

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A06O0141



PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

**DU BEDE BD5-J C-GBDV
À L'AÉROPORT D'OTTAWA/CARP (ONTARIO)
LE 16 JUIN 2006**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir 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 avec le relief

du Bede BD5-J C-GBDV
à l'aéroport d'Ottawa/Carp (Ontario)
le 16 juin 2006

Rapport numéro A06O0141

Sommaire

Le pilote de l'avion privé Bede BD5-J (immatriculé C-GBDV et portant le numéro de série 4672) quitte l'aéroport d'Ottawa/Carp (Ontario) vers 12 h 5, heure avancée de l'Est, afin de répéter son numéro en prévision du spectacle aérien prévu au cours des deux prochains jours. Aux environs de 12 h 10, le pilote communique par radio qu'il entame son survol final avant d'atterrir. Ce survol à basse vitesse exige plusieurs rentrées et sorties rapides du train d'atterrissage pendant que l'avion se trouve à une altitude d'environ 500 pieds au-dessus du sol. Après plusieurs manœuvres complètes du train d'atterrissage, et alors que ce dernier est sorti, l'avion part en roulis accentué vers la droite. L'avion pique du nez, et il descend rapidement avant de percuter le sol. L'avion est lourdement endommagé, et le pilote subit des blessures mortelles.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'accident s'est produit vers 12 h 13, heure avancée de l'Est¹, dans des conditions météorologiques de vol à vue.

Le pilote détenait une licence de pilote professionnel (avion) valide. En date de juin 2006, il totalisait environ 350 heures de vol, dont 44 sur BD5-J. Le pilote avait également terminé sa formation en voltige en 2004 et avait passé avec succès sa réévaluation le 9 juin 2005.

Le vol en question avait été saisi par un vidéaste amateur. L'enregistrement montrait que le moteur était en marche et générait de la puissance avant l'impact et que le train d'atterrissage était sorti lorsque l'avion est parti en roulis vers la droite. Environ trois secondes se sont écoulées entre le début du roulis et le moment où l'avion a frappé le sol. L'enregistrement montrait également que les ailerons étaient braqués de façon à contrer le roulis vers la droite, sans toutefois qu'il y ait d'effet apparent.

Le BD5 a été initialement conçu par la compagnie Bede Aircraft Incorporated au début des années 1970 comme aéronef à utiliser selon les règles de vol à vue (VFR) de jour dans le cadre de vols à caractère sportif et récréatif. L'avion avait des capacités limitées en voltige. Il était vendu comme avion en kit devant être monté par l'acheteur, et il était classé en tant qu'aéronef de construction amateur. La conception originale faisait appel à une hélice propulsive entraînée par un moteur à piston. Certains des avions originaux ont par la suite été modifiés de façon à recevoir une hélice entraînée par un moteur à turbine (turbopropulseur), tandis que d'autres ont été équipés d'un turboréacteur.

La version à turboréacteur de l'avion, le BD5-J, était équipée d'un moteur Microturbo TRS18-046-01. Au moment de l'événement, il n'existait que cinq autres appareils BD5-J. On ne sait pas combien d'avions BD5 ont été fabriqués, mais environ 5 000 kits ont été vendus, et on estime à 150 le nombre d'appareils BD5 en état de navigabilité dans le monde.

Le kit de l'avion en question avait été acheté par le pilote comme appareil BD5-B à moteur à piston, puis le pilote avait converti l'avion en BD5-J au cours de travaux effectués avec une aide limitée de BD Micro Technologies. Les travaux avaient pris fin en 2002, et l'avion avait accumulé au total environ 44 heures de vol avant l'accident. Le pilote effectuait la maintenance de l'avion conformément aux annexes B et C de la norme 625 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Les dernières activités de maintenance enregistrées consistaient en l'inspection annuelle effectuée le 3 janvier 2006. Aucune anomalie n'avait été constatée. Sept vols avaient été effectués après l'inspection annuelle et avant le vol en question. Aucune anomalie n'avait été consignée dans le carnet de route de l'avion.

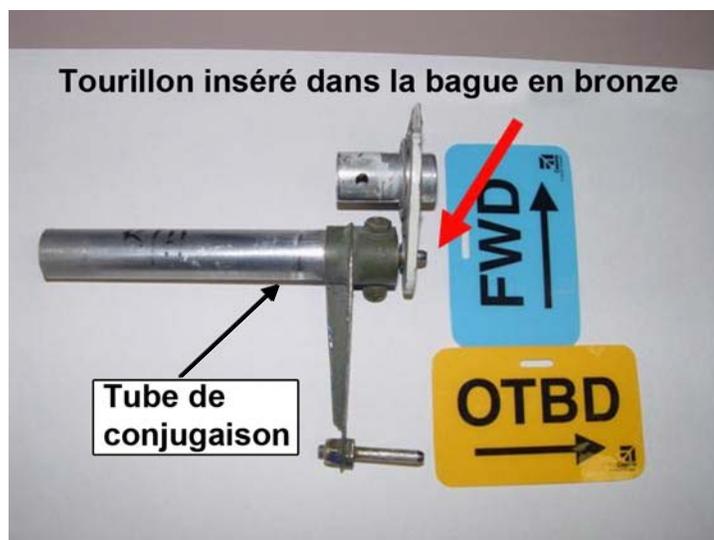
Le pilote amenait l'appareil aux spectacles aériens dans une remorque construite sur mesure. Les ailes, les gouvernes et le système d'alimentation en carburant du BD5 ont été pourvus à la conception de raccords à dégagement rapide afin d'en faciliter le démontage avant le transport. Le longeron de voilure est tubulaire et il se compose de trois parties qui s'emboîtent les unes dans les autres. Il y a une partie dans chaque aile et une autre dans la section centrale du

¹ Les heures sont exprimées en heure avancée de l'Est (temps universel coordonné moins quatre heures).

fuselage. Pour que le tout s'emboîte fermement, le diamètre extérieur de la partie du longeron qui se trouve dans la section centrale est un peu plus petit que le diamètre intérieur des parties du longeron qui se trouvent dans les ailes.

On installe les ailes en faisant coulisser les tubes extérieurs du longeron se trouvant dans les ailes dans le tube du longeron situé dans la section centrale en utilisant un mécanisme à encliquetage qui fait partie intégrante de la partie centrale du longeron. Une fois que les tubes du longeron sont bien en place, un boulon conique non standard est installé dans un trou de positionnement percé à l'avance à la surface du longeron, un de chaque côté du fuselage. Ces boulons coniques retiennent l'aile en place et empêchent tout mouvement. Lorsqu'ils sont correctement installés, les boulons coniques sont serrés dans une plaque fileté amovible comprenant un écrou de fibre auto-freiné à l'intérieur de la partie du longeron se trouvant dans la section centrale.

Au moment de la pose des ailes, il faut s'assurer que le tourillon à l'extrémité extérieure du tube de conjugaison des volets est bien positionné dans la bague en bronze sur le bras d'articulation des volets (voir la photo 1). Il faut inspecter visuellement le tourillon à partir du dessous de l'avion pour vérifier que le tout a été monté correctement. Comme vérification complémentaire du montage, les volets devraient être sortis et rentrés au moyen des commandes du poste de pilotage.



Si le tourillon n'est pas aligné avec la bague du bras d'articulation des volets au moment où l'aile est positionnée par encliquetage, l'extrémité du tourillon va se plaquer fermement contre le bras d'articulation des volets. En raison de la friction entre le tourillon et le bras d'articulation des volets, ces derniers pourront peut-être se déplacer à la suite d'une action sur les commandes du poste de pilotage. Au sol, où il n'y a pas de charge aérodynamique, les volets pourront éventuellement fonctionner correctement et rester sortis si l'on en commande la sortie. Par contre, en vol, si le tourillon n'est pas dans la bague, les vibrations et les charges aérodynamiques risquent de faire rentrer partiellement ou complètement l'un des volets, menant à une asymétrie des volets. Selon le fabricant du kit, l'asymétrie des volets devrait entraîner un mouvement de roulis rapide du BD5-J qu'une action maximale sur la commande des ailerons ne parviendra pas à contrer.

La veille de l'accident, l'avion avait été transporté jusqu'à l'aéroport d'Ottawa/Carp et assemblé par le pilote. Après l'assemblage, le pilote avait inspecté l'avion afin de s'assurer que les commandes de vol fonctionnaient correctement et que tout était prêt pour le vol d'entraînement du lendemain. Le matin du jour de l'accident, on avait demandé au pilote d'amener l'avion à l'aéroport international Ottawa/MacDonald-Cartier pour un événement médiatique. Le pilote avait démonté l'avion, l'avait chargé dans la remorque et s'était rendu à Ottawa, où l'appareil avait été assemblé à nouveau pour l'événement médiatique de courte

durée. L'avion avait ensuite été démonté, ramené à Carp dans la remorque et assemblé encore une fois. Le pilote avait de nouveau inspecté l'appareil avant le vol pendant lequel s'est produit l'accident, et aucune anomalie n'avait été remarquée. On aurait vu le pilote vérifier l'installation et le fonctionnement des volets après la dernière pose des ailes.

L'impact initial s'est produit à 460 pieds au sud-ouest de l'extrémité de la piste 10. L'avion a glissé sur 23 pieds et s'est immobilisé à un cap approximatif de 200° magnétiques (voir l'annexe A). L'avion a percuté le sol dans un piqué peu prononcé et l'aile gauche légèrement basse. Les traces au sol montraient que le train d'atterrissage était sorti et que les deux ailes se sont séparées de l'avion au moment de l'impact. Lorsque l'avion a été examiné sur les lieux, aucune anomalie n'a été constatée au niveau des circuits de commande des ailerons, de la direction et de la profondeur.

L'épave a été transportée au Laboratoire technique du BST, à Ottawa, où on a procédé à un examen approfondi de l'avion. L'examen a montré que les deux parties du longeron situées dans les ailes s'étaient brisées au moment de l'impact, à environ un pied à l'extérieur de leur nervure d'emplanture respective. L'aile gauche avait été quelque peu pliée vers le haut. L'aileron de gauche était déplacé vers le haut, et celui de droite, vers le bas. Les deux volets étaient toujours fixés aux ailes et pouvaient se déplacer librement. En raison d'une surcharge en torsion, le tube de conjugaison du volet de gauche s'était brisé à environ un pied à l'intérieur de la paroi du fuselage, et il a été retrouvé dans la traînée laissée par l'épave. Le mécanisme de commande des volets était pratiquement intact, et l'alignement des faciès de rupture dans le tube de conjugaison a révélé que le volet de gauche était rentré au moment de l'impact. Le tube de conjugaison du volet droit a été retrouvé en position volet rentré. Des traces d'impact sur les volets montraient également que les volets étaient en position rentrée au moment de l'impact.

En examinant les boulons coniques depuis les extrémités fracturées des parties du longeron situées dans les ailes, il est apparu qu'aucun de ces deux boulons n'était installé de façon sécuritaire dans son écrou de fibre². Il y avait un espace d'approximativement 0,04 pouces entre la tête du boulon conique de l'aile gauche et le longeron, et le boulon a été facilement retiré à la main du longeron et de la plaque fileté. L'écrou de fibre auto-freiné n'a offert aucune résistance au moment d'enlever le boulon conique, ce qui a permis de constater que la propriété de freinage de l'écrou était déficiente. Le boulon conique de l'aile droite, dont le dessous de la tête était distant du longeron d'approximativement 0,14 pouce, a été retrouvé plié vers l'avant et desserré, et le trou du boulon était quelque peu déformé. On a retiré le boulon conique en donnant un demi-tour de clé de ½ pouce et en poursuivant à la main. Le dispositif de freinage de l'écrou de fibre auto-freiné n'avait pas été coupé (ce qui veut dire que les filets du boulon conique n'avaient jamais traversé le dispositif freinage pour permettre une installation sécuritaire de l'écrou).

Transports Canada reconnaît la circulaire consultative 43.13-1B&2A de la Federal Aviation Administration (FAA) comme ressource concernant les pratiques normalisées de fixation. Ce document fait référence aux fixations des aéronefs, et voici ce qu'il mentionne au sujet des écrous de fibre auto-freïnés :

² Le boulon est installé « de façon sécuritaire » s'il dépasse la fibre d'au moins 1/32 de pouce.

[Traduction]

Une fois que l'écrou a été serré, assurez-vous que le bout rond ou le chanfrein des boulons, des goujons ou des vis à bout arrondi ou chanfreiné dépasse entièrement de l'écrou. Les boulons à bout plat devraient dépasser de l'écrou d'au moins 1/32 pouce. Au moment de réutiliser des écrous de fibre auto-freinés, vérifiez soigneusement la fibre afin de vous assurer qu'elle n'a pas perdu de sa friction ou qu'elle n'est pas devenue cassante. Ne réutilisez pas d'écrous auto-freinés s'ils peuvent être desserrés à la main.

Le manuel de construction du BD5-J donne des instructions au constructeur pour qu'il perce dans le longeron un trou de 0,25 pouce destiné au boulon conique et qu'il alèse délicatement le trou au moyen de l'alésoir conique BD-0052. Le manuel prévient que le trou alésé est de la bonne profondeur et du bon diamètre lorsqu'il reste un espace d'environ 0,05 pouce entre la partie supérieure du longeron principal et le dessous de la tête du boulon conique, une fois ce dernier correctement serré. Le manuel recommande que les boulons coniques soient serrés à un couple de 50 à 70 pouces-livres au moment de leur pose, et que leur filet soit examiné à chaque dépose afin de veiller à ce qu'il ne soit pas endommagé. Le manuel recommande également que les boulons coniques soient remplacés après 8 à 10 déposes de l'aile. De plus, il recommande que la plaque filetée munie de l'écrou de fibre auto-freiné servant à retenir solidement le boulon conique soit remplacée après 25 à 30 déposes de l'aile.

Rien n'a indiqué que les plaques filetées de l'avion accidenté avaient déjà été remplacées et, comme cela a déjà été mentionné, il est apparu que l'écrou de gauche était hors d'état de fonctionner. Apparemment, des pièces de rechange auraient été disponibles et le pilote s'en serait servi régulièrement. Le dossier indiquait que les boulons coniques avaient été inspectés et qu'ils respectaient les tolérances dimensionnelles au moment des deux dernières inspections annuelles. Le pilote aurait eu à sa disposition une réserve de boulons coniques de rechange.

Il est impossible de vérifier le boulon conique une fois qu'il est en place pour s'assurer qu'il est installé de façon sécuritaire. Le fabricant du kit a indiqué que le BD5 avait volé déjà de façon sécuritaire, même en l'absence de boulons coniques. Le fabricant a également mentionné que, en raison du montage serré des longerons, l'aile ne se détacherait pas en vol, et que l'angle d'incidence de l'aile ne pourrait changer à cause de la fixation de l'aile dans le karman qui la raccorde au fuselage.

Au moment de sa fabrication originale, le système de volets du BD5-J était actionné manuellement. Le système de volets de l'avion accidenté était électrique et consistait en une commande intégrée au manche latéral, un moteur électrique, des tiges poussoirs, des renvois d'angle, des tubes de conjugaison et un volet fixé au bord de fuite de chaque aile. Grâce à cette modification, la sortie ou la rentrée maximale des volets s'effectuait en trois secondes. Il semble, d'après la vidéo amateur, que les volets étaient partiellement sortis lorsqu'il y a eu perte de maîtrise de l'avion. L'examen des traces d'impact sur chaque volet et la mesure de l'extension du vérin des volets a démontré que les volets étaient rentrés au moment de l'impact.

L'examen détaillé du bras d'articulation de l'ensemble du volet droit a permis de constater des indentations et des craquelures sur la bague de bronze. Il y avait des rayures circulaires et des traces de frottement sur la surface adjacente à la bague. Ces traces semblaient avoir été faites récemment et correspondaient à des dommages pouvant se produire pendant le mouvement des volets. La taille et le rayon des indentations correspondaient à celles du tourillon installé à l'extrémité du tube de conjugaison de la commande des volets. Le rayon des frottements et des rayures circulaires correspondait au rayon du tube de conjugaison de la commande des volets. Le frottement indiquait que le tube de conjugaison s'était déplacé vers le haut et vers l'arrière, autour de la bague de bronze (voir la photo 2).

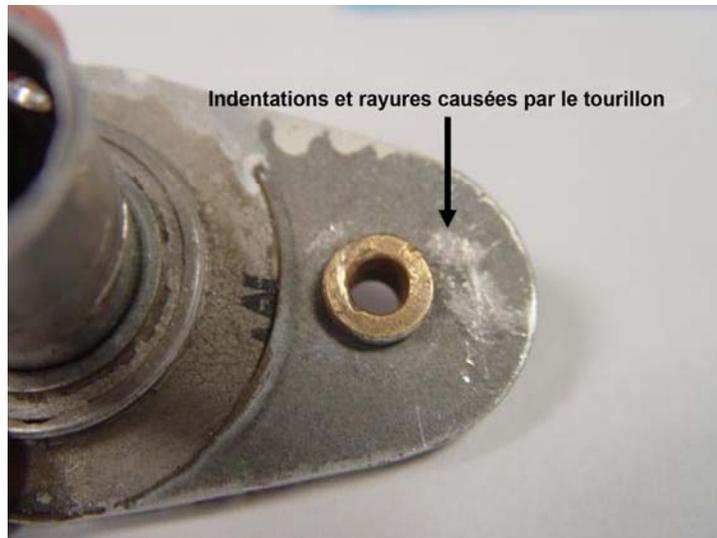


Photo 2. Bras d'articulation du volet droit

À la suite d'incidents antérieurs semblables, les pilotes de BD-5 savaient qu'un mauvais montage du bras d'articulation d'un volet avec son tourillon respectif était possible pendant la pose de l'aile. Un document d'information intitulé « Pop goes the flap pin » (Quand le tourillon fait *pop*) avait été produit et distribué aux propriétaires/exploitants de BD5, leur indiquant ceci : [Traduction] « N'oubliez pas de vérifier que le tourillon du volet est bien inséré dans l'aile lorsque vous l'installez. »

Analyse

On a constaté que les boulons coniques servant à fixer les ailes de façon sécuritaire n'étaient pas bien posés, ce qui contrevient aux bonnes façons de procéder dans le domaine de l'aviation. On a également constaté que la propriété de freinage des écrous de fibre dans lesquels les boulons coniques étaient posés était déficiente dans l'aile gauche et non utilisée dans l'aile droite. Si l'on tient compte de l'épaisseur totale des longerons et de la longueur des boulons coniques, ces derniers étaient assez longs pour s'enclencher dans les écrous de fibre d'une façon permettant un montage sécuritaire. Toutefois, le boulon conique de droite n'était pas inséré assez profondément dans les parties du longeron de l'aile et du fuselage de façon à pénétrer de façon sécuritaire dans l'écrou auto-freiné.

Les boulons coniques ne passent que par le haut du longeron, ce qui rend impossible l'inspection visuelle du longeron lorsque l'aile est posée. Même si les boulons coniques, dans l'état où on les a retrouvés, ne semblaient pas avoir été serrés, il se pourrait qu'il s'agisse du résultat des forces d'impact engendrées par l'accident. De toute façon, serrer les boulons coniques permet de s'assurer qu'ils sont bien insérés dans les filets de l'écrou de fibre auto-freiné, mais ne garantit pas qu'ils sont fixés de façon sécuritaire. Même si les plans de montage indiquent qu'il y aura un espace d'approximativement 0,05 pouce entre la tête d'un boulon conique correctement posé

et le longeron, il risque d'être difficile de vérifier cette particularité une fois que l'avion a été entièrement monté, et il n'y a aucun moyen de vérifier si les boulons coniques sont posés de façon sécuritaire une fois que les ailes sont en place.

Le fabricant du kit savait qu'il était possible d'installer incorrectement le volet pendant le montage de l'aile, et il recommandait d'aligner le tourillon, du côté intérieur du tube de conjugaison de la commande des volets, avec l'intérieur de la bague de bronze du bras d'articulation au moment de poser l'aile. Le fabricant s'était également rendu compte qu'un volet mal installé pourrait fonctionner normalement au sol mais qu'en présence de charges aérodynamiques, le volet pourrait rentrer partiellement ou totalement. Comme le roulis intempestif causé par l'asymétrie des volets ne pourrait pas être corrigé par une sollicitation inverse de la commande des ailerons, le seul moyen de régler le problème consisterait à rentrer le volet sorti afin d'éliminer l'asymétrie.

Avant le vol en question, le pilote aurait apparemment vérifié que les volets avaient été bien posés et qu'ils fonctionnaient correctement. Toutefois, l'examen de l'avion a démontré que le volet de droite n'était pas bien posé, le tourillon du tube de conjugaison n'était pas inséré de façon sécuritaire dans la bague du bras d'articulation, ce qui aurait permis au volet de rentrer pendant le vol.

On a établi que les volets étaient rentrés au moment de l'impact. Ainsi, il est fort probable que le pilote a partiellement sorti les volets au moment d'effectuer le survol final à basse vitesse, et que le volet de droite est rentré pendant le survol en raison d'une mauvaise pose. Le pilote a tenté de régler le problème en déplaçant le manche et en rentrant les volets. Toutefois, en raison de l'altitude de l'avion et du temps nécessaire à la rentrée des volets, il n'y a pas suffisamment d'altitude pour permettre un rétablissement.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le volet droit n'avait pas été bien posé pendant le montage de l'aile, ce qui lui a permis de rentrer pendant le survol. Ce problème a engendré une asymétrie des volets qui a mené à un roulis intempestif à droite impossible à maîtriser. L'altitude était telle qu'un rétablissement a été impossible avant que l'avion percute le sol.

Faits établis quant aux risques

1. Le boulon conique de l'aile droite n'avait pas pénétré assez profondément dans les parties du longeron pour aller s'insérer dans le dispositif de freinage de l'écrou en fibre auto-freiné. Par conséquent, le boulon conique n'était pas posé de façon sécuritaire au moment de l'accident.
2. Le dispositif de freinage de l'écrou en fibre auto-freiné de l'aile gauche était usé et ne retenait pas le boulon conique de l'aile gauche de façon sécuritaire.

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 2 mai 2007.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses produits et ses services. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

Annexe A – Schéma des lieux

