

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE  
A00P0210

PERTE DE PUISSANCE ET IMPACT AVEC UN PLAN D'EAU

DE HAVILLAND DHC-6 (TWIN OTTER) C-GGAW  
EXPLOITÉ PAR WEST COAST AIR  
AU PORT DE VANCOUVER (COLOMBIE-BRITANNIQUE)  
LE 1<sup>er</sup> NOVEMBRE 2000

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident 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 puissance et impact avec un plan d'eau

de Havilland DHC-6 (Twin Otter) C-GGAW  
exploité par West Coast Air  
au port de Vancouver (Colombie-Britannique)  
le 1<sup>er</sup> novembre 2000

Rapport numéro A00P0210

### *Sommaire*

Un de Havilland DHC-6-100 Twin Otter équipé de flotteurs (numéro de série 086), exploité par West Coast Air Ltd., assurait le vol régulier Coast 608 entre l'hydroaérodrome du port de Vancouver (Colombie-Britannique) et l'hydroaérodrome du port de Victoria. L'appareil est parti aux alentours de 15 h 10, heure normale du Pacifique, avec, à son bord, un équipage de deux pilotes et 15 passagers. Peu après le décollage, une déflagration s'est fait entendre, suivie d'un bruit semblable à celui de gravier heurtant l'appareil. Au même moment, une flamme a jailli de la section avant du moteur n° 2 (droit) qui a perdu toute puissance. On a estimé que l'appareil se trouvait alors à une altitude de 50 à 100 pieds. L'appareil a percuté le plan d'eau en piqué, environ 25 secondes plus tard, avec une inclinaison latérale sur la droite. Le flotteur et l'aile de droite se sont détachés du fuselage au moment de l'impact. L'appareil est demeuré à l'endroit et partiellement submergé suffisamment longtemps pour que ses occupants puissent évacuer la cabine par la porte principale et par les deux portes des pilotes puis se regrouper sur le dessus du fuselage et de l'aile gauche. Dans les quelques minutes qui ont suivi, plusieurs navires, dont un SeaBus de transport public, sont arrivés sur les lieux. Le SeaBus a déployé un de ses radeaux pneumatiques à l'attention des occupants de l'appareil et ceux-ci ont été ramenés à terre par plusieurs navires, puis ils ont été transportés à l'hôpital pour observation. Aucun occupant n'a été grièvement blessé. L'appareil a par la suite coulé. Tous les débris de l'épave ont été récupérés dans un délai de cinq jours.

*This report is also available in English.*

## *Autres renseignements de base*

Le vol au cours duquel s'est produit l'accident constituait, pour l'équipage, le cinquième vol de la journée dans cet appareil. Avant le démarrage des moteurs, les passagers avaient eu droit à un exposé sur les mesures de sécurité. Les vérifications et l'exposé avant vol des pilotes ont été normalement effectués en conformité avec les procédures d'utilisation normalisées (SOP)<sup>1</sup> de l'exploitant. Le décollage s'est déroulé normalement et l'appareil s'est mis en montée. Alors que l'appareil atteignait une vitesse anémométrique de 70 noeuds (KIAS), une perte de propulsion a causé un lacet soudain sur la droite. Le pilote aux commandes a immédiatement appuyé à fond sur la pédale de palonnier gauche. Les deux membres d'équipage ont confirmé la perte de puissance moteur et se sont mis d'accord pour amerrir sans plus attendre. Les pilotes ont sorti les volets à fond, ont confirmé que c'était bien le moteur n° 2 (Pratt & Whitney PT6A-20 portant le numéro de série 21867) qui était affecté, ont tiré la poignée en T de l'extincteur et ont activé le robinet d'arrêt d'urgence du carburant. La puissance de décollage a été maintenue sur le moteur n° 1 jusqu'à ce qu'elle soit volontairement réduite juste avant l'impact. L'appareil n'était pas équipé d'un dispositif optionnel de mise en drapeau automatique et l'équipage n'a pas essayé de mettre manuellement l'hélice droite en drapeau. Au moment de l'impact, l'aile droite s'est détachée du fuselage à l'emplanture, mais les câbles et divers autres éléments ont maintenu les deux sections ensemble alors que l'épave coulait. Le flotteur droit s'est également détaché et a été récupéré avant qu'il ne coule. Tous les débris de l'épave ont été retrouvés au même endroit.

L'appareil a décollé dans des conditions météorologiques de vol à vue en direction du nord-est avec un vent d'est de 5 à 10 noeuds. Les conditions météorologiques générales observées pour la région à 15 h, heure normale du Pacifique<sup>2</sup>, à l'Aéroport international de Vancouver, à sept milles marins au sud du port de Vancouver, étaient les suivantes : un vent de 4 noeuds en provenance du 150° vrais (130° magnétiques), des nuages épars à 4 000 pieds et, plus haut, des couches de nuages fragmentées. Les conditions météorologiques n'ont joué aucun rôle dans l'accident.

La masse au décollage et la position du centre de gravité calculées, 10 736 livres et 28 % de la MAC, respectivement, se trouvaient dans les limites prescrites qui sont de 11 600 livres et 25 à 32% de la MAC. L'appareil était équipé de flotteurs conventionnels et était configuré pour effectuer des navettes avec 18 sièges passagers. L'enregistreur de la parole dans le poste de pilotage Universal 30A de l'appareil a été récupéré et a fourni des renseignements pertinents. L'appareil n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol et la réglementation n'exigeait pas qu'il en soit équipé.

L'appareil était équipé d'un dispositif de détection d'incendie et d'un système d'extincteurs. Le système d'alarme incendie du moteur ne s'est pas déclenché lorsque le feu a pris dans le moteur et n'était pas conçu pour le faire. L'équipage a déclenché l'extincteur du moteur lorsqu'il a vu la réflexion des flammes s'échappant de la zone du moteur n° 2. L'équipage n'aurait eu aucun moyen de savoir que l'extincteur n'avait pas fonctionné. Le feu de moteur interne n'aurait certainement pas duré très longtemps après que le moteur eut été coupé. Le feu a été complètement éteint par immersion dans l'eau au moment de l'impact. Le centrage de l'appareil n'a pas été affecté par l'incendie.

---

<sup>1</sup> Les SOP, qui ont pour objet de permettre à l'équipage de conduite de piloter l'appareil dans les limites prescrites par le manuel de vol de l'appareil, constituent un document reconnu par Transports Canada.

<sup>2</sup> À moins d'indication contraire, les heures sont exprimées en HNP (temps universel coordonné moins huit heures).

L'examen après accident du moteur n° 2 a révélé que la turbine de puissance s'était désolidarisée de l'hélice parce qu'un engrenage planétaire du premier étage du réducteur de l'hélice s'était fracturé puis désintégré, entraînant d'importants dégâts internes. Une fois désolidarisée de l'hélice, le disque de la turbine de puissance s'est emballé et s'est défait de toutes ses aubes comme il est conçu pour le faire dans de telles circonstances. Une analyse métallurgique a révélé que la fracture de l'engrenage planétaire provenait des dégâts occasionnés à la surface de l'alésage de l'engrenage par la rotation du manchon du palier dans ce dernier. Le scénario la plus probable est que le manchon du palier s'est grippé sur l'arbre (l'axe) de l'engrenage planétaire en raison de petits morceaux de fil provenant de la crépine du filtre à huile de l'engrenage planétaire qui, contaminant l'huile de lubrification et s'infiltrant entre le manchon du palier et l'arbre (l'axe) de l'engrenage planétaire, ont fait que le premier, entraîné par le second, s'est mis en rotation dans l'alésage de l'engrenage. Le moteur et le réducteur avaient été fabriqués par Pratt & Whitney Canada Corp. (P&WC). Des représentants du fabricant ont participé au démontage et à l'analyse du réducteur supervisés par le BST et le rapport numéro TL-1626 de Pratt & Whitney formulait la conclusion suivante :

La crépine du filtre à huile de l'engrenage planétaire présentant une garniture en Teflon déformée, un joint torique pincé, un « col » tordu et une usure de contact du cadre du filtre suggère une mauvaise installation de la crépine dans la goupille. La crépine sous la crépine extérieure présentait des ruptures de la brasure et des fils. La rupture des fils était due à la fatigue. Certaines surfaces de rupture des fils étaient déformées et corrodées, donnant à penser que ces ruptures n'étaient pas récentes et c'est pourquoi il est permis de penser que la rupture du filtre résulte de son installation. Les fragments de fils et les débris libérés peuvent avoir par la suite donné lieu ou contribué aux dégâts subis par le manchon de palier.

Chacun des moteurs de l'appareil était équipé d'un détecteur magnétique de particules dans l'huile moteur installé dans le carter du réducteur. Un tel détecteur attire les particules métalliques se trouvant dans l'huile moteur (qui lubrifie également le réducteur). Une accumulation de particules métalliques entraîne un contact entre les deux bornes du détecteur et, par le fait même, l'établissement d'une continuité, qui peut être vérifiée par le personnel de maintenance. L'appareil, à sa construction, n'avait pas été équipé, sur le tableau des instruments de vol, de voyants d'alarme reliés au détecteur de particules et ce type d'installation n'était pas requis par la réglementation. Les voyants d'alarme sont disponibles sous la forme d'un nécessaire de mise à niveau mais, faute d'installer ce nécessaire, la détection ne peut se faire que par l'entremise d'une inspection visuelle.

Chacun des moteurs de l'appareil était également équipé d'une hélice à inversion de pas et à mise en drapeau complète. L'appareil n'était pas équipé d'un dispositif de mise en drapeau automatique, qui est disponible en option, mais ce dernier n'était pas exigé par la réglementation. Le dispositif de mise en drapeau automatique est armé lorsque certaines conditions définies sont remplies : dès lors, si le dispositif détecte une différence de couple entre les deux systèmes de propulsion, il mettra automatiquement en drapeau les pales de l'hélice se

trouvant du côté où la puissance est réduite, diminuant ainsi la traînée aérodynamique de l'hélice en moulinet. Ce dispositif peut réduire de façon non négligeable la charge de travail d'un pilote devant conserver la maîtrise d'un appareil en situation de poussée asymétrique.

Les dossiers de maintenance de West Coast Air indiquent que la dernière révision du moteur n° 2 par P&WC Aircraft Services Inc., à Bridgeport (Virginie occidentale), remontait à 1993. Un réducteur n'est démonté que dans le cadre d'une révision par un organisme approuvé et c'est à cette occasion que les filtres à huile de l'engrenage planétaire avaient été remplacés (voir l'annexe A). Depuis lors, le moteur avait fonctionné pendant approximativement 3 235 heures. La maintenance périodique du réducteur consiste en un certain nombre d'inspections requises qui ont été effectuées par West Coast Air dans le cadre du programme « Equalized Maintenance Maximum Availability » (EMMA) de Havilland. Le programme EMMA requiert la vérification de la continuité de chaque détecteur magnétique de particules toutes les 100 heures et la dépose de ces détecteurs de particules pour inspection visuelle toutes les 600 heures. Les dossiers de West Coast Air indiquent qu'une inspection périodique aux 100 heures avait été effectuée 46 heures avant le vol au cours duquel s'est produit l'accident. Les renseignements fournis par West Coast Air indiquent que ces inspections aux 100 heures dépassaient les exigences applicables en incluant la dépose de chacun des détecteurs pour inspection visuelle, la vérification de leur continuité ainsi que l'envoi, pour analyse, d'un échantillon d'huile à un organisme indépendant. L'analyse du dernier échantillon d'huile n'avait pas donné de mesures de l'usure du métal différentes des précédentes. Une analyse métallurgique entreprise après l'accident a permis d'établir que la rupture des fils du filtre à huile de l'engrenage planétaire incriminé n'était pas récente et que cette situation à risques s'était développée depuis plus longtemps. Néanmoins, aucun indice d'un éventuel problème n'avait été détecté lors de la dernière inspection et cette situation à risques s'est donc manifestée en moins de 46 heures d'exploitation.

Le DHC-6 prend l'air entre 55 et 65 KIAS, selon la masse de l'appareil. La vitesse minimale de contrôle ( $V_{mc}$ ) sur un seul moteur est de 66 KIAS avec les volets réglés à  $20^\circ$ , ce qui correspond au seul réglage des volets approuvé pour un décollage sur flotteurs. Le manuel de vol (AFM) approuvé par Transports Canada recommande, en cas de décollage à la masse brute maximale au décollage, de déjauger à environ 60 KIAS et d'accélérer jusqu'à une vitesse cible de 76 KIAS à 50 pieds au-dessus du niveau du sol.

Les SOP de West Coast Air indiquent que la procédure normale de décollage consiste à déjauger entre 55 et 65 KIAS, puis à accélérer jusqu'à 70 KIAS. Le pilote non aux commandes effectue alors une lecture des vitesses. Une fois confirmé le taux de montée positif, les volets sont ramenés de  $20^\circ$  à  $10^\circ$ . L'accélération continue, durant la rentrée des volets, jusqu'à une vitesse cible de 76 KIAS à 50 pieds. Une fois à 76 KIAS, l'attention de l'équipage ne se concentre plus sur l'accélération, mais sur le gain d'altitude. Une nouvelle lecture est faite à 400 pieds, puis les volets sont complètement rentrés et la vitesse est augmentée jusqu'à 83 KIAS. C'est à ce moment que sont effectuées la première réduction de puissance et les vérifications après décollage.

L'exposé des procédures d'urgence des SOP du pilote stipule que, si un problème de sécurité se produit avant ou après le décollage et qu'il dispose d'une étendue d'eau (d'une distance) suffisante, le pilote doit interrompre le décollage. Mais ni l'AFM (qui est inclus dans les SOP de l'exploitant), ni aucune autre section des SOP de l'exploitant ne décrit une procédure d'interruption de décollage sur flotteurs lorsque la vitesse anémométrique est supérieure à  $V_{mc}$ . La procédure d'urgence recommandée dans l'AFM en matière d'interruption d'un décollage en raison de perte de puissance en vol à une vitesse inférieure à  $V_{mc}$  consiste à réduire la puissance sur le moteur encore en marche afin de s'assurer la maîtrise de l'avion et d'amerrir droit devant<sup>3</sup>. La section

<sup>3</sup>

Supplementary Operating Data, Part 5, Section II, Paragraph 5.2.2.b.

relative aux procédures d'urgence de l'AFM stipule les mesures suivantes en cas de perte de puissance en vol à une vitesse inférieure à  $V_{mc}^4$  :

[TRADUCTION :]

1) Manettes des gaz sur « IDLE »

2) Amerrir droit devant . . .

Nota : Si vous avez le temps, leviers de carburant sur « OFF », interrupteur général c.c. sur « OFF ».

Le *Règlement de l'aviation canadien* (RAC) n'exige pas, pour les appareils à turbopropulseurs non pressurisés, que les pilotes suivent une formation de compétence sur simulateur de vol. Le seul simulateur de vol complet pour le DHC-6 se trouve à Toronto et il est configuré en appareil monté sur roues. Aucun des deux pilotes n'avait suivi de formation sur les procédures d'urgence du DHC-6 sur ce simulateur. Le programme de formation des pilotes de l'exploitant approuvé par Transports Canada comprend une formation sur l'appareil ainsi que des scénarios et des procédures d'urgence après décollage. Néanmoins, l'étendue des exercices qui peuvent être effectuées dans l'appareil est, de fait, limitée par des considérations de sécurité.

Le pilote commandant de bord était titulaire d'une licence canadienne de pilote de ligne — avion (ATPL-A) en état de validité et détenait une vérification compétence pilote valide sur DHC-6. Il totalisait approximativement 4 000 heures de vol, dont environ 2 500 sur le DHC-6. Il travaillait pour cet exploitant depuis avril 2000.

Le premier officier était titulaire d'une licence canadienne de pilote professionnel — avion (CPL-A) et détenait une vérification compétence pilote valide sur DHC-6. Il totalisait approximativement 2 000 heures de vol, dont environ 1 650 sur le DHC-6. Il travaillait chez cet exploitant depuis trois ans et y occupait un poste de pilote depuis janvier 1999.

Chacun des pilotes portait une ceinture abdominale munie de deux bretelles. Aucun des pilotes n'a été blessé et tous les deux ont été capables d'aider les passagers à évacuer l'avion. Tous les passagers ont pu quitter l'appareil par la porte principale et les deux portes des pilotes. Bien qu'aucun passager n'ait été grièvement blessé, les deux passagers assis dans la première rangée se sont heurtés la tête contre la cloison se trouvant devant eux, derrière les sièges des pilotes, au moment de l'impact. Environ la moitié des passagers ont enfilé leur gilet de sauvetage. Plusieurs passagers ont trouvé qu'il était difficile d'attraper les gilets de sauvetage sous le coussin du siège. Tous les sièges de l'appareil étaient équipés d'un gilet de sauvetage; la réglementation exige un gilet de sauvetage par personne embarquée.

## *Analyse*

Le fait que l'appareil demeure droit et à flot en plein jour a contribué à la réussite de l'évacuation de la cabine sans blessure et a permis à la moitié des passagers de trouver et d'enfiler leur gilet de sauvetage.

La perte de puissance du moteur n° 2 a été attribuée à l'installation, lors de la révision, du filtre à huile de l'engrenage planétaire. Cela semble être un cas isolé, mais P&WC a reconnu que l'installation du filtre peut poser problème. Pour cette raison, le manuel de révision pertinent a été révisé en 1998 afin de clarifier la procédure d'installation du filtre. La révision du moteur avait été effectuée en 1993, avant la révision du

<sup>4</sup>

Section III, Paragraph 3.1.1.b.

manuel. Bien que la rupture de la crépine du filtre à huile de l'engrenage planétaire ne semble pas avoir été récente ou subite, le fait est qu'une situation à risques existait. La procédure de maintenance de West Coast Air en vigueur avant l'accident dépassait les exigences du programme EMMA de de Havilland. Malgré ces précautions supplémentaires, la situation à risques s'est manifestée durant la période non contrôlée séparant deux inspections.

La réglementation exige l'installation de détecteurs de particules dans l'huile moteur, mais non du système de voyants d'alarme connexe sur le DHC-6. Faute d'un tel système, la surveillance de la contamination de l'huile moteur se limite à des inspections de maintenance fréquentes et rigoureuses. Un système de voyants d'alarme aurait permis une surveillance continue et aurait pu avertir l'équipage du problème imminent.

Le décollage est le moment le plus critique pour une perte de puissance et la procédure d'intervention peut varier du plus simple au plus complexe. L'équipage de conduite doit immédiatement prendre des mesures afin de conserver la maîtrise de l'appareil et décider, en s'appuyant sur un certain nombre de facteurs critiques, s'il faut effectuer un amerrissage forcé ou bien s'éloigner en montant à partir du point de perte de puissance. Des compétences considérables en matière de pilotage sont nécessaires pour surmonter, sur un bimoteur, une perte de puissance inopinée peu après le décollage et, à faible altitude, la première priorité doit être de conserver la maîtrise de l'appareil.

L'appareil atteignant tout juste les 70 KIAS lorsque la perte de puissance s'est produite, il fallait une intervention franche et rapide sur les commandes afin de faire piquer le nez de l'avion et d'éviter une décélération à  $V_{mc}$  ou moins. En dessous de  $V_{mc}$ , il devient impossible pour le pilote de conserver la maîtrise de son appareil (avec un seul moteur à la puissance de décollage), en raison de l'incapacité de la gouverne de direction de contrecarrer la situation de poussée asymétrique. La sortie complète des volets a abaissé la vitesse de décrochage de 60 à 50 KIAS, mais elle a également considérablement augmenté la traînée. La traînée due aux volets et à l'hélice en moulinet a causé une perte continue de vitesse aérodynamique et une perte progressive de contrôle de la gouverne de direction en raison de la poussée asymétrique.

La procédure d'urgence recommandée par l'AFM pour interrompre un décollage en raison d'une perte de puissance en vol à une vitesse inférieure à  $V_{mc}$  consiste à réduire la puissance du moteur en marche, pour assurer la maîtrise de l'appareil et à amerrir droit devant. La vitesse aérodynamique était supérieure à  $V_{mc}$  au moment de la perte de puissance et l'équipage s'est entendu pour interrompre le décollage et amerrir droit devant. La vitesse aérodynamique est par la suite tombée sous  $V_{mc}$ , probablement en raison de la traînée accrue par la sortie des volets et par le fait que l'équipage était plus occupé à combattre l'incendie qu'à se concentrer en vue de conserver la maîtrise et d'amerrir au plus tôt. Lorsque la vitesse aérodynamique est tombée sous  $V_{mc}$ , une baisse progressive de la puissance du moteur en marche aurait pu améliorer la maîtrise en autant que la vitesse aérodynamique ne tombe pas plus bas. La puissance du moteur en marche n'a été réduite que juste avant l'impact.

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

1. Un engrenage planétaire, en se désintégrant dans le réducteur de l'hélice du moteur n° 2, a causé la désolidarisation de l'arbre d'entraînement du moteur et de l'hélice, ce qui a entraîné une perte de propulsion de ce moteur.
2. Les fils de la crépine du filtre à huile de l'engrenage planétaire se sont rompus sous l'effet d'une fatigue résultant de l'installation du filtre lors de la dernière révision. Cela a créé une situation à risques et il est plus que probable que des fragments et des débris de fils provenant de la crépine du filtre ont par la suite donné lieu ou contribué aux dégâts subis par le manchon du palier de l'engrenage planétaire qui ont entraîné la désintégration de ce dernier.
3. Bien que la vitesse aérodynamique ait été supérieure à  $V_{mc}$  au moment de la perte de puissance, l'appareil est peu à peu devenu incontrôlable, car la puissance du moteur demeurant en marche n'a été réduite en vue de remédier à la situation de poussée asymétrique que juste avant l'impact.

## *Faits établis quant aux risques*

1. Les réducteurs des hélices ont été inspectés conformément au manuel de contrôle de la maintenance de West Coast Air. Ces inspections dépassaient les exigences du programme « Equalized Maintenance Maximum Availability » de de Havilland. La dernière inspection, 46 heures de vol avant l'accident, n'ayant pas révélé d'anomalie, la possibilité demeure que des situations à risques se développent et se manifestent durant la période non contrôlée entre deux inspections.
2. La réglementation exige l'installation de détecteurs de particules dans l'huile moteur, mais non celle du système de voyants d'alarme connexe sur le DHC-6. Faute d'un tel système, la surveillance de la contamination de l'huile moteur se limite à des inspections de maintenance fréquentes et rigoureuses. Un système de voyants d'alarme aurait permis une surveillance continue et aurait pu avertir l'équipage du problème imminent.
3. Bien que la réglementation n'exige pas que l'appareil soit équipé d'un système de mise en drapeau automatique, sa présence aurait pu aider l'équipage de conduite à maîtriser la soudaine perte de puissance en réduisant la traînée créée par l'hélice en moulinet.
4. La plupart des exploitants de taxis aériens et de navettes utilisant leurs propres appareils plutôt que des simulateurs pour la formation compétence pilote, les scénarios d'urgence présentant les plus de risques ne peuvent être exécutés qu'en altitude ou abordés en cours. Pour cette raison, les pilotes ne bénéficient pas d'une expérience réaliste dans le cadre de leur formation.



## *Autres faits établis*

1. Le fait que l'appareil demeure droit et à flot en plein jour a contribué à la résussite de l'évacuation de la cabine sans blessure et a permis à la moitié des passagers de trouver et d'enfiler leur gilet de sauvetage.
2. L'appareil se trouvant à basse altitude et n'ayant qu'une vitesse aérodynamique réduite au moment de la perte de puissance, le fait d'avoir sorti les volets à fond peut avoir créé une situation où, avec un seul moteur et une traînée élevée, un amerrissage réussi s'avérait difficile.

## *Mesures de sécurité prises*

Depuis l'accident, l'exploitant a révisé le programme de formation d'urgence de ses pilotes. Le programme révisé, approuvé par Transports Canada, met un accent accru sur la conduite de l'appareil et les procédures d'urgence en situation de perte de puissance à basse altitude avec une vitesse aérodynamique réduite. Le programme révisé de l'exploitant dépasse les normes minimales exigées par Transports Canada.

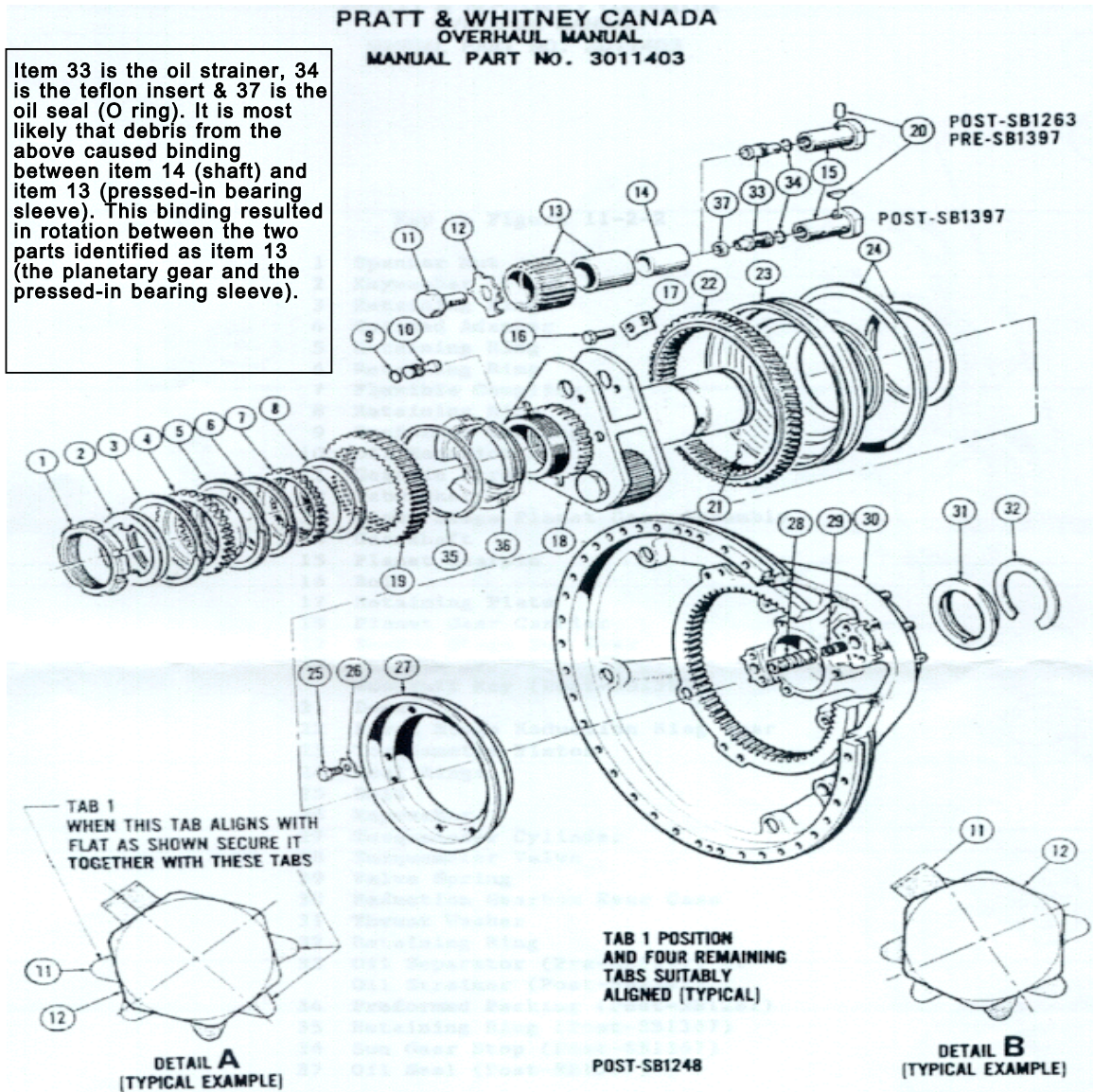
L'exploitant a également révisé son programme d'inspection de maintenance. L'inspection hebdomadaire de la cellule et des moteurs (A&E) comporte désormais un essai de continuité électrique du détecteur de particules dans l'huile moteur du carter du réducteur des hélices.

Pratt & Whitney Canada a confirmé que le manuel de révision applicable au réducteur des moteurs de la série P&WC PT6-20 a été révisé en 1998 en vue de clarifier la procédure d'installation des crépines de filtre à huile d'engrenage planétaire.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée par le Bureau le 22 août 2002.

# Annexe A1 — Carter arrière du réducteur

Ce document n'existe pas en français.



13588

Figure 11-2-2 Reduction Gearbox Rear Case Assembly (Post-SB1124 and all PT6A-20A Engines)

Revised Aug 30/87

**B 1**

11-2-6

*Annexe A2 — Liste des pièces figurant à l'annexe A1*

*Ce document n'existe pas en français.*

**PRATT & WHITNEY CANADA  
OVERHAUL MANUAL  
MANUAL PART NO. 3011403**

Key to Figure 11-2-2

- 1 Spanner Nut
- 2 Keywasher
- 3 Retaining Ring
- 4 Splined Adapter
- 5 Retaining Ring
- 6 Retaining Ring
- 7 Flexible Coupling
- 8 Retaining Ring
- 9 Preformed Packing
- 10 Oil Restrictor
- 11 Gearpin Screw
- 12 Tabwasher
- 13 First Stage Planet Gear Assembly
- 14 Gearshaft
- 15 Planet Gearpin
- 16 Bolt
- 17 Retaining Plate
- 18 Planet Gear Carrier
- 19 Second Stage Sun Gear
- 20 Lockpin (Pre-SB1397) or  
Woodruff Key (Post-SB1397)
- 21 Dowel
- 22 First Stage Reduction Ring Gear
- 23 Torquemeter Piston
- 24 Seal Rings
- 25 Bolt
- 26 Keywasher
- 27 Torquemeter Cylinder
- 28 Torquemeter Valve
- 29 Valve Spring
- 30 Reduction Gearbox Rear Case
- 31 Thrust Washer
- 32 Retaining Ring
- 33 Oil Separator (Pre-SB1397) or  
Oil Strainer (Post-SB1397)
- 34 Preformed Packing (Post-SB1261)
- 35 Retaining Ring (Post-SB1367)
- 36 Sun Gear Stop (Post-SB1367)
- 37 Oil Seal (Post-SB1397)