



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A11C0047



PERTE DE PUISSANCE DES DEUX MOTEURS ET ATTERRISSAGE FORCÉ

**DU CASA C-212-CC40, C-FDKM
EXPLOITÉ PAR FUGRO AVIATION CANADA LIMITED
SASKATOON (SASKATCHEWAN)
LE 1 AVRIL 2011**

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

Rapport d'enquête aéronautique

Perte de puissance des deux moteurs et atterrissage forcé

du CASA C-212-CC40, C-FDKM
exploité par Fugro Aviation Canada Limited
Saskatoon (Saskatchewan)
le 1 avril 2011

Numéro du rapport : A11C0047

Synopsis

À 15 h 03, heure normale du Centre, le Construcciones Aeronauticas SA (CASA) C-212-CC40 (immatriculé C-FDKM, numéro de série 196), exploité par Fugro Aviation Canada Ltd., décolle de l'aéroport international John G. Diefenbaker de Saskatoon (Saskatchewan) pour effectuer un vol de levé géophysique aérien selon les règles de vol à vue à l'est de Saskatoon. Il y a 2 pilotes et 1 opérateur d'équipement de levé à bord. À environ 18 h 14, il y a une perte de puissance du moteur droit. L'équipage coupe le moteur, exécute les procédures de la liste de vérifications et amorce une approche vers la piste 27. Lorsque le vol est à 3,5 milles marins de la piste en approche finale, le moteur gauche subit une perte de puissance. L'équipage effectue un atterrissage forcé près du chemin Wanuskewin à Saskatoon. L'aéronef percute un mur antibruit en béton et est détruit. L'opérateur d'équipement de levé subit des blessures mortelles, le premier officier est grièvement blessé et le commandant de bord subit des blessures légères. Aucun signal de radiobalise de repérage d'urgence n'est capté.

This report is also available in English.

Table des matières

1.0 Renseignements de base	2
1.1 Déroulement du vol.....	2
1.2 Tués et blessés	9
1.3 Dommages à l'aéronef.....	9
1.4 Autres dommages.....	9
1.5 Renseignements sur le personnel	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.7 Conditions météorologiques	18
1.8 Enregistreurs de bord.....	18
1.9 Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	18
1.10 Incendie	27
1.11 Questions relatives à la survie des occupants.....	27
1.12 Essais et recherches.....	27
1.13 Renseignements sur l'organisme et la gestion.....	27
1.14 Renseignements supplémentaires	27
1.15 Techniques d'enquête utiles ou efficaces.....	27
2.0 Analyse	28
2.1 Perte de puissance du moteur droit	28
2.2 Performance avec un moteur inopérant	28
2.3 Récupération des magnétomètres	29
2.4 Circuit carburant	29
2.5 Voyant de bas niveau de carburant.....	30
2.6 Perte de puissance du moteur gauche	31
2.7 Suivi du vol.....	32
2.8 Analyse des voyants annonceurs	32
2.9 Atterrissage forcé	32
2.10 Enregistreurs de bord.....	33
3.0 Conclusions.....	34
3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs	34
3.2 Faits établis quant aux risques	34
3.3 Autres faits établis	35
4.0 Mesures de sécurité	36
4.1 Mesures prises.....	36
5.0 Annexes	38
Annexe A - Trajectoire de vol de 18 h 14 à 18 h 25 min 36 s.....	38

Annexe B – Procédure en cas de panne de moteur en vol (en anglais seulement).....	39
Annexe C – Trajectoire de vol de 18 h 25 min 36 s à 18 h 30 min 2 s	40
Annexe D – Vérification avant atterrissage (en anglais seulement)	41
Annexe E – Procédures en cas de panne de plus d’un moteur et d’atterrissage d’urgence (en anglais seulement).....	42
Annexe F – Procédure en cas d’avertissement de bas niveau de carburant (en anglais seulement).....	43
Annexe G – Procédure en cas d’avertissement de pression de carburant (en anglais seulement).....	44
Annexe H – Résultats des essais du circuit carburant de l’aile gauche (en anglais seulement).....	45

Table des photos

Photo 1. C-FDKM en vol avec magnétomètres arrimés (source : Fugro Aviation Canada Ltd., utilisée avec permission).....	3
Photo 2. C-FDKM en vol avec magnétomètres déployés (source : Jacqueline Thiessen, utilisée avec permission).....	3
Photo 3. Vue aérienne du lieu de l’écrasement (source : Service de police de Saskatoon, utilisée avec permission).....	Error! Bookmark not defined.
Photo 4. Roue droite cylindrique rompue sur l’arbre de détecteur de couple	20
Photo 5. Dent de la roue droite cylindrique 896884-1 montrant de l’usure sur la face et le flanc chargés.....	211
Photo 6. Usure sur la face et le flanc chargés des dents de l’engrenage 3103589-1	211
Photo 7. Buse de l’éjecteur 2 et corps étranger	222
Photo 8. Corps étranger ingéré dans la pompe à éjecteur 2 pendant les essais au banc	233

Table des figures

Figure 1. Schéma simplifié du circuit de carburant de l’aile gauche.....	133
Figure 2. Panneau annonciateur	266
Figure 3. Panneau annonciateur indiquant des segments allumés	311

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

1.1.1 Préparation de vol

L'équipage a effectué un levé aérien le matin de l'événement et l'aéronef fonctionnait alors normalement. Après ce vol, un technicien d'entretien d'aéronef de Fugro Aviation Canada Limited (désigné aux présentes sous le nom de Fugro) a ravitaillé l'aéronef avec 1703 litres de carburéacteur A (Jet A).

Avant le vol en question, les pilotes ont effectué une inspection prévol de l'aéronef au cours de laquelle tous les voyants du panneau annonciateur ont été confirmés en bon état de fonctionnement. Les systèmes de limitation du régime maximal¹ et de couple par rapport à la température² ont également été confirmés en bon état de fonctionnement. Les pilotes ont calculé la masse et le centrage de l'aéronef au moyen d'une feuille de calcul et d'un ordinateur portable.

Le commandant de bord occupait le siège de gauche et le copilote, le siège de droite. Avant le démarrage des moteurs, l'équipage a remis les indicateurs de quantité totale de carburant³ à zéro. Les 2 moteurs ont démarré normalement. Le vol a décollé de Saskatoon (Saskatchewan) à 15 h 03⁴.

1.1.2 Levé aérien

Le secteur à étudier était à moins de 30 milles marins (nm) à l'est de Saskatoon et avait un relief généralement plat à une élévation approximative de 1700 à 1800 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl). Le secteur comportait un certain nombre de tours et de lignes électriques.

Un étalonnage initial de l'équipement de levé a été effectué à 5500 pieds asl, suivi d'une descente à 400 pieds au-dessus du sol (agl) pour effectuer le levé. L'aéronef n'était pas doté d'un système de pilotage automatique, et le pilote aux commandes maintenait l'altitude de vol pendant l'exécution du levé au moyen de repères visuels et de l'altimètre radar.

Les 3 premières heures du vol se sont déroulées normalement. Les pilotes se sont passés les commandes toutes les heures et, durant l'événement, le copilote était le pilote aux commandes. L'aéronef volait en direction nord sur la dernière ligne nord-sud du secteur du levé. Il ne lui restait qu'environ 10 nm à parcourir.

¹ Afin d'éliminer le besoin de se reporter à maintes reprises aux graphiques pour obtenir les limites de température des gaz d'échappement (EGT) variables, l'ordinateur de limitation du régime maximal émet un signal conditionné à l'indicateur d'EGT de sorte que la limite d'EGT indiquée est toujours 650 °C, quelles que soient les conditions.

² Le système de limitation du couple par rapport à la température protège contre tout dépassement par inadvertance des limites de couple et des limites d'EGT.

³ L'aéronef était équipé d'indicateurs de quantité totale de carburant qui enregistrent la quantité de carburant consommée par chaque moteur.

⁴ Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné moins 6 heures).

L'aéronef était en vol rectiligne et en palier dans la configuration de levé, volets rentrés, et les 2 magnétomètres (et) étaient déployés derrière et sous l'aéronef. L'altitude était de 2300 pieds asl, la vitesse indiquée était de 130 nœuds (KIAS), la puissance moteur était stable à un régime de 99,7 % et un couple de 60 % à 65 %. Les pompes de suralimentation en carburant normales gauche et droite fonctionnaient, le robinet d'intercommunication carburant était fermé, et les instruments de pression carburant gauche et droite affichaient des données normales. Aucun voyant annonceur ou voyant d'alarme n'était allumé, et les instruments moteur n'indiquaient rien d'anormal. Aucune des manettes de commande des moteurs n'avait été déplacée récemment. Le débit carburant du moteur gauche était de 340 livres à l'heure (lb/h) et celui du moteur droit de 360 lb/h.



Photo 1. C-FDKM en vol avec magnétomètres arrimés (source : Fugro Aviation Canada Ltd., utilisée avec permission)



Photo 2. C-FDKM en vol avec magnétomètres déployés (source : Jacqueline Thiessen, utilisée avec permission)

1.1.3 Perte de puissance du moteur droit

À environ 18 h 14 min 20 s (annexe A), une secousse provenant du moteur droit s'est fait sentir dans l'aéronef juste avant que le régime décélère en douceur. La rotation de l'hélice a ralenti, et l'aéronef a fait un mouvement de lacet. Le couple du moteur droit a diminué à moins de 20 %. L'équipage a confirmé la perte de puissance du moteur droit.

1.1.4 Réaction à la perte de puissance du moteur droit

Le commandant de bord a réglé le moteur gauche à pleine puissance (couple à 100 %, régime à 100 % et température des gaz d'échappement [EGT] supérieure à 600 °C et inférieure à la limite de 650 °C) et en a verbalement informé le copilote. Toutes les indications du moteur gauche étaient normales.

Le copilote a mis du pied à gauche pour compenser le lacet et a réglé le compensateur de direction pour réduire, sans l'éliminer, la force nécessaire sur la pédale du palonnier. Le compensateur de direction n'était pas réglé à la position maximale. Le copilote a demandé au commandant de bord de l'aider avec la pédale gauche du palonnier, et le commandant de bord a acquiescé à sa demande. Cette méthode a été utilisée pour le reste du vol, et le réglage du compensateur de direction est demeuré inchangé pour le reste du vol.

Le copilote a incliné l'aéronef de 5° à gauche pour faciliter la maîtrise en direction et a maintenu l'inclinaison à gauche jusqu'à la perte de puissance du moteur gauche plus tard pendant le vol. La bille de l'indicateur de virage et de dérapage était stable bien à gauche du centre.

Le commandant de bord a commencé à effectuer les vérifications de mémoire de la procédure en cas de panne de moteur en vol (annexe B). Lorsque le commandant de bord a demandé au copilote de confirmer le levier d'arrêt d'urgence droit, le copilote l'a interrompu avant que le levier ne soit déplacé. Le copilote a ensuite mis en marche les pompes de suralimentation en carburant auxiliaires gauche et droite; les 2 pompes de suralimentation en carburant normales gauche et droite étaient déjà activées. Quelques secondes plus tard, le copilote a confirmé le levier d'arrêt d'urgence droit, et le commandant de bord l'a déplacé à la position de mise en drapeau. L'hélice a été mise en drapeau, et le commandant de bord a terminé les autres vérifications de mémoire de la procédure, y compris l'activation de la pompe hydraulique et le réglage des volets à 25 %. Les volets sont restés à 25 % pour le reste du vol. Après avoir terminé les vérifications de mémoire, le commandant de bord a réinitialisé le voyant d'avertissement principal.

Le copilote s'est concentré sur la maîtrise de l'aéronef parce que la performance était marginale. La vitesse indiquée a diminué considérablement à moins de 95 KIAS.

Puisque le copilote avait plus d'expérience avec l'aéronef que le commandant de bord, les pilotes ont convenu de laisser le copilote continuer d'agir comme pilote aux commandes. Le commandant de bord continuerait à effectuer les listes de vérifications et à s'occuper des communications radio avec le contrôle de la circulation aérienne (ATC).

Les membres de l'équipage ont décidé qu'avant de rentrer les magnétomètres, l'opérateur d'équipement de levé devait rester assis jusqu'à ce qu'ils confirment que l'aéronef prenait de l'altitude. Au besoin, les magnétomètres seraient largués. Pour récupérer ou larguer les magnétomètres, l'opérateur d'équipement de levé allait devoir quitter son siège et se déplacer dans la cabine pour utiliser l'équipement nécessaire.

À 18 h 16 min 30 s, l'aéronef avait atteint 2500 pieds asl, et le copilote a effectué un virage au nord-ouest. Ceci a permis à l'équipage de se rapprocher de Saskatoon, tout en évitant une série de tours immédiatement à l'ouest.

Le commandant de bord a ensuite consulté l'index des procédures (QRH) pour la liste de vérifications de la procédure en cas de panne de moteur en vol, a confirmé que toutes les vérifications de mémoire avaient été effectuées et a terminé les autres éléments de la liste de vérifications. Les pompes de suralimentation en carburant normale droite et auxiliaire droite ont été fermées; les pompes de suralimentation en carburant normale gauche et auxiliaire gauche fonctionnaient toujours.

À 18 h 17 min 44 s, le commandant de bord a informé la tour de contrôle de Saskatoon de la situation avec un message Mayday, l'informant de la perte de puissance de l'un des moteurs et du retour à Saskatoon. L'aéronef était doté d'un système de bord SkyTrac, qui transmettait par satellite des données relatives à la position et d'autres renseignements sur l'aéronef pendant le vol. Le copilote a activé la fonction Mayday du système SkyTrac.

Après avoir effectué la liste de vérifications, le commandant de bord a gardé la main gauche sur le manche, la main droite sur les manettes de poussée et les pieds sur les pédales de palonnier. Il était prêt à aider le copilote ou à prendre les commandes au besoin, mais il n'exerçait pas de pression sur les commandes autres que sur la pédale gauche du palonnier.

Les membres de l'équipage n'ont pas essayé de redémarrer le moteur droit; leurs priorités étaient de garder la maîtrise de l'appareil, de prendre de l'altitude, de récupérer les magnétomètres et de retourner à Saskatoon.

Après l'exécution de la liste de vérifications en cas de panne de moteur en vol, la pression carburant droite indiquée a augmenté et est demeurée à 50 livres par pouce carré (lb/po²). Cela était dû à la température ambiante élevée de la nacelle, qui entraînait l'expansion du carburant emprisonné dans les conduites entre le robinet coupe-feu fermé et le régulateur de carburant. Le robinet d'intercommunication carburant était fermé à ce moment, et la pression carburant du moteur gauche est demeurée normale.

1.1.5 Récupération des magnétomètres

À 18 h 18 min 7 s, l'aéronef avait atteint 2600 pieds asl et avait accéléré à environ 99 KIAS. Les pilotes ont demandé à l'opérateur d'équipement de levé de récupérer les magnétomètres. L'opérateur d'équipement de levé s'est levé pour le faire. Le processus de récupération a pris de 4 à 5 minutes, pendant lesquelles l'aéronef a initialement continué de prendre de l'altitude en direction nord-ouest pour éviter les tours à l'ouest, puis a effectué un virage vers l'ouest.

Le commandant de bord s'est reporté au QRH une deuxième fois pour vérifier si toutes les étapes de la procédure en cas de panne de moteur en vol avaient été effectuées. Pendant ce temps, la fonction Mayday du système SkyTrac a été désactivée par inadvertance.

À environ 18 h 23 min 30 s, la récupération des magnétomètres était terminée, et l'opérateur d'équipement de levé est retourné à son siège et s'est attaché. L'aéronef avait grimpé à 2900 pieds asl, et la vitesse anémométrique était d'environ 100 KIAS.

1.1.6 Préparation à l'atterrissage

Alors que le vol se poursuivait en direction de l'aéroport de Saskatoon, au lieu d'optimiser le taux de montée, l'équipage a choisi d'augmenter lentement la vitesse indiquée pour fournir une marge de sécurité accrue au-dessus de la vitesse minimale de contrôle. À 18 h 25 min 36 s (annexe C), le vol a atteint 3100 pieds asl (environ 1400 pieds agl), soit l'altitude maximale après la perte de puissance du moteur droit.

À environ 18 h 26, l'équipage a terminé les éléments de la liste de vérifications avant l'atterrissage se trouvant au-dessus de la ligne (annexe D). Les pompes de suralimentation en carburant normale droite et auxiliaire droite ont été mises en marche pendant la vérification avant l'atterrissage. Parce que le dispositif d'orientation du train avant est du côté gauche du poste de pilotage, les pilotes ont discuté de la nécessité de transférer les commandes après l'atterrissage.

À 18 h 27, la vitesse indiquée était de 105 à 110 KIAS, et les 2 pilotes avaient la piste en vue. Le copilote prévoyait effectuer une approche haute et abrupte, et il n'avait toujours pas réduit le réglage de la manette de poussée du moteur gauche pour l'approche.

À 18 h 27 min 11 s, la tour a autorisé l'aéronef à atterrir sur la piste 27.

Le copilote maintenait toujours l'aéronef incliné vers la gauche à un angle de 5° avec la pédale du palonnier en compensation maximale. La bille de l'indicateur de virage et de dérapage était déplacée à mi-chemin vers la gauche.

Le commandant de bord avait toujours la main gauche sur le manche, la main droite sur les manettes de poussée et les pieds sur les pédales du palonnier, mais il n'exerçait pas de pression sur les commandes. Le commandant de bord suivait ce qui se passait en touchant légèrement les commandes et était prêt à aider ou à prendre les commandes au besoin. Les mains du copilote étaient sur le volant de commande.

Ni l'un ni l'autre des pilotes n'a vu les voyants annonceurs de niveau de carburant du réservoir gauche ou de pression carburant du moteur gauche s'allumer après que la procédure en cas de panne de moteur en vol a été terminée à la suite de la perte de puissance du moteur droit. Le copilote n'a pas regardé le voyant d'avertissement principal. Le commandant de bord n'a pas vu le voyant d'avertissement principal s'allumer après sa réinitialisation à la fin de la procédure en cas de panne de moteur en vol pour la perte de puissance du moteur droit.

Le commandant de bord passait fréquemment en revue les instruments du moteur gauche après la perte de puissance du moteur droit. Il a observé ce qui suit :

- il n'y avait aucune indication anormale;
- il n'y avait aucun voyant du panneau annonceur associé au moteur gauche;
- le voyant de pression carburant gauche n'était pas allumé;
- l'indication de la pression carburant gauche était stable et sans fluctuation;
- il n'y avait pas d'avertissement de bas niveau de carburant;
- le débit de carburant était stable.

1.1.7 *Perte de puissance du moteur gauche*

À environ 18 h 28 min 25 s, la vitesse indiquée étant de 105 KIAS ou plus, le moteur gauche a subi une perte de puissance en douceur sans saute de régime. À ce moment précis, le commandant de bord regardait les instruments moteur, et toutes les indications étaient normales. Le couple et le régime étaient à 100 % sans fluctuation; l'EGT était légèrement supérieure à 600 °C et inférieure à la limite de 650 °C; la pression carburant, la température de l'huile, la pression d'huile et le débit de carburant étaient tous normaux. Le commandant de bord a observé l'indicateur de couple chuter doucement et rapidement de 100 % jusqu'à 20 % en quelques secondes. Le commandant de bord n'a regardé aucun des autres instruments moteur pendant la perte de puissance.

Les 2 pilotes ont senti l'aéronef décélérer au moment de la perte de puissance du moteur. Pendant que le couple diminuait jusqu'à 20 %, le commandant de bord a senti le copilote changer la position des pédales du palonnier. Les 2 pilotes ont senti un mouvement de lacet vers la gauche, et il était évident pour les 2 que le moteur gauche avait subi une perte de puissance. La vitesse indiquée à ce moment était d'environ 110 KIAS et l'altitude était de 3000 pieds asl (environ 1300 pieds agl). Le commandant de bord a informé verbalement le copilote que le moteur gauche avait subi une perte de puissance.

1.1.8 *Atterrissage forcé*

Les 2 pilotes ont immédiatement conclu que l'appareil ne pouvait pas atteindre la piste, et le commandant de bord a indiqué au copilote une rue large qu'ils pouvaient utiliser comme terrain d'atterrissage forcé; le copilote a acquiescé. Ni l'un ni l'autre des pilotes ne pouvaient voir de meilleure solution de rechange.

Le commandant de bord a immédiatement pris le levier d'arrêt d'urgence gauche et a demandé au copilote de confirmer qu'il avait le bon levier. Le copilote le lui a confirmé, et le commandant de bord a déplacé le levier d'arrêt d'urgence gauche à la position de mise en drapeau.

Le copilote a viré l'aéronef en direction de la rue. À 18 h 29 min 7 s, le commandant de bord a informé le contrôleur de la tour de Saskatoon de la perte de puissance du deuxième moteur et a indiqué qu'ils préoyaient atterrir sur la rue.

En raison de la basse altitude, ainsi que du temps limité pour choisir un terrain d'atterrissage forcé convenable et s'y rendre, l'équipage a décidé de laisser les volets à 25 % et n'a pas effectué d'autres éléments de la liste de vérifications en cas d'urgence ni consulté le QRH (annexe E).

Le copilote a maintenu le contrôle de l'aéronef tout au long de la descente. La vitesse indiquée a diminué lentement d'abord à 100 KIAS, puis à 90 KIAS. Le but était de contrôler la descente et l'impact, avec une vitesse indiquée minimale de 90 KIAS pour empêcher une perte de maîtrise du vol. Le klaxon de l'avertisseur de décrochage n'a pas retenti, même si le copilote a vu clignoter le voyant d'avertissement de décrochage. Le commandant de bord a continué d'appuyer le copilote aux commandes.

Les pilotes ont remarqué la circulation sur la route. Ils ont changé le point de poser envisagé et ont plutôt choisi le gazon à côté de la route, à droite de la circulation et des lampadaires et à gauche de ce qu'ils croyaient être une clôture frangible.

Vers la fin de la descente, les pilotes ont réalisé que la clôture était en réalité un mur antibruit. Le copilote a conclu que le vol ne pouvait pas se prolonger au-delà du mur antibruit et en a informé les autres membres de l'équipage. L'aéronef s'est posé à cheval sur le mur à 90 KIAS (photo 3). Lorsque l'aéronef s'est immobilisé, le commandant de bord a coupé les batteries et l'interrupteur principal et a appuyé sur les boutons d'extincteur d'incendie moteur du poste de pilotage.



Photo 3. Vue aérienne du lieu de l'écrasement
(source : service de police de Saskatoon, utilisée avec permission)

1.2 *Tués et blessés*

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	1	-	-	1
Blessés graves	1	-	-	1
Blessés légers/ indemnes	1	-	-	1
Total	3	-	-	3

1.3 *Dommmages à l'aéronef*

L'aéronef a été détruit sous la force de l'impact.

1.4 *Autres dommages*

Les dommages aux biens ont été limités au mur antibruit et à l'aménagement paysager à proximité du mur, ainsi qu'à quelques dommages environnementaux mineurs causés par le déversement de liquide hydraulique et de batteries.

1.5 *Renseignements sur le personnel*

Selon les dossiers, les 2 pilotes possédaient les licences et les qualifications requises pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Rien n'indique que des facteurs physiologiques ont eu une incidence négative sur le rendement des pilotes. En considérant les horaires de travail et de repos des 2 membres de l'équipage, la fatigue ne peut être considérée comme un facteur contributif au présent événement.

Le commandant de bord était titulaire d'une licence de pilote de ligne, d'une licence de pilote de planeur et d'un certificat médical de catégorie 1 valide jusqu'au 1 octobre 2011. Avant l'événement, le commandant de bord avait accumulé quelque 7400 heures de vol, dont environ 75 heures de vol sur le CASA C-212.

Le copilote était titulaire d'une licence de pilote de ligne, d'une licence de pilote de planeur et d'un certificat médical de catégorie 1 valide jusqu'au 1 juillet 2011. Avant l'événement, il avait accumulé quelque 7800 heures de vol, dont environ 1800 heures de vol sur le CASA C-212. Le copilote possédait les licences et les qualifications requises pour être commandant de bord de CASA C-212. Une pratique de l'entreprise Fugro est que les pilotes assument la place et les tâches de commandant de bord tour à tour chaque semaine, et c'était la semaine pendant laquelle le copilote devait prendre place dans le siège de droite à titre de copilote.

Il n'y a pas de simulateur pour le CASA C-212 en configuration de levé, et le commandant de bord et le copilote ont reçu toute leur formation sur l'aéronef. La formation de vol avec 1 moteur inopérant et les magnétomètres déployés ne peut pas se donner sur l'aéronef, parce qu'on ne peut pas les déployer sans la présence d'un opérateur d'équipement de levé et qu'on ne peut pas simuler une panne de moteur avec un opérateur d'équipement à bord.

Malgré cela, Fugro fournit de la formation aux pilotes en matière de panne de moteur en vol pendant les activités de levé sur le CASA C-212, sans toutefois déployer les magnétomètres. Pour simuler la traînée supplémentaire créée par les magnétomètres, la performance de l'aéronef est réduite en effectuant la formation à une altitude de 5000 à 8000 pieds agl et à la masse maximale de l'aéronef autorisée pour les conditions ambiantes. L'exercice de formation commence par une simulation de panne moteur; l'équipage suit ensuite la procédure en cas de panne de moteur en vol et grimpe de 500 à 1000 pieds au-dessus de l'altitude du début de l'exercice. Les vérifications pertinentes sont ensuite effectuées, et l'exercice se termine avec un retour à l'aéroport pour un atterrissage avec la panne simulée d'un moteur. Les dossiers de formation indiquent que le commandant de bord et le copilote avaient reçu cette formation.

Bien qu'on ne puisse pas simuler une situation de panne des deux moteurs à bord de l'aéronef, la situation est abordée pendant la formation.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Constructeur	Construcciones Aeronauticas SA
Type et modèle	C-212-CC40
Année de construction	1981
Numéro de série	196
Certificat spécial de navigabilité - Restreint, émis le	2004-06-01
Nombre total d'heures de vol cellule	21 292,7 heures
Type de moteur (nombre de)	Garrett TPE331-10R-511C (2)
Type d'hélice ou de rotor (nombre de)	Hartzell HCB4MN-5AL (2)
Masse maximale autorisée au décollage	7700 kg
Type(s) de carburant(s) recommandé(s)	Jet A, Jet A-1, JP-8, Jet B, JP-5
Type de carburant utilisé	Jet A

L'aéronef (photo 1) était autorisé à effectuer des levés géophysiques aériens en vertu des dispositions d'un certificat spécial de navigabilité - Restreint. La classification « restreinte » a été attribuée parce que le certificat de type de l'aéronef était de catégorie « restreinte » et aussi parce que l'aéronef avait été modifié de façon telle qu'il ne satisfaisait plus aux conditions du certificat de type original. Voir la rubrique 1.6.3 sur les modifications.

Les dossiers indiquent que l'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Le 3 décembre 2010, environ 98 heures de vol avant l'événement, l'aéronef a fait l'objet d'une inspection, qui était axée principalement sur la cellule et qui comprenait quelques exigences liées aux moteurs, ainsi que d'une inspection du moteur droit.

Le matin de l'événement, l'aéronef devait faire l'objet d'autres inspections, notamment du moteur gauche, dans les 8,4 prochaines heures. Ces inspections avaient été effectuées en grande

partie, et on avait reporté de 10 heures l'exécution des autres éléments de l'inspection ainsi que l'approbation finale, et ce, en conformité avec le manuel de contrôle de la maintenance de Fugro. Le personnel de maintenance avait inscrit les éléments de l'inspection effectués sur les feuilles de contrôle applicables. Parmi les éléments qui avaient été effectués figuraient le remplacement des filtres de pompe à éjecteur du circuit carburant des ailes et les essais de fonctionnement des robinets et des pompes de suralimentation du circuit carburant.

1.6.2 Moteurs et hélices

La périodicité de révision approuvée pour les moteurs était de 7000 heures. Un programme d'analyse spectrométrique de l'huile (SOAP) faisait partie intégrante du programme de maintenance de l'exploitant. Le SOAP exige que des échantillons d'huile soient prélevés toutes les 200 heures et envoyés à un laboratoire indépendant aux fins d'analyse.

Le carter d'engrenage réducteur des 2 moteurs était muni de bouchons détecteurs magnétiques de particules. Lorsque le contact d'un bouchon détecteur de particules est court-circuité à la masse par des particules métalliques, le segment du détecteur de particules correspondant du panneau annonceur s'allume.

Les moteurs du C-FDKM n'étaient pas équipés d'un circuit d'autoallumage. Un tel circuit n'est normalement pas installé sur ces moteurs du CASA C-212-CC40.

L'aéronef était équipé d'hélices qui tournent dans le sens antihoraire du point de vue de l'équipage. En raison de cette rotation dans le sens antihoraire, le moteur droit est le moteur le plus défavorable⁵. « Le moteur le plus défavorable est le moteur dont la panne aurait l'effet le plus défavorable sur les performances ou la manœuvrabilité de l'aéronef⁶. »

1.6.3 Modifications à l'aéronef

En 1989, l'aéronef a été modifié en conformité avec l'homologation de type supplémentaire SA86-9 qui traite de l'installation d'un système de levé électromagnétique et de dérives stabilisatrices connexes. Le système de levé électromagnétique comprenait une boucle constituée de 6 câbles de gros calibre entourant l'aéronef. Les câbles étaient fixés à des points structuraux à chaque bout d'aile, à des extensions tubulaires sur le nez et à une extension du fuselage arrière. Les batteries principales ont été déplacées de la nageoire du train d'atterrissage gauche à un endroit plus vers l'avant dans la cabine principale pour des raisons de centre de gravité. La batterie auxiliaire est demeurée à son emplacement original dans la nageoire. Des dérives ont été installées à mi-longueur sur les surfaces supérieure et inférieure de chaque stabilisateur horizontal.

⁵ Une hélice fournit plus de poussée lorsqu'elle se trouve du côté descendant du cercle balayé par l'hélice en raison de l'angle d'attaque plus grand de la pale. Dans le cas d'une hélice tournant dans le sens antihoraire, cela se traduit par un mouvement de lacet à droite. En raison de la rotation antihoraire de 2 hélices, la ligne de poussée du moteur gauche est plus éloignée de l'axe de l'avion que celle du moteur droit. Par conséquent, le moteur droit est qualifié de « moteur le plus défavorable », car la perte de puissance de ce moteur provoque le mouvement de lacet le plus important.

⁶ *Règlement de l'aviation canadien*; Partie 1 - Dispositions générales, Sous-partie 1 - Définitions.

En raison de l'homologation SA86-9, les caractéristiques de performance de l'aéronef modifié sont différentes de celles de l'aéronef non modifié fabriqué par CASA. Voir la section 1.6.7 pour obtenir des renseignements sur la performance de l'aéronef.

La plage de déplacement de la gouverne de direction du CASA C-212 non modifié doit être de $+27,5^{\circ} \pm 1^{\circ}$ à $-27,5^{\circ} \pm 1^{\circ}$. Après la modification conforme à l'homologation SA86-9, la plage de déplacement de la gouverne de direction doit être de $+20^{\circ}$ à -20° .

Dans le cadre de l'élaboration de l'homologation SA86-9, l'entrepreneur et Transports Canada ont déterminé que le CASA C-212, avec le système de levé électromagnétique installé, ne répondait pas aux exigences de certification en matière de stabilité directionnelle. Par conséquent, des dérives stabilisatrices et 1 limiteur de mouvement de la gouverne de direction ont été installés pour satisfaire aux exigences en matière de stabilité directionnelle.

Le certificat de type A-147 de Transports Canada indique les conditions et les limites en fonction desquelles le CASA C-212-CC40 modifié satisfait aux normes de navigabilité imposées par le *Règlement de l'aviation canadien*⁹. Ce certificat de type a été initialement approuvé le 29 août 1986. En ce qui concerne les conditions de délivrance de la certification, le certificat stipule que :

- des conditions spéciales en matière de performance s'appliquent à l'égard de la modification de la sonde magnétique et des dérives indiquée dans la lettre 5010-10-375 (ABP/A) du 8 mai 1986 à Field Aviation. Réf. : homologation de type supplémentaire SA86-9;
- tous les aéronefs doivent inclure l'incorporation de l'homologation de type supplémentaire SA86-9 pour la sonde magnétique et les dérives et doivent être exploités en conformité avec le supplément du manuel de pilotage approprié approuvé par le Ministère des Transports.

L'homologation SA86-9 comprenait également l'installation d'un magnétomètre géophysique, d'un treuil et d'un support de rangement. Le magnétomètre peut être déployé derrière ou sous l'aéronef et, lorsqu'il est récupéré, il est rangé sur un support situé sur la surface extérieure de la porte-cargo de l'aéronef. En 1997, une autre modification a ajouté un second magnétomètre et système de treuil en conformité avec LSTA O-LSA-96-0139/D. En 2004, un nouveau support de rangement a été installé en conformité avec LSTA C-LSA4-108D.

D'autres modifications comprenaient des améliorations apportées au siège de l'opérateur d'équipement de levé, dont l'ajout d'un harnais de sécurité en 2004 et d'un appui-tête en 2006.

Au moment de l'événement, la procédure pour larguer les magnétomètres en cas d'urgence exigeait que l'opérateur d'équipement de levé utilise un coupe-fils pour couper les câbles manuellement. Il n'y avait aucun dispositif permettant aux pilotes de les larguer à partir du poste de pilotage.

⁷ Manuel de maintenance du CASA C-212-200, 28-20-10; pages 601 à 604.

⁸ Supplément au manuel de maintenance de Fugro Aviation Canada Limited (FACL) FACL-6238-02, numéro 2, 20 juillet 1986, page 27.2.

⁹ Transports Canada, Fiche de données du certificat de type A-147, numéro 7, 28 mai 1997.

1.6.4 Circuit carburant

Chaque aile, du côté extérieur de la nacelle moteur, comprend 2 réservoirs de carburant intégraux situés entre les longerons avant et arrière. L'intrados de l'aile n'a pas de dièdre; par conséquent, le fond des réservoirs est plat dans le sens de l'envergure de l'aile.

Les circuits de carburant des ailes gauche et droite sont identiques, mais indépendants. Une conduite d'intercommunication dotée d'un clapet mécanique commandé à partir du poste de pilotage permet d'acheminer le carburant de l'une ou l'autre des ailes au

moteur de l'aile opposée (figure 1). Tout au long du vol, le robinet d'intercommunication est demeuré fermé. Les procédures d'exploitation normales et la procédure en cas de panne moteur en vol (annexe B) n'exigeaient pas qu'il soit ouvert.

Chaque réservoir intérieur et extérieur a une capacité de 719 et de 299 litres respectivement. La capacité totale de carburant de l'aéronef est de 2036 litres, dont 1999 sont utilisables.

Le carburant utilisable est le carburant disponible pour la propulsion de l'aéronef. Le carburant inutilisable est le carburant qui reste dans le circuit et dans les réservoirs lorsque les indicateurs de quantité de carburant affichent zéro¹⁰.

Le coin intérieur arrière de chaque réservoir intérieur est fermé par une nervure d'aile et une cloison avant qui forment un réservoir collecteur. Le carburant est acheminé de chaque réservoir collecteur à son moteur respectif. En situation normale, les réservoirs collecteurs restent pleins et servent à prévenir les pannes d'alimentation carburant causées par le mouvement et le ballonnement du carburant dans les réservoirs principaux. Chaque réservoir

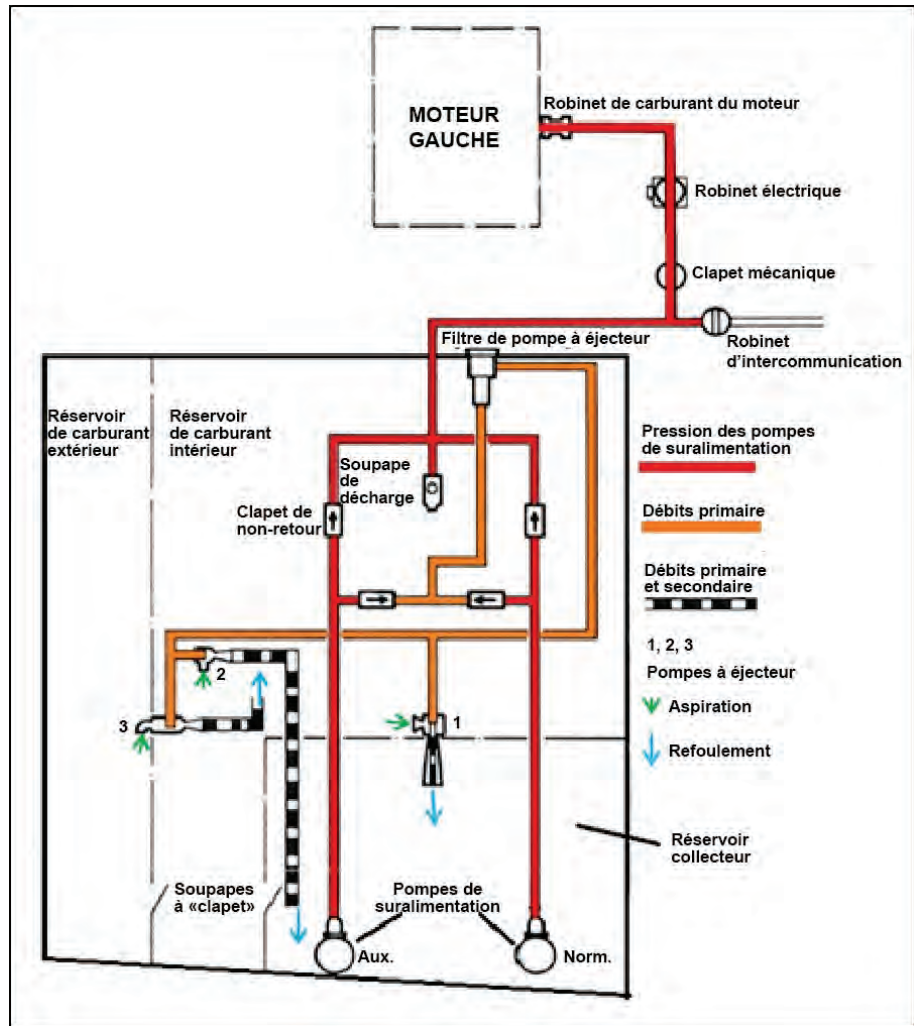


Figure 1. Schéma simplifié du circuit carburant de l'aile gauche (source : Manuel de maintenance du CASA C-212-200, chapitre 28-20-10, page 20)

¹⁰

collecteur a une capacité de 165 livres de Jet A (89,7 litres à 1,8397 livre le litre), les ailes à l'horizontale. Lorsque les ailes sont inclinées, la capacité diminue en raison du déversement dans le réservoir intérieur par des découpes des lisses dans les parois du réservoir collecteur du côté bas. À un angle d'inclinaison de 5°, la capacité du réservoir collecteur est de 157 livres de Jet A (85,3 litres à 1,8397 livre le litre).

Chaque réservoir collecteur contient 1 contacteur de bas niveau de carburant qui allume un voyant de bas niveau de carburant correspondant (gauche ou droit) sur le panneau annonceur si la quantité de carburant dans le réservoir collecteur baisse à environ 100 livres. Parce que le contacteur de bas niveau est situé dans le milieu du réservoir collecteur, ce niveau d'avertissement ne varie pas beaucoup en cas de mouvement latéral du carburant dans le réservoir collecteur.

En vol de croisière normal, le voyant de bas niveau de carburant s'allume lorsque la quantité de carburant est suffisante pour environ 17 minutes de fonctionnement du moteur. À pleine puissance, le temps de fonctionnement du moteur diminue à approximativement 12 minutes. Le système d'avertissement de bas niveau de carburant fait l'objet d'essais de fonctionnement toutes les 1800 heures. Le voyant de bas niveau de carburant allumé avertit l'équipage d'une panne d'alimentation carburant imminente, et exige que l'équipage exécute la procédure en cas d'avertissement de bas niveau de carburant (annexe F). La première étape de cette procédure est de déplacer le levier d'alimentation en carburant à la position d'intercommunication, ouvrant ainsi le robinet d'intercommunication.

Deux pompes électriques de suralimentation en carburant submergées sont installées dans chaque réservoir collecteur et acheminent le carburant par des clapets de non-retour et une série de robinets d'arrêt pour fournir une pression d'entrée positive à la pompe carburant entraînée par le moteur. Au moins 1 pompe de suralimentation doit fonctionner en tout temps. Les pompes de suralimentation assurent aussi un débit primaire de carburant pour faire fonctionner 3 pompes à éjecteur dans chaque aile.

Un transmetteur de pression carburant et un manocontact de basse pression carburant, montés sur la face avant de la cloison pare-feu de chaque moteur, sont installés dans les conduites de carburant entre les robinets électriques de la cloison pare-feu et les moteurs. Chaque transmetteur de pression carburant a un instrument de pression carburant correspondant dans le poste de pilotage. Chaque manocontact de pression carburant allume un segment correspondant du panneau annonceur si la pression carburant descend sous 3,5 livres par pouce carré (lb/po²). L'annonceur de pression carburant s'éteindra si la pression carburant augmente par la suite au-dessus de 7,0 lb/po². Le voyant de basse pression carburant allumé avertit l'équipage d'une panne d'alimentation carburant imminente et exige que l'équipage exécute la procédure en cas d'avertissement de bas niveau de carburant (annexe G).

1.6.5 *Pompes à éjecteur*

Les pompes à éjecteur n'ont aucune pièce mobile; elles s'appuient sur le principe de Venturi. Elles incorporent un tuyau d'aspiration non crépiné situé près de la surface inférieure du réservoir de carburant. [Traduction] « La pression du carburant primaire des pompes de suralimentation est accélérée à travers la buse dans la chambre de mélange où son énergie est impartie au carburant secondaire qui pénètre dans l'orifice d'entrée entraînant l'accélération du carburant secondaire. Après le mélange, le débit combiné est partiellement décéléré dans le

diffuseur, et la pression statique est récupérée¹¹. » Avant de se rendre aux éjecteurs, le carburant primaire passe à travers un élément filtrant qui est remplacé toutes les 100 heures dans le cadre de l'inspection 1A.

La pompe à éjecteur 1 est montée à l'avant du réservoir collecteur et pompe le carburant directement dans celui-ci. La pompe à éjecteur 2 est montée à l'extrémité extérieure du réservoir intérieur et pompe aussi le carburant directement dans le réservoir collecteur. La pompe à éjecteur 3 est montée à l'extrémité intérieure du réservoir extérieur et pompe le carburant dans le réservoir intérieur.

La pompe à éjecteur 1 est de plus grande taille et elle a un plus grand débit secondaire que les pompes à éjecteur 2 et 3. Le débit des pompes à éjecteur 2 et 3 est le même. Le carburant est aussi acheminé par gravité à travers des soupapes à « clapet » du réservoir extérieur dans le réservoir intérieur, ainsi que du réservoir intérieur dans le réservoir collecteur.

Les éléments du circuit carburant, y compris les éjecteurs, doivent faire l'objet d'une « inspection visuelle de la sécurité et de l'état » tous les 4 ans. La dépose et le démontage ne sont pas précisés. La vérification générale du circuit de distribution de carburant¹² peut permettre de détecter des problèmes avec la pompe à éjecteur 3. Cette vérification n'a pas d'intervalle précis et est effectuée comme une vérification d'indications ou une vérification de l'état des pompes de suralimentation. Cependant, il n'y a pas d'essai particulier pour vérifier le débit de la pompe à éjecteur 2.

1.6.6 *Distribution du carburant*

La consommation normale de carburant de chaque moteur en croisière était d'environ 350 livres à l'heure (lb/h). Les calculs et les données obtenues au cours de l'essai au banc indiquaient que, à 3000 pieds asl et à 2 °C, et à un couple de 100 % et à un régime de 100 %, le débit de carburant d'un moteur aurait été de 500 lb/h. Des données supplémentaires fournies par le constructeur du moteur indiquent que le débit carburant minimum pour maintenir un régime de 100 % au couple minimal aurait été de 193 lb/h. Cependant, le moteur ne produirait pas une poussée appréciable, le cas échéant. Avec le débit carburant réduit à 171 lb/h, la vitesse de rotation de l'hélice commencerait à ralentir¹³.

La masse du carburant au décollage était de 3569 livres de carburant utilisable. Avec une consommation normale de 50 livres de carburant pour le démarrage, la circulation au sol et le décollage, la masse du carburant sur l'aire de trafic avant le démarrage des moteurs aurait dû être de 3619 livres.

L'enquête n'a pas permis de déterminer si le carburant était réparti également entre les ailes. Par conséquent, on suppose que c'était le cas et que la masse de carburant utilisable dans chaque aile au démarrage des moteurs était de 1809,5 livres.

Le totalisateur a enregistré que le moteur gauche a consommé 1271 livres de carburant du démarrage jusqu'au moment où la perte de puissance du moteur gauche est survenue.

¹¹ Manuel de maintenance du CASA C-212-200, 28-20-10, page 17, paragraphe K.

¹² Manuel de maintenance du CASA C-212-200, 28-20-10, pages 601 à 604.

¹³ Estimation du constructeur du moteur en fonction de données sur les performances habituelles du moteur.

On calcule que la différence entre la masse du carburant au démarrage et celle au moment où la perte de puissance du moteur gauche est survenue, soit 538,5 livres, représente le carburant qui restait dans l'aile gauche sur le lieu de l'écrasement.

Il s'est écoulé 14 minutes, 5 secondes entre la perte de puissance du moteur droit et la perte de puissance du moteur gauche. À une consommation de 500 lb/h, le moteur gauche aurait consommé pendant ce temps 117,5 livres de carburant, ce qui, en ajoutant les 538,5 livres de carburant qui restaient dans l'aile gauche, indique une masse de carburant de 656 livres de carburant utilisable dans l'aile gauche lorsque la perte de puissance du moteur droit est survenue.

Le totalisateur a enregistré que le moteur droit a consommé 1100 livres de carburant du démarrage jusqu'au moment où la perte de puissance du moteur droit est survenue. On calcule que la différence entre la masse du carburant au démarrage et celle au moment où la perte de puissance du moteur droit est survenue, soit 709,5 livres, représente le carburant qui restait dans l'aile droite sur le lieu de l'écrasement.

Un échantillon de carburant prélevé du réservoir carburant intérieur de l'aile gauche a été testé, et il a été établi que le carburant respectait les spécifications D1655 de l'ASTM et CGSB-3.23-2009 pour le carburacteur Jet A-1 en matière de densité, de point d'éclair, de point de congélation et de propriétés de distillation. Un examen visuel de l'échantillon de carburant a révélé qu'il était clair et exempt d'eau non dissoute. La densité de l'échantillon de carburant a été mesurée à 825,6 kg/m³ à 15 °C, ce qui correspond à 1,8397 livre le litre à 2 °C. À cette densité, le volume des 656 livres de carburant utilisable dans l'aile gauche, au moment de la perte de puissance du moteur droit, était de 356,5 litres, selon les calculs.

1.6.7 *Performance de l'aéronef*

La masse de l'aéronef au décollage au cours du vol en question était de 15 671 livres, et la masse maximale au décollage est de 16 976 livres. Le centre de gravité était à ce moment 235,48, à l'intérieur des limites de 228,83 à 240,91.

Comme il est précisé à la section 1.6.3, l'aéronef a été considérablement modifié pour effectuer des levés géophysiques aériens. Les modifications ont grandement changé la performance de l'aéronef. Les exigences en matière de performance élaborées spécifiquement pour le projet comportaient des exigences de montée de 100 pieds par minute (pi/min) à 1000 pieds au-dessus de la surface de décollage en configuration de décollage avec 1 moteur inopérant, et de 50 pi/min en configuration en route avec 1 moteur inopérant.

La vitesse minimale de contrôle en vol (V_{mca}) est la vitesse minimale de vol pour conserver la maîtrise de l'aéronef, sans que l'inclinaison latérale dépasse 5°, lorsqu'un moteur est brusquement mis en panne et que l'autre moteur est à la puissance de décollage. Quant à la configuration de fabrication du CASA C-212-CC40, la V_{mca} est de 85 nœuds en vitesse corrigée (KCAS). Dans le cas de l'aéronef modifié en configuration de levé électromagnétique, l'homologation de type supplémentaire SA86-9 indique que la V_{mca} est de 90 KIAS.

Après l'incorporation de la modification SA86-9, C-FDKM a été soumis à un essai en vol pour vérifier s'il respectait la norme précisée dans le certificat de type A-147 de Transports Canada. L'essai en vol a été effectué avec 1 bâti pour magnétomètre monté à l'extérieur de la porte-cargo

arrière, mais aucun magnétomètre n'était installé. L'essai en vol a permis d'établir que la modification n'influait pas de manière significative les vitesses de décrochage publiées dans le manuel de vol (AFM) de CASA, et aussi que la pilotabilité de l'aéronef était satisfaisante avec 1 moteur inopérant à la V_{mca} de 90 KIAS indiquée dans l'homologation SA86-9.

La procédure en cas de panne de plus d'un moteur (**Error! Reference source not found.**) comprend un tableau indiquant la vitesse optimale de vol plané en fonction de diverses masses, avec volets rentrés jusqu'à ce qu'il soit absolument nécessaire. La masse de l'aéronef au moment de l'atterrissage forcé était de 13 350 livres, masse à laquelle la vitesse optimale de vol plané est de 98 KIAS.

La vitesse de décrochage (V_s) du CASA C-212-CC40 en configuration de fabrication à 13 350 livres, les ailes à l'horizontale, est de 70 KCAS avec les volets à 25 %, et de 76 KCAS avec les volets rentrés. À une inclinaison de 30°, la V_s augmente à 76 KCAS avec les volets à 25 %, et à 82 KCAS avec les volets rentrés. Le supplément de l'AFM pour la modification de levé électromagnétique SA86-9 indique que le tableau des vitesses de décrochage de l'AFM de CASA s'applique toujours.

Le supplément de l'AFM pour l'homologation SA86-9 comporte un tableau pour le taux de montée net avec un moteur inopérant et l'hélice du moteur inopérant en drapeau, les volets à 25 %, à pleine puissance du moteur opérant et à 99 KIAS. Avec la boucle électromagnétique sur l'aéronef, à 2 °C, à une altitude-pression de 2500 pieds et à une masse de 13 350 livres, le tableau indique un taux de montée de 300 pi/min. Le supplément de l'AFM LSTA O-LSA-96-0139/D ne précise pas de baisse de performance, malgré l'ajout d'un second magnétomètre monté à l'extérieur qui augmenterait la traînée, et ce, même en position arrimée.

Les volets à 25 % sont indiqués pour les vols avec 1 moteur inopérant, mais les volets rentrés sont indiqués pour les vols avec plus d'un moteur inopérant. Au moment de l'essai de certification de l'aéronef modifié, la performance ascensionnelle avec 1 moteur inopérant était meilleure avec les volets à 25 % à 99 KIAS (V_2) qu'avec les volets rentrés à 112 KIAS. Par conséquent, le candidat au certificat a choisi d'utiliser la configuration avec les volets à 25 % pour la montée avec 1 moteur inopérant.

La performance de l'aéronef avec les magnétomètres déployés n'a pas été prise en considération lorsque la modification SA86-9 et le certificat de type A-147 canadien ont été approuvés parce qu'on s'attendait à ce que les magnétomètres soient rapidement rentrés ou largués en cas d'urgence. Lorsqu'ils sont déployés, les magnétomètres créent une traînée additionnelle qui réduit le taux de montée. Il n'y a pas de moyen de savoir quelles sont les performances ascensionnelles avec 1 moteur inopérant et l'un ou l'autre des magnétomètres, ou les deux, déployés.

L'analyse des données radars indique que le taux de montée immédiatement après la perte de puissance du moteur droit était en moyenne de 79 pi/min de 18 h 14 min 20 s à 18 h 18 min 7 s, moment où l'on a commencé à rentrer les magnétomètres. La rentrée des magnétomètres s'est terminée à environ 18 h 23 min 30 s, après quoi le taux de montée était en moyenne de 95 pi/min.

1.7 Conditions météorologiques

À Saskatoon, le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation de 18 h faisait état des conditions suivantes : vent du 260° vrai à 12 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres avec quelques nuages en haute altitude, température de 3 °C, point de rosée de -1 °C et calage altimétrique de 29,75 pouces de mercure. À l'altitude de vol pendant l'exécution du levé, la température extérieure ambiante était d'environ 2 °C avec des vents d'environ 20 nœuds soufflant de l'ouest.

1.8 Enregistreurs de bord

La réglementation en vigueur n'exigeait pas que l'aéronef soit équipé d'un enregistreur de données de vol ni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage, et aucun enregistreur n'était installé.

1.9 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.9.1 Examen de l'épave

L'aéronef faisait face au nord à cheval sur le mur antibruit en béton du côté est de Wanuskewin Drive. L'extrémité de l'aile gauche reposait dans la voie en bordure en direction nord. Le poste de pilotage était sur le côté ouest du mur avec la section centrale de la voilure, le fuselage arrière et l'empennage sur le dessus du mur. L'aile droite était sur le côté est du mur reposant sur le sol près d'une clôture résidentielle. Le bas du fuselage et le plancher de cabine ont été arrachés de l'aéronef de juste derrière le train avant jusqu'à la porte-cargo arrière.

L'aéronef a heurté le mur avec une assiette horizontale et une légère inclinaison vers la droite. L'aéronef s'est immobilisé à environ 98 pieds après le premier contact avec le mur. L'énergie d'impact a été dissipée en majorité par la destruction de la partie inférieure du fuselage, de la structure du plancher et de la section centrale de la voilure de l'aéronef.

La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) a été trouvée dans l'épave avec l'antenne sectionnée; aucun signal d'ELT n'a été capté. La jambe du train d'atterrissage principal gauche a été trouvée sur le terre-plein de la route à approximativement 30 pieds devant et 60 pieds à gauche de l'aéronef.

Les stabilisateurs verticaux et horizontaux et toutes les gouvernes étaient intacts. Les ailes gauche et droite ont subi des dommages mineurs. Le contact avec le mur avait remonté le volet droit, et le volet gauche était partiellement déployé. En raison de la rupture des tringleries des volets dans la section centrale de la voilure, il n'a pas été possible de déterminer la position des volets avant le contact avec le mur.

Les hélices étaient en drapeau et ne montraient aucun signe de rotation au moment de l'impact. Une pale de l'hélice droite s'était fracturée au contact avec le mur.

Aucune fuite de carburant n'était apparente. Tous les bouchons de réservoir carburant étaient en place. On pouvait voir du carburant dans chaque réservoir intérieur. Parce que les 2 ailes étaient inclinées vers le bas, du mur au sol, le carburant s'écoulait lentement vers les réservoirs extérieurs. Après le prélèvement d'échantillons de carburant de chaque réservoir d'aile, le

carburant a été pompé dans un camion-citerne de récupération pour faciliter l'enlèvement de l'épave.

Les 4 caches d'extincteur d'incendie moteur étaient relevés, mais les extincteurs ne se sont pas déchargés. Les 4 interrupteurs de pompe de suralimentation de carburant étaient tous à la position « on ». L'interrupteur du robinet de carburant gauche était en position ouverte, et l'interrupteur du robinet de carburant droit était en position fermée. Un examen a révélé que la position des robinets coupe-feu électriques correspondait aux positions sélectionnées dans le poste de pilotage. Les batteries principales qui étaient montées dans une boîte derrière la cloison du poste de pilotage sur le plancher de la cabine du côté droit ont été retrouvées en morceaux dans l'épave. La batterie auxiliaire a été retrouvée en morceaux à approximativement 30 pieds devant l'aéronef.

L'épave a été transportée dans un hangar pour faire l'objet d'un examen plus approfondi. Le carburant a pu être aspiré du raccord de la cloison pare-feu du moteur droit. Des tentatives semblables à partir de la cloison pare-feu du moteur gauche ont échoué. Un examen du réservoir de carburant intérieur de l'aile gauche a révélé que les raccords de plomberie internes aux clapets de non-retour des pompes de suralimentation étaient freinés au fil, mais qu'ils n'étaient pas complètement serrés. Après avoir coupé le fil à freiner et serré ces points de fixation approximativement un pan de manœuvre chacun, il a été possible d'aspirer du carburant à partir de la cloison pare-feu du moteur gauche. Tous les robinets, régulateurs et raccords de carburant ont été examinés et ils fonctionnaient bien. L'intérieur des conduites et des tuyaux flexibles du circuit carburant a été examiné à partir de la sortie des réservoirs jusqu'au moteur, ce qui a permis d'établir que ces composants étaient exempts de toute obstruction. Les filtres de pompe à éjecteur ont été retirés de chaque aile, ce qui a permis d'établir qu'ils avaient été installés correctement et qu'ils étaient exempts de contaminants.

1.9.2 Examen des moteurs

Les 2 moteurs Garrett (Honeywell) TPE331-10R-511C ont été retirés de l'aéronef pour être examinés de plus près.

1.9.3 Moteur droit

Le moteur droit (numéro de série P37186) totalisait environ 6470 heures depuis sa plus récente révision. Pendant la dépose du moteur, le bouchon détecteur de particules a été retiré du carter d'engrenage réducteur et il était contaminé par des particules métalliques. Les premiers essais de continuité du bouchon détecteur de particules ont révélé que le contact n'était pas électriquement ponté à la masse. Le filtre à huile moteur a été retiré, et il n'y avait aucune évidence d'écailles ou de particules métalliques.

Le dernier échantillon du SOAP a été prélevé en décembre 2010, 100 heures de vol avant l'accident, et aucune indication anormale n'a été relevée.

Un examen du livret moteur a révélé un événement en janvier 2009, approximativement 840 heures de fonctionnement avant l'accident, au cours duquel le moteur droit a été délibérément arrêté en vol afin de faciliter un essai en vol à la suite d'une modification apportée à l'équipement de levé géophysique aérien. La température extérieure ambiante était approximativement de -20 °C. Pendant la tentative de redémarrage, le moteur tournait

lentement et n'accélérait à un régime de plus de 18 %. La tentative de démarrage a été interrompue et le vol s'est terminé avec 1 moteur inopérant. Un démarrage manuel en vol devrait être effectué avant que la température de l'huile baisse à 4 °C¹⁴. La température de l'huile pendant la tentative de démarrage n'a pas été enregistrée.

1.9.4 Détecteur de couple du moteur droit

La dépose du carter d'engrenage réducteur du moteur a révélé que la roue droite cylindrique intermédiaire (numéro de pièce 896884-1) s'était rompue et qu'elle n'était plus clavetée sur l'arbre de détecteur de couple (photo 4). La roue droite cylindrique intermédiaire transmet la puissance, par l'intermédiaire de l'arbre de détecteur de couple, de l'arbre haute-vitesse principal jusqu'à un train d'engrenages qui actionne la pompe carburant haute pression, le régulateur de carburant, ainsi que les pompes de pression et de retour d'huile.

Le détecteur de couple totalisait environ 6470 heures depuis sa plus récente révision en 1997. Il n'y a pas d'intervalle de révision désigné pour l'ensemble de détecteur de couple; il fait normalement l'objet d'une révision en même temps que le moteur. Le détecteur de couple a été retiré et examiné visuellement par le fabricant sous la supervision des enquêteurs du BST. Le laboratoire du BST a effectué un examen détaillé du détecteur de couple, ainsi que des fragments de pignons et des rognures et particules métalliques récupérés du carter d'engrenage réducteur. Voir le rapport du laboratoire du BST LP 055/2011 – *Metallurgical Examination of Torque Sensor* (Analyse métallurgique du détecteur de couple).

L'analyse du laboratoire de la roue droite cylindrique intermédiaire défaillante a révélé des fissures de fatigue à la base de la plupart des dents d'engrenage. La roue s'était séparée en plusieurs fragments en raison de fissuration par fatigue suivie de ruptures par contraintes excessives. La clavette Woodruff (numéro de pièce MS35756-1) qui retenait la roue droite cylindrique à l'arbre de détecteur de couple s'était brisée dû à la fatigue, suivie d'une rupture par contraintes excessives. La cémentation de la roue droite cylindrique intermédiaire et d'une autre roue droite cylindrique (numéro de pièce 3103589-1) dans le train d'engrenages était légèrement inférieure au niveau précisé sur le flanc des dents et considérablement inférieure à la base des dents. Les 2 roues montraient une usure importante sur les faces et les flancs chargés des dents (photo 5 et photo 6).



Photo 4. Roue droite cylindrique rompue sur l'arbre de détecteur de couple

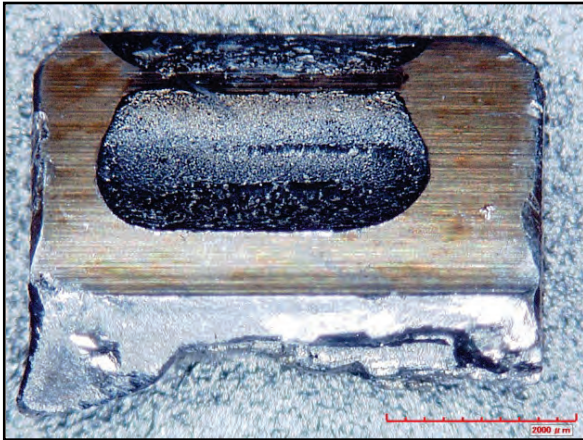


Photo 5. Dent de la roue droite cylindrique 896884-1 montrant de l'usure sur la face et le flanc chargés



Photo 6. Usure sur la face et le flanc chargés des dents de l'engrenage 3103589-1

Le manuel de révision du détecteur de couple stipule que [traduction] « des procédures de contrôle dimensionnel, magnétoscopique ou d'essai par fluorescence sont requises seulement lorsqu'une inspection visuelle indique de l'usure ou des dommages qui sont préjudiciables à la fonction des pièces¹⁵ ». Un examen des dossiers fournis par l'organisme de révision indique que la roue défaillante n'avait pas fait l'objet d'un contrôle magnétoscopique ou d'un essai par fluorescence.

1.9.5 Moteur gauche

Le moteur gauche (numéro de série P37046) totalisait environ 1805 heures depuis sa plus récente révision. Un examen visuel n'a pas révélé de défaillance qui pourrait expliquer une perte de puissance. La mise à l'essai du moteur, sur un banc d'essai, a été effectuée par le fabricant sous la supervision du BST. Le moteur fonctionnait normalement dans l'ensemble. Le régulateur de carburant et la pompe carburant ont ensuite été retirés et soumis individuellement à des essais, sans déceler d'anomalie. Le robinet d'arrêt carburant électromagnétique a été retiré et a fait l'objet d'essais de fonctionnement, sans déceler d'anomalie. Le démontage subséquent du robinet n'a relevé aucune anomalie.

1.9.6 Examen du circuit carburant de l'aile gauche

L'aile gauche du côté extérieur de la nacelle moteur a été transportée à l'atelier régional d'examen des épaves du BST à Winnipeg (Manitoba). L'intérieur des réservoirs de carburant a été examiné et plusieurs irrégularités ont été découvertes.

Le tube en plastique qui achemine le carburant de la pompe à éjecteur 2 était coincé et usé par frottement à plusieurs endroits où le tube passait les découpes des lisses des nervures d'aile. Le tube en plastique devient un tube en aluminium (numéro de pièce 212-54227.3) à la référence voilure 4300. Trois languettes en aluminium ont été soudées au tube pour faciliter la fixation de l'ensemble à la structure de l'aile et au réservoir collecteur. Deux de ces languettes étaient brisées, notamment celle du dessus qui était boulonnée à la face avant du réservoir collecteur. La tête du boulon avait créé, par frottement, un petit trou dans le tube. Le tube était aussi

¹⁵

fortement usé par frottement à l'endroit où il pénètre le réservoir collecteur. La nature de ces irrégularités indique qu'elles s'étaient produites au cours de nombreuses heures d'exploitation et qu'elles dataient d'avant l'accident.

Pendant l'examen sur les lieux de la pompe à éjecteur 2, un corps étranger flexible est tombé de l'orifice d'entrée de la pompe. Le corps étranger en forme de « L » était d'une épaisseur de 2 mm, d'une largeur de 4 mm et d'une longueur de 13 mm approximativement. Le démontage et l'examen de la buse de la pompe à éjecteur 2 ont révélé une tache d'une largeur d'environ 4 mm (photo 7).

L'analyse du corps étranger par le laboratoire du BST a révélé qu'il était composé en grande partie d'une structure de polymères. Aux fins de comparaison, des échantillons de produit d'étanchéité ont été prélevés de différents endroits dans le réservoir de carburant.

Contrairement au corps étranger, il a été établi que ces échantillons étaient des composés de polysulfure homogènes remplis de particules.



Photo 7. Buse de l'éjecteur 2 et corps étranger

1.9.7 Essai du circuit carburant de l'aile gauche

Le protocole d'essai a été élaboré au cours des séances initiales en août et novembre 2011. La dernière série d'essais a eu lieu en janvier 2012. Le but principal des essais était de déterminer la capacité du circuit carburant de fournir le carburant à la cloison pare-feu en vol non coordonné à différentes inclinaisons vers la gauche.

Une inclinaison du côté du moteur qui fonctionne avec un mouvement de lacet non compensé entraîne un vol non coordonné. Ceci cause le transfert de carburant vers l'extérieur dans l'aile basse, en direction opposée des soupapes à « clapet » du réservoir collecteur et de l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1. Ce mouvement du carburant est aggravé parce que le fond des réservoirs est plat.

Les essais ont également examiné :

- l'incidence du trou causé par le frottement dans le tuyau de refoulement de la pompe à éjecteur 2;
- l'incidence des raccords de tuyauterie lâches de la pompe de suralimentation;
- la capacité de la pompe à éjecteur 2 d'ingérer le corps étranger dans la buse de la pompe;
- l'incidence du corps étranger sur le débit de la pompe à éjecteur 2;
- la fonctionnalité des interrupteurs et des voyants de bas niveau et de basse pression de carburant.

L'aile a été placée sur un tréteau permettant d'incliner l'aile à différents angles pour simuler un vol non coordonné avec une inclinaison de 3°, de 5° et de 7° vers la gauche. Du fluide

d'étalonnage Royco 950 a été utilisé pour les essais en raison de sa faible volatilité et de sa densité semblable au carburéacteur Jet A.

Il a été établi que le volume de carburant utilisable dans l'aile gauche lorsque la perte de puissance du moteur droit est survenue était approximativement de 356,5 litres. Il a également été établi que le volume de carburant inutilisable dans l'aile gauche était de 33,5 litres, et ce, en mettant une quantité connue de fluide dans le réservoir de carburant intérieur avec l'aile à l'horizontale et en déterminant ce qui restait après avoir pompé autant de fluide que possible avec les pompes de suralimentation. Le volume inutilisable de 33,5 litres a été ajouté aux 356,5 litres de carburant utilisable pour donner un volume total de 390 litres. Cette quantité de fluide d'étalonnage Royco 950 a ensuite été pompée dans l'aile.

La densité du fluide d'étalonnage Royco 950 utilisé pour les essais était de 1,68 livre par litre. Par conséquent, 390 litres de Royco 950 pesaient 655,2 livres.

Un fût vide placé sur une balance numérique a été utilisé afin de surveiller le débit de fluide tout au long de chaque essai, de faciliter le retour du fluide dans l'aile après chaque essai et de garder constant le niveau de fluide de départ de chaque essai. Le filtre de pompe à éjecteur a été remplacé avant d'entreprendre les essais.

Chaque essai commençait avec l'aile à l'horizontale et le réservoir collecteur plein. L'écoulement du fluide de l'aile était contrôlé à un débit cible de 456,6 lb/h (271,8 litres par heure), ce qui est l'équivalent en volume de 500 lb/h de Jet A. L'aile a ensuite été inclinée à l'angle voulu, le débit de sortie de la pompe de suralimentation a été acheminé dans le fût vide, et le chronométrage a commencé. Le moment où les événements suivants se sont produits a été enregistré :

- exposition de l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1;
- illumination du voyant de bas niveau de carburant et du voyant d'avertissement principal;
- cavitation audible de la pompe de suralimentation;
- fluctuation de pression carburant atteignant 15 lb/po²;
- clignotement du voyant de basse pression carburant;
- illumination constante du voyant de basse pression carburant et illumination du voyant d'avertissement principal.

Des essais ont été effectués sur l'aile dans 4 conditions :

- A. Pompe à éjecteur 2 sans obstruction;
- B. Corps étranger placé manuellement dans la buse de la pompe à éjecteur 2;
- C. Corps étranger ingéré par la pompe à éjecteur 2 dans l'aile;
- D. Corps étranger ingéré par la pompe à éjecteur 2 sur le banc d'essai.

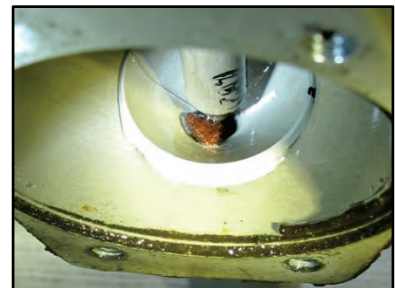


Photo 8. Corps étranger ingéré dans la pompe à éjecteur 2 pendant les essais au banc

Lorsqu'elle a été soumise à un essai pendant qu'elle était installée dans l'aile, la pompe à éjecteur 2 (avec le corps étranger enlevé) affichait un débit total de 415 lb/h au réservoir collecteur. De cela, 116 lb/h représente le débit primaire de la (des) pompe(s) de suralimentation nécessaire pour faire fonctionner la pompe à éjecteur, donnant une alimentation nette en carburant au réservoir collecteur de 299 lb/h. Le carburant primaire de la (des) pompe(s) de suralimentation pour actionner la pompe à éjecteur 3 a été tiré du réservoir collecteur et déchargé dans le réservoir intérieur à un débit d'environ 138 lb/h. Par conséquent, lorsque l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1 n'était pas submergé, le débit net au réservoir collecteur qui en résulte était de 161 lb/h (95,8 l/h) de Royco 950, soit l'équivalent en volume de 176 lb/h de Jet A.

La pompe à éjecteur 2 (avec le corps étranger enlevé) a été retirée de l'aile et soumise à un essai décrit dans le manuel de maintenance des composants 28-13-04 du CASA C-212, et il a été établi qu'elle respectait les exigences d'alimentation précisées. Pendant la dernière série d'essais au banc, le corps étranger a été placé près de l'entrée et ingéré par la pompe. Pendant le dernier essai d'ingestion, le débit de sortie a diminué substantiellement en raison du corps étranger qui s'était logé profondément dans la buse de l'éjecteur (photo 8). La pompe a été réinstallée dans l'aile dans cet état (annexe H) et 4 autres essais ont été effectués.

Tous les essais en janvier 2012 ont été effectués avec les fuites aux clapets de non-retour de la pompe de suralimentation, tout comme sur les lieux de l'écrasement. Des essais menés précédemment avaient indiqué que la durée de l'alimentation en carburant n'avait pas diminué de façon significative en raison des raccords lâches. Un examen visuel a confirmé que les fuites étaient mineures, et que le fluide qui fuyait des raccords avait tendance à s'égoutter près de l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1 et qu'il était retourné au réservoir collecteur.

Le trou causé par le frottement observé dans le tuyau de refoulement de la pompe à éjecteur 2 laissait échapper du fluide à un rythme de 1,29 litre à l'heure. Ce taux de fuite sur une période de 14 minutes, 5 secondes, n'aurait pas eu d'incidence importante sur le fonctionnement du moteur.

Pendant les préparatifs d'un essai le 17 août 2011, le capteur de bas niveau n'a pas fonctionné pendant le remplissage du réservoir collecteur. Le voyant de bas niveau est demeuré allumé environ 8 minutes, bien après que le réservoir collecteur soit plein. Le revêtement supérieur de l'aile au-dessus du capteur de bas niveau a été frappé brusquement et le voyant s'est éteint.

À partir de la série d'essais (annexe H), on a observé ce qui suit :

- Un angle d'inclinaison de 3° donnait un débit de fluide au moteur de 500 lb/h pendant plus de 50 minutes.
- À un angle d'inclinaison de 3°, l'orifice d'entrée de l'éjecteur 1 a été exposé avec 238 litres (204,5 litres utilisables) de fluide restant dans l'aile.
- Un angle d'inclinaison de 5° donnait un débit de fluide de 500 lb/h pendant environ 33 minutes.
- Un angle d'inclinaison de 7° donnait un débit de fluide de 500 lb/h pendant environ 25 minutes.
- À un angle d'inclinaison de l'aile supérieur à 5,5°, l'orifice d'entrée de l'éjecteur 1 a été exposé avec 390 litres (356,6 litres utilisables) de fluide restant dans l'aile.

Avec le corps étranger dans la pompe à éjecteur 2, on a observé ce qui suit :

- Lorsque l'essai a été effectué avec un angle d'inclinaison de l'aile de 5°, l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1, même exposé, continuait d'aspirer du fluide qui restait dans le compartiment sous l'orifice d'entrée jusqu'à tard dans l'essai.
- Lorsque l'aile était inclinée à 5,8°, il ne restait pas de carburant dans le compartiment sous l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1.
- Un angle d'inclinaison de l'aile de 5° donnait un débit de fluide au moteur de 500 lb/h pendant environ 27 à 28 minutes, peu importe où le corps étranger se trouvait dans la buse.
- À un angle d'inclinaison de l'aile de 7°, la durée de débit du fluide à 500 lb/h était réduite à environ 13 à 25 minutes, selon l'endroit où se trouvait le corps étranger dans la buse de la pompe à éjecteur.
- Sous la condition D, le fluide utilisable qui restait dans l'aile après l'épuisement du réservoir collecteur variait entre 233 litres (essais 18 et 20) et 286 litres (essai 17).

Observations additionnelles :

- La capacité d'alimentation de la pompe à éjecteur 1 est suffisante pour que le réservoir collecteur déborde constamment tout en fournissant un débit de carburant de 500 lb/h au moteur.
- La capacité du système des pompes à éjecteur 2 et 3 n'est pas suffisante pour prévenir l'épuisement éventuel du réservoir collecteur une fois que l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1 est exposé.
- Le débit primaire de la pompe à éjecteur 3 ne retourne pas au réservoir collecteur.
- Pendant le vol en cause, le voyant de bas niveau s'est probablement allumé approximativement 3 à 4 minutes après la perte de puissance du moteur droit (environ 10 minutes avant l'épuisement du réservoir collecteur).
- Pendant les essais, l'illumination du voyant de basse pression carburant et de l'annonceur d'avertissement principal coïncidait avec une diminution importante du débit du fluide.

1.9.8 *Extinction moteur*

Le circuit d'allumage du moteur ne fonctionne que pendant la séquence de démarrage. Après le démarrage, la combustion est continue et autonome tant que le moteur est alimenté selon un rapport carburant-air approprié.

L'expression extinction moteur est utilisée pour décrire le moment où la combustion à l'intérieur d'un moteur à turbine à gaz cesse de façon intempestive. Cela peut être causé par des assiettes anormales, un circuit de régulation de carburant défectueux, un blocage de l'alimentation en carburant, l'introduction d'air dans le circuit d'alimentation en carburant, de la turbulence, du givrage, une panne d'alimentation carburant ou l'épuisement du carburant.

Le moteur TPE-331-10R-511C, installé dans le CASA C-212, n'est pas équipé d'un circuit d'autoallumage; s'il y a extinction, le moteur ne redémarrera pas automatiquement si le rapport carburant-air est rétabli selon les paramètres de conduite normale.

1.9.9 Panneau annonceur

Le panneau annonceur de 30 segments était monté dans le filtre anti-éblouissement sous le pare-brise avant. Les segments sont arrangés de façon à grouper les circuits en colonnes alternantes pour le moteur gauche et le moteur droit (figure 2). Chaque segment du panneau annonceur comporte 2 ampoules de voyant. Les 2 ampoules du segment d'avertissement de niveau de carburant du réservoir gauche étaient en bon état de service lorsqu'elles ont été examinées à Saskatoon.



Figure 2. Panneau annonceur

Le panneau annonceur comprend un commutateur bipolaire pour modifier la luminosité du panneau entre faible et élevée, de façon à convenir aux conditions ambiantes. Le commutateur a été endommagé pendant l'écrasement, et il n'était pas possible d'en déterminer la position ou l'état de fonctionnement.

Une ampoule dans chacun des 4 segments suivants était inutilisable : alternateur droit, niveau carburant droit et limitation du régime maximal/démarrage gauche. Les 2 ampoules du segment pression carburant droit étaient inutilisables.

Le panneau a été envoyé au laboratoire du BST pour une analyse des filaments des ampoules. Lorsque les ampoules du segment de niveau de carburant du réservoir gauche ont été examinées, le filament de l'une d'elles était brisé. Cela s'est probablement produit en cours de transport. Lorsque l'alimentation d'une ampoule PN 327 est coupée, elle prend approximativement 50 millisecondes pour refroidir. L'analyse de l'écrasement a révélé que la décélération de 90 nœuds en 98 pieds s'est produite en approximativement 1,25 seconde. Puisque les filaments chauds s'étirent et que les ampoules en question ont eu le temps de refroidir, il n'a pas été possible de confirmer qu'elles étaient allumées au moment de l'impact. Les batteries principales et la batterie auxiliaire ont été détruites dès le début de la séquence d'écrasement.

Il y avait un annonceur d'avertissement principal sur le tableau de bord de chaque pilote sous le filtre anti-éblouissement. Environ 5 secondes après qu'un segment du panneau annonceur se soit allumé, les 2 annonceurs d'avertissement principaux se sont allumés, mais n'ont pas clignoté. L'un ou l'autre des pilotes peut appuyer sur l'annonceur pour accuser réception de l'avertissement et éteindre les 2 annonceurs d'avertissement principaux.

Le panneau annonceur, le système d'annonceurs d'avertissement principaux, les éléments d'interconnexion et le câblage ont été examinés, et rien ne porte à croire qu'ils auraient empêché l'affichage d'avertissements.

1.10 *Incendie*

Aucun incendie ne s'est déclaré en vol ou après l'impact.

1.11 *Questions relatives à la survie des occupants*

L'opérateur d'équipement de levé était assis dans son siège, la ceinture de sécurité toujours bouclée et attachée au siège. Le siège et l'opérateur étaient sur le sol, à l'extérieur du fuselage, du côté gauche du mur antibruit. Les pattes du siège avaient été fixées solidement à un rail dans le plancher du côté droit de la section centrale de la cabine. L'intégrité structurale de cette partie de l'aéronef a été complètement perturbée par la collision avec le mur antibruit, et les forces produites n'offraient aucune chance de survie.

1.12 *Essais et recherches*

Les analyses de laboratoire du BST suivantes ont été effectuées :

LP 039/2011 – *Fuel Analysis* (Analyse du carburant)

LP 042/2011 – *Lamps & Fuel Data Analysis* (Analyse des données sur les ampoules et le carburant)

LP 055/2011 – *Metallurgical Examination of Torque Sensor* (Analyse métallurgique du détecteur de couple)

LP 151/2011 – *Wire Examination* (Examen des fils)

LP 013/2012 – *Metallurgical Analysis of FOD* (Analyse métallurgique du corps étranger)

Ces rapports sont disponibles sur demande auprès du BST.

1.13 *Renseignements sur l'organisme et la gestion*

Le vol était exploité conformément à la sous-partie 702 - Opérations de travail aérien du *Règlement de l'aviation canadien*.

1.14 *Renseignements supplémentaires*

Les policiers et les pompiers sont arrivés sur le lieu de l'écrasement en moins de 2 minutes, suivis rapidement des ambulanciers paramédicaux, qui ont transporté les survivants à l'hôpital, où ils ont reçu des soins. L'équipage de conduite et les premiers intervenants ont mentionné la présence d'une odeur de carburant sur le côté gauche de l'aéronef. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact.

1.15 *Techniques d'enquête utiles ou efficaces*

Sans objet dans le cas présent.

2.0 Analyse

Les conditions météorologiques au moment de l'événement et le contrôle de la circulation aérienne (ATC) ne sont pas considérés comme des facteurs dans cet événement. L'analyse portera sur les causes de la perte de puissance des moteurs et la manière dont les membres de l'équipage ont réagi.

2.1 *Perte de puissance du moteur droit*

L'analyse du laboratoire du BST indique que la cémentation des flancs et des bases des dents de 2 roues droites cylindriques dans le train d'engrenages du détecteur de couple était inférieure aux exigences des spécifications du fabricant et qu'elle serait à l'origine de l'usure des faces et des flancs chargés des dents. La combinaison de l'usure des 2 roues droites cylindriques a vraisemblablement causé une vibration anormale qui a entraîné des charges cycliques excessives et une fissuration par fatigue éventuelle à la base des dents de la roue droite cylindrique intermédiaire. Celle-ci s'est subséquemment séparée en plusieurs fragments et a causé la perte de la transmission de la puissance à la pompe carburant haute pression entraînée par le moteur. Il s'en serait immédiatement suivi une panne d'alimentation en carburant, l'extinction et la perte de puissance du moteur.

Si on n'avait pas observé d'usure ou de dommage préjudiciables au moment de la révision du détecteur de couple, il n'aurait pas été nécessaire d'effectuer une inspection non destructive. Puisqu'on ne sait pas à quelle vitesse l'usure ou les fissures de fatigue des dents se sont propagées, il n'est pas certain que l'exécution normale d'essais non destructifs dans le cadre de la révision de 1997 aurait révélé des défaillances.

En janvier 2009, il y a eu une tentative ratée de démarrage en vol à une température extérieure ambiante d'approximativement -20 °C. Parce qu'il n'a pas été possible de déterminer si l'huile moteur s'était refroidie sous la température minimale de 4 °C permise avant la tentative de redémarrage et que le moteur avait depuis fonctionné pendant 840 heures sans autre incident, l'enquête n'a pas permis de déterminer l'incidence, le cas échéant, de cet événement sur la défaillance de la roue droite cylindrique intermédiaire.

La secousse ressentie était presque certainement associée à la défaillance de la roue droite cylindrique. La pompe carburant entraînée par le moteur ne fonctionnait plus. Par conséquent, toute tentative de redémarrer le moteur était vouée à l'échec.

Lorsqu'on a retiré le bouchon détecteur de particules du moteur droit, celui-ci n'affichait pas initialement de continuité électrique, et le voyant d'alarme du détecteur de particules ne s'est donc pas allumé. Les particules métalliques observées sur le bouchon sont vraisemblablement tombées sur le bouchon pendant la récupération de l'épave de l'aéronef.

2.2 *Performance avec un moteur inopérant*

L'enquête a permis d'établir que l'aéronef volait avec une inclinaison moyenne d'au moins 5° à gauche après la perte de puissance du premier moteur. Cependant, l'angle d'inclinaison aurait été supérieur à 5° pendant plusieurs virages à gauche vers Saskatoon et inférieur à 5° pendant quelques virages à faible inclinaison vers la droite pour positionner l'aéronef en approche

finale. La variabilité des angles d'inclinaison n'est pas considérée comme ayant eu un effet important sur la performance de l'aéronef. Cependant, différents angles d'inclinaison à la gauche accompagnés d'un mouvement de lacet à gauche pourraient produire des accélérations latérales qui ont tendance à déplacer le carburant vers l'extérieur dans le réservoir de l'aile gauche.

La performance ascensionnelle de l'aéronef était marginale après la perte de puissance du moteur droit. Les facteurs qui ont vraisemblablement nui à la performance ascensionnelle sont les suivants :

- Les 2 magnétomètres étaient déployés à ce moment et sont restés déployés de 3 à 4 minutes après la perte de puissance du moteur droit.
- La perte de poussée du moteur droit combinée à la traînée créée par les magnétomètres déployés a causé la réduction progressive de la vitesse indiquée sous V_2 (99 KIAS).
- Après la décélération initiale, l'aéronef a accéléré lentement.

2.3 *Récupération des magnétomètres*

Pendant environ 3 minutes après la perte de puissance du moteur droit, l'aéronef volait dans une configuration à forte traînée avec les 2 magnétomètres déployés. Ceci s'explique par le fait que les pilotes n'étaient pas certains initialement que l'aéronef maintiendrait son altitude, et la récupération ou le largage des magnétomètres exigeaient que l'opérateur d'équipement de levé quitte son siège. Il s'ensuivit une diminution de la performance ascensionnelle avec 1 moteur inopérant. Parce que le terrain était plat, cela ne présentait aucun danger. Au-dessus d'un terrain dont le relief est plus vertical, la performance ascensionnelle réduite pourrait présenter un danger d'impact sans perte de contrôle.

2.4 *Circuit carburant*

Parce que l'intrados de l'aile n'a pas de dièdre, le circuit carburant dépend des pompes à éjecteur pour transférer le carburant de l'extérieur à l'intérieur et dans le réservoir collecteur. Cette dépendance est accrue dans le cas d'un vol non coordonné, comme un vol avec un seul moteur après la perte de puissance d'un moteur.

Le niveau de carburant utilisable dans l'aile gauche au moment de la panne du moteur droit était approximativement 656 livres. Avec ce niveau de carburant, l'orifice d'entrée de la pompe à éjecteur 1 aurait été exposé si l'angle d'inclinaison en vol non coordonné dépassait 5,8 degrés. Le cas échéant, la pompe à éjecteur 2 aurait été le seul moyen de transférer le carburant au réservoir collecteur.

Sans la présence du corps étranger, le taux de vidange du réservoir collecteur était approximativement de 324 lb/h. Il s'agit de la différence entre la consommation de carburant du moteur à pleine puissance de 500 lb/h et le taux de transfert net de carburant de 176 lb/h des pompes à éjecteur 2 et 3 au réservoir collecteur. Sans alimentation des pompes à éjecteur, le réservoir collecteur aurait dû être en mesure de fournir du carburant pendant près de 19 minutes.

Avec la présence du corps étranger, et selon la position de celui-ci dans la buse de la pompe à éjecteur 2, les essais ont démontré que la capacité du réservoir collecteur à fournir du carburant

était approximativement de 13 minutes, 21 secondes, à 16 minutes, 3 secondes. Il s'est écoulé 14 minutes, 5 secondes, entre la perte de puissance du moteur droit et la perte de puissance du moteur gauche.

En vol coordonné normal, la pompe à éjecteur 1, en raison de sa plus grande capacité, est capable de maintenir le réservoir collecteur en condition de trop-plein; par conséquent, l'équipage n'aurait pas eu d'indication que la performance de la pompe à éjecteur 2 avait été compromise.

L'analyse des matériaux du corps étranger a révélé qu'ils n'étaient pas semblables aux matériaux des produits d'étanchéité utilisés dans le cadre de la fabrication, de la réparation ou de la maintenance du réservoir de carburant. Cependant, il n'a pas été possible de déterminer quand et comment le corps étranger est entré dans le réservoir. La tache sur la buse de la pompe à éjecteur 2 indique que le corps étranger s'y trouvait depuis un certain temps avant le vol ayant mené à l'accident. L'origine des matériaux du corps étranger n'a pas pu être établie. Les orifices d'entrée des pompes à éjecteur ne sont pas crépinés; par conséquent, un corps étranger de taille et de forme compatibles présent dans le réservoir de carburant pourrait être ingéré dans la buse de la pompe à éjecteur.

Les raccords du clapet de non-retour de la pompe de suralimentation n'étaient pas complètement serrés, et il y avait un petit trou causé par le frottement dans le tuyau d'alimentation de la pompe à éjecteur 2. Ces défauts n'ont pas diminué de façon appréciable la capacité du réservoir collecteur à alimenter le moteur en carburant. Toutefois, si le moteur avait fonctionné avec les pompes de suralimentation inopérantes, les raccords lâches du clapet de non-retour auraient pu permettre que de l'air soit aspiré dans le circuit carburant. Le pincement du tube d'alimentation en plastique de la pompe à éjecteur 2 aux découpes des lisses des ailes n'a pas eu d'incidence sur le débit d'alimentation, mais si le frottement qui y est associé avait percé le tube, le transfert de carburant aurait été réduit. Finalement, la fissuration des languettes soudées sur le tuyau d'alimentation de la pompe à éjecteur 2 et le frottement subséquent où le tuyau pénètre le réservoir collecteur auraient limité le transfert de carburant si ce problème n'avait pas été corrigé.

2.5 *Voyant de bas niveau de carburant*

Pendant les essais du circuit carburant effectués par le BST, le capteur à flotteur de bas niveau fonctionnait correctement et allumait l'annonceur « fuel level-left tank » (niveau carburant-réservoir gauche) chaque fois que le fluide était pompé hors du réservoir collecteur. Le capteur n'a pas fonctionné qu'une seule fois, et cela s'est produit pendant le remplissage du réservoir collecteur. Les essais ont été effectués avec l'aile immobilisée dans un montage d'essai. En vol, le système aurait été soumis aux vibrations du moteur, de l'hélice et de la cellule qui auraient tendance à empêcher le capteur à flotteur de coller en place.

Il se peut que le flotteur ait collé pendant le vol en question lorsque le réservoir collecteur s'est vidé et que cela ait empêché l'illumination du voyant d'avertissement de bas niveau. Cependant, on estime cela peu probable. Tout bien considéré, il est probable que le système d'avertissement de bas niveau de carburant fonctionnait normalement pendant le vol en question.

Le voyant de bas niveau de carburant gauche et le voyant d'avertissement principal se sont vraisemblablement allumés de 3 à 4 minutes approximativement après la perte de puissance du moteur droit.



Figure 3. Panneau annonceur avec segments allumés

Les raisons pour lesquelles l'équipage n'a pas remarqué l'avertissement sont nombreuses.

- En raison de la disposition axée sur les systèmes du panneau annonceur, le segment pour le niveau carburant - réservoir gauche est placé à côté de segments qui étaient déjà allumés en raison de la perte de puissance et de l'arrêt du moteur droit (figure 3). Par conséquent, il est moins probable que l'illumination d'un nouveau voyant d'avertissement à côté de ceux qui indiquent déjà l'état du moteur arrêté soit remarquée, ou encore associée au moteur qui fonctionne.
- Il se peut qu'il n'y ait pas eu d'avertissement principal associé au bas niveau de carburant si cela s'est produit avant que l'équipage reconnaisse et annule le voyant d'avertissement principal déclenché par la perte de puissance du moteur droit.
- L'intensité croissante de la lumière du soleil à travers les fenêtres du poste de pilotage alors que l'aéronef virait vers l'ouest peut avoir rendu le voyant difficile à voir.
- L'équipage était également en communication avec le contrôle de la circulation aérienne de Saskatoon et tentait de localiser visuellement la piste plusieurs milles marins devant.
- Le voyant d'avertissement de bas niveau de carburant du réservoir gauche s'est vraisemblablement allumé environ 3 à 4 minutes après la perte de puissance du moteur droit, à un moment où la charge de travail dans le poste de pilotage était relativement élevée.
- L'annonceur d'avertissement principal peut ne pas avoir attiré l'attention de l'équipage en raison de l'absence d'une fonction de clignotement.

Les pilotes n'ont pas effectué la liste de vérifications en cas d'avertissement de bas niveau de carburant parce qu'ils ne se sont pas rendu compte que le voyant de bas niveau de carburant du réservoir gauche était allumé. Par conséquent, le robinet d'intercommunication est resté fermé, et le moteur gauche était alimenté seulement par le carburant de l'aile gauche.

2.6 Perte de puissance du moteur gauche

La pression carburant du moteur gauche était normale après la fin de la procédure en cas de panne de moteur en vol pour la perte de puissance du moteur droit. Par conséquent, l'équipage n'a pas fermé par inadvertance les pompes de suralimentation gauches pendant la procédure en cas de perte de puissance du moteur droit. Lorsque les vérifications avant l'atterrissage ont été effectuées, les pompes de suralimentation droites ont été remises en marche. À ce moment, 2 voyants verts se seraient allumés sur le panneau de commande supérieur des pompes de suralimentation, indiquant que les 2 pompes auxiliaires avaient été mises en marche. Jusqu'à ce que le commandant de bord lève le bras pour atteindre la poignée de secours après que la perte de puissance soit survenue, ses mains n'étaient pas du tout à proximité du panneau supérieur.

Par conséquent, il n'a pas pu fermer par inadvertance le robinet de carburant du moteur gauche.

La perte de puissance du moteur gauche a été vraisemblablement causée par une panne d'alimentation en carburant en raison d'un vol à différents angles d'inclinaison avec un mouvement de lacet à gauche et un circuit carburant compromis. Cette assiette de vol a entraîné l'exposition de la pompe à éjecteur 1, et le refoulement réduit de la pompe à éjecteur 2 contaminée a entraîné la vidange du réservoir collecteur.

À mesure que diminuaient la pression de refoulement et le débit de la pompe de suralimentation, le moteur est tombé en panne d'alimentation carburant et a subi une perte de puissance vraisemblablement suivie d'une extinction. Les essais du circuit carburant ont démontré que l'illumination du voyant d'avertissement de basse pression carburant a probablement coïncidé avec la perte de puissance du moteur gauche.

2.7 *Suivi du vol*

Le système SkyTrac a fourni des renseignements sur la position en temps opportun qui auraient vraisemblablement aidé le personnel de recherche et sauvetage si des données relatives à la position avaient été requises. La radiobalise de repérage d'urgence était endommagée; elle ne s'est pas activée et n'a rien transmis. Ni l'un ni l'autre des systèmes n'étaient requis parce que le vol était affiché à l'écran radar du contrôle de la circulation aérienne et que sa position était connue.

2.8 *Analyse des voyants annonceurs*

L'analyse des filaments des ampoules effectuée par le laboratoire du BST indique qu'il n'était pas possible de confirmer que des voyants annonceurs étaient allumés au moment de l'impact. Les batteries principales et la batterie auxiliaire ont été détruites dès le début de la séquence d'écrasement. En raison de la vitesse de refroidissement des filaments et de la durée de la décélération de l'aéronef, il est fort probable que les voyants ont eu le temps de refroidir, de sorte que la distorsion des filaments n'était pas suffisante pour que l'analyse en laboratoire puisse confirmer que les voyants étaient allumés.

2.9 *Atterrissage forcé*

Lorsque la perte de puissance du moteur gauche est survenue, l'aéronef était à une distance approximative de 3,4 nm du seuil de la piste 27. L'équipage a immédiatement déterminé qu'il n'était pas possible d'allonger le vol plané jusqu'à l'aéroport.

L'altitude et le temps dont disposait l'équipage pour préparer et exécuter l'atterrissage forcé étaient limités. Même si la procédure en cas de panne de plus d'un moteur précise que les volets devraient être rentrés, l'équipage a décidé de les laisser comme ils étaient à 25 %. Si les volets avaient été rentrés, il aurait été nécessaire de les sortir de nouveau peu de temps plus tard pour préparer l'atterrissage forcé. De plus, l'amélioration de la performance de vol plané avec la rentrée des volets n'aurait pas été suffisante pour permettre à l'aéronef d'atteindre la piste ou tout autre lieu d'atterrissage meilleur que celui choisi.

L'endroit qui a été choisi pour l'atterrissage forcé offrait les meilleures chances de succès, tout en limitant le plus possible le risque pour les personnes au sol. L'équipage a effectué l'atterrissage sans perte de maîtrise, tout en évitant une route achalandée à gauche et des immeubles résidentiels à droite. Le mur antibruit en béton était parallèle à la route et il aurait initialement été difficile à voir des airs. L'équipage a reçu une aide immédiate des passants, et le personnel des services d'urgence de Saskatoon est intervenu rapidement.

2.10 *Enregistreurs de bord*

L'aéronef n'était pas tenu d'avoir des enregistreurs de bord homologués. Lorsqu'un enregistreur de conversations dans le poste de pilotage et un enregistreur des données de vol ne sont pas disponibles pour une enquête, cela peut empêcher la détermination et la communication des lacunes de sécurité en vue de promouvoir la sécurité des transports.

3.0 Conclusions

3.1 *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs*

1. La perte de puissance du moteur droit est survenue lorsque la roue droite cylindrique intermédiaire de l'arbre de détecteur de couple s'est rompue. Cela a provoqué une perte d'entraînement de la pompe haute pression entraînée par le moteur, une panne d'alimentation en carburant et un arrêt immédiat du moteur.
2. La capacité de la pompe à éjecteur 2 du côté gauche à fournir du carburant au réservoir collecteur était compromise par un corps étranger dans la buse de la pompe à éjecteur.
3. Lorsque le niveau de carburant dans le réservoir collecteur gauche a diminué, le voyant d'avertissement de niveau de carburant du réservoir gauche s'est vraisemblablement allumé, mais sans que l'équipage s'en rende compte.
4. Les pilotes n'ont pas effectué la liste de vérifications en cas d'avertissement de bas niveau de carburant parce qu'ils ne se sont pas rendu compte que le voyant d'avertissement de niveau de carburant du réservoir gauche était allumé. Par conséquent, le robinet d'intercommunication est resté fermé, et le moteur gauche était alimenté seulement par le carburant de l'aile gauche.
5. Le moteur gauche s'est éteint en raison de la vidange du réservoir collecteur et de la panne d'alimentation en carburant, et l'équipage a dû faire un atterrissage forcé qui s'est terminé par un impact avec un mur antibruit en béton.

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. Selon la combinaison du niveau de carburant et de l'angle d'inclinaison en vol non coordonné avec un moteur, le système de pompes à éjecteur peut ne pas avoir la capacité d'alimentation requise, lorsque l'orifice d'entrée de l'éjecteur 1 est exposé, d'empêcher la vidange éventuelle du réservoir collecteur quand le moteur fonctionne à pleine puissance. La vidange du réservoir collecteur entraîne une perte de puissance du moteur.
2. L'annonceur d'avertissement principal ne clignote pas; ceci entraîne un risque que les membres de l'équipage ne se rendent pas compte qu'un segment du panneau annonceur est allumé, augmentant ainsi le risque qu'ils n'interviennent pas pour corriger la situation qui a activé l'avertissement.
3. Lorsque des enregistrements des conversations dans le poste de pilotage et des enregistrements des données de vol ne sont pas disponibles pour une enquête, cela peut empêcher la détermination et la communication des lacunes de sécurité en vue de promouvoir la sécurité des transports.
4. Parce que les orifices d'entrée des pompes à éjecteur ne sont pas crépinés, il y a un risque qu'un corps étranger dans le réservoir de carburant vienne se loger dans une

buse d'éjecteur, entraînant une diminution du débit d'alimentation en carburant au réservoir collecteur.

3.3 *Autres faits établis*

1. La décision de l'équipage de ne pas récupérer ni de larguer les magnétomètres immédiatement a entraîné une longue période de vol avec une performance ascensionnelle minimale.
2. Il n'a pas été possible de déterminer la composition et l'origine du corps étranger, de même que comment ou quand il a été introduit dans le réservoir de carburant.
3. Le système SkyTrac a fourni, en temps opportun, des renseignements sur la position qui auraient aidé le personnel de recherche et sauvetage si des données relatives à la position avaient été requises.
4. La police, les pompiers et les ambulanciers paramédicaux de Saskatoon sont arrivés rapidement sur les lieux de l'accident et ont porté assistance aux survivants de façon efficace.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures prises

4.1.1 Fugro Aviation Canada Limited

Immédiatement après l'événement, Fugro a immobilisé au sol ses autres CASA C-212. Avant d'en reprendre l'exploitation le 30 juin 2011, l'entreprise a :

- révisé ses procédures d'urgence en cas de perte d'un moteur pour le CASA C-212 de façon à inclure l'alimentation en carburant au moteur opérant à partir des 2 réservoirs, gauche et droit, en ouvrant le robinet d'intercommunication;
- modifié l'aéronef avec l'ajout d'un coupe-câble télécommandé sur les câbles de traction des magnétomètres. Ce coupe-câble permet aux pilotes de larguer les magnétomètres à partir du poste de pilotage, éliminant ainsi la nécessité pour l'opérateur d'équipement de levé de quitter son siège, et permettant aux pilotes d'améliorer rapidement la performance ascensionnelle de l'aéronef en cas de perte de puissance d'un moteur.

En octobre 2011, l'aéronef a été modifié avec l'installation d'un circuit d'allumage continu des moteurs.

Fugro a également augmenté la fréquence et élargi la portée de certaines inspections de maintenance du circuit carburant du CASA C-212, notamment le nettoyage des buses des pompes à éjecteur.

4.1.2 Transports Canada

Le 14 avril 2011, Transports Canada a effectué une inspection des processus du contrôle d'exploitation et de certification après maintenance de Fugro suivis pour le vol en question. L'inspection des processus a été menée en conformité avec l'*Instruction visant le personnel (IP) SUR-001, Édition n° 4*, de l'Aviation civile. L'inspection a permis d'établir que tous les processus examinés respectaient les exigences réglementaires applicables et qu'ils étaient suivis de la façon décrite dans les manuels approuvés de l'entreprise.

4.1.3 Honeywell Aerospace

Honeywell Aerospace a entrepris une révision du manuel de maintenance des composants du détecteur de couple. La révision exigera un contrôle magnétoscopique de la roue droite cylindrique en plus d'une inspection visuelle.

4.1.4 Airbus Military

Airbus Military a entrepris une révision de la procédure en cas de panne moteur en vol dans le manuel de vol du CASA C-212. La révision comprend l'ajout d'une mise en garde qui indique que les étapes suivantes ne doivent pas être exécutées en cas de fuite de carburant sur le côté touché et l'ajout de 2 étapes de procédure subséquentes pour activer la pompe de

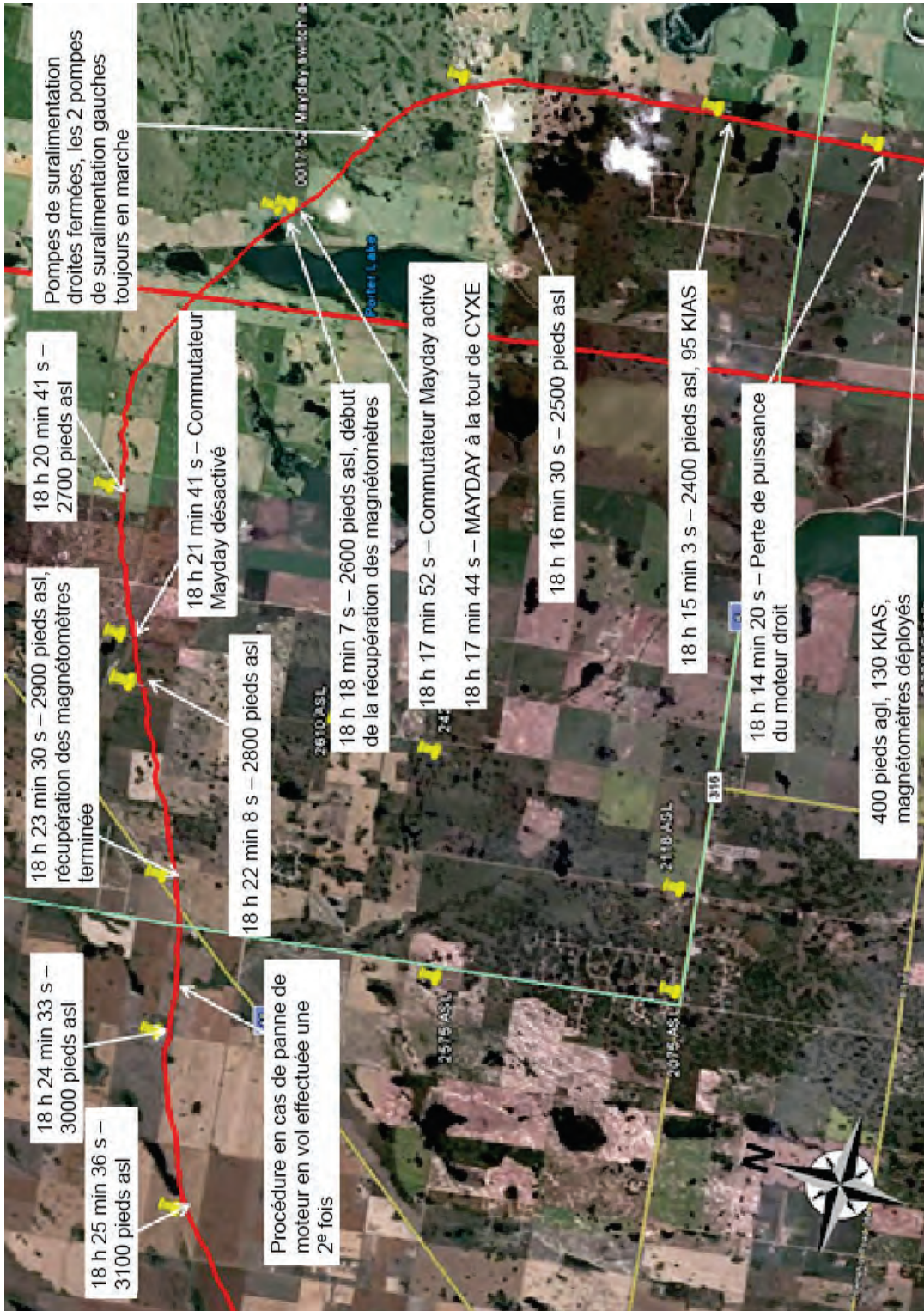
suralimentation en carburant normale pour le moteur en panne et mettre la commande de régulation carburant à la position « crossfeed » (intercommunication).

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 12 décembre 2012. Il est paru officiellement le 8 janvier 2013.

Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web (www.bst-tsb.gc.ca). Vous y trouverez également la Liste de surveillance qui décrit les problèmes de sécurité dans les transports présentant les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a établi que les mesures prises jusqu'à présent sont inadéquates, et que tant l'industrie que les organismes de réglementation doivent prendre de nouvelles mesures concrètes pour éliminer ces risques.

5.0 Annexes

Annexe A – Trajectoire de vol de 18 h 14 à 18 h 25 min 36 s



Annexe B – Procédure en cas de panne de moteur en vol (en anglais seulement)

H. ENGINE FAILURE/FIRE IN FLIGHT

- 1. Speed/Power levers.....(PNF)..... Set Max Power
- 2. Engine.....(PF/PNF)..... IDENTIFY/CONFIRM

>>WARNING<<

With a malfunctioning FCU using the accepted Dead Foot Dead Engine logic, the wrong engine could be shut down. Use caution and include reference to the engine instruments to aid in identifying the correct failure.

- 3. (C) E-Handle.....(PNF)..... FEATHER
- 4. Hydraulic pump.....(PNF)..... ON
- 5. Flaps(PNF)..... 25%
- 6. Heating lever(PNF)..... CLOSED

IF FIRE EXISTS

- 7. Fire Bottle.....(PNF)..... PRESS

NOTE

IF THE FIRE LIGHT IS STILL ILLUMINATED AFTER 30 SECONDS DISCHARGE THE SECOND BOTTLE.

- 8. Survey master(PNF)..... OFF
- 9. Boost pumps.....(PNF)..... OFF
- 10. Generator(PNF)..... OFF
- 11. Eng inlet HEAT (Failed eng)..(PNF)..... OFF
- 12. (C) Fuel Switch.....(PNF)..... CLOSED
- 13. EM/ MAG bird.....(OPER)..... RECOVER OR RELEASE
- 14. ATC.....(PNF)..... MAYDAY CALL
- 15. SKY TRAC(CP)..... ACTIVATE MAYDAY

LAND AS SOON AS POSSIBLE

AFTER LANDING

Stop the aircraft on the runway and check for fire. If necessary evacuate the aircraft.



Annexe C – Trajectoire de vol de 18 h 25 min 36 s à 18 h 30 min 2 s



Annexe D – Vérification avant atterrissage (en anglais seulement)

BEFORE LANDING CHECK

Birds..... (Operator).....UP
Winch Power..... (PNF)..... OFF
AUX Fuel Pumps..... (PNF)..... ON
Taxi Light (PNF)..... ON
Seat Belts..... (All) Secure
..... (PNF) Completed to the Line

Hydraulic Pump..... (PNF)..... ON
Nose Wheel..... (P) .Exercised & Centered
Brakes (P/CP) Checked
Speed Levers..... (PNF)..... HIGH
Flaps (PNF)..... As Required
Heating Lever..... (PNF)..... CLOSED

Annexe E – Procédures en cas de panne de plus d'un moteur et d'atterrissage d'urgence (en anglais seulement)

Fugro Aviation Canada Limited
Quick Reference Handbook

CASA C-212-CC
Edition 1

I. MULTIPLE ENGINE FAILURE

- | | | |
|------------------------|----------------|------------------------|
| 1. (C) E-Handles | (PF/PNF) | CONFIRM/FEATHER |
| 2. Flaps..... | (PNF) | UP |

KEEP FLAPS UP UNTIL ABSOLUTELY NECESSARY

- 3. Bus tied switch(PNF) **EMERGENCY**
Reduce electrical load below 80 amps and attempt to relight the engines. Remain within the in-flight engine starting envelope If airstart is not achieved prepare for an emergency landing.
- 4. Best glide speed.....(PF) **MAINTAIN**
- 5. ATC(PNF) **MAYDAY CALL**
- 6. SKY TRAC.....(CP) **ACTIVATE MAYDAY**

BEST GLIDE SPEEDS

<u>12.000</u>	<u>13.000</u>	<u>14.000</u>	<u>15.000</u>	<u>16.000</u>	<u>16.500</u>
93 knots	97 knots	101 knots	104 knots	107 knots	109 knots

J. EMERGENCY LANDING

- 1. MAYDAY(PNF) **BROADCAST**
- 2. SKY TRAC(CP) **ACTIVATE MAYDAY**
- 3. Wing tail de-ice.....(PNF) **As Required**
- 4. HEATING Lever.....(PNF) **CLOSED**
- 5. FLAPS.....(PNF) **AS Required**

Touchdown should be made in a normal landing attitude. If there are obstructions in the landing path and damage to the aircraft appears possible the FUEL switches and the MASTER SWITCH should be turned off just prior to touchdown.

- 6. Discharge #1 and #2 Bottles(PNF)..... **As Required**

Press switches after touch down if fire appears likely

Annexe F – Procédure en cas d’avertissement de bas niveau de carburant (en anglais seulement)

A. FUEL LEVEL WARNING

- | | |
|---|-----------------------|
| 1. Fuel feeding lever (PNF) | CROSS-FEED |
| 2. Boost pumps..... (PNF) | ALL 4 PUMPS ON |

If a fuel level warning light illuminates prematurely, check the total tank contents on the fuel quantity indicator and the fuel consumed on the totalizer. Check that the sum of these indications corresponds with the fuel at the start of the flight. If the totalizer approximates the flight plan fuel consumption and the contents indicates lower than expected level a leak should be suspected and a visual inspection made. Evidence of any type fuel leak is considered a serious fire hazard. If a leak occurs in flight in close proximity to an engine, a precautionary engine shutdown should be considered. Land at the nearest suitable airport which has a runway of sufficient length to allow a landing without using reverse thrust.

>>WARNING<<

Do not use reverse thrust when landing with a Fuel leak. Reverse thrust may direct the leaking fuel onto the engine causing it to ignite.

NOTE

If the engine is operated with the boost pumps off or the leading edge fuel filter is blocked, the ejector pumps will not function. This will result in abnormal fuel transfer and illumination of the Fuel Level warning light

Annexe G – Procédure en cas d'avertissement de pression de carburant (en anglais seulement)

Fugro Aviation Canada Limited
Quick Reference Handbook

CASA C-212-CC
Edition 1

B. FUEL PRESSURE WARNING

- | |
|--|
| 1. Boost pumps (PNF) AUX PUMPS ON |
| 2. Fuel Pressure indicator(PNF) Check |
| If no pressure is indicated, Crossfeed as outlined below. |

CAUTION

Avoid excessive pitch, bank, and acceleration with low fuel levels. Maintain altitude for as long as possible.

IN FLIGHT CROSS FEED

- a) Fuel boost pumps (Supply side).....**ON**
- b) Cross feed Lever..... **CROSS FEED**
- c) Fuel boost pumps (Non-supply side)..... **OFF**

Annexe H – Résultats des essais du circuit carburant de l’aile gauche (en anglais seulement)

Tableau H1. Condition A: Pompe à éjecteur 2 sans obstruction

Test run number	Date of test run	Recorded fuel pressure	Recorded primary pressure	Flow rate (pounds per minutes)	Wing angle (degrees)	Exposure of #1 ejector	Illumination of low-level warning indicator	Audible pump cavitation	Pressure fluctuation	Flickering of low-pressure lamp	Illumination of low-pressure caution lamp
		Pounds per square inch				Time of onset from beginning of test (minutes:seconds)					
1	3-Jan-12	21	14	15.4/2:00	3	33:24	37:14	n/a	n/a	n/a	n/a
2	3-Jan-12	21	14	84.2/not recorded	5	9:11	13:25	30:49	30:54	n/a	31:11
3	4-Jan-12	21	14	30.4/4:00	6.8	1:02	5:17	22:34	22:56	n/a	23:12
11	4-Jan-12	21	14	143.6/19:00	7	00:56	5:46	24:02	24:49	25:06	25:19
12	4-Jan-12	21	14	76.6/10:00	7	00:55	5:42	23:39	24:29	24:45	24:59
13	5-Jan-12	21	14	77.4/10:00	5	9:29	13:58	32:05	32:42	32:58	33:12
14	5-Jan-12	21	14	100/13:00	5	9:30	14:04	32:20	32:43	33:01	33:17

Tableau H2. Condition B: Corps étranger placé manuellement dans la buse de la pompe à éjecteur 2

Test run number	Date of test run	Recorded fuel pressure	Recorded primary pressure	Flow rate (pounds per minutes)	Wing angle (degrees)	Exposure of #1 ejector	Illumination of low-level warning indicator	Audible pump cavitation	Pressure fluctuation	Flickering of low-pressure lamp	Illumination of low-pressure caution lamp
		Pounds per square inch									
4	4-Jan-12	21	15	23.4/3:00	3	29:40	36:23	49:35	49:40	n/a	50:31
5	4-Jan-12	21	15	152.4/20:00	5	8:05	12:16	25:25	25:33	25:48	27:45
6	4-Jan-12	21	15	61/8:00	7	0:58	3:20	12:36	12:59	13:09	13:21
7	4-Jan-12	21	15	38.2/5:00	5	8:21	12:46	25:36	26:01	26:19	28:22
8	4-Jan-12	21.5	15	75.8/10:00	5	8:21	12:41	25:12	25:47	26:06	27:54
9	4-Jan-12	21	15	74.2/10:00	7	0:58	3:21	12:33	13:01	13:09	13:23
10	4-Jan-12	21	15	61.2/8:00	7	0:58	3:26	12:42	13:20	13:29	13:34

Tableau H3. Condition C: Corps étranger ingéré par la pompe à éjecteur 2 dans l'aile

Test run number	Date of test run	Recorded fuel pressure	Recorded primary pressure	Flow rate (pounds per minutes)	Wing angle (degrees)	Exposure of #1 ejector	Illumination of low-level warning indicator	Audible pump cavitation	Pressure fluctuation	Flickering of low-pressure lamp	Illumination of low-pressure caution lamp
		Pounds per square inch									
15	5-Jan-12	21	14	30.4/4:00	7	0:53	5:34	23:21	24:15	24:30	24:46
16	5-Jan-12	21	14	14.8/2:00	7	0:59	5:43	23:39	24:29	24:45	24:59

Tableau H4. Condition D: Corps étranger ingéré par la pompe à éjecteur 2 sur le banc d'essai

Test run number	Date of test run	Recorded fuel pressure	Recorded primary pressure	Flow rate (pounds per minutes)	Wing angle (degrees)	Exposure of #1 ejector	Illumination of low-level warning indicator	Audible pump cavitation	Pressure fluctuation	Flickering of low-pressure lamp	Illumination of low-pressure caution lamp
		Pounds per square inch				Time of onset from beginning of test (minutes:seconds)					
17	6-Jan-12	21	14	30/4:00	7	0:56	3:47	14:31	15:12	15:25	15:38
18	6-Jan-12	21	14	30.2/4:00	5	8:47	12:43	25:18	25:59	26:21	27:12
19	6-Jan-12	21	14	14.5/2:00	7	0:53	3:54	14:54	15:39	15:52	16:03
20	6-Jan-12	21	14	45.4/6:00	5	8:47	12:46	25:24	26:06	26:26	27:12