéroport de Calgary/Springbank (Alberta), 40 nm SW

1^{er} août 2018

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.

Résumé

Le 1^{er} août 2018, après avoir fait des travaux de levé pendant 2 heures à proximité de Penticton (Colombie-Britannique), un aéronef Piper PA-31 d'Aries Aviation International (immatriculation C-FNCI, numéro de série 31-8112007) a volé conformément à un plan de vol selon les règles de vol aux instruments de l'aéroport de Penticton (CYYF) (Colombie-Britannique) en direction de l'aéroport de Calgary/Springbank (CYBW) (Alberta), à 15 000 pieds au-dessus du niveau de la mer. Le pilote et un technicien en levés se trouvaient à bord. Alors que l'aéronef se trouvait à environ 40 milles marins (nm) au sud-ouest de CYBW, le contrôle de la circulation aérienne a commencé la mise en séquence de l'aéronef pour son arrivée dans l'espace aérien de Calgary et a demandé au pilote de réduire sa vitesse indiquée à 150 nœuds et de descendre à 13 000 pieds au-dessus du niveau de la mer. À ce moment, le moteur droit a commencé à développer moins de puissance que le moteur gauche. Environ 90 secondes plus tard, à 13 500 pieds au-dessus du niveau de la mer, le pilote a perdu la maîtrise de l'aéronef. Ce dernier a percuté le relief près du sommet du mont Rae à 13 h 36, heure avancée des Rocheuses. Une explosion et un incendie de courte durée s'en sont suivis. Le pilote et le technicien en levés ont subi des blessures mortelles. Le Centre canadien de contrôle des missions a capté le signal émis par la radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz de l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude et en a informé le centre conjoint de coordination des opérations de sauvetage de Trenton. Le personnel de recherche et sauvetage est arrivé sur les lieux environ 1 heure après l'accident.

1.0 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Un aéronef Piper PA-31 d'Aries Aviation International (Aries Aviation) (immatriculation C-FNCI, numéro de série 31-8112007) a été envoyé dans la vallée de l'Okanagan (Colombie-Britannique) le 18 juillet 2018 pour l'exécution de levés, ce qui demandait de survoler les secteurs concernés à 3600 pieds au-dessus du relief le plus élevé, à une vitesse sol de 150 nœuds. Au cours de chaque vol, un technicien en levés dans la cabine utilisait divers appareils de levé, tandis que le pilote occupait le siège avant gauche du poste de pilotage. Les vols de levé, d'une durée moyenne de 6 heures, avaient habituellement lieu entre 8 h et 16 h, heure locale.

Le 1^{er} août 2018 à 10 h 26², l'aéronef est parti de l'aéroport de Penticton (CYYF) (Colombie-Britannique), les réservoirs de carburant pleins³, et les levés ont commencé à 10 h 34, à l'est de CYYF. La partie du vol consacrée aux levés a duré 2 heures, et l'aéronef a volé à 10 000 pieds pendant la dernière heure⁴. Une fois les levés terminés, le pilote a déposé un plan de vol selon les règles de vol aux instruments à destination de l'aéroport de Calgary/Springbank (CYBW) (Alberta). Le contrôle de la circulation aérienne (ATC) a autorisé le pilote à monter et à demeurer à une altitude de 15 000 pieds et à se rendre directement au point de cheminement IGVEP (figure 1).

L'annexe 13 de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) exige des États qui effectuent des enquêtes sur les accidents de protéger les enregistrements des conversations dans le poste de pilotage¹. Le Canada se conforme à cette exigence en protégeant tous les enregistrements de bord en vertu de la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports*. Même si le Bureau de la sécurité des transports (BST) peut faire usage de toute l'information que contiennent les enregistreurs de bord dans l'intérêt de la sécurité des transports, il n'est pas autorisé à divulguer sciemment toute partie d'un enregistrement de bord qui n'a aucun rapport avec les causes ou les facteurs contributifs d'un accident ou avec la détermination des lacunes de sécurité.

La raison pour laquelle on protège les enregistrements de bord se fonde sur le principe selon lequel cette protection aide à assurer que les pilotes continuent de s'exprimer librement et que ces données essentielles sont mises à la disposition des enquêtes de sécurité. Le BST a toujours pris très au sérieux ses obligations en la matière et a rigoureusement limité l'usage des données des enregistrements de bord dans ses rapports. À moins que l'enregistrement de bord soit requis pour étayer un fait établi et cerner une lacune importante à la sécurité, il n'est pas inclus dans le rapport du BST. Pour valider les enjeux de sécurité soulevés par la présente enquête, le BST s'est servi de l'enregistrement de bord disponible dans son rapport. Dans chaque cas, les données ont été soigneusement examinées afin de s'assurer qu'elles étaient nécessaires pour promouvoir la sécurité des transports.

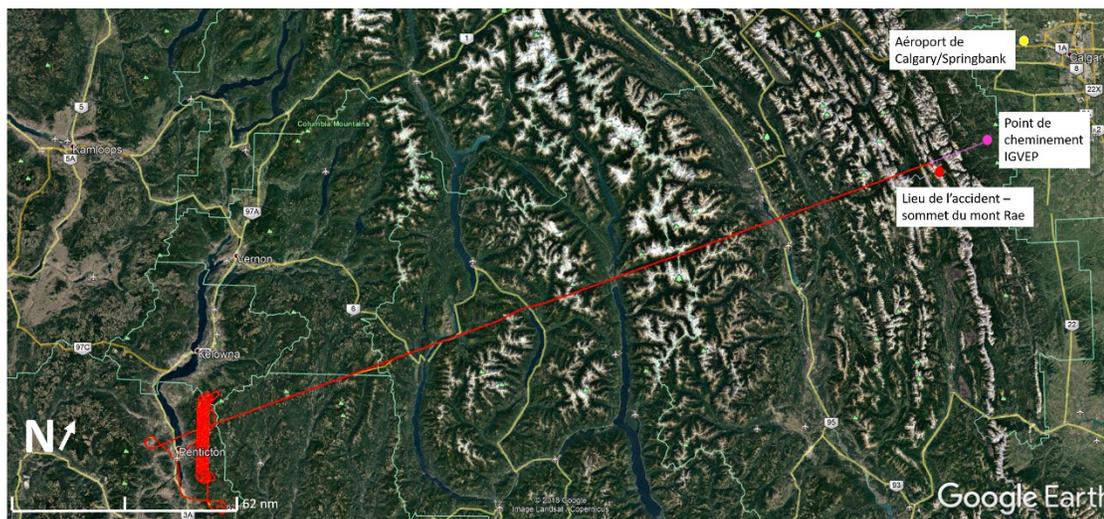
¹ Organisation de l'aviation civile internationale (OACI), Annexe 13 à la *Convention relative à l'aviation civile internationale*, Enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, 10^e édition (juillet 2010), paragraphe 5.12.

² Les heures sont exprimées en heure avancée des Rocheuses (temps universel coordonné moins 6 heures).

³ L'aéronef en cause dans l'événement à l'étude était muni de réservoirs auxiliaires de nacelle Nayak, et la capacité totale des réservoirs carburant était de 240 gallons américains.

⁴ Les altitudes sont exprimées par rapport au niveau de la mer, sauf indication contraire.

Figure 1. Trajectoire de vol de l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude. La ligne rouge représente la route de l'aéronef. (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



En franchissant les 11 000 pieds en montée, le pilote a activé le pilote automatique et changé le réglage du sélecteur de réservoirs de INBOARD à OUTBOARD. Peu après que l'aéronef eut atteint 15 000 pieds, à 12 h 56, le pilote a mis en marche les pompes à carburant, comme le prescrit le manuel de vol de l'aéronef (AFM)⁵, et les a laissées en marche pendant le reste du vol. Le mode maintien d'altitude (ALT) du pilote automatique a été activé. Le pilote a ensuite aidé le technicien en levés à activer l'ensemble d'oxygène portatif. Deux minutes plus tard, le pilote a mis un masque à oxygène, qu'il a enlevé après quelques secondes.

À 13 h 28, le mode ALT du pilote automatique s'est désactivé. Au cours des 47 secondes suivantes, l'aéronef a commencé à monter, de l'altitude de 15 000 pieds assignée par l'ATC⁶ jusqu'à 15 400 pieds. Il a ensuite commencé à descendre, atteignant une vitesse verticale maximale de 3200 pi/min et une accélération de 0,5 g ⁷. Après 9 secondes de descente, le pilote a mis l'aéronef en palier à 15 000 pieds d'altitude (avec une accélération de 1,7 g) et a activé le mode ALT.

À 13 h 30 min 55 s, l'ATC a demandé au pilote de descendre à 14 000 pieds. À 13 h 31, le pilote a fait passer le sélecteur de réservoirs de OUTBOARD à INBOARD, comme le prescrit l'AFM⁸, a réglé le pilote automatique en mode de tangage et a commencé la descente jusqu'à 14 000 pieds. L'aéronef est entré dans les nuages au cours de la descente et a été remis en palier à 14 000 pieds 90 secondes plus tard; le mode ALT a alors été activé.

⁵ *Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual* du Navajo PA-31, Report: LK-1206 (18 septembre 1979, révisé le 20 février 1981), section 4, paragraphe 4.25 : Cruise, p. 4 à 20.

⁶ Contrôleur IFR en route de NAV CANADA.

⁷ Le g est une unité de mesure de l'accélération verticale causée par la force de la gravité. Une accélération de 1 g équivaut à 9,8 m/s².

⁸ *Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual* du Navajo PA-31, Report: LK-1206 (18 septembre 1979, révisé le 22 juin 1984), section 4, paragraphe 4.27 : Descent, p. 4 à 21.

À 13 h 33, l'ATC a demandé au pilote quelle était sa vitesse indiquée (IAS), mais le pilote a répété qu'il était à une altitude de 14 000 pieds. L'ATC a demandé à nouveau quelle était l'IAS, mais cette fois, le pilote a indiqué sa vitesse sol de 170 nœuds à la place de l'IAS, qui était plutôt de 140 nœuds. L'ATC a ensuite demandé au pilote de ralentir jusqu'à une vitesse indiquée en nœuds (KIAS) de 150 nœuds et de descendre à 13 000 pieds.

Quelques secondes plus tard, la pression d'admission des 2 moteurs a baissé. Le manomètre d'admission de gauche indiquait alors une pression de 18 pouces de mercure (inHg) et un débit carburant de 22 gallons américains à l'heure, tandis que celui de droite donnait une pression d'admission de 15 inHg et un débit carburant de 14 gallons américains à l'heure.

Après la réduction de puissance, le mode ALT du pilote automatique s'est désactivé. Le contrôle automatique de navigation, le mode de tangage et le mode de directeur de vol sont demeurés activés. La vitesse anémométrique de l'aéronef a chuté sous la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle maximale avec un moteur coupé (V_{YSE}) de 97 KIAS⁹, et l'aéronef est resté à une altitude de 13 900 pieds. La vitesse anémométrique a chuté à 91 KIAS, et le klaxon de l'avertisseur de décrochage a commencé à retentir par intermittence. L'IAS a commencé à remonter lorsque la pression d'admission du moteur gauche a monté à 34 inHg avec un débit carburant de 38 gallons américains à l'heure. Au même moment, le manomètre d'admission de droite indiquait 20 inHg avec un débit carburant de moins de 10 gallons américains à l'heure. L'aéronef a commencé à descendre brièvement et la vitesse anémométrique a augmenté à 100 KIAS.

À 13 h 34 min 40 s, l'aéronef a dévié vers la droite (le sud) de la route prévue, et est descendu à une altitude de 13 500 pieds. L'aéronef a ensuite commencé à monter, et l'IAS est redescendue encore une fois sous la V_{YSE} . À 13 h 35 min 43 s, l'ATC a appelé le pilote pour confirmer qu'il se rendait au point de cheminement IGVEP. Le klaxon de l'avertisseur de décrochage retentissait alors continuellement. Le pilote a répondu que le moteur droit posait problème. Peu après, la vitesse anémométrique a diminué à 71 KIAS, et il y a eu perte de maîtrise de l'aéronef, qui est parti en vrille vers la droite (annexe A).

L'aéronef est sorti des nuages à 13 300 pieds. Peu après, les indicateurs de débit carburant affichaient un débit carburant de ralenti, soit environ 4,5 gallons américains à l'heure, pour chaque moteur. La diminution de puissance et de vitesse anémométrique a été accompagnée d'une baisse de régime des 2 moteurs. Lorsque le moteur droit a atteint 700 tr/min, le voyant de panne d'alternateur droit (R ALT INOP) du panneau annonceur s'est allumé, suivi immédiatement des voyants de panne de source pneumatique de gauche et de droite (L PNEU INOP et R PNEU INOP). À mesure que la vitesse anémométrique augmentait à 110 KIAS pendant la vrille, le régime des 2 moteurs augmentait aussi. Lorsque l'aéronef a atteint 110 KIAS, le voyant de panne d'alternateur droit s'est éteint, suivi du voyant de panne de source pneumatique de droite, puis de celui de gauche.

⁹ La V_{YSE} est calculée en fonction d'une masse maximale au décollage de 6840 livres.

Lorsque l'aéronef a franchi 11 500 pieds en descente, l'ATC a demandé au pilote de rendre compte de sa situation. Le pilote a déclaré une situation d'urgence. L'aéronef a poursuivi sa vrille, au cours de laquelle le pilote actionnait de temps à autre le manche pour commander un braquage complet de l'aileron gauche et un braquage partiel de l'aileron droit. L'aéronef n'est pas sorti de la vrille. Il a fait 7,5 tours avant de percuter le relief à 10 000 pieds, près du sommet du mont Rae, à 13 h 36 min 17 s.

1.2 Victimes

Tableau 1. Blessures

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	1	1	–	2
Blessés graves	0	0	–	0
Blessés légers/indemnes	0	0	–	0
Total	1	1	–	2

Toutes les blessures étaient attribuables à l'impact, dont la force ne donnait aucune chance de survie.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'aéronef a percuté un terrain rocheux escarpé en piqué quasi vertical. L'aéronef a été détruit. Les 2 ailes et les 2 moteurs se sont séparés du fuselage. Le tracé laissé par l'épave faisait environ 900 pieds de longueur. La partie principale du fuselage s'est immobilisée sur une pente enneigée et glacée.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le personnel

Tableau 2. Renseignements sur le commandant de bord

Licence de pilote	Licence de pilote de ligne
Date d'expiration du certificat médical	1 ^{er} juin 2019
Heures de vol total	4400
Heures de vol sur type	2800
Heures de vol au cours des 7 derniers jours	41
Heures de vol au cours des 30 derniers jours	41
Heures de vol au cours des 90 derniers jours	135
Heures de vol sur type au cours des 90 derniers jours	135
Heures de service avant l'événement	5,6
Heures hors service avant la période de travail	14,0

Le pilote volait depuis 1999. Après avoir obtenu sa licence de pilote professionnel en 2002, il avait piloté des appareils pour divers exploitants de taxis aériens et d'écoles de pilotage. En 2007, il avait entrepris une formation menant à une qualification de vol aux instruments pour aéronefs multimoteurs, qu'il a obtenue en 2009. Au moment de l'accident, la licence et la qualification de vol aux instruments du pilote étaient valides selon le *Règlement de l'aviation canadien* (RAC).

En 2012, le pilote a été embauché par Aries Aviation, puis en 2015, il a obtenu sa licence de pilote de ligne. À Aries Aviation, les levés aériens se font principalement par conditions météorologiques de vol à vue, et les vols aux instruments sont réservés à la formation et aux déplacements à destination et en provenance de l'aire de travail. Les renseignements recueillis au cours de l'enquête n'ont pas permis de déterminer le nombre d'heures de vol du pilote en conditions météorologiques de vol aux instruments.

L'examen des renseignements disponibles sur l'horaire de travail et de repos du pilote indique que la fatigue n'a joué aucun rôle dans l'événement à l'étude.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Tableau 3. Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Piper Aircraft, Inc.
Type, modèle et immatriculation	PA-31 Navajo, C-FNCI
Année de construction	1981
Numéro de série	31-8112007
Date d'émission du certificat de navigabilité/permis de vol	3 novembre 2006
Nombre total d'heures de vol cellule	7277,4 heures
Type de moteur (nombre de moteurs)	Lycoming TIO-540-A2C (2)
Type d'hélice ou de rotor (nombre d'hélices)	Hartzell HC-E3YR-2ATF (2)
Masse maximale autorisée au décollage	6840 livres
Type(s) de carburant(s) recommandé(s)	Essence aviation avec un indice d'octane d'au moins 100/130
Type de carburant utilisé	Essence aviation 100LL

Les dossiers indiquent que l'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément aux règlements en vigueur et aux procédures approuvées. Avant l'événement à l'étude, l'aéronef avait été exploité pendant 10 jours sans qu'un problème soit signalé. L'aéronef était muni d'un jeu de générateurs de tourbillons de BLR Aerospace LLC installé conformément au certificat de type supplémentaire¹⁰ SA00047SE. Ce jeu comptait 86 générateurs de tourbillons de différentes tailles installés sur les ailes et la dérive, ainsi que 4 extensions de bord d'attaque (2 sur chaque nacelle). Le certificat de type supplémentaire autorisait en

¹⁰ Un certificat de type supplémentaire est un document émis par une autorité compétente, comme Transports Canada ou la Federal Aviation Administration des États-Unis, qui approuve une modification à un produit (aéronef, moteur, hélice).

outre une hausse de la masse au décollage de 6500 livres à 6840 livres. Le marquage de l'anémomètre avait également été modifié pour tenir compte des changements des performances de l'aéronef.

Au départ de Penticton, l'aéronef pesait environ 6885 livres (soit 45 livres de plus que la masse maximale brute au décollage) et son centre de gravité était à l'intérieur des limites avant et arrière. Au moment de la perte de maîtrise, l'aéronef pesait environ 6000 livres; sa masse et son centre de gravité étaient dans les limites prescrites.

Selon les graphiques de performance de l'AFM, le plafond pratique sur un moteur¹¹ au moment de l'accident était de 16 500 pieds. À 13 500 pieds, le taux de montée sur un moteur à 97 KIAS est de 350 pi/min.

1.6.1 Système de commandes automatiques de vol

L'aéronef était muni d'un système de commandes automatiques de vol Bendix King KFC 200 avec directeur de vol. Ce système comprend un pilote automatique à 2 axes, un circuit de compensation en tangage électrique et un indicateur de directeur de vol, qui affiche les directives en tangage et roulis sur un système d'affichage de barres de tendances intégré à l'indicateur d'assiette du commandant de bord.

Le pilote automatique offre plusieurs modes verticaux et latéraux, notamment le mode ALT, le mode curseur de cap, le contrôle automatique de navigation et le mode approche. Le supplément 8 à l'AFM du PA-31 prescrit la procédure suivante si le pilote automatique est activé lorsque survient une panne moteur [traduction] :

1. Désactiver le pilote automatique.
2. Suivre les procédures de base de vol sur un seul moteur du manuel de vol de l'avion.
3. Compenser manuellement les axes de la gouverne de direction et des ailerons avant d'activer le pilote automatique pour le vol sur un seul moteur¹².

De plus, le supplément comprend la mise en garde suivante [traduction] :

Lorsque le pilote automatique est activé, si l'on applique manuellement une force dans l'axe de tangage du volant de commande pendant 3 secondes ou plus, le système de compensation automatique générera une force opposée. Cette force de compensation erronée continuera d'augmenter tant que le pilote exercera une force sur le volant de commande et finira par être trop forte pour que le pilote automatique puisse la contrer. Si le pilote automatique est désactivé dans ces

¹¹ Altitude à laquelle l'aéronef atteint un taux de montée de 50 pi/min sur 1 seul moteur.

¹² *Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual* du Navajo PA-31, Report: LK-1206 (18 septembre 1979, révisé le 28 février 1980), section 9, Supplement No. 8 for KFC 200 Automatic Flight Control System with Flight Director Installation, p. 6.

conditions, le pilote pourrait devoir appliquer une force supérieure à 50 livres pour maintenir l'attitude voulue. Le pilote devra continuer d'appliquer cette force tout en corrigeant manuellement la compensation¹³.

1.6.2 Procédures d'urgence avec un seul moteur

Les procédures d'exploitation normalisées d'Aries Aviation pour le PA-31 stipulent que les pilotes doivent maintenir V_{YSE} comme vitesse minimale; s'il n'est pas possible de rétablir la puissance d'un moteur défectueux, il faut exécuter la liste de vérifications ENGINE FAILURE IN FLIGHT (panne moteur en vol) et atterrir aussitôt que possible à l'aéroport approprié le plus proche. Cette liste de vérifications est la suivante [traduction] :

PROCÉDURE D'ARRÊT COMPLET DU MOTEUR..... TERMINÉE
 VITESSE ANÉMOMÉTRIQUE V_{YSE} AU MINIMUM
 VOILETS DE CAPOT (MOTEUR FONCTIONNEL) SELON LES BESOINS¹⁴

Voici la procédure ENGINE SECURING (arrêt complet du moteur) à exécuter de mémoire [traduction] :

COMMANDES..... MAINTENIR LA DIRECTION ET LA VITESSE ANÉMOMÉTRIQUE
 COMMANDES DE MÉLANGE AIR/CARBURANT AVANT
 COMMANDES D'HÉLICES..... AVANT
 MANETTES DES GAZ AVANT
 TRAIN D'ATERRISSAGE..... RENTRÉ
 VOILETS..... RENTRÉS
 POMPES D'APPOINT CARBURANT EN MARCHE
 MOTEUR INOPÉRANT IDENTIFIER
 MANETTE DES GAZ (MOTEUR INOPÉRANT)..... RÉDUIRE POUR VÉRIFIER
 COMMANDE D'HÉLICE (MOTEUR INOPÉRANT) MISE EN DRAPEAU
 COMMANDE DE MÉLANGE AIR/CARBURANT (MOTEUR INOPÉRANT)..... COUPÉ¹⁵

1.6.3 Sortie de vrille

L'AFM du PA-31 et les procédures d'exploitation normalisées d'Aries Aviation ne décrivent pas de procédure de sortie de vrille pour le PA-31, et la réglementation ne l'exige pas. La certification des aéronefs multimoteurs ne comprend aucune exigence sur les vrilles.

¹³ Ibid.

¹⁴ Aries Aviation International, *Standard Operating Procedures*, PA-31-310 Navajo, édition II (15 avril 2015), chapitre 4, section 4.4.2.3 : Engine Failure in Flight, p. 4 à 7.

¹⁵ Ibid., chapitre 4, section 4.4.2.4 : Engine Securing, p. 4 à 8.

Toutefois, Transports Canada recommande la procédure de sortie de vrille suivante pour les petits aéronefs en l'absence de consignes du constructeur¹⁶. Voici la procédure en bref :

1. Couper les gaz/puissance au ralenti de vol.
2. Placer les ailerons au neutre.
3. Appliquer le palonnier opposé à la direction de la rotation.
4. Pousser franchement sur la colonne de contrôle.
5. Maintenir ces commandes jusqu'à ce que la rotation cesse.
6. Centrer le palonnier.
7. Sortir du piqué.

1.6.4 Circuit d'oxygène de l'aéronef

À sa sortie d'usine, l'aéronef était équipé d'un circuit oxygène. Ce circuit a été désactivé lorsqu'Aries Aviation a loué l'aéronef, et un ensemble d'oxygène portatif Scott a été mis à la disposition de l'équipage de conduite. L'ensemble portatif modèle 5500 de Scott comptait une bouteille avec régulateur d'oxygène¹⁷ de 1800 lb/po² d'une capacité de 38,4 pieds cubes et 2 masques¹⁸ avec tubes de raccord en plastique. Les masques couvrent la bouche et le nez, mais ne comprennent pas de microphone pour la communication avec l'interphone de bord. Pour mettre le masque, le pilote doit enlever son casque d'écoute, mettre le masque, ce qui ne peut être fait efficacement sans utiliser les 2 mains, puis remettre le casque d'écoute et poursuivre ses communications tandis que le masque se trouve entre le microphone du casque d'écoute et sa bouche.

Dans l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude, la bouteille d'oxygène et les masques se trouvaient dans une mallette de transport en plastique placée derrière le siège avant droit. La bouteille d'oxygène avait été remplie le 19 juillet 2018. Pendant la séquence d'impact, le manomètre de la bouteille d'oxygène a été arraché, libérant tout l'oxygène qui aurait pu encore s'y trouver. Le robinet d'arrêt du régulateur de la bouteille a été trouvé en position ouverte.

¹⁶ Transports Canada, TP 13747F, *Sensibilisation au décrochage et à la vrille – Notes d'orientation – Formation de pilote privé et professionnel*, 2^e édition (octobre 2003), p. 10, à l'adresse <https://www.tc.gc.ca/fra/aviationcivile/publications/tp13747-menu-446.htm> (dernière consultation le 15 mars 2019).

¹⁷ Numéro de pièce Scott 803240-03.

¹⁸ Les masques étaient des masques jetables à débit constant de marque Hudson RCI, modèle 1007. Il s'agit de masques à réservoir de dilution par membrane restrictive, munis d'un sac de recirculation.

1.7 Renseignements météorologiques

Au moment de l'accident, il y avait un faible système de basse pression au-dessus de la partie sud de la frontière entre la Colombie-Britannique et l'Alberta. Le centre de ce système dépressionnaire se trouvait à l'ouest de Red Deer (Alberta). Un creux en altitude, orienté dans le sens nord-sud sur la partie centrale de l'Alberta, se déplaçait vers l'est à 15 nœuds. La prévision de zone graphique¹⁹ pour le secteur environnant du lieu de l'accident annonçait quelques nuages de 12 000 pieds à 14 000 pieds. On prévoyait des orages isolés pour le secteur au nord-ouest de CYBW après 14 h. Le niveau de congélation prévu était d'environ 12 500 pieds.

Les conditions météorologiques observées sur les lieux de l'accident au moment où il est survenu correspondaient aux prévisions. Une couche de cumulus épars dont la base était à 13 000 pieds dominait, et il n'y avait pas de vent ni de turbulence notables. Quelques heures après l'accident, il y a eu des orages près de CYBW. Le système numérique de surveillance de moteur à bord de l'aéronef a enregistré une température de l'air extérieur de -2°C à 14 000 pieds. Le système Vision 1000 d'Appareo Systems (voir la section 1.11.2 du présent rapport) n'a enregistré aucun givrage en vol, aucune turbulence forte ni aucune condition orageuse.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Communications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Généralités

L'aéronef n'avait pas d'enregistreur de données de vol conventionnel ni d'enregistreur de conversations de poste de pilotage, et il n'était pas tenu d'en avoir selon la réglementation. Il était toutefois muni de 2 dispositifs (un système Vision 1000 d'Appareo Systems et un système de surveillance de moteur EDM 790 de J.P. Instruments) qui ont fourni des renseignements importants sur la trajectoire de vol et la performance des moteurs.

¹⁹ NAV CANADA, Prévisions de nuages et de temps pour la région des Prairies (GFACN32) émises à 1731Z le 1^{er} août 2018, valides à 1800Z le 1^{er} août 2018.

Le BST a déterminé que, puisque le système Vision 1000 d'Appareo Systems était installé à bord de l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude de telle façon que le personnel navigant dans le poste de pilotage ne pouvait l'utiliser, les images et les communications vocales enregistrées étaient protégées conformément à la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports*²⁰.

Les données sur la trajectoire de vol, ainsi que les fichiers audio et d'images récupérés du système Appareo ont permis aux enquêteurs de mieux comprendre les facteurs contributifs sous-jacents de l'accident.

1.11.2 Système Vision 1000 d'Appareo Systems

Aries Aviation avait installé un système de suivi des données de vol Vision 1000 d'Appareo Systems dans l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude le 12 mars 2018. Il s'agit d'un système autonome d'enregistrement de données de vol. Pour fonctionner, il n'a besoin que d'être relié par des câbles d'alimentation et de mise à la masse au système électrique de l'aéronef. Voici les données enregistrées par le système Vision 1000 [traduction] :

- données d'attitude (tangage, roulis, lacet, etc.);
- données de GPS [système de positionnement mondial] avec WAAS [système de renforcement à couverture étendue] (latitude, longitude, vitesse sol, vitesse verticale, altitude GPS, etc.);
- images du poste de pilotage;
- sons ambiants;
- enregistrement audio de l'interphone pour les communications de l'équipage et de l'ATC (facultatif)²¹.

À l'origine, lorsque le système a été installé dans l'aéronef et configuré, les images enregistrées par la caméra comprenaient tout le côté gauche du tableau de bord, tout le tableau central, ainsi que le bloc manette des gaz. Le système de suivi des données de vol a été installé selon les données d'installation pour le modèle Cessna 172, et l'installation électrique requise a été faite selon les données de la circulaire d'information 43.13-1B de la Federal Aviation Administration des États-Unis²². Un interphone facultatif pour les communications de l'équipage et de l'ATC a aussi été installé.

²⁰ Gouvernement du Canada, *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* (L.C. 1989, ch. 3), paragraphes 28(1) et (2).

²¹ Appareo, « Vision 1000 », à l'adresse <https://www.appareo.com/aviation/flight-data-monitoring/vision-1000/> (dernière consultation le 30 avril 2019).

²² Federal Aviation Administration (FAA), Advisory Circular (AC) 43.13-1B: Acceptable Methods, Techniques, and Practices—Aircraft Inspection and Repair (1998).

Après son installation initiale, le système Appareo a été heurté par inadvertance, ce qui a modifié son champ d'enregistrement. De plus, les données de tangage enregistrées par le système étaient dorénavant inexactes. Au moment de l'accident, seuls les 4 instruments moteurs²³ dans le haut du tableau central et une partie du tableau de bord gauche étaient visibles; il y avait aussi une bonne vue de l'extérieur par le pare-brise du poste de pilotage. Comme la vue du bloc manette des gaz n'était plus enregistrée par le système de suivi des données de vol, l'enquête n'a pas permis de déterminer les positions des 2 commandes moteur tout juste avant et pendant la séquence de l'accident.

Le système Vision 1000 de l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude a été endommagé par l'impact, mais les 8 Go de données enregistrées ont été entièrement récupérés, y compris les enregistrements audio et visuels des 2,6 dernières heures de vol, ainsi que les données inertielles pour 200 heures de vol.

Le Laboratoire d'ingénierie du BST, à Ottawa (Ontario), a analysé les données du système Appareo pour évaluer la performance de l'aéronef en cause pendant l'événement à l'étude. Voici un sommaire de la performance, de l'apparition de l'asymétrie de puissance jusqu'à la perte de maîtrise.

L'aéronef a maintenu le cap, avec un faible angle d'inclinaison à gauche. Tandis que la vitesse anémométrique de l'aéronef diminuait jusqu'à 86 KIAS, ce dernier s'est incliné à droite, jusqu'à environ 20°, puis a amorcé un virage à droite à faible inclinaison avant de recommencer à descendre. Après s'être momentanément approché de l'horizontale, l'angle d'inclinaison est revenu à environ 20° vers la droite. Lorsque la vitesse anémométrique a augmenté jusqu'à 100 KIAS, l'angle d'inclinaison vers la droite a diminué et les ailes se sont rapprochées de l'horizontale.

Le roulis à droite croissant lorsque la vitesse anémométrique baisse et le roulis à droite décroissant lorsque la vitesse anémométrique augmente pourraient indiquer une diminution de manœuvrabilité en roulis à faible vitesse anémométrique avec puissance asymétrique. Malheureusement, les manipulations des commandes de pilotage ne sont pas connues, pas plus que l'intensité des turbulences que l'aéronef a pu rencontrer. La vitesse minimale de contrôle en air libre (V_{MCA}) publiée dans l'AFM est de 76 KIAS (avec les volets en position de décollage).

Lorsque l'aéronef s'est cabré à environ 20° par la suite, la vitesse anémométrique a diminué d'environ 3 nœuds par seconde au cours de la montée résultante. Même si la vitesse anémométrique a baissé à 75 KIAS (soit 1 nœud de moins que la vitesse minimale de contrôle en air libre), l'angle d'inclinaison est resté brièvement de 5° à 10° vers la droite. À 75 KIAS, avec une hausse de puissance du moteur gauche, une dégradation accrue de la manœuvrabilité en roulis serait vraisemblable.

Même si l'aéronef était toujours cabré à 20°, il a cessé de monter, et sa vitesse anémométrique a diminué à 73 KIAS. L'angle d'attaque élevé, combiné à cette condition de

²³ Pression d'admission, régime moteur, température des gaz d'échappement et débit carburant.

vol, laisse croire qu'un décrochage aurait pu avoir lieu. La vitesse de décrochage en configuration lisse en palier publiée dans l'AFM est d'environ 74 KIAS pour une masse de 6000 livres. La vitesse de l'aéronef était donc inférieure de 1 nœud à la vitesse de décrochage.

La vitesse de décrochage publiée correspond au régime de ralenti, ce qui semble concorder avec le niveau de puissance du moteur droit au moment de la perte de contrôle. Par contre, la puissance du moteur gauche était considérable, et le souffle de son hélice aurait eu tendance à retarder le décrochage de l'aile gauche. Par conséquent, l'aile droite aurait décroché en premier, ce qui aurait causé une inclinaison et un lacet de l'aéronef vers la droite.

1.11.3 Système de surveillance de moteur

L'aéronef était muni d'un système d'analyse des données moteur EDM-790 de JPI. Ce système, qui avait une mémoire non volatile, a été récupéré de l'aéronef et envoyé au Laboratoire d'ingénierie du BST, à Ottawa (Ontario), aux fins de téléchargement et d'analyse de ses données. Les données récupérées portaient sur les paramètres suivants pour les 2 moteurs :

- température des gaz d'échappement (EGT) au turbocompresseur;
- EGT pour chaque cylindre;
- température de culasse de chaque cylindre;
- débit carburant;
- température de l'huile;
- température extérieure.

L'analyse de ces données a révélé qu'un écart important entre les débits carburant des moteurs gauche et droit est apparu le 8 juillet 2018. Avant cette date, les débits carburant étaient à peu près égaux pour les 2 moteurs (à quelques gallons à l'heure près). Une analyse plus poussée des données a permis d'établir que les données sur le débit carburant du moteur droit correspondaient aux conditions d'exploitation. Les dossiers de maintenance de l'aéronef ne faisaient état d'aucune intervention de maintenance susceptible de causer un tel écart.

Le Laboratoire d'ingénierie du BST a examiné les données sur les paramètres des moteurs dans le cadre de l'analyse des performances de l'aéronef. Voici un sommaire des observations tirées des données sur les moteurs²⁴ à partir de l'apparition du problème d'asymétrie de puissance et de perte de maîtrise.

²⁴ L'analyse repose sur les données extraites du système de surveillance de moteur et les images des indicateurs moteur tirées du système Appareo. Par souci de clarté, les paramètres des indicateurs du poste de pilotage enregistrés par le système Appareo sont identifiés par un « I », tandis que les données du système de surveillance de moteur sont identifiées par un « R ».

Le jour de l'événement à l'étude, avant 13 h 34 min 9 s, les paramètres des moteurs étaient assez semblables. La principale différence portait sur les débits carburant indiqués (FF_I), le débit du moteur droit étant supérieur à celui du moteur gauche de 2 à 3 gallons américains à l'heure environ (soit à peu près 10 %).

Après 13 h 34 min 9 s, le FF_I et la pression d'admission indiquée (MP_I) des 2 moteurs ont commencé à diminuer, mais le débit du moteur droit a baissé plus rapidement (annexe B). De plus, la température des gaz d'échappement indiquée (EGT_I) et la température des gaz d'échappement enregistrée (EGT_R) du moteur droit ont commencé à diminuer, tandis que ces paramètres restaient à peu près stables pour le moteur gauche.

Au bout de 10 secondes, le FF_I et la MP_I du moteur droit ont augmenté momentanément. Le FF_I du moteur droit a ensuite chuté vers le minimum (le minimum de l'indicateur étant 10 gallons américains à l'heure), tandis que la MP_I du moteur droit baissait à environ 15 inHg. Au même moment, le FF_I et la MP_I du moteur gauche augmentaient.

Contrairement au FF_I du moteur droit, le débit carburant enregistré (FF_R) du moteur droit n'est pas descendu aux niveaux minimums, mais est resté entre 18 et 20 gallons américains à l'heure (Il était d'environ 24 gallons américains à l'heure avant que la puissance baisse.). Cet écart entre les FF_I et FF_R du moteur droit s'est généralement maintenu jusqu'à la fin du vol. Le FF_I est mesuré au boîtier de régulation du débit de carburant par une lecture directe d'un manomètre étalonné en gallons américains à l'heure. Le FF_R est mesuré par un détecteur de débit carburant à volet installé entre la pompe à carburant actionnée par le moteur et le boîtier de régulation du débit de carburant.

Après consultation du fabricant du système de surveillance moteur, l'enquête a permis de déterminer que l'explication la plus probable à l'apparition soudaine d'un écart entre les débits carburant mesurés par les 2 systèmes est l'introduction d'air dans l'alimentation en carburant du moteur. Puisque la viscosité d'un mélange air-carburant est nettement moindre que celle de l'essence aviation seule, ce mélange circule plus rapidement dans le circuit d'alimentation carburant, d'où une indication FF_R plus élevée.

Le FF_I du moteur gauche a ensuite augmenté jusqu'à un niveau supérieur à celui d'avant la chute de puissance (27 gallons américains à l'heure par rapport à 22), tandis que la MP_I du moteur gauche augmentait, mais en restant un peu moins élevée qu'avant la chute de puissance (22 inHg par rapport à 24).

Lorsque la vitesse anémométrique est descendue sous 110 KIAS, le régime de l'hélice droite a commencé à descendre sous 2300 tr/min.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Environ 95 % de l'épave a été récupérée sur les lieux de l'accident et expédiée au bureau régional du BST à Edmonton (Alberta), en vue d'un examen plus approfondi. Un examen du circuit de commandes de vol n'a relevé aucun signe d'anomalie avant l'impact. Le train d'atterrissage et les volets étaient en position rentrée.

Le circuit carburant de l'aéronef a été examiné dans la mesure du possible. Les sélecteurs des réservoirs carburant de gauche et de droite étaient réglés sur INBOARD. Des essais du bouchon d'avitaillement du réservoir carburant de nacelle droite n'ont révélé aucune fuite d'eau. Les bouchons d'avitaillement des réservoirs carburant intérieurs ont aussi été testés, ce qui a révélé une petite infiltration d'eau (environ 2,5 ml à l'heure) autour des joints toriques, qui étaient vieux et fissurés.

Des membres du personnel du BST, accompagnés d'un représentant du fabricant, ont examiné le moteur droit. Aucun des composants des circuits carburant, d'air ou d'allumage qui ont été récupérés et examinés ne présentait de défaillances susceptibles d'empêcher le moteur de produire la puissance nominale.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

L'autopsie n'a rien révélé de notable. Rien dans les antécédents médicaux du pilote ne l'aurait prédisposé à une incapacité soudaine.

1.14 Incendie

Une explosion et un incendie de courte durée causés par l'impact sont survenus au moment de la collision avec le relief. Cet incendie s'est éteint au moment où l'aéronef s'est immobilisé. On a trouvé des dommages superficiels causés par le feu et de la suie autour des moteurs, des nacelles et des sections intérieures des ailes.

1.15 Possibilités de survie

Il y a eu au moins 11 témoins, dont plusieurs ont composé le 911. La radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz de l'aéronef s'est déclenchée. Le Centre canadien de contrôle des missions a reçu le signal, et l'équipe de recherche et sauvetage est arrivée sur les lieux environ 1 heure après l'accident. L'accident n'offrait aucune chance de survie en raison de l'importance des forces d'impact.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Rapports de laboratoire du BST

Le BST a produit le rapport de laboratoire suivant dans le cadre de la présente enquête :

- LP187/2018 – Flight Path Analysis [analyse de la trajectoire de vol]

1.17 Renseignements sur l'organisme et la gestion

Aries Aviation est autorisée à mener des travaux aériens et des activités de taxi aérien en vertu des sous-parties 702 et 703, respectivement, du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Le 7 septembre 2017, l'entreprise a reçu des spécifications d'exploitation l'autorisant à exécuter des levés aériens en Amérique du Nord en vertu de la sous-partie 702 du RAC dans des conditions de vol à vue de jour et de nuit ainsi que de vol aux

instruments (VFR, IFR et VFR de nuit). Ces spécifications l'autorisaient également à transporter des personnes²⁵.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Réglementation relative à l'oxygène et conscience de l'hypoxie

Il est nécessaire d'utiliser de l'oxygène pour prévenir et atténuer le manque d'oxygène en vol (hypoxie). L'utilisation de l'oxygène permet souvent aux personnes touchées de se rétablir et fonctionner normalement, bien que le temps nécessaire pour se rétablir et le degré de rétablissement dépendent de la gravité de l'hypoxie. L'utilisation constante d'oxygène d'appoint est requise en altitude pour éviter une réapparition de l'hypoxie.

L'article 605.31 du RAC stipule que, dans un aéronef non pressurisé (comme celui en cause dans l'événement à l'étude), il doit y avoir une unité distributrice d'oxygène pour l'équipage de conduite et au moins 1 passager lors de vols de plus de 30 minutes à une altitude-pression de cabine supérieure à 10 000 pieds, sans dépasser 13 000 pieds. Si l'aéronef est exploité à une altitude-pression de cabine supérieure à 13 000 pieds, il doit y avoir une unité distributrice d'oxygène pour toutes les personnes à bord.

De plus, l'article 605.32 du RAC stipule ce qui suit à propos de l'utilisation d'oxygène :

- (1) Lorsqu'un aéronef est utilisé à une altitude-pression de cabine supérieure à 10 000 pieds ASL [au-dessus du niveau de la mer] sans dépasser 13 000 pieds ASL, chaque membre d'équipage doit porter un masque à oxygène et utiliser de l'oxygène d'appoint au cours de toute partie du vol effectuée à ces altitudes qui dure plus de 30 minutes.
- (2) Lorsqu'un aéronef est utilisé à une altitude-pression de cabine supérieure à 13 000 pieds ASL, chaque personne à bord doit porter un masque à oxygène et utiliser de l'oxygène d'appoint au cours de la durée du vol à ces altitudes²⁶.

Le manuel d'exploitation d'entreprise²⁷ d'Aries Aviation réitère les exigences de l'article 605.31 du RAC.

Aries Aviation exige que ses pilotes suivent des formations théoriques tous les 3 ans sur la physiologie à haute altitude. La dernière formation du pilote datait du 19 juillet 2018. La formation théorique renseigne notamment sur la physiologie dans des environnements à basse pression, y compris la respiration et l'hypoxie; d'autres facteurs associés à une perte rapide de pressurisation, comme le changement de température dans la cabine et le bruit,

²⁵ *Règlement de l'aviation canadien (RAC)*, alinéa 702.16a).

²⁶ *Règlement de l'aviation canadien (RAC)*, article 605.32.

²⁷ Aries Aviation International, *Company Operations Manual: Air Taxi & Aerial Work*, édition II (15 avril 2015), chapitre 3, section 3.6.11 : Oxygen System Requirement et section 3.13 : Oxygen Usage.

ainsi que les mesures à prendre. Transports Canada²⁸ n'exige cette formation que pour les pilotes qui exploitent des aéronefs pressurisés à des altitudes supérieures à 13 000 pieds.

Certains pilotes professionnels et la plupart des pilotes militaires ont aussi l'occasion de faire l'expérience des effets de l'hypoxie (par exemple, dans des caissons hypobares) pour se familiariser avec les effets de l'hypoxie sur eux personnellement. Une telle formation pratique est importante pour faire prendre conscience aux pilotes que l'hypoxie est insidieuse et qu'ils peuvent se sentir bien alors même qu'ils perdent progressivement la capacité d'effectuer certaines tâches de manière fiable. Aries Aviation n'a pas donné au pilote en cause dans l'événement à l'étude une formation pratique de ce type, et la réglementation ne l'y obligeait pas. Au moment de la rédaction de ce rapport, l'Université Simon Fraser en Colombie-Britannique offre le seul cours sur la physiologie à haute altitude au Canada²⁹ avec entraînement en caisson hypobare pour les civils.

1.18.2 Hypoxie

Comme l'explique la publication *Ernsting's Aviation and Space Medicine*, [traduction] « la normoxie est l'état dans lequel les tissus ont un apport physiologiquement adéquat d'oxygène, en quantité ou en concentration moléculaire. Lorsque le niveau d'oxygène disponible est inférieur à ce niveau requis, on dit que l'organisme est en état d'hypoxie³⁰ ». Il existe différents types d'hypoxie, qui sont associés à différents mécanismes de privation d'oxygène. L'hypoxie hypoxémique est le type le plus courant en vol; elle peut survenir au-dessus de certaines altitudes, puisque [traduction] « lorsque la pression barométrique chute, respirer l'air ambiant aura pour effet de baisser la pression partielle d'oxygène et, par conséquent, sa concentration moléculaire dans les poumons³¹ ». Il y a alors [traduction] « une réduction de la tension en oxygène dans le gaz qu'inspirent³² » les personnes concernées, ce qui finit par avoir un effet délétère sur leurs performances.

Cependant, la gravité et l'apparition de l'hypoxie varient en fonction d'une multitude de facteurs. L'altitude et la vitesse d'apparition ont une incidence sur la gravité de l'hypoxie; par exemple, une montée lente à 13 000 pieds peut faire en sorte que les symptômes se manifestent lentement, tandis qu'une décompression rapide à 30 000 pieds peut causer la mort en quelques minutes. Les effets de l'hypoxie varient aussi en fonction de la situation

²⁸ Transports Canada, *Normes de service aérien commercial (NSAC)* (dernière révision le 1^{er} juin 2011), paragraphe 723.98(23) : Formation au vol à haute altitude, à l'adresse http://www.tc.gc.ca/fra/aviationcivile/servreg/rac/partie7-normes-723a-2171.htm#723a_98 (dernière consultation le 30 avril 2019).

²⁹ Université Simon Fraser, Département de médecine et de physiologie environnementales, *High Altitude Indoctrination Program*, à l'adresse https://www.sfu.ca/science/faculty-support/facilities-services/empu/indoctrination_program.html (dernière consultation le 19 mars 2019).

³⁰ D. P. Gradwell et D. J. Rainford, *Ernsting's Aviation and Space Medicine*, 5^e édition (CRC Press, 22 janvier 2016), chapitre 4 : Hypoxia and hyperventilation, p. 49.

³¹ Ibid.

³² Ibid., p. 50.

individuelle; par exemple, l'état de santé et la condition physique de la personne, sa consommation de médicaments ou d'alcool, ainsi que l'activité ou la tâche qu'elle effectue et l'incidence de cette activité sur sa fréquence respiratoire.

Diverses études scientifiques ont fait ressortir les symptômes types de l'hypoxie, mais les résultats varient selon les caractéristiques des participants, l'environnement dans lequel l'essai a lieu, et l'essai lui-même. Étant donné la variabilité des résultats de recherche, ainsi que les facteurs décrits ci-dessus, il est impossible de prévoir avec exactitude les effets à une altitude précise. Voici toutefois les effets typiques sur la physiologie et les performances humaines d'une ascension de 7000 pieds à 15 000 pieds sans apport d'oxygène d'appoint :

1. **Réactions physiologiques.** Chez une personne au repos [traduction] « l'ascension à une altitude de 10 000 pieds [au-dessus du niveau de la mer] produit une chute de la pression partielle d'oxygène dans les alvéoles pulmonaires, mais seulement une légère baisse de la saturation en oxygène de l'hémoglobine³³ »; par contre, au-dessus de 10 000 pieds, « la saturation en oxygène de l'hémoglobine baisse rapidement³⁴ ». Par conséquent, au départ, le corps peut compenser pendant un certain temps pour le changement de pression d'oxygène à cette altitude. Toutefois, le rythme cardiaque augmente immédiatement d'un petit pourcentage lorsqu'on respire à une altitude supérieure à 6000 pieds et jusqu'à 8000 pieds; à 15 000 pieds, cette augmentation est de 10 % à 15 % et elle est accompagnée d'une hausse de la tension artérielle systolique et d'une redistribution du sang, qui délaisse notamment la peau pour se concentrer sur le cœur et le cerveau³⁵. Au-dessus de 15 000 pieds, les mécanismes physiologiques normaux ne peuvent plus compenser. Le pilote peut alors commencer à ressentir des céphalées, des étourdissements, la « respiration de Kussmaul » (respiration haletante) et de la fatigue.³⁶
2. **Dégradation de la performance.** Le cerveau consomme normalement une quantité considérable d'oxygène; par conséquent, il est très sensible aux baisses de la pression d'oxygène. À mesure que l'altitude augmente, il se produit une dégradation progressive de la capacité de réflexion, de la mémoire, du jugement, de la coordination musculaire et

³³ Ibid, p. 51 à 60.

³⁴ R. D. Campbell et M. Bagshaw, *Human Performance and Limitations in Aviation*, 3^e édition, (Blackwell Publishing, 22 février 2002), chapitre 2, section 2.2 : The respiratory and circulation systems, p. 19 à 21.

³⁵ A. N. Nicholson, *The Neurosciences and the Practice of Aviation Medicine*, 1^{re} édition (CRC Press, 2017), chapitre 6 : Oxygen Delivery and Acute Hypoxia: Physiological and Clinical Considerations, p. 141 à 143.

³⁶ R. D. Campbell et M. Bagshaw, *Human Performance and Limitations in Aviation*, 3^e édition, (Blackwell Publishing, 22 février 2002), chapitre 2, section 2.2 : The respiratory and circulation systems, p. 24.

du temps de réaction³⁷. L'ouïe baisse et la vision périphérique se rétrécit alors que le champ visuel s'assombrit. Plus précisément, les tâches inhabituelles sont les plus difficiles à effectuer, mais même les tâches bien apprises et souvent répétées deviennent plus laborieuses.³⁸

Lorsqu'un pilote atteint environ 15 000 pieds, la dégradation des performances est plus prononcée pour les tâches plus exigeantes, par exemple le pilotage manuel ou la gestion des situations d'urgence, qui demandent un raisonnement conceptuel; l'utilisation de la mémoire à court et à long termes; une prise de décision; un jugement critique; un temps de réaction plus court; ainsi que la coordination oculo-manuelle et musculaire. En fait, rendu à 15 000 pieds, un pilote peut avoir un champ visuel restreint et subir une baisse de 25 % de la capacité de sa mémoire et une dégradation de 20 % à 30 % de sa coordination oculo-manuelle avec de légers tremblements des mains, ce qui rend de plus en plus difficile le maintien des commandes dans une position fixe. La capacité du pilote d'évaluer la vitesse anémométrique, le cap et l'orientation et de composer avec des situations d'urgence en vol se dégrade progressivement à partir de cette altitude.³⁹

3. **Incapacité de détecter les symptômes d'hypoxie.** Bien que certains effets de l'hypoxie soient plus évidents que d'autres lorsque l'altitude de l'aéronef augmente, les changements qui s'opèrent au même moment dans la conscience de soi, la motivation, la volonté et le bien-être du pilote les éclipsent souvent et empêchent ce dernier de s'apercevoir de la dégradation de ses performances. En fait, l'hypoxie peut même rendre le pilote euphorique. Même les effets sur les sens, comme l'assombrissement du champ visuel, pourraient ne devenir détectables qu'une fois que l'individu revient à la normale (après avoir utilisé de l'oxygène ou être descendu à une altitude moindre).⁴⁰

1.18.3 Respiration, hypoxie et hyperventilation

Comme on l'explique dans *Human Performance and Limitations in Aviation*, [traduction] « le stimulus le plus puissant de la respiration est la perception par le corps d'une hausse de la tension en dioxyde de carbone, plutôt que la perception d'une réduction de la tension en oxygène du sang⁴¹ ». Il se peut donc que la fréquence respiratoire d'un pilote augmente en même temps que son altitude. Toutefois, celui-ci peut alors éliminer trop de dioxyde de

³⁷ Ibid, p. 23-24.

³⁸ D. P. Gradwell et D. J. Rainford, *Ernsting's Aviation and Space Medicine*, 5^e édition (CRC Press, 22 janvier 2016), chapitre 4 : Hypoxia and hyperventilation, p. 59.

³⁹ Ibid.

⁴⁰ Ibid, p. 59 et 61.

⁴¹ R. D. Campbell et M. Bagshaw, *Human Performance and Limitations in Aviation*, 3^e édition (Blackwell Publishing, 22 février 2002), chapitre 2 : Basics of flight physiology, p. 49.

carbone (sans apport d'oxygène adéquat), et l'hypoxie peut alors mener à de l'hyperventilation, un état dans lequel la fréquence respiratoire accrue fait en sorte que l'individu exhale plus qu'il inhale.

Les autres symptômes de l'hyperventilation sont notamment des étourdissements, des vertiges, un fourmillement et, éventuellement, des spasmes et des contractions aux extrémités⁴². Certaines études sur l'hypoxie ont également relevé qu'il n'est pas toujours facile de savoir si ces effets sont dus à l'hypoxie ou à l'hyperventilation qui l'accompagne. Les manuels de médecine aéronautique soulignent aussi qu'en cas d'hyperventilation chez un pilote, il faut envisager la possibilité qu'elle soit causée par l'hypoxie⁴³.

L'anxiété et le stress peuvent aussi faire augmenter la fréquence respiratoire et causer de l'hyperventilation⁴⁴. Bien que cela puisse arriver à n'importe quel pilote, ceux qui sont en hypoxie sont plus susceptibles que les autres d'être dans une situation stressante et anxiogène; par exemple, la difficulté perçue à effectuer leurs tâches. Si une personne commence à faire de l'hyperventilation, sa respiration rapide tend à accroître l'anxiété, ce qui peut entraîner un cercle vicieux, à moins d'une intervention. Un pilote pourrait donc courir un risque d'hyperventilation en cas d'hypoxie et être particulièrement vulnérable si cette hypoxie est combinée à un stress.

Dans l'événement à l'étude, peu après l'apparition de la situation d'urgence en vol, la respiration du pilote est devenue rapide, courte et saccadée.

⁴² Ibid., p. 63.

⁴³ Ibid., p. 63.

⁴⁴ J. W. Kalat, *Biological Psychology*, 5^e édition (Wadsworth Cengage Learning, 1995), chapitre 12 : Emotional behaviours and stress, p. 437.

2.0 ANALYSE

On a examiné les systèmes de l'aéronef pour tenter de déterminer la cause de la perte de puissance du moteur droit et les problèmes qui auraient pu empêcher le pilote de sortir de la vrille. Cet examen, bien qu'aussi détaillé que possible, était limité étant donné le niveau de désintégration de l'aéronef causée par l'impact avec la montagne. Les examens et essais réalisés n'ont révélé aucune anomalie ou défaillance susceptible d'empêcher le moteur droit de produire la puissance nominale. De plus, le circuit de commandes de vol ne présentait aucun problème ayant pu causer la perte de maîtrise ou empêcher l'aéronef de sortir de la vrille.

Les renseignements météorologiques recueillis dans le cadre de l'enquête ont indiqué que la perte de maîtrise n'était pas attribuable au givrage en vol, à un orage ou à des turbulences.

L'analyse portera sur les effets de l'hypoxie, les causes possibles de la perte de puissance, la perte de maîtrise et l'incapacité du pilote de sortir de la vrille.

2.1 Hypoxie et dégradation des performances

Le pilote a probablement souffert d'hypoxie au cours de l'événement à l'étude. D'après les résultats d'une recherche en conditions contrôlées sur l'hypoxie chez l'être humain, l'enquête a permis de conclure qu'au cours de la montée et du vol continu à 15 000 pieds sans apport d'oxygène, le pilote en cause dans l'événement à l'étude a pu avoir souffert de céphalées, d'étourdissements, de « respiration de Kussmaul » et de fatigue, en plus de dégradations progressives de sa capacité de réflexion, de sa mémoire, de son jugement et de sa coordination musculaire. De plus, ses réactions auraient été plus lentes. Il est possible que son ouïe ait baissé et que sa vision périphérique se soit rétrécie tandis que son champ visuel s'assombrissait. Le pilote a peut-être eu de plus en plus de difficulté à effectuer des tâches nécessitant le recours à la mémoire de travail ou à évaluer la vitesse anémométrique, le cap et l'orientation. Cependant, étant donné l'apparition lente et graduelle des symptômes et le sentiment de bien-être probablement ressenti en même temps, il est peu probable que ces symptômes aient été perceptibles pour le pilote.

Tandis que l'aéronef se trouvait à 15 000 pieds, le mode de maintien d'altitude du pilote automatique a été désactivé et l'aéronef est monté à 15 400 pieds, soit 400 pieds de plus que l'altitude autorisée. Le pilote n'a pas réagi immédiatement à cette montée intempestive. Lorsqu'il l'a fait, sa réaction a été exceptionnellement brusque. Quelques minutes plus tard, le contrôle de la circulation aérienne (ATC) a demandé au pilote sa vitesse indiquée. Le pilote a réagi à retardement en donnant plutôt une valeur d'altitude. L'ATC a demandé à nouveau quelle était sa vitesse indiquée, mais cette fois, le pilote lui a donné sa vitesse sol. Cette performance du pilote était peut-être un signe de la dégradation de sa capacité de réflexion, de sa mémoire et de son jugement, et plus particulièrement de difficultés à effectuer des tâches nécessitant le recours à la mémoire de travail attribuables à l'hypoxie.

Le pilote n'a pas utilisé continuellement l'oxygène au-dessus de 13 000 pieds et il est probable qu'il a souffert d'hypoxie lorsque l'aéronef est monté à 15 000 pieds et a maintenu

cette altitude. Le pilote n'a pas reconnu ses symptômes ni pris de mesures pour rétablir son apport en oxygène, ce qui a entraîné une dégradation de sa capacité à effectuer rapidement et efficacement des tâches normales de pilotage.

Pour maintenir sa conscience situationnelle pendant l'asymétrie de puissance et pour réagir adéquatement à cette situation, le pilote devait percevoir les éléments cruciaux de l'environnement de vol et en décoder rapidement la signification. Les paramètres des indicateurs des moteurs gauche et droit différaient, la vitesse anémométrique baissait, le cap changeait et l'aéronef déviait de la route prévue, mais il n'y avait aucun signal visuel ou sonore d'avertissement ou de mise en garde à propos de la perte de puissance de moteur. L'aéronef a à peu près maintenu son cap et sa vitesse au cours de la phase initiale de la situation d'urgence.

L'augmentation rapide de sa fréquence respiratoire indique que le pilote s'est peut-être rendu compte qu'il y avait un problème, mais sa réaction a été lente et inadéquate. En particulier, sa réaction à l'état de puissance asymétrique a été tardive, et les tâches à effectuer de mémoire de la liste de vérifications d'urgence avec un seul moteur n'ont pas été faites.

En raison des dégradations cognitives et perceptuelles attribuables à l'hypoxie, le pilote n'est pas parvenu à garder efficacement la maîtrise de l'aéronef ni à réagir adéquatement à l'état de puissance asymétrique.

2.2 Hypoxie et utilisation d'oxygène

Le pilote avait suivi plusieurs heures de formation théorique sur le vol à haute altitude. Dans l'événement à l'étude, le pilote a utilisé l'oxygène par intermittence. Par contre, il n'avait pas acquis une expérience de formation pratique qui aurait pu lui permettre de se familiariser avec les effets de l'hypoxie qu'il aurait pu ressentir dans son corps. Une telle formation pratique est importante pour faire prendre conscience que l'hypoxie cause une dégradation progressive des performances bien que le pilote puisse se sentir normal.

Si les équipages de conduite ne reçoivent pas de formation pratique sur l'hypoxie, il y a un risque qu'ils n'en décèlent pas l'apparition lorsqu'ils volent à des altitudes supérieures à 13 000 pieds sans utiliser l'oxygène d'appoint continuellement.

2.3 Puissance asymétrique et perte de maîtrise

Lorsque le pilote a reçu l'ordre de réduire sa vitesse, puis de descendre, la puissance des 2 moteurs était réduite. On ne sait pas quelles mesures le pilote a prises; toutefois, la réponse de l'aéronef (diminution de la vitesse indiquée, déviation de cap et lacet vers la droite, réduction du débit carburant) indique que la baisse de la puissance du moteur droit a été plus prononcée que la puissance du moteur gauche. L'enquête n'est pas parvenue à déterminer la raison de la baisse de puissance du moteur droit et de l'état de puissance asymétrique qui en a résulté.

Étant donné que le système Appareo avait été repositionné par inadvertance, il n'a pas été possible de déterminer les manipulations des commandes de puissance par le pilote. L'enquête n'a donc pas permis de déterminer si l'asymétrie de puissance était due à une manipulation du bloc manette des gaz par le pilote ou à une défaillance des systèmes de l'aéronef.

Le débit carburant du moteur droit enregistré par le système de surveillance de moteur est resté nettement plus élevé que celui indiqué par le débitmètre du poste de pilotage. Les tests réalisés sur le circuit carburant du moteur droit n'ont révélé aucun problème mécanique pouvant avoir causé la baisse de débit carburant. L'explication la plus probable à l'apparition soudaine d'un écart entre les débits carburant indiqués par les 2 systèmes est l'introduction d'air dans l'alimentation en carburant du moteur. Puisque la viscosité d'un mélange air-carburant est nettement moindre que celle de l'essence aviation seule, ce mélange circule plus rapidement dans le circuit d'alimentation carburant, ce qui explique la hausse du débit carburant enregistré par le système de surveillance de moteur. Cela expliquerait également la réduction du débit carburant indiqué par le débitmètre du poste de pilotage, qui était due à une diminution de la pression de carburant au régulateur de carburant.

Le pilote a perdu la maîtrise de l'aéronef, qui est parti en vrille vers la droite, parce que la vitesse anémométrique était inférieure à la vitesse minimale de contrôle en air libre publiée et à la vitesse de décrochage, et parce qu'il y avait une asymétrie significative de la puissance, un angle d'attaque prononcé et une importante traînée asymétrique de l'hélice en autorotation du moteur droit.

Lorsque l'aéronef est sorti des nuages, le pilote a effectué une seule des 7 étapes de sortie de vrille, soit réduire la puissance moteur au ralenti de vol. Tandis que l'aéronef continuait de descendre, le pilote n'a pris aucune autre mesure pour le redresser, sauf pour répondre à l'ATC et faire savoir au contrôleur qu'il y avait une situation d'urgence.

3.0 FAITS ÉTABLIS

3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le pilote n'a pas utilisé continuellement l'oxygène au-dessus de 13 000 pieds, et il est probable qu'il a souffert d'hypoxie lorsque l'aéronef est monté à 15 000 pieds. Le pilote n'a pas reconnu ses symptômes ni pris de mesures pour rétablir son apport en oxygène.
2. En raison des dégradations cognitives et perceptuelles attribuables à l'hypoxie, le pilote n'est pas parvenu à garder efficacement la maîtrise de l'aéronef ni à réagir adéquatement à l'état de puissance asymétrique.
3. Le pilote a perdu la maîtrise de l'aéronef, qui est parti en vrille vers la droite, parce que la vitesse anémométrique était inférieure à la vitesse minimale de contrôle en air libre publiée et à la vitesse de décrochage, et parce qu'il y avait une asymétrie significative de la puissance, un angle d'attaque prononcé et une importante traînée asymétrique de l'hélice en autorotation du moteur droit.
4. Lorsque l'aéronef est sorti des nuages, le pilote a effectué 1 seule des 7 étapes de sortie de vrille, soit réduire la puissance moteur au ralenti de vol. Tandis que l'aéronef continuait de descendre, le pilote n'a pris aucune autre mesure pour le redresser, sauf pour répondre au contrôle de la circulation aérienne et faire savoir au contrôleur qu'il y avait une situation d'urgence.

3.2 Faits établis quant aux risques

1. Si les équipages de conduite ne reçoivent pas de formation pratique sur l'hypoxie, il y a un risque qu'ils n'en décèlent pas l'apparition lorsqu'ils volent à des altitudes supérieures à 13 000 pieds sans utiliser l'oxygène d'appoint continuellement.

3.3 Autres faits établis

1. Les renseignements météorologiques recueillis dans le cadre de l'enquête ont indiqué que la perte de maîtrise n'était pas attribuable au givrage en vol, à un orage ou à des turbulences.
2. Étant donné que le système Appareo avait été repositionné par inadvertance, il n'a pas été possible de déterminer les manipulations des commandes de puissance par le pilote. L'enquête n'a donc pas permis de déterminer si l'asymétrie de puissance était due à une manipulation du bloc manette des gaz par le pilote ou à une défaillance des systèmes de l'aéronef.
3. Les données sur la trajectoire de vol, ainsi que les fichiers audio et d'images récupérés du système Appareo ont permis aux enquêteurs de mieux comprendre les facteurs contributifs sous-jacents de l'accident.

4.0 MESURES DE SÉCURITÉ

4.1 Mesures de sécurité prises

4.1.1 Aries Aviation International

Aries Aviation International a acheté des masques à oxygène de type canule nasale pour chacun de ses pilotes.

De plus, le manuel d'exploitation de l'entreprise a été mis à jour pour préciser que tous les membres d'équipage doivent utiliser continuellement l'oxygène à des altitudes cabine supérieures à 10 000 pieds et lorsque c'est nécessaire pour améliorer les performances ou réduire la fatigue sous 10 000 pieds.

Les modifications suivantes ont été apportées au programme de formation :

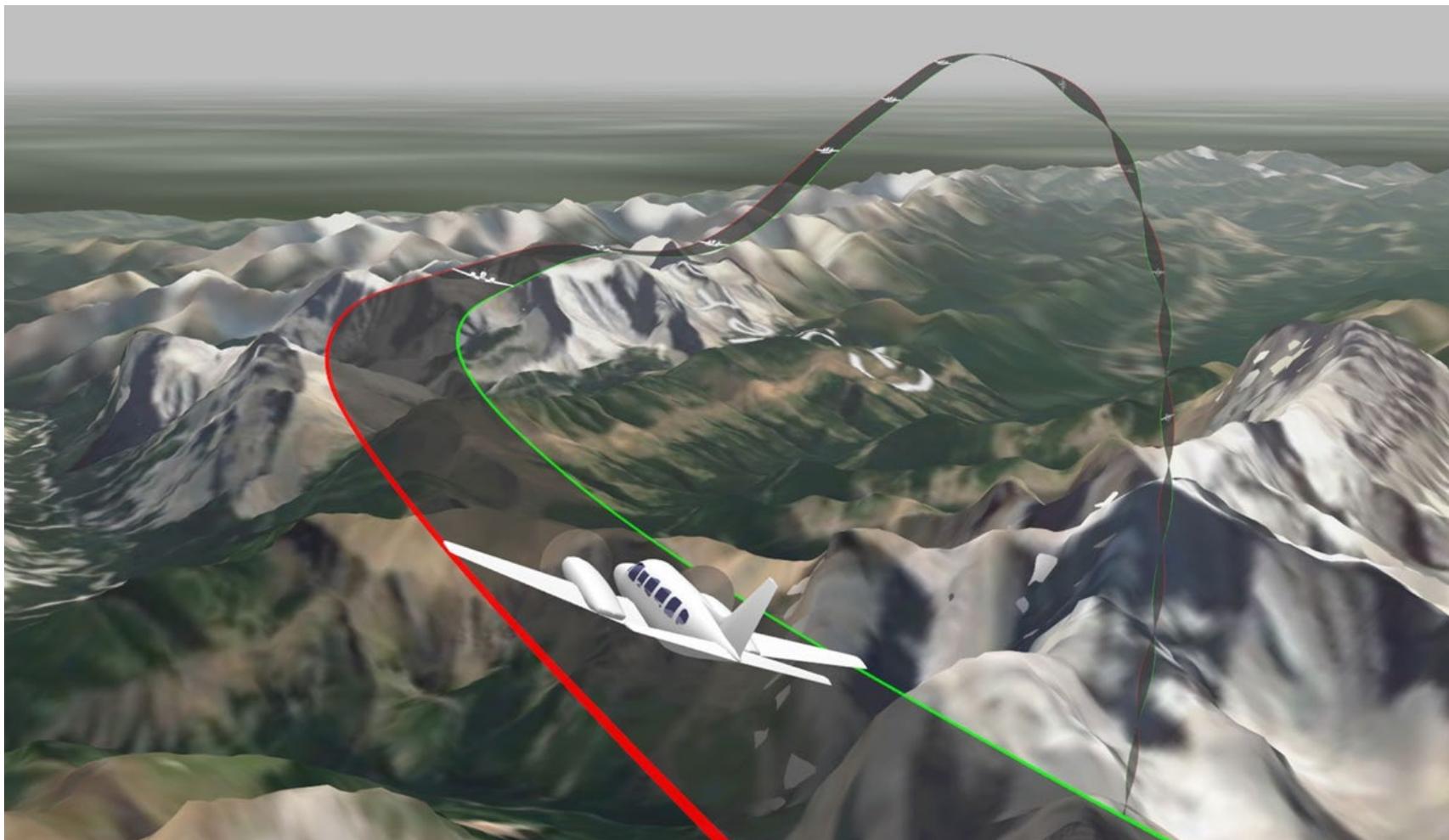
- La formation annuelle mettra davantage l'accent sur l'utilisation de l'oxygène.
- On commencera graduellement à utiliser un simulateur de vol d'un Piper PA-31 pour que les équipages de conduite fassent un exercice pratique tous les 6 mois.
- La direction organisera des visites sur place lors de travaux de levés.
- La formation des pilotes et des techniciens d'entretien sera améliorée pour compenser la baisse générale du niveau d'expérience des effectifs dans le secteur de l'aviation.

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 17 juillet 2019. Il a été officiellement publié le 1^{er} août 2019.

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

ANNEXES

Annexe A – Trajectoire de vol finale de l'aéronef jusqu'à la perte de maîtrise et au début de la vrille (vue vers le sud-est)



Source : Données extraites du système Appareo

Annexe B – Paramètres de puissance tirés du système Appareo et du système de surveillance de moteur

Figure B1. Paramètres pour les 6 dernières minutes du vol (Source : Laboratoire d'ingénierie du BST)

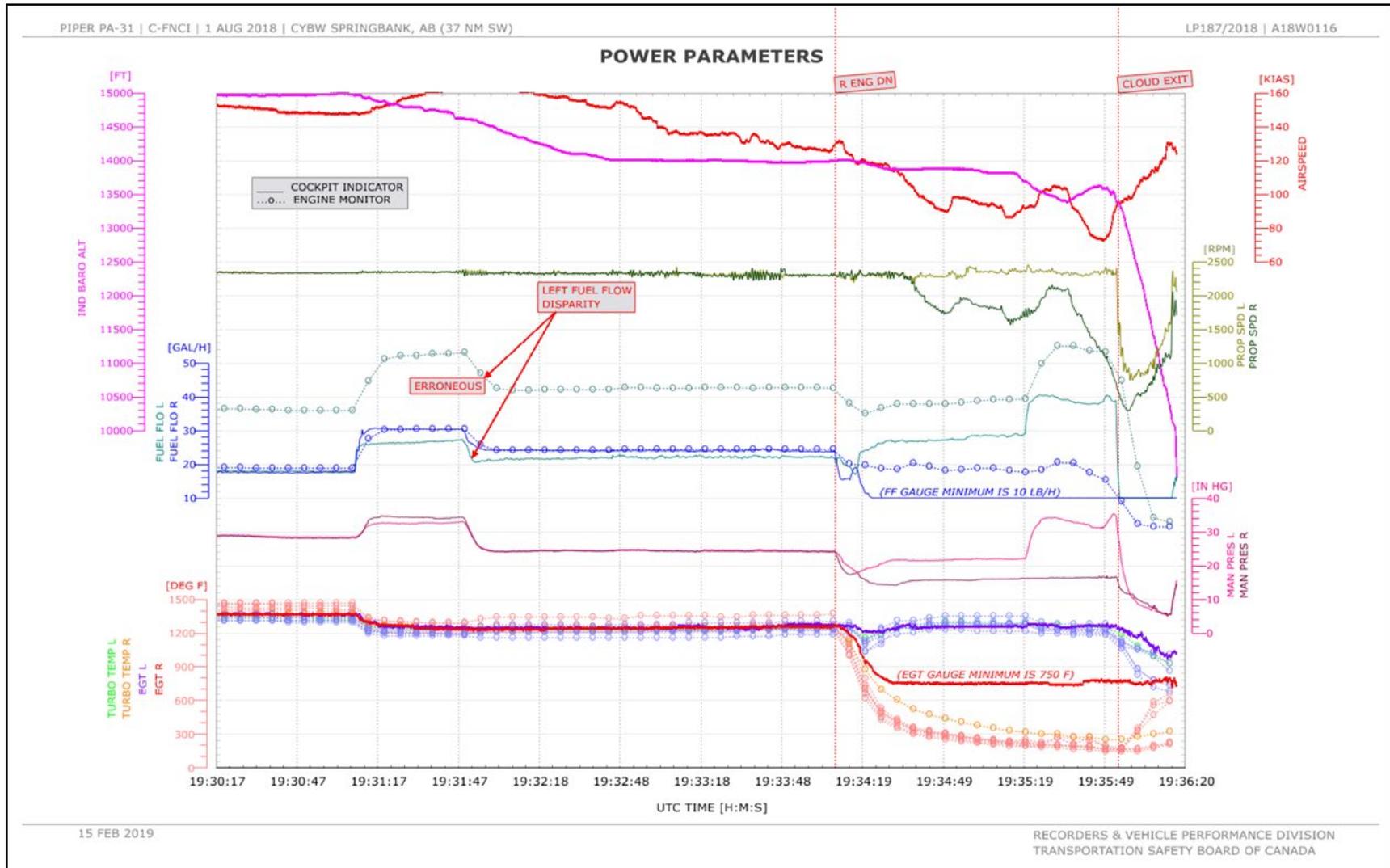


Figure B2. Paramètres pour 1 minute lors de la perte de puissance du moteur droit (Source : Laboratoire d'ingénierie du BST)

