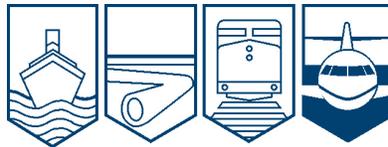


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A10W0155



**PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AU SOL
DU CIRRUS DESIGN CORPORATION SR22, C-FGLA
À 5 NM AU NORD-OUEST DE SUNDRE
(ALBERTA)
LE 24 SEPTEMBRE 2010**

Canada

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 maîtrise et collision au sol

du Cirrus Design Corporation SR22, C-FGLA
à 5 nm au nord-ouest de Sundre
(Alberta)

le 24 septembre 2010

Rapport numéro A10W0155

Synopsis

L'aéronef privé Cirrus Design Corporation SR22 (portant l'immatriculation C-FGLA et le numéro de série 1681) effectue un vol aller-retour sans escale à vue en provenance de l'aéroport de Calgary/Springbank (Alberta) à destination de la région de Sundre (Alberta) avec à son bord 3 personnes. À environ 5 milles marins au nord-ouest de Sundre, l'aéronef amorce une descente avec virage serré à partir d'une altitude approximative de 1600 pieds au-dessus du sol et il percute ce dernier dans un champ à 13 h 47, heure avancée des Rocheuses. L'aéronef est détruit par la force de l'impact et l'important incendie qui s'ensuit. Aucun signal d'émetteur de localisation d'urgence n'est détecté. Les 3 occupants sont mortellement blessés.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le déroulement du vol a été reconstitué à partir des enregistrements de bord, qui comprenaient des données provenant des instruments de bord de l'aéronef, ainsi qu'à partir des enregistrements de données et radar de NAV CANADA (voir les annexes A et B).

L'aéronef a quitté Springbank (CYBW) à 13 h 19¹, pour un vol d'une durée prévue de 1,5 heure. L'aéronef s'est dirigé vers le nord-ouest, à destination de l'aéroport de Sundre (CFN7), à 40 milles marins (nm) au nord de Springbank, à une altitude maximale de 6500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), et à une vitesse sol maximale de 160 nœuds. Une descente a été amorcée à 21 nm au sud-est de CFN7. En raison de la dissimulation par le terrain, le dernier signal de retour de contrôle de la circulation aérienne produit par la source radar de Calgary, à 13 h 36, indique que l'aéronef C-FGLA descendait à une altitude de 5700 pieds asl.

L'aéronef C-FGLA a survolé CFN7 et a effectué un circuit à droite, suivi d'un posé-décollé sur la piste 32 à 13 h 41. Après le posé-décollé, alors que l'aéronef franchissait l'extrémité de départ de la piste, il a oscillé légèrement en tangage.

L'aéronef a ensuite grimpé jusqu'à environ 5600 pieds asl, en cap nord-ouest, à une vitesse indiquée se situant entre 105 nœuds et 109 nœuds (KIAS). À 13 h 43 min 50 s, l'aéronef a tourné vers la gauche, à un cap variant entre 220° et 227° magnétique (M). L'aéronef a maintenu une assiette relativement stable, son angle d'inclinaison variant entre 5° à gauche et à droite, et un angle de cabré d'environ 5°. À 13 h 44 min 21 s, l'aéronef a commencé à tanguer jusqu'à un angle maximal de 15° en cabré, sans augmentation de la vitesse verticale ou de l'accélération normale², et il est graduellement descendu à 5500 pieds asl, ou 1650 au-dessus du sol (agl)³. Durant ce temps, la vitesse indiquée a baissé graduellement de 130 nœuds à 67 nœuds.

À 13 h 45 min 35 s, l'aéronef a entamé un virage par la droite qui a augmenté à une cadence maximale de 11° par seconde. La vitesse indiquée est passée à 98 nœuds, accompagnée d'un angle de piqué de 80° et d'un taux de descente augmentant à une cadence rapide. Les caractéristiques de ce virage laissent croire qu'il s'agissait des premiers stades d'une vrille⁴. Lorsque le virage a atteint 329° M à 1100 pieds agl, l'aéronef est entré dans un mouvement de roulis à gauche. À 13 h 45 min 48 s, la qualité des enregistrements de bord s'est détériorée en raison d'assiettes extrêmes; cela a entraîné la perte de données valides sur le tangage et le roulis.

¹ Toutes les heures sont à l'heure avancée des Rocheuses (temps universel coordonné moins 6 heures).

² Un aéronef fait l'objet d'une accélération normale le long de l'axe vertical, laquelle est exprimée sous forme de gravité (g).

³ L'élévation du sol au site de l'accident était d'environ 3850 pieds asl.

⁴ Selon le *Manuel de pilotage – Avion*, 4^e édition de Transports Canada, l'amorce d'une vrille débute avec le décrochage et la rotation de l'aéronef et continue jusqu'à ce que l'axe de la vrille devienne vertical ou quasi vertical. La vrille découle d'une tendance au roulis automatique créée durant un décrochage. Un piqué en spirale ressemble à une vrille, la différence principale avec cette dernière tenant à l'augmentation rapide de la vitesse.

À ce moment, le cap diminuait en passant par 120° M, la vitesse indiquée était de 103 nœuds et l'aéronef affichait un taux de descente verticale de plus de 5000 pieds par minute (pi/min), les charges positives dans l'axe vertical étant alors de 2,4 g. À 13 h 45 min 51 s, les dernières données enregistrées indiquaient que l'aéronef se trouvait à 160 pieds, sur le plan latéral, du point d'impact. La vitesse indiquée augmentait à 132 nœuds tandis que le taux de descente verticale augmentait à 6900 pi/min et l'accélération verticale atteignait approximativement 3,5 g. Le moteur tournait tout au long de la descente vers le sol.

Épave

La majeure partie de l'épave se trouvait à une distance de 60 pieds du 1^{er} point d'impact. Le caractère compact du site de l'épave principale et l'étendue des dommages indiquaient que l'aéronef avait percuté le sol à un angle de trajectoire de vol prononcé et en piqué. Les ailes et le fuselage, ainsi que l'avant de la queue, y compris le poste de pilotage et la cabine, ont été ravagés par l'important incendie qui s'est déclenché après l'impact. Cela a limité l'examen détaillé de l'épave. Bien qu'aucun défaut préexistant n'ait été détecté, il n'a pas été possible de déterminer de manière concluante si une défectuosité de la cellule ou un mauvais fonctionnement d'un système avait contribué à l'accident.

La section de la queue arrière est le seul élément important de la cellule qui a résisté à l'incendie consécutif à l'impact. La gouverne de direction s'était séparée du plan fixe vertical au moment de l'impact. Les volets hypersustentateurs étaient rentrés. Toutes les gouvernes étaient présentes, et l'examen du système de commande de vol qu'il a été possible d'effectuer a permis de déterminer qu'aucune défectuosité n'était présente avant l'impact. La présence de dommages mécaniques à tous les mécanismes de verrouillage des portes de cabine laisse croire que les 2 portes étaient fermées au moment de l'impact.

Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques au moment de l'événement comprenaient une visibilité illimitée, des nuages fragmentés en altitude et de légers vents au sol provenant du sud-ouest. Des preuves de dérive de la fumée et des flammes relevées au site de l'écrasement ont confirmé l'observation des vents. Les pilotes qui ont volé dans la zone au cours de la matinée ce jour-là ont constaté des vents au-dessus du sol du nord-ouest à environ 15 nœuds et de légères turbulences.

L'endroit le plus proche procurant des bulletins météorologiques pour l'aviation était l'aéroport régional de Red Deer, situé à 40 nm au nord-est du site de l'accident. Le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) de 14 h pour Red Deer s'énonçait comme suit : vent du 240° V à 2 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres, nuages en altitude, température de 17 °C, point de rosée de 0 °C, et calage altimétrique de 29,99 pouces de mercure (po Hg).

Renseignements sur le pilote et les passagers

Le pilote aux commandes, qui occupait le siège avant gauche, avait reçu un permis de pilote privé au début de 2005, à la suite d'une formation à bord du Cessna 172. Il était titulaire d'une qualification de vol aux instruments du groupe 3 valide, ainsi que des annotations multimoteurs et vol de nuit. Les dossiers disponibles indiquent qu'au moment de l'événement le pilote avait à son actif environ 567 heures de vol au total, dont 448 heures à bord du Cirrus

Design Corporation⁵ SR22. Avant de recevoir le C-FGLA en 2005, il était inscrit à un programme de formation de transition sur le SR22, qui comprend normalement de 7 à 10 heures d'instruction au sol et de 10 à 15 heures d'instruction en vol. Après 5,5 heures d'instruction au sol et 3,9 heures d'instruction en vol, il a fallu mettre fin à la formation en raison des conditions météorologiques. Le pilote a décidé de prendre possession du C-FGLA et de le piloter jusqu'à Springbank, accompagné d'un instructeur certifié Cirrus qui connaissait bien le SR22. Il a reçu par la suite au moins 50 heures d'instruction double sur son aéronef et, plus tard, il a volé avec l'instructeur pendant environ 150 heures pour améliorer ses aptitudes et se tenir à jour. Le pilote était reconnu pour sa compétence et son approche fondée sur la prudence en vol.

Les 2 autres occupants étaient des pilotes qui avaient acheté le C-FGLA le matin de l'accident. L'un était titulaire d'un permis de pilote privé pour les aéronefs à voilure fixe depuis 1985 et d'un permis de pilote de planeur depuis 1984. Son temps de vol total à bord d'aéronefs motorisés était d'environ 165 heures; il n'avait à son actif aucune heure à bord du SR22. L'autre était un élève-pilote d'aéronefs à voilure fixe. Il avait fait la majeure partie du programme de formation de pilote privé et avait, à son actif, 63 heures de vol au total. Son expérience à bord du SR22 se limitait à un vol de 2 heures au cours duquel il avait accompagné le propriétaire de l'appareil, soit un vol aller-retour Springbank-Edmonton, ainsi qu'à un vol de familiarisation de 1 heure avec un instructeur à Springbank.

On n'a pas été en mesure de déterminer quel occupant était assis dans le siège avant droit au moment de l'accident. Aucun des 3 occupants ne présentait de problème médical majeur, et il n'a pas été possible de déterminer avec certitude leurs cycles repos et travail récents.

⁵ Cirrus Design Corporation est la désignation légale du fabricant du C-FGLA. Cette entreprise sera désignée, ailleurs dans le présent rapport, sous le nom Cirrus, terme sous lequel l'entreprise et ses produits sont connus.

Renseignements sur l'aéronef

Commandes de vol

Le SR22 est pourvu de commandes doubles qui se composent de manches simples ressortant des extrémités gauche et droite du tableau de bord (voir la Photo 1). Pour la commande en tangage, il faut pousser et tirer le manche du tableau. Pour la commande en roulis, il faut déplacer le manche d'un côté à l'autre. Les forces de rappel exercées dans le système centralisent le manche en position neutre pour la commande en tangage et en roulis, et compensent les forces de réaction accrues auxquelles est soumis le pilote alors que la vitesse indiquée augmente. Les principes de commande sont semblables à ceux de la plupart des autres aéronefs de l'aviation générale légère. Toutefois, compte tenu de certaines différences au chapitre des forces d'action et de réaction, les nouveaux pilotes ont habituellement besoin d'une courte période de familiarisation.



Photo 1. Commandes du poste de pilotage et de vol d'un SR22
(Source : Steve Pellegrino 2004; reproduction autorisée)

Avionique

Le C-FGLA était pourvu d'un système d'instrumentation, Avidyne Entegra, constitué d'affichages à cristaux liquides plats comprenant tous les instruments de vol et systèmes de navigation. L'écran principal de vol (PFD) se trouvait devant la position du pilote de gauche; à droite de cet écran, il y avait un écran multifonction (MFD). Le PFD offrait les éléments suivants : ruban de vitesse et ruban altimétrique, vitesse verticale, indicateur de situation horizontale, indicateur d'assiette et compas. Les paramètres du moteur étaient affichés par voie numérique sur le MFD, de même que les renseignements de navigation.

Le PFD et le MFD peuvent conserver une mémoire non volatile une fois l'alimentation électrique de l'aéronef coupée. De la mémoire non volatile du PDF, on a extrait des données à partir desquelles certains détails du dernier vol de l'aéronef ont pu être reconstitués. Le MFD a subi d'importants dommages en raison de l'impact et de l'incendie, ce qui a fait disparaître les renseignements liés au fonctionnement du moteur.

Les instruments analogiques de soutien, qui comprenaient l'altimètre, l'indicateur de vitesse et l'indicateur d'assiette, étaient installés du côté gauche du tableau de bord sous le PFD. L'indicateur de vitesse et l'indicateur d'assiette, qui étaient endommagés, ont été examinés par le laboratoire du BST, qui a cherché à déterminer les indications que donnaient ces instruments au moment de l'impact. L'aiguille de l'indicateur de vitesse était prise entre 115 nœuds et 120 nœuds. L'indicateur d'assiette et l'altimètre ne contenaient pas d'information utile.

Le C-FGLA était doté d'un pilote automatique/directeur de vol à deux axes S-TEC 55X qui comprenait les modes cap, navigation, altitude et vitesse verticale. La version du logiciel faisant fonctionner le système Avidyne Integra ne permettait pas le stockage des données opérationnelles du pilote automatique.

Extracteur de parachute de cellule Cirrus (CAPS)

Le C-FGLA a été doté, en usine, d'un extracteur de parachute de cellule Cirrus (CAPS), offert comme matériel standard à bord de tous les aéronefs fabriqués par Cirrus. Il est conçu pour protéger les occupants en abaissant l'avion au sol en cas de situations d'urgence en vol; notamment une collision en vol, une défaillance de structure, une perte de maîtrise, un atterrissage en terrain inhospitalier et une incapacité du pilote (voir l'Annexe C). Le système se compose d'un parachute de 2400 pi² qui est fixé à l'aéronef et dont l'ouverture est provoquée par une roquette. Le manuel d'utilisation à l'intention des pilotes indique que le système est activé manuellement : il suffit de saisir à deux mains une poignée en T située au plafond et de l'abaisser d'un mouvement énergique et soutenu. Une force de traction égale ou supérieure à 45 livres peut être requise. La poignée est verrouillée au moyen d'une goupille de sécurité lorsque l'aéronef est au sol. On peut s'attendre à ce que le support retenant la poignée se plie.

La section 5 du Guide de formation sur les renseignements de sécurité du SR22 énonce ce qui suit :

Il n'y a pas d'altitude minimale nécessaire au déploiement. Cela est imputable au fait que la perte réelle d'altitude durant un déploiement donné dépend de la vitesse, de l'altitude et de l'assiette de l'avion au moment du déploiement ainsi que d'autres facteurs environnementaux. À titre indicatif, la perte d'altitude démontrée à partir de l'entrée dans une vrille à une rotation jusqu'à la stabilisation du parachute est de 920 pieds. La perte d'altitude démontrée lors de déploiements en palier était de moins de 400 pieds. Compte tenu de ces résultats, il serait utile d'avoir 2000 pieds agl en tête en tant que seuil d'altitude de décision.

Dans un questionnaire fondé sur la section 10 du Manuel d'utilisation à l'intention des pilotes, soit celle sur les renseignements de sécurité, le pilote aux commandes a énoncé des scénarios où l'activation du CAPS pouvait être appropriée. De telles situations comprennent une collision en vol, une défaillance de structure, une perte de maîtrise, l'absence de terrain d'atterrissage et une incapacité du pilote.

Pour activer le déploiement du système CAPS au moyen de la roquette, on saisit la poignée en T et on l'abaisse d'un mouvement énergique, ce qui entraîne la déformation d'un support en aluminium qui fixe le câble et la poignée au toit de la cabine. Dans l'épave du C-FGLA, on a constaté que la poignée en T était entièrement rentrée dans son logement et que le support n'était

pas déformé. Un support non déformé indique que la poignée en T n'a pas été tirée. Toutefois, il ne faut pas toujours s'y fier.

Bien que la roquette ait été lancée de l'aéronef, les cordes du parachute étaient groupées ensemble et déposées sur des branches d'arbre à l'avant de l'épave principale. Le parachute gisait sur le sol, bien plié, à côté de son sac, ce qui indiquait que l'activation du système avait eu lieu au moment de l'impact. La goupille de sécurité n'était pas en place et n'a pas été trouvée dans l'épave. Le pilote avait pris l'habitude de retirer la goupille avant le vol, ce qui était conforme aux procédures normales du manuel d'utilisation à l'intention des pilotes SR22.

Procédure de sortie de vrille

En 2002, Cirrus a certifié le SR20, prédécesseur du SR22, conformément à la norme *FAR23.221*, de la Federal Aviation Administration (FAA) des É.-U., qui établit les normes en matière de sortie de vrille pour les avions de catégorie normale à un moteur. Cette norme a été établie d'après une résistance démontrée aux vrilles et/ou la capacité de sortir d'une vrille à une rotation ou de 3 secondes, selon le plus long des 2, en 1 rotation supplémentaire maximum, une fois les commandes activées pour la sortie. Durant la certification du SR20, la FAA a accordé un niveau de sécurité équivalent à celui de la norme *FAR23.221*, compte tenu des caractéristiques de décrochage de l'appareil et du fait que le système CAPS dont était pourvu le système servait de méthode de sortie en cas de vrille non intentionnelle. Le SR22 a été certifié en vertu d'un niveau de sécurité équivalent à celui donné au SR20, et la section sur les procédures d'urgence du Manuel de vol de l'aéronef (révision A7), indique ce qui suit :

Les vrilles ne sont pas approuvées pour le SR22 et cet appareil n'a pas fait l'objet d'essais ou d'une certification relatifs aux caractéristiques de sortie de vrille. La seule méthode de sortie de vrille approuvée et démontrée est l'activation du CAPS... Compte tenu de ce qui précède, si on perd la maîtrise du vol, le CAPS doit être déployé.

Bien que les caractéristiques de décrochage du SR22 rendent très peu probable l'entrée dans une vrille non intentionnelle, cette dernière reste possible. L'entrée dans une vrille peut être évitée en faisant montre de professionnalisme, soit en utilisant de manière coordonnée les commandes dans les virages, en régulant de façon appropriée la vitesse indiquée en fonction des recommandations de ce manuel, et en ne faisant jamais une utilisation abusive des commandes de vol en effectuant des manoeuvres brusques, notamment en employant des effets sur les gouvernes excessifs à l'approche d'un décrochage.

Si, au moment du décrochage, les commandes sont appliquées à tort et que l'on emploie des effets excessifs sur la gouverne de profondeur, la gouverne de direction et/ou les ailerons, un enfoncement de l'aile peut être soudainement ressenti et il est possible que l'aéronef entre dans une spirale ou une vrille. Dans certains cas, il peut être difficile de déterminer si l'aéronef est entré dans une spirale ou le début d'une vrille.

AVERTISSEMENT

Dans tous les cas, si l'aéronef entre dans une assiette inhabituelle à partir de laquelle une sortie n'est pas prévue avant l'impact avec le sol, il faut déployer immédiatement le CAPS.

La perte d'altitude démontrée minimale pour le déploiement du CAPS dans le cas d'une vrille à une rotation est de 920 pieds. L'activation à altitude plus élevée procure une marge de sécurité accrue pour les sorties au moyen du parachute. Ne perdez ni temps ni altitude à tenter de sortir d'une spirale/d'une vrille avant d'activer le CAPS.

La section de la liste de vérification indique qu'en cas d'entrée accidentelle dans une vrille le système CAPS doit être activé. Le document ne mentionne, à aucun endroit, la sortie au moyen des commandes de vol.

Au moment où le pilote du C-FGLA a reçu son aéronef en 2005, Cirrus mettait à la disposition des pilotes, dans ses locaux, une maquette de la cabine pour qu'ils puissent se familiariser avec la marche à suivre pour le déploiement du CAPS. L'entraînement sur simulateur fondé sur des scénarios n'était pas offert à ce moment. Au cours des dernières années, les organismes de formation commerciale ont élaboré des programmes comprenant des séances en classe et des séances sur simulateurs reproduisant des situations de la vie réelle dans lesquelles il faut déployer le CAPS. Cette formation fait ressortir la nécessité de prendre des décisions rapidement, et permet au pilote de mettre en pratique, tant mentalement que physiquement, l'exécution de la marche à suivre pour le déploiement du CAPS dans des situations d'urgence simulées.

Registre des déploiements du CAPS

De janvier 1999 à mars 2011, Cirrus a documenté 28 activations du CAPS dans le monde entier. Dans certains cas, les conditions propices à un déploiement approprié, par exemple une altitude suffisante, n'étaient pas présentes. Bien que les résultats potentiels des activations ne puissent être évalués avec certitude, Cirrus estime que 48 vies ont été sauvées par les déploiements du CAPS. Récemment, on a rapporté des situations dans lesquelles le CAPS avait été déployé à la suite d'une défaillance du moteur et d'une perte de maîtrise et dans lesquelles il n'y avait pas eu de blessures graves. Dans un cas⁶, l'activation s'est faite à environ 1000 pieds agl et, dans l'autre, à environ 500 pieds agl⁷. Le CAPS a été déployé avec succès au Royaume-Uni au cours d'un événement survenu en août 2010 qui mettait en cause un Cirrus SR20. L'aéronef était entré dans un piqué en spirale et, au moment de l'activation, la vitesse indiquée était de 187 nœuds, l'angle d'inclinaison de 45°, l'angle de piqué de 9° et les forces d'accélération de 4 g⁸.

Pour la même période, la base de données du National Transportation Safety Board (NTSB) fait état de 68 événements. De ceux-ci, on estime que le CAPS aurait pu être déployé avec succès durant 15 de ces événements, au cours desquels il y a eu 32 décès. Exception faite d'un événement pour lequel un passager survivant a été en mesure de se rappeler que le pilote n'avait pas activé le système, on n'a pas été en mesure de déterminer les raisons pour lesquelles le déploiement n'avait pas eu lieu. Dans la plupart des cas, l'activation du système a eu lieu au moment de l'impact avec le sol.

⁶ Événement n° ERA10LA506 du Bureau de la sécurité des transports.

⁷ Événement n° CEN11LA164 du Bureau de la sécurité des transports.

⁸ Événement n° EW/C2010/08/03 de la United Kingdom Air Accidents Investigation Branch.

Registre d'entretien

Le C-FGLA a été fabriqué en novembre 2005 et acheté à l'état neuf par le pilote. La dernière inspection annuelle, effectuée par un organisme local d'entretien d'aéronefs, a eu lieu le 25 août 2010, alors que la cellule totalisait 438 heures.

Le 22 septembre 2010, l'aéronef a été piloté jusqu'à Edmonton (Alberta), pour une inspection préalable à l'achat. Cette inspection a révélé que l'inspection de l'altimètre devant être réalisée aux 24 mois en vertu de la norme 625 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) pour les vols aux instruments ou en « espace aérien à usage obligatoire du transpondeur » n'avait pas été effectuée. En outre, il fallait procéder, depuis longtemps, à l'entretien d'un filtre associé au système de dégivrage de cellule TKS^{MC} de CAV Aerospace, ainsi qu'au remplacement de la batterie auxiliaire de l'aéronef. Cette batterie procure une alimentation de secours en cas de panne totale des génératrices.

Bulletins de service et consignes de navigabilité

Les premiers modèles de l'aéronef SR22, produits avant 2007, étaient pourvus d'un système de liaison entre la gouverne de direction et les ailerons, ce qui augmentait la stabilité en roulis de l'aéronef en cas de turbulence. Le système se composait d'un bras de liaison avec câble, d'un dispositif élastique d'appoint et de pinces.

Le 9 mai 2007, Cirrus a émis le bulletin de service obligatoire n° 2X-27-14, qui comportant une modification au manuel d'entretien concernant les exigences en matière de réglage, ainsi qu'un changement de conception du mécanisme de liaison entre la gouverne de direction et les ailerons. Cela faisait suite à un incident au sol au cours duquel les commandes de vol ont figé alors que les ailerons gauches et la gouverne de direction de droite étaient pleinement appliqués, et qu'il y avait erreur de réglage⁹. Les registres d'entretien indiquent que ce bulletin de service avait été appliqué au C-FGLA.

Un bulletin de service révisé, soit le bulletin n° 2X-27-14R3 a été émis le 10 octobre 2007. Ce dernier constituait le fondement de la consigne de navigabilité n° 2008-03-16 émise par la Federal Aviation Administration des É.-U., dont la date d'entrée en vigueur était le 11 mars 2008. Voici ce dont faisait état ladite consigne de navigabilité :

En vertu de la présente consigne de navigabilité, vous êtes tenu d'inspecter les réglages de la gouverne de direction, des ailerons et du dispositif de liaison entre la gouverne de direction et les ailerons, de corriger toute condition non conforme, de remplacer les pièces du bras qui relie la gouverne de direction aux ailerons et de signaler toute condition non conforme constatée. Cette consigne de navigabilité fait suite au blocage des commandes des ailerons et de la gouverne de direction sur un avion de modèle SR20, qui a entraîné la perte des commandes de vol de la gouverne de direction et des ailerons. Nous émettons cette consigne de navigabilité pour éliminer la possibilité de blocage du système de

9

liaison entre la gouverne de direction et les ailerons, qui peuvent entraîner la perte des commandes de vol de la gouverne de direction et des ailerons.

Un examen sur place du mécanisme de liaison entre la gouverne de direction et les ailerons du C-FGLA a permis d'établir que ledit mécanisme n'avait pas été modifié par l'installation du matériel mis à jour conformément à la consigne de navigabilité n° 2008-03-16. Aucune inscription n'indiquait, dans les registres d'entretien, que la consigne de navigabilité avait été observée, ou que le propriétaire avait présenté une demande d'exemption à la consigne ou d'approbation d'une méthode de rechange pour l'observation de la consigne.

Une autre consigne de navigabilité, soit la consigne n° 2007-14-03, n'avait pas été entrée dans les registres. Toutefois, selon les registres, le bulletin de service à laquelle faisait référence la consigne avait été appliquée. Les formulaires d'inspection préalable à l'achat n'indiquaient pas que la consigne de navigabilité avait été observée.

La conformité aux lettres et bulletins de service du fabricant n'est pas obligatoire, sauf si ces documents sont accompagnés d'une consigne de navigabilité. La norme 605.84 du RAC indique que les personnes ayant la garde et la responsabilité légales d'un aéronef, par définition les propriétaires de l'aéronef, doivent veiller à ce que l'aéronef ne soit pas piloté sans l'application de consignes de navigabilité qui le concerne. Voici ce que dit l'avis de navigabilité de Transports Canada n° B056, édition 1 - 14, *Applicabilité des consignes de navigabilité étrangères au Canada*, émis en juillet 2000 :

Conformément à l'annexe B du chapitre 593 du Manuel de navigabilité du RAC, « ... les propriétaires de produits aéronautiques de construction étrangère doivent s'assurer de recevoir tous les renseignements relatifs au maintien de la navigabilité directement de l'État chargé de la certification de type », et « ... il incombe aux propriétaires d'obtenir directement auprès de leurs constructeurs tous les renseignements touchant le maintien de la navigabilité, y compris les bulletins de service, que l'État rende leur application obligatoire ou non ».

Même si Transports Canada (TC) n'est pas tenu de le faire en vertu des exigences réglementaires, son Système Web d'information sur le maintien de la navigabilité (SWIMN) fournit, à titre de service aux propriétaires et au personnel d'entretien, une liste des consignes de navigabilité qui, à la connaissance de TC, s'appliquent aux aéronefs immatriculés en sol canadien. Le site Web indique que les propriétaires et le personnel d'entretien d'aéronefs peuvent être assurés qu'il s'agit de la source d'information de ce type la plus complète qui soit offerte au public.

Au moment de la dernière inspection annuelle, et au moment de l'accident, la liste de consignes de navigabilité applicables au C-FGLA qui figurait dans le SWIMN indiquait que la consigne de navigabilité n° 2008-03-16 était fondée sur le document n° 2X-27-14 plutôt que sur le document n° 2X-27-14R3. Dans le SWIMN, les immatriculations d'aéronefs SR22 individuels, y compris le C-FGLA, n'étaient pas visées par une autre consigne de navigabilité, soit la consigne n° 2007-14-03, qui portait sur une modification du CAPS.

En plus de l'information fournie dans son site Web, TC avise les propriétaires, par la poste, des consignes de navigabilité qui s'appliquent à eux. La documentation de TC indique que les consignes de navigabilité applicables, y compris la consigne n° 2008-03-16, avaient été envoyées

par la poste au propriétaire du C-FGLA. TC n'exige pas de preuve de livraison des avis envoyés par la poste.

Performance de l'aéronef

Masse et centrage

La masse brute maximale au décollage du SR22 est de 3400 livres. Au moment de l'accident, la masse était estimée à 3390 livres, la mesure du centre de gravité longitudinal se situant pour sa part entre 144,7 pouces et 145,2 pouces derrière le point de référence. La portée du centre de gravité longitudinal se situe entre 143,8 pouces et 148,1 pouces derrière le point de référence, ce qui le place à l'intérieur d'une plage allant de 21% à 32% de la limite avant maximale. À cette position du centre de gravité, et lorsque les volets hypersustentateurs étaient rentrés, la vitesse de décrochage était de 70 nœuds (vitesse indiquée).

Examen du moteur et de l'hélice

Le moteur et l'hélice ont subi des dommages importants au moment de l'impact. L'examen du moteur et de l'hélice n'a révélé aucun écart ou condition qui aurait pu avoir une incidence considérable sur la performance. Certains éléments indiquaient que le moteur fonctionnait au moment de l'événement.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

- LP143/2010 – *PFD and Instrument Analysis* (Analyse du PFD et des instruments)
- LP167/2010 – *Engine Cylinder Analysis* (Analyse des cylindres du moteur)
- LP173/2010 – *Propeller Blade Examination* (Examen des pales d'hélice)
- LP174/2010 – *Engine Exhaust Examination* (Examen de l'échappement du moteur)
- LP011/2011 – *Flight Data Analysis* (Examen des données de vol)

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Analyse

La décélération du C-FGLA après son virage vers le sud-ouest, accompagnée d'une légère descente, laisse croire que le moteur fonctionnait à puissance réduite, et que le pilote a tenté de maintenir une altitude plus ou moins constante. La légère perte d'altitude et la variation du cap font supposer que le pilote automatique n'était pas activé.

La vitesse indiquée s'est détériorée jusqu'à ce que survienne un décrochage aérodynamique, lequel a été suivi d'une entrée dans une vrille à droite avec un changement de cap de 90°. Le comportement de l'aéronef au cours de la descente continue indique un redressement excessif de l'appareil, qui a entraîné un piqué en spirale dans le sens opposé, lequel se caractérisait par une rotation rapide, un accroissement de la vitesse et une augmentation de la charge g verticale positive. L'altitude restante était insuffisante pour la sortie. Les débris et les traces d'impact au sol indiquent que la rotation s'était, en grande partie, arrêtée, et qu'une remontée avait été

amorcée immédiatement avant que l'aéronef percute le sol à vitesse élevée, en piqué, l'aile gauche légèrement basse.

L'enquête a pris en compte plusieurs facteurs pour tenter d'expliquer la raison de la réduction de puissance et de la perte de maîtrise qui s'en est suivie. Les conditions météorologiques et la performance de l'aéronef ne sont pas considérées comme des facteurs.

Incapacité ou distraction

L'incapacité du pilote n'a pu être ni prouvée ni écartée en raison des limitations que posent les processus d'autopsie. L'hypothèse d'une distraction causée par l'ouverture d'une porte du poste de pilotage, en cours de vol, n'a pas été retenue puisque l'examen des mécanismes de verrouillage des portes a révélé que les deux portes étaient fermées et verrouillées au moment de l'impact.

Manœuvre de l'aéronef par un passager/pilote

Comme il avait à son actif près de 500 heures de vol à bord du SR22, le pilote qui occupait le siège gauche, considéré comme le pilote aux commandes, aurait été au fait du fonctionnement et des caractéristiques de manœuvre du C-FGLA. Les passagers, qui étaient également pilotes, ne connaissaient pas bien la façon dont fonctionnaient les systèmes d'affichage et de commande de l'aéronef. En plus, ils avaient à leur actif peu ou pas d'expérience en pilotage au siège droit. Comme le type et l'emplacement des instruments de vol et des commandes de vol à manche latéral étaient différents de ce à quoi les propriétaires potentiels étaient habitués, le maintien d'une maîtrise précise de l'aéronef depuis le siège droit aurait présenté des difficultés. Comme le vol avait vraisemblablement pour objet de permettre aux nouveaux propriétaires de se familiariser avec leur aéronef, il est raisonnable de supposer que l'occupant du siège droit était autorisé à manipuler les commandes. Le comportement de l'aéronef durant le départ, à la suite du posé-décollé à CFN7, laisse croire que le pilote éprouvait de la difficulté à maîtriser l'aéronef de manière précise dans l'axe de tangage. Cela suggérerait que l'un des acheteurs, qui occupait le siège droit, était aux commandes à ce moment. La décélération graduelle pendant le maintien d'une altitude constante laisse penser que l'aéronef s'est engagé dans un vol lent. Comme la vitesse indiquée s'est détériorée au point d'atteindre la vitesse de décrochage, une mauvaise manipulation des commandes a pu causer un engagement en roulis et une perte de maîtrise du vol.

Interférences causées par le câble de commande

Il est improbable que des interférences causées par le câble de commande dans le système de liaison entre les ailerons et la gouverne de direction aient joué un rôle dans l'événement. Même si la consigne de navigabilité n° 2008-03-16 n'avait pas été observée, l'inversion du sens de vol après l'entrée dans la vrille initiale indique qu'une correction excessive a eu lieu à la suite de mouvements trop importants sur les commandes de vol. L'inspection préalable à l'achat, 1,5 heure de vol avant l'événement, n'a pas permis de constater un mauvais réglage des commandes, et l'examen de l'épave n'a pas révélé d'anomalies dans le câble de commande. Outre le mauvais réglage des commandes, le figeage des commandes aurait nécessité l'application intégrale simultanée des ailerons et de la gouverne de direction opposés, ce qui aurait représenté une mesure extrême au cours d'un vol normal.

Non-déploiement du CAPS

La reconnaissance précoce des situations justifiant le recours au CAPS et son activation subséquente ont été très efficaces dans la réduction de la gravité des blessures et de l'endommagement de l'aéronef. Lorsque le C-FGLA est entré dans la vrille initiale à au moins 1600 pieds agl, l'altitude était suffisante pour déployer avec succès le parachute, comme le démontrent les recherches menées par Cirrus et les événements passés. Dans cet événement, l'état du support de la poignée en T ainsi que l'emplacement et l'état du parachute déployé au site de l'épave indiquent que l'activation du système n'a eu lieu qu'au moment de l'impact avec le sol. Il n'a pas été possible de déterminer la raison pour laquelle l'activation du système n'a pas eu lieu.

Distribution des consignes de navigabilité

Le site Web SWIMN de TC, qui énonce les consignes de navigabilité applicables au C-FGLA, ne faisait pas référence au bon bulletin de service du fabricant pour la consigne de navigabilité n° 2008-03-16. Comme la documentation envoyée au propriétaire par la poste faisait référence au bulletin de service applicable, il n'est pas probable que cela ait contribué à la non-observation de la consigne de navigabilité.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Pour des raisons indéterminées, l'aéronef a décéléré au point où un décrochage aérodynamique s'est produit, suivi d'une entrée dans une vrille.
2. L'aéronef est sorti de la vrille initiale et est entré dans un piqué en spirale, dont il n'a pu sortir avant l'impact avec le sol.
3. Pour des raisons indéterminées, l'activation du CAPS n'a pas eu lieu après la perte de maîtrise de l'aéronef.

Fait établi quant aux risques

1. La liste des consignes de navigabilité figurant dans le SWIMN de TC qui s'appliquent aux aéronefs SR22 immatriculés au Canada renfermait des références incomplètes aux bulletins de service. Ainsi, la liste des consignes de navigabilité applicables au SR22 était, par conséquent, elle aussi incomplète. Même si ce site ne représente pas la source officielle de listes de consignes de navigabilité, il est possible que les propriétaires aient été induits en erreur par lui en ce qui concerne les exigences courantes en matière d'entretien.

Autres faits établis

1. Le C-FGLA avait été récemment piloté dans des conditions de vol aux instruments et en « espace aérien à usage obligatoire du transpondeur », alors que les activités d'entretien qui avaient été effectuées étaient incomplètes.
2. Une consigne de navigabilité qui s'appliquait aux commandes de vol n'a pas été observée à bord du C-FGLA. Bien que l'on n'ait pas déterminé que cela a joué un rôle dans l'accident, la sécurité n'a pas été assurée.
3. Il n'a pas été possible de déterminer qui pilotait l'aéronef au moment de la perte de maîtrise.

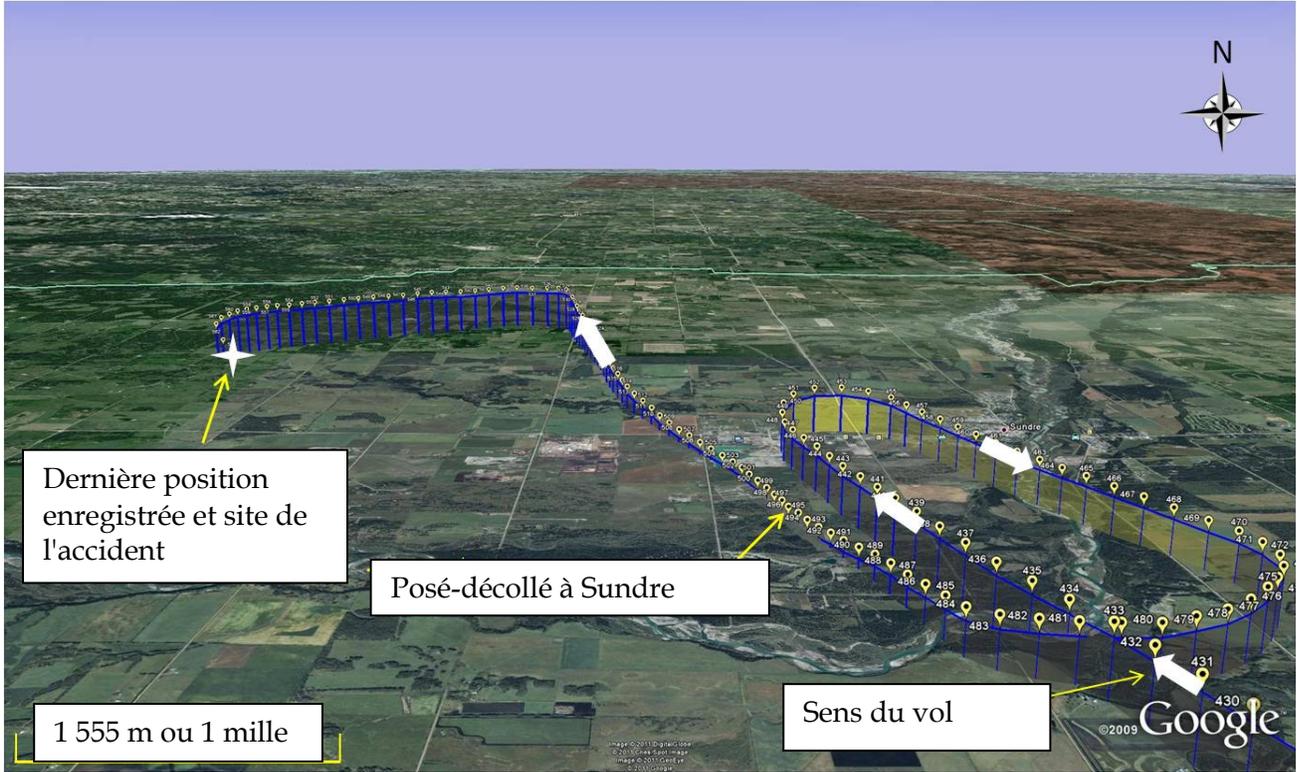
Mesures de sécurité prises

Après cet événement, Transports Canada a révisé la liste des consignes de navigabilité applicables aux SR20/SR22 et a inclus les références aux bulletins de service Cirrus pour refléter de manière précise l'information à jour figurant dans le SWIMN.

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 24 novembre 2011.

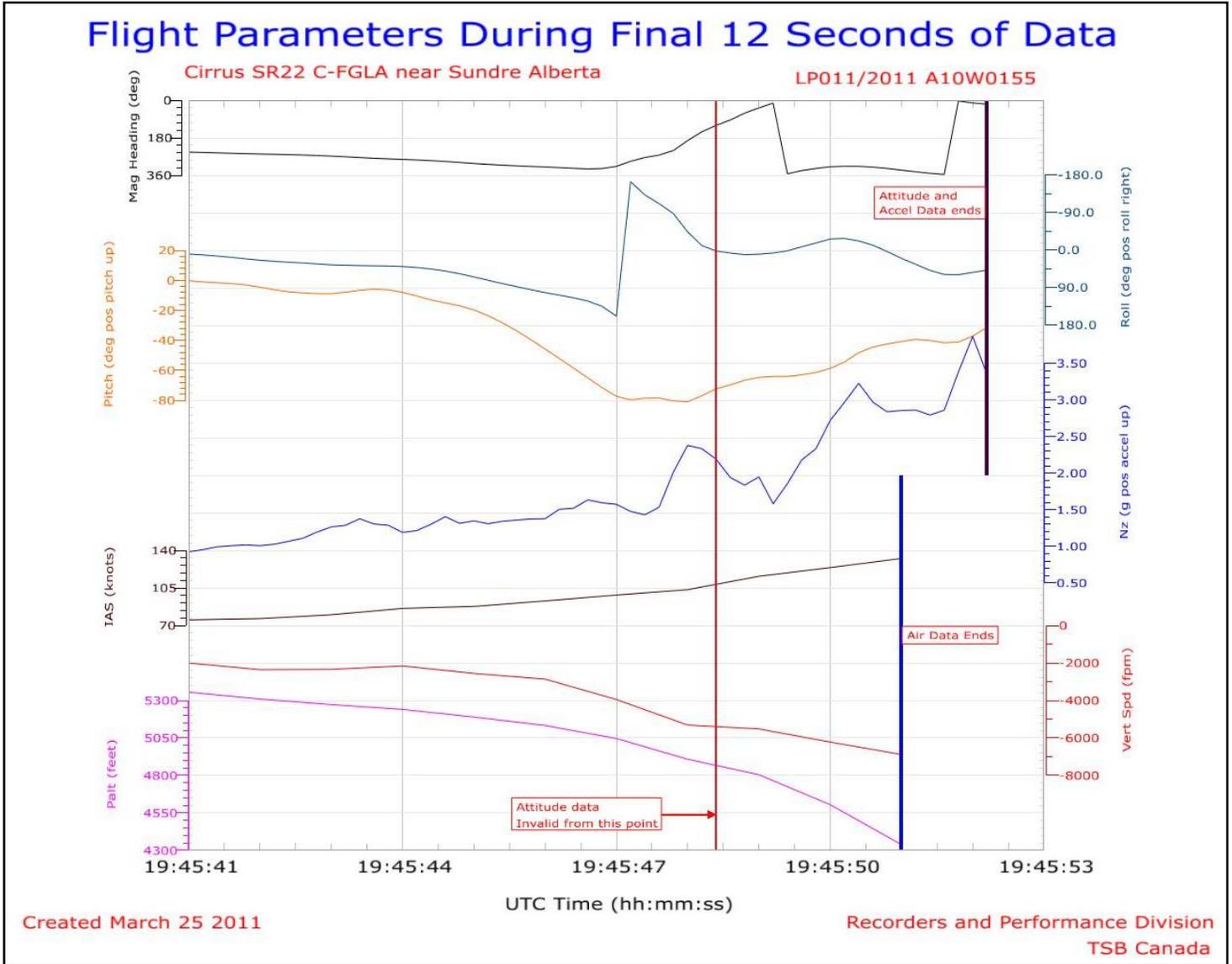
Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web (www.bst-tsb.gc.ca). Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

Annexe A – Carte des neuf dernières minutes de vol



Annexe B – Données enregistrées par le PFD

Note : Ce document graphique n'est disponible qu'en anglais.



Annexe C – Séquence de déploiement du CAPS

Note : Ce document graphique n'est disponible qu'en anglais.

