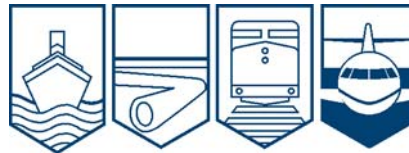




RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A05W0059



DÉFAILLANCE D'UN COMPOSANT
(CORNIÈRE DE FIXATION DE L'AILE AU FUSELAGE)

DU LOCKHEED L382G HERCULES C-GHPW
EXPLOITÉ PAR BRADLEY AIR SERVICES LTD. (FIRST AIR)
PRÈS DE HIGH LAKE (NUNAVUT)
LE 12 AVRIL 2005

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

Défaillance d'un composant (cornière de fixation de l'aile au fuselage)

du Lockheed L382G Hercules C-GHPW
exploité par Bradley Air Services Ltd. (First Air)
près de High Lake (Nunavut)
le 12 avril 2005

Rapport numéro A05W0059

Sommaire

Le 12 avril 2005, le Lockheed L382G Hercules (immatriculé C-GHPW et portant le numéro de série 4799) dont Bradley Air Services Ltd. (First Air) est le propriétaire et l'exploitant, quitte High Lake à destination de Yellowknife (Territoires du Nord-Ouest) pour effectuer un vol sous l'indicatif FAB702; à bord se trouvent quatre membres d'équipage. À 11 h 39, heure avancée des Rocheuses (HAR), soit quelque 10 minutes après le départ, l'avion passe 18 000 pieds en montée quand l'équipage entend une violente détonation provenant de l'espace réservé au fret. En examinant le compartiment à fret, l'équipage entend un bruit d'air qui s'échappe du côté gauche de ce compartiment et découvre, dans la cornière de fixation gauche de l'aile au fuselage (cornière longitudinale), une crique dont la longueur est estimée à 24 pouces et la largeur à environ un demi-pouce.

Lorsque l'équipage de conduite apprend qu'il s'agit d'une défaillance structurale majeure, l'avion est mis en palier au niveau de vol 230 et dépressurisé. La vitesse est réduite à 180 KIAS (vitesse indiquée en noeuds), une situation d'urgence est déclarée et tous les membres d'équipage mettent leur masque à oxygène. L'avion reste en palier pendant environ cinq minutes puis descend au FL 220, compte tenu de la direction du vol, et y reste pendant quelque 35 minutes. Par la suite, l'équipage de conduite descend à 10 000 pieds pour s'assurer de ne pas manquer d'oxygène. À ce moment-là, la crique n'est plus visible. À l'approche de Yellowknife, l'avion est ralenti à 140 KIAS (plutôt que 170 KIAS) au moment de la sortie du train d'atterrissage. L'avion se pose en toute sécurité à 13 h 12 HAR, volets rentrés. Le personnel et l'équipement des services de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs sont en attente, prêts à intervenir. Personne n'est blessé.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'équipage était certifié et qualifié pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur, et il possédait une très grande expérience du pilotage du Lockheed L382G Hercules. Après la découverte de la crique, plusieurs options s'offraient à l'équipage, y compris celles de retourner à High Lake (Nunavut) ou de se dérouter vers un aéroport de dégagement. La piste de High Lake était en fait une bande de glace longue de 5150 pieds qui ne se prêtait pas à un atterrissage de précaution, volets rentrés, et toutes les pistes des autres terrains de dégagement étaient des pistes en gravier où aucun service de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs (SLIA) n'était disponible. La décision de poursuivre le vol jusqu'à Yellowknife (Territoire du Nord-Ouest) reposait sur la présence de SLIA et sur l'existence d'une piste longue de 7500 pieds.

Tout au long du vol, il y a eu des conditions météorologiques de vol à vue faisant état, en général, d'un ciel dégagé et d'un vent léger.

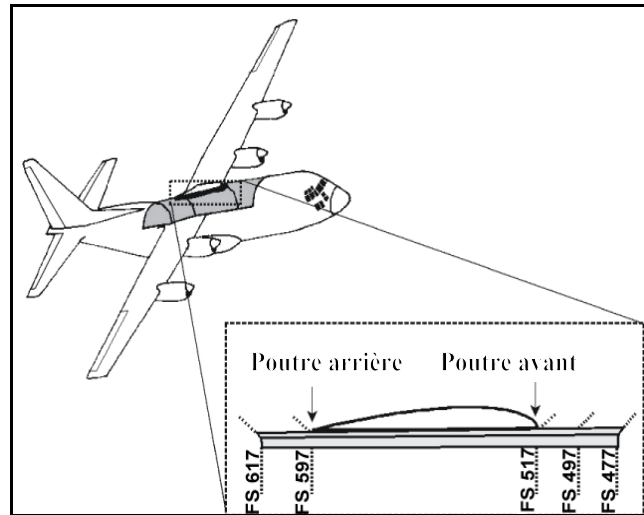


Figure 1. Emplacement des cornières de fixation

On a jugé que les conditions météorologiques n'avaient pas contribué à l'incident. Une fois l'avion au sol, à 13 h 12, heure avancée des Rocheuses¹, la crique a été inspectée; elle s'était refermée et n'était pas visible. Par la suite, l'avion a effectué un vol sans être pressurisé afin de pouvoir se rendre à des installations de réparation situées à Edmonton (Alberta). Il a été établi que la crique s'était propagée pour atteindre une longueur de 33 pouces dans l'arrondi de la cornière de fixation gauche portant la référence 390624-7, près de la référence fuselage (FS) 577, à la référence transversale (BL) 61. Les dossiers montrent que la cornière de fixation totalisait 35 789 heures de service et qu'elle avait subi 31 205 cycles de pressurisation. Les cornières de fixation² monoblocs gauche et droite servent à fixer l'aile au fuselage en assurant une liaison solide entre la paroi latérale du



Photo 1. Les pointillés correspondent à la cornière de fixation de l'aile.

¹ Les heures sont exprimées en HAR (temps universel coordonné moins six heures).

² Les cornières de fixation sont également appelées cornières longitudinales.

fuselage et le revêtement inférieur de la poutre du caisson de voilure central dans l'avion. Les cornières de fixation sont posées dans les coins supérieurs de la cabine, débordant en avant de la partie centrale de l'aile depuis la FS 477 jusqu'en arrière de la partie centrale de l'aile à la FS 617 (voir la figure 1). Elles constituent un joint de pressurisation à la jonction entre la partie centrale de l'aile et le fuselage tout en protégeant les parois latérales du fuselage contre toute dépressurisation (voir la photo 1). Les charges structurales primaires entre l'aile et le fuselage sont supportées par des poutres verticales qui s'étendent vers le bas sur le côté du fuselage, au-dessous de la partie centrale de l'aile. Jusqu'à aujourd'hui, un criquage des cornières de fixation n'a encore jamais contribué à la perte d'un avion à cause d'une défaillance structurale catastrophique.

Les cornières de fixation posées sur les avions L382/C-130 portant un numéro de série inférieur à 5306 sont usinées à partir d'aluminium extrudé 7075-T6. Pour accroître la résistance en flexion de ces cornières dans les avions portant les numéros de série 4383 à 5305, des bandes de renfort ont été posées sur les parties verticale et horizontale des cornières de fixation, de la FS 477 à la FS 617. Plusieurs Lockheed Hercules, y compris les versions allongées L382G, possèdent d'épaisses plaques de renfort supplémentaires posées en arrière de la FS 588, au-dessous du longeron arrière. L'avion en cause possédait à la fois les bandes et les plaques de renfort.

À partir du numéro de série 5306, les avions sont équipés de cornières de fixation améliorées constituées d'aluminium 7050. Ces cornières sont plus épaisses et il n'est pas nécessaire d'ajouter les bandes de renfort sur leurs parties verticale et horizontale. Toutefois, leurs dimensions ne sont pas compatibles avec celles des avions antérieurs, à cause de l'emplacement des trous de fixation dans l'intrados de l'aile.

Les recommandations originales du constructeur en matière d'inspection et d'entretien courant des criques dans les cornières de fixation de l'aile au fuselage permettaient de faire des trous d'arrêt et de réparer les criques. La version originale et la révision 1 du bulletin de service (BS) 382-53-61/82-752 de Lockheed précisaient les exigences primordiales relatives à l'inspection des cornières de fixation de l'aile au fuselage des avions L382/C-130 civils et militaires et prévoyaient un contrôle radiographique aux rayons X de la FS 517 à la FS 617. Toutefois, compte tenu de la difficulté à bien positionner la pellicule radiographique derrière la cornière, de nombreux exploitants n'étaient pas en mesure d'effectuer cette inspection en étant sûrs des résultats. De plus, une inspection visuelle ne pouvait être effectuée, à cause de l'emplacement et de l'épaisseur des bandes et des plaques de renfort ainsi que de la pose d'un produit d'étanchéité dans les avions portant les numéros de série 4383 à 5305. De nombreuses autres méthodes d'inspection ont été essayées. Toutefois, aucune méthode convenable autre qu'un démontage poussé de l'endroit concerné, n'a pu être trouvée. Un examen des données sur les criques d'avions en service effectué par l'avionneur indiquait que les zones adjacentes à la FS 497 et à la FS 577 étaient les endroits d'origine des criques les plus courants. Apparemment, toutes les cornières criquées à la FS 577 l'étaient aussi à la FS 497. Il était possible de déceler des criques relativement petites à la FS 497 grâce au contrôle radiographique aux rayons X existant, mais aucune méthode d'inspection habituelle ne permettait d'examiner facilement la zone se trouvant près de la FS 577. Un criquage à la FS 497 ne va pas provoquer une perte de pression tant que la crique n'aura pas progressé au point de s'étendre en arrière de la FS 517.

La révision 2 du BS 382-53-61/82-752 en date du 28 février 2003 précisait les exigences actuelles de l'avionneur en matière d'inspection des cornières de fixation de l'aile au fuselage des avions

civils et militaires L382/C-130. L'obligation d'inspecter les zones situées entre les FS 517 et 617 avait été supprimée. À la place, la révision 2 recommandait de remplacer les cornières dès que le contrôle radiographique aux rayons X avait mis en évidence des criques à la FS 497. La cornière de fixation gauche de l'avion en cause avait déjà été réparée à la FS 497 le 8 septembre 1987, conformément au plan SK382-57-093 de Lockheed Aircraft Corporation, alors que l'avion totalisait 14 498 heures et 13 282 cycles. La révision 2 ne parlait pas du remplacement des cornières de fixation déjà réparées.

La cornière de fixation de l'aile au fuselage située du côté gauche de l'avion en cause a été déposée pendant les réparations et expédiée au Laboratoire technique du BST afin que ce dernier établisse le mode de défaillance.

L'examen de la crique à l'extrémité avant de la cornière de fixation, près de la FS 497, a montré que la crique était le résultat de l'accroissement en surcharge de quelque 10 ou 11 petites précriques de fatigue. La crique avant avait reçu un trou d'arrêt et avait été renforcée au moment de la réparation effectuée en 1987, et cette crique n'avait connu aucune croissance pendant les 18 ans qui s'étaient écoulés depuis cette réparation. La crique dans l'arrondi à l'extrémité arrière de la cornière de fixation, près de la FS 577, était le résultat de criques de fatigue dans trois régions, criques qui s'étaient accrues en surcharge pour former une crique unique longue de 33 pouces (voir la photo 2). Les mesures des taux d'accroissement de cette crique permettent de penser que cette dernière s'est accrue lentement à chaque fois que le fuselage était pressurisé et qu'elle était active depuis un certain nombre d'années. Aucun signe de corrosion sous contrainte n'a été découvert dans cette crique. Au cours des échanges qui ont eu lieu avec des représentants de Lockheed dans le cadre de la présente enquête, ceux-ci ont déclaré qu'un criquage par corrosion sous contrainte avait été le mécanisme à l'origine des criques dans toutes les défaillances antérieures des cornières de fixation. Le nombre de ces défaillances n'a pas été communiqué aux enquêteurs du BST.

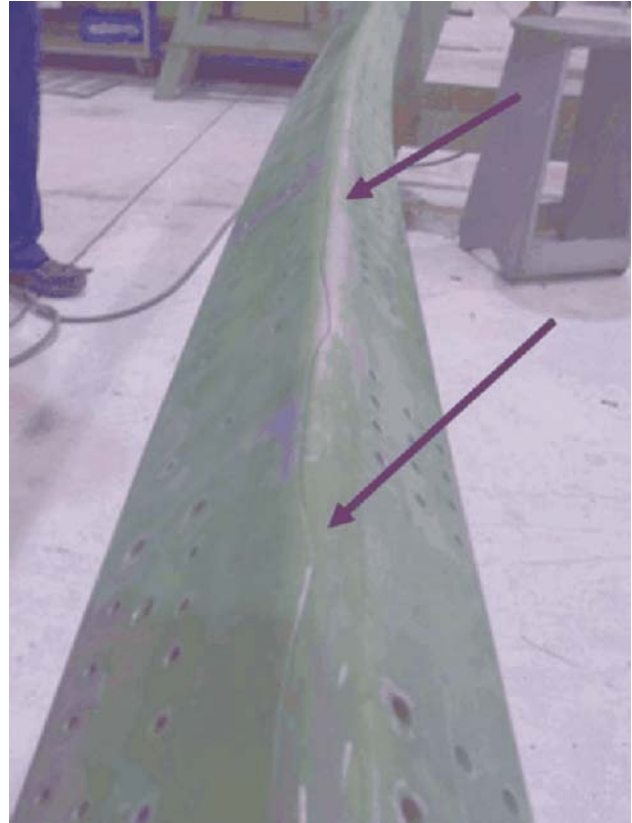


Photo 2. Les flèches indiquent la crique dans la cornière de fixation.

L'avion en cause avait subi une vérification C chez Aero Aviation, à Calgary (Alberta), entre janvier et mars 2005, à 35 708,31 heures et 31 147 cycles. First Air était autorisé à effectuer la maintenance en ligne ainsi que les vérifications A et B du L-382G. Transports Canada avait délivré à First Air une autorisation à usage unique afin de permettre à la compagnie de procéder à la certification finale après maintenance faisant suite à la vérification C. La certification de l'inspection et des travaux connexes a été effectuée par un représentant de First Air, et l'avion a été remis en service le 27 mars 2005.

Au cours de la vérification C, aucune crique n'a été découverte pendant l'examen de la partie avant réparée de la cornière de fixation gauche. Un criquage a été décelé dans la cornière de fixation droite, à la FS 497, et cette cornière a été réparée conformément au plan numéro R05-002-01, révision 1R, d'Aerotech Structures Inc. Ce plan avait reçu l'approbation 8110-3 de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis accordée, par cette même FAA, à un Designated Engineer Representative ou DER (représentant technique désigné). Malgré la publication de la révision 2 du BS 382-53-61/82-752 de Lockheed qui recommandait le remplacement d'une cornière de fixation dès qu'une crique y était décelée, une approbation accordée à un DER peut supplanter un BS. Si la réparation à la FS 497 avait redonné à la cornière de fixation droite sa résistance originale à cet endroit, il n'empêche que l'approbation de la réparation ne comportait aucun programme suivi de maintenance portant sur une inspection à la recherche de criques à la FS 577.

La masse et le centrage n'ont joué aucun rôle dans le présent incident. Toutefois, l'enquête a mis en évidence un problème, à savoir l'utilisation d'un ensemble particulier de bascules électroniques à tablier de type surbaissé pour peser l'avion. Les bascules à rampe ou à tablier servent couramment à peser les gros avions, l'avantage étant qu'il n'est pas nécessaire de mettre l'avion sur des vérins pour procéder à sa pesée. Bien que le dispositif nouvellement utilisé pour peser l'avion en cause ait été mis sur le marché comme un dispositif servant à peser les aéronefs, il n'avait pas été conçu spécifiquement pour cet usage à l'origine. Les dispositifs de pesée électroniques sont constitués de diverses combinaisons d'indicateurs numériques et de bascules électroniques.

Aero Aviation avait acheté le dispositif portatif de pesée électronique en mars 2005. Celui-ci, fourni par A & A Scales LLC, se composait de six bascules électroniques à tablier de type surbaissé d'une capacité de 40 000 livres fabriquées par Massload Technologies et appelées Ultra Slim Weigh Pad, et de deux indicateurs numériques de poids de modèle TR-1-NK fabriqués par Tara Systems. Les bascules, légères et transportables, avaient été essentiellement conçues pour peser des camions. Elles n'avaient été utilisées que de façon sporadique dans le domaine de l'aviation. Les bascules, d'une épaisseur de 0,7 pouce, mesuraient 28,5 pouces sur 16,5 pouces et ne renfermaient aucune pièce mobile. Vingt transducteurs étaient noyés au fond de chaque tablier en aluminium de poids léger. Pendant leur utilisation, les bascules devaient être de niveau et bien assises sur la structure au sol sous-jacente. Les deux indicateurs de poids numériques permettaient un étalonnage à point unique. Il est connu que la précision d'une bascule augmente lorsque le dispositif fait appel à des indicateurs de poids numériques qui offrent plusieurs points d'étalonnage à différents endroits de la charge et qui sont étalonnés en fonction de la taille de la surface de contact de chaque pneumatique.

Le dispositif a été utilisé une première fois pour peser l'avion en cause le 22 mars 2005. Un indicateur numérique était relié aux bascules placées sous les roues du train avant, tandis que l'autre indicateur numérique était relié aux bascules placées sous les roues du train principal. L'avion a été pesé à deux reprises avec ce nouveau dispositif, ce qui a donné des résultats cohérents, et la nouvelle masse à vide de base qui a été consignée était de 71 039 livres. Ce chiffre correspond, pour l'avion, à une baisse de 3943 livres par rapport à sa masse à vide de base de 74 982 livres qui figurait sur le dernier rapport de masse et centrage préparé en octobre 2003. Environ 222 livres d'équipement avaient été ajoutées à l'avion depuis octobre 2003; toutefois, l'examen du rapport de masse et centrage d'octobre 2003 indiquait une importante augmentation inexplicée de la masse à vide de l'avion par rapport au précédent rapport de

masse et centrage. Compte tenu de cette augmentation inexplicquée de la masse dans le rapport de masse et centrage d'octobre 2003 et du fait que l'avion avait été pesé deux fois avec des résultats cohérents, l'avion a été remis en service à une masse à vide de base de 71 039 livres.

Cette anomalie a été réexaminée environ 75 heures de vol après la remise en service de l'avion, et le rapport de masse et centrage d'octobre 2003 a été temporairement remis en vigueur. Par mesure de précaution, une inspection en cas d'atterrissage en surcharge de l'avion a eu lieu le 11 avril 2005. L'avion a fait l'objet d'une nouvelle pesée le 13 septembre 2005, et il a été établi que sa masse à vide de base était de 75 477 livres, ce qui correspond à une augmentation de 4438 livres par rapport au poids consigné le 22 mars 2005.

Le dispositif de pesée électronique avait été étalonné le 11 mars 2005, avant sa livraison à Aero Aviation. La plaque d'étalonnage utilisée n'était que très légèrement plus petite que la surface des balances. Après la pesée de l'avion, First Air a demandé un nouvel étalonnage du dispositif, ce qui a été fait, le 5 avril 2005, à l'aide d'une plaque d'étalonnage plus petite. Les données d'étalonnage révisées ont montré que les indicateurs affichaient, par balance, des poids inférieurs de 240 à 360 livres aux poids réels lorsqu'une charge de 5000 livres était appliquée, et des poids inférieurs de 760 à 1260 livres aux poids réels, toujours par balance, lorsqu'une charge de 20 000 livres était appliquée. Après le nouvel étalonnage, Aero Aviation a retourné le dispositif de pesée au fournisseur pour se faire rembourser, et le fournisseur ne vend plus de dispositifs de pesée d'aéronefs. Aero Aviation a remplacé ce dispositif par un autre faisant appel à un dynamomètre piézoélectrique unique monté sur vérin.

Analyse

Une crique dans la cornière de fixation de l'aile au fuselage d'un Lockheed L382/C-130 peut mener à une défaillance de cette cornière, à une dépressurisation et, finalement, à la perte de pression de la cabine. La présente analyse va se pencher sur l'à-propos des actuelles procédures d'inspection, de réparation et de remplacement de ce composant. L'utilisation d'un dispositif constitué de balances électroniques à tablier de type surbaissé va également être analysée.

Avant la publication du BS 382-53-61/82-752, l'avionneur permettait le perçage de trous d'arrêt et les réparations des criques dans les cornières de fixation de l'aile au fuselage. Le BS 382-53-61/82-752, tant la version originale que les révisions 1 et 2, précisait les méthodes de maintien de la navigabilité devant servir à déceler les criques ultérieures. Malgré l'efficacité des méthodes d'inspection prévues pour déceler les criques aux abords de la FS 497, la structure de l'avion empêchait ces méthodes d'être efficaces dans la région de la FS 577. Les données de Lockheed sur les criques survenues en service montrent que, si des criques étaient décelées à la FS 497, cela était un indicateur comme quoi il y avait également des criques à la FS 577. En publiant le BS, l'avionneur s'est fié sur le remplacement de toute cornière de fixation trouvée criquée à la FS 497 pour éviter toute défaillance de la cornière de fixation à la FS 577.

Le BS 382-53-61/82-752 jusqu'à la révision 2 inclusivement ne traitait pas du remplacement des cornières de fixation déjà réparées. Au moment de la récente vérification C, le contrôle END³ de

³

Le contrôle END s'entend des essais non destructifs; il s'agit de méthodes qui permettent de vérifier l'intégrité des structures, notamment l'absence de défauts de fabrication ou de

la cornière de fixation gauche déjà réparée sur l'avion en cause n'avait pas décelé de crique. À ce moment-là, rien dans les programmes de maintenance de Lockheed ou du L382 de First Air n'exigeait le remplacement des cornières déjà réparées. Le composant a connu une défaillance en fatigue peu de temps après la vérification C. L'examen de la crique a révélé que celle-ci était présente et se propageait activement depuis un certain nombre d'années. Si l'avionneur avait exigé de fixer un nombre maximal de cycles d'utilisation aux cornières déjà réparées afin de réduire les risques d'apparition de criques de fatigue et de défaillance au niveau de ces composants, peut-être aurait-il atteint le même but visant à éviter ce genre de défaillance qu'en recommandant, à la révision 2 du BS 382-53-61/82-752, de remplacer les cornières de fixation en cas de découverte de nouvelles criques à la FS 497. Comme il n'est pas exigé spécifiquement de remplacer les cornières de fixation déjà réparées, tous les L-382 ou C-130 portant les numéros de série 4383 à 5305 qui sont exploités alors que leurs cornières de fixation ont été réparées à la FS 497, courent un plus grand risque de connaître une défaillance en vol de leurs cornières de fixation à la FS 577.

La révision 2 du BS était en vigueur au moment de la récente vérification C de l'avion en cause. Toutefois, une approbation de réparation accordée à un DER supplantait la recommandation du BS préconisant de remplacer les cornières de fixation trouvées criquées. Le fait de pouvoir supplanter la recommandation du BS augmentait les risques que des criques passent inaperçues à la FS 577, car il n'existe pas de programme suivi de maintenance véritablement adapté traitant de la détection de criques à la FS 577.

Bien qu'il ne s'agisse pas d'un facteur contributif dans le présent incident, il importe de signaler que le dispositif constitué de bascules électroniques à tablier de type surbaissé ayant servi à peser l'avion utilisait des indicateurs numériques ne permettant un étalonnage qu'à un seul point, ce qui limitait la précision d'ensemble du dispositif. De plus, les bascules à tablier de type surbaissé appelées Ultra Slim Weigh Pad fabriquées par Massload Technologies étaient sensibles aux différences de taille de la surface de contact des pneumatiques. À l'origine, le dispositif avait été étalonné à l'aide d'une plaque d'étalonnage qui couvrait presque toute la surface des bascules; un essai ultérieur ayant fait appel à une plaque d'étalonnage plus petite a montré que tous les poids étaient notablement inférieurs aux poids réels, et ce, à tous les points de prise de données. Ce dispositif, de par sa configuration et son étalonnage, ne se prêtait pas à la pesée d'un avion ayant la masse et les tailles de surface de contact des pneumatiques du train avant et du train principal d'un Lockheed L382. Cela a contribué au fait que l'avion a volé environ 75 heures alors qu'une erreur importante dans la masse à vide de base avait été consignée dans le rapport de masse et centrage. L'utilisation continue de ce genre de dispositif constitué de bascules électroniques à tablier de type surbaissé pour peser les aéronefs, sans avoir conscience des lacunes potentielles et intrinsèques du dispositif, pourrait augmenter les risques de consigner des masses à vide de base erronées.

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

LP 037/2005 - *FDR Analysis, L-382G, C-GHPW* (Analyse du FDR, L-382G, C-GHPW)

criques, sans nuire au bon état de service ou à l'utilisation future des structures ainsi contrôlées.

LP 049/2005 - *Examination of Wing-to-fuselage Attach Angle* (Examen d'une cornière de fixation de l'aile au fuselage)

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

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Une crique de fatigue est apparue et s'est propagée dans l'arrondi de la cornière de fixation gauche, à la référence fuselage (FS) 577, ce qui a entraîné une défaillance de ce composant. La réparation de la cornière de fixation gauche de l'aile au fuselage qui avait été accomplie en 1987 à la FS 497 a prolongé la durée de vie en service de ce composant alors qu'il n'existait aucune méthode adaptée de détection des criques à la FS 577.

Faits établis quant aux risques

1. Le bulletin de service (BS) 382-53-61/82-752, tant la version originale que les révisions 1 et 2, ne traite pas du remplacement des cornières déjà réparées, ce qui augmente les risques que les L-382 ou C-130 portant les numéros de série 4383 à 5305 qui sont exploités alors que leurs cornières ont été réparées, connaissent une défaillance en vol de leurs cornières de fixation à la FS 577.
2. La réparation approuvée provenant d'un Designated Engineer Representative ou DER (représentant technique désigné) et concernant la FS 497 a fait retrouver sa résistance originale à la cornière de fixation droite; toutefois, l'approbation de la réparation ne comprenait pas de programme suivi de maintenance portant sur la détection de criques à la FS 577, d'où une augmentation des risques d'apparition de criques dans la cornière de fixation à la FS 577 à cause de la prolongation de la durée de vie en service.

Autre fait établi

1. Compte tenu de sa configuration et de son étalonnage, le dispositif de pesée constitué de balances électroniques à tablier de type surbaissé ayant servi à peser l'avion, n'était pas adapté à la pesée du Lockheed L382.

Mesures de sécurité prises

Le 9 mai 2005, le Bureau de la sécurité des transports a envoyé un avis de sécurité aérienne (A050011-1) à Transports Canada afin de lui suggérer de faire connaître aux autres exploitants civils et militaires de L382/C-130 les circonstances de cet incident. Cet avis suggèrerait également aux instances de réglementation et à l'avionneur d'envisager de forcer les exploitants à remplacer les cornières de fixation réparées et à fixer un nombre de cycles ou une durée de vie en service pour les cornières de fixation des L382/C-130 construits avant l'appareil portant le numéro de série 5306.

Transports Canada a répondu à l'avis de sécurité aérienne le 29 septembre 2005. La lettre mentionnait que l'avion en cause est le seul exemplaire de la version civile de ce type immatriculé et exploité au Canada, et que l'exploitant s'est conformé à la mesure recommandant de remplacer les cornières de fixation. Cette lettre indiquait également que les renseignements fournis par le BST avaient été transmis à l'autorité responsable de la conception, la Federal Aviation Administration des États-Unis, ainsi qu'au ministère canadien de la Défense nationale, lequel exploite des versions militaires de cet avion.

Après cet incident, First Air a remplacé les cornières de fixation droite et gauche de l'avion C-GHPW.

À la suite de cet incident, Lockheed Martin a publié la révision 3 du BS 382-53-61/82-752 en date du 4 août 2005. Cette révision 3 indique spécifiquement qu'il faut procéder à une inspection visuelle des cornières de fixation de l'aile au fuselage des avions concernés, et ce, dans les 30 jours après réception du BS, le but étant de déterminer si des réparations ont été faites, et qu'il faut remplacer dans les 365 jours toute cornière de fixation déjà réparée.

Le bureau de la certification des aéronefs de la FAA à Atlanta évalue actuellement ce bulletin de service et l'historique du problème afin de déterminer si d'autres exigences réglementaires s'imposent.

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 7 février 2006.

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