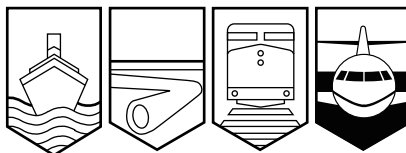


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE**  
**A02P0179**



**PERTE DE PUISSANCE MOTEUR - DÉFAILLANCE MÉCANIQUE**

**DE L'HÉLICOPTÈRE EUROCOPTER SA 315B LAMA C-GGHG**  
**EXPLOITÉ PAR WESTERN AERIAL APPLICATIONS LTD.**  
**À 20 NM AU SUD DE MCBRIDE (COLOMBIE-BRITANNIQUE)**  
**LE 15 AOÛT 2002**

**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 puissance moteur - Défaillance mécanique

de l'hélicoptère Eurocopter SA 315B Lama C-GGHC  
exploité par Western Aerial Applications Ltd.  
à 20 nm au sud de McBride (Colombie-Britannique)  
le 15 août 2002

Rapport numéro A02P0179

### *Sommaire*

L'hélicoptère Eurocopter SA 315B Lama, immatriculé C-GGHC, portant le numéro de série 2524, effectue un vol de convoyage selon les règles de vol à vue de Mission (Colombie-Britannique) à McBride en passant par Kamloops (Colombie-Britannique), avec, à son bord, le pilote et deux passagers. Vers 18 h 30, heure avancée du Pacifique (HAP)<sup>1</sup>, soit 45 minutes après le décollage, le passager assis sur le siège arrière gauche déclare avoir entendu une détonation derrière lui. Le pilote ne remarque rien d'inhabituel et ne ressent rien d'anormal dans les commandes. Durant l'arrêt de ravitaillement à Kamloops, le pilote inspecte l'hélicoptère, mais ne remarque rien de spécial. Près de Blue River, environ 45 minutes après être reparti en direction de McBride, le passager entend une nouvelle détonation du côté gauche. Le pilote, ne constatant toujours rien d'anormal, poursuit le vol.

Entre Valemount et McBride, alors qu'il se trouve à environ 6000 pieds au-dessus du niveau de la mer, l'hélicoptère fait une brusque embardée sur la droite suivie d'une violente détonation et d'un grondement. Le pilote abaisse le levier de pas collectif afin de se mettre en autorotation, confirme que la turbine s'est arrêtée et fait virer l'hélicoptère en direction d'un site convenable où il fera un atterrissage glissé avec un régime rotor très faible. L'hélicoptère fait un atterrissage dur, le siège du passager arrière se rompt et les passagers sont légèrement blessés. L'hélicoptère s'immobilise à plat. Aucun incendie n'éclate. Des conditions météorologiques de vol à vue règnent. La radiobalise de repérage d'urgence se déclenche à l'impact.

*This report is also available in English.*

---

<sup>1</sup>

Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné moins sept heures).

## *Autres renseignements de base*

L'hélicoptère appartenait à Heli-West Aviation Services Ltd. et était exploité, en vertu d'un contrat de location, par Western Aerial Applications Ltd. Il avait servi récemment à des opérations d'hélicoptère et à diverses autres missions de transport généralement confiées à des hélicoptères. Une telle utilisation ne différait pas des opérations effectuées dans la région par plusieurs autres hélicoptères SA 315B Lama. L'épave a été récupérée et acheminée aux installations de Western Aerial Applications Ltd. à Chilliwack (Colombie-Britannique), où les dommages ont été documentés et des échantillons d'huile et de carburant ont été prélevés sous la supervision des enquêteurs du BST. L'huile de la turbine s'est révélée avoir été contaminée par du carburant, et des particules métalliques<sup>2</sup> ont été trouvées sur le détecteur magnétique de la turbine.

L'hélicoptère était équipé d'une turbine à gaz Artouste 111B1 (numéro de série 1578) fabriquée par Turbomeca. Au moment de l'accident, la turbine totalisait 529,6 heures en service depuis la dernière révision. La turbine a été démontée et examinée dans les installations de l'exploitant sous la supervision des enquêteurs du BST et avec l'aide de spécialistes des turbines de Turbomeca qui ont fourni leur expertise ainsi que leur outillage spécialisé (voir l'annexe A).

L'examen des composants de la turbine a révélé que le tube d'injection de carburant s'était rompu en trois sections (photo 1). Les deux fractures se sont produites au niveau d'un changement d'épaisseur dû à un manchon brasé. La plus grande partie des surfaces de fracture a été oblitérée à la suite du frottement du composant après sa séparation. Des rainures radiales ont été observées en plusieurs points le long du tube d'injection de carburant.



**Photo 1.** Tube d'injection de carburant



**Photo 2.** Cannelures d'entraînement foirées sur le nez d'arbre et le manchon d'accouplement avant

---

<sup>2</sup>

>95 % Fe (fer).

Les cannelures, sur le manchon d'accouplement avant du compresseur axial (réf. 0218997020) et sur le nez d'arbre (réf. 0218150020)<sup>3</sup> ont été retrouvées foirées et incapables d'assurer l'accouplement entre l'arbre du rotor du compresseur axial et le réducteur (photo 2).

Les composants ont été envoyés au Laboratoire technique du BST afin d'y subir des analyses métallurgiques. Les examens ont révélé que le manchon d'accouplement avant n'avait peut-être pas reçu le traitement thermique approprié. Les duretés mesurées tout le long du manchon étaient bien inférieures à celles stipulées par les schémas et les spécifications applicables. Il est également apparu que, à certains endroits, la nitruration du manchon était inférieure aux spécifications du constructeur, mais l'endroit précis où s'est produite la défaillance respectait quant à lui les spécifications. L'analyse effectuée au BST a permis de mettre en évidence des criques de fatigue à la base des cannelures du manchon d'accouplement. Il y avait des traces d'usure des cannelures du manchon, cette usure n'étant pas symétrique sur les pièces défaillantes. Il y avait une sorte de gradin dans les cannelures cassées. Les cannelures étaient foirées sur toute la circonférence, mais il restait une section de cannelures où la rondelle dentée « avait comblé l'espace », le tout avec une usure évidente et une fracture en gradin vers le côté du nez d'arbre, ce qui laissait croire à une fracture en plusieurs étapes progressives. Turbomeca France a aidé aux essais et a demandé un échantillon de la pièce défaillante dans le but de procéder à d'autres investigations. Le personnel du BST a fourni un échantillon de la partie avant « non endommagée » du manchon d'accouplement défaillant. Par la suite, le personnel de Turbomeca (Matériaux) a produit le rapport numéro 1585, version 2. L'analyse a également montré qu'un certain nombre de criques de fatigue étaient présentes sur le tube d'injection de carburant.

Le 19 octobre 1999, la compagnie Denel Aviation Airmotive<sup>4</sup> de Pretoria, en Afrique du Sud, avait, en vertu du bon de travail n° 51115804, effectué la révision de la turbine qui a par la suite été installée sur le C-GGHC. Les modifications approuvées TU (Turbomeca) n<sup>os</sup> 154, 158, 159 et 169 qui ont alors été incorporées portaient sur les zones auxquelles se sont intéressés les enquêteurs du BST<sup>5</sup>.

---

<sup>3</sup> Dans le *Turbomeca Artouste III Maintenance Spare Parts Catalogue* (catalogue illustré des pièces de Turbomeca), le nez d'arbre est appelé manchon. Voir l'annexe B.

<sup>4</sup> L'entreprise Denel Aviation Airmotive, qui fait partie du Groupe SNECMA, est aussi appelée Turbomeca Afrique.

<sup>5</sup> TU 154 - M159 Remplacement des goupilles de 6,5 mm du compresseur axial par des goupilles de 7 mm impliquant le remplacement des 11 aubes.  
TU 158 - M161 Engrenage réducteur. Lubrification des pignons d'entraînement et intermédiaire au moyen d'un distributeur d'huile. Pour améliorer la lubrification des dents du train d'engrenage à grande vitesse du boîtier réducteur et des paliers avant et arrière de l'engrenage d'entraînement.  
TU 159 - M160 Engrenage réducteur et manchon d'accouplement du compresseur. Débattement axial réduit à 1 mm. Afin d'éviter l'usure des cannelures d'accouplement de l'engrenage réducteur / du manchon du compresseur en réduisant son jeu axial. Installation d'une rondelle d'ajustement dentée. Incorporation obligatoire avec la modification TU158 - M161.  
TU - 169 Arbre du compresseur axial. Installation d'un écrou auto-freiné à l'extrémité de l'arbre.

Le 26 janvier 2001, Helitech Aviation Ltd. (organisme de maintenance agréé 62-03)<sup>6</sup> a installé la turbine sur le C-GGHGI, lequel comptait alors 9 023 heures de vol cellule. La turbine totalisait 7 491 heures depuis sa mise en service initiale, 10 203 cycles complets et zéro heure depuis la dernière révision.

La durée de vie en service des deux composants en question, qui se fonde sur leur état lors d'une inspection, est dite *selon état* et peut être prolongée au moment de la révision. Le *Turbomeca Artouste III Maintenance Spare Parts Catalogue* (Catalogue illustré des pièces de Turbomeca), daté d'octobre 2001, indique, à la page 4 du chapitre 72-31, de nouvelles références pour ces deux composants (voir l'annexe B). Ces deux composants portaient les anciennes références. Un examen des dossiers de révision de la turbine 1578 a révélé que, parmi les pièces ayant connu une défaillance, le manchon avait été jugé en état de service et réinstallé. Le rapport de constatations techniques de Turbomeca numéro AM/99/036, rempli par Denel Aviation Airmotive après le démontage de la turbine lors de sa révision, ne comporte aucune indication quant au nez d'arbre (manchon) portant la référence 0218150020.

Le manchon d'accouplement avant avait subi la modification TU 159 en vertu de laquelle une rondelle dentée (L.P. Front, réf. 0000411420) avait été installée pour limiter le débattement axial du manchon d'accouplement avant du compresseur axial à 1 mm (voir l'annexe B). Cette rondelle, systématiquement remplacée à chaque révision, a été retrouvée désintégré. La rondelle, qui est dentée afin d'engrener les cannelures, est installée à l'intérieur du manchon d'accouplement, du côté du compresseur axial, où elle est accolée à un anneau de retenue (voir l'annexe B). Sa largeur et son épaisseur, lors de la révision, sont calculées et usinées selon une valeur spécifiée.

Cette rondelle a été ajoutée afin de limiter le débattement axial du nez d'arbre. En fait, la rondelle permet de s'assurer que l'arbre ne va pas se déplacer trop loin et ne pas atteindre l'extrémité du manchon; ainsi, le jeu longitudinal entre la zone de contact des cannelures ne sera jamais excessif.

La bache d'huile était saturée et trop remplie d'un mélange d'huile et de carburant. La rainure du manchon d'accouplement s'est révélée contenir un résidu mou et graisseux. Le métal contenu dans ce résidu était identique à l'acier du manchon, mais la partie grasse du résidu renfermait un composant différent du lubrifiant utilisé pour le fonctionnement de la turbine. Du lubrifiant, retrouvé sur la surface extérieure des coussinets de soutien du tube d'injection de carburant, a été analysé par le laboratoire du Centre d'essais techniques de la qualité (CETQ) du ministère de la Défense nationale. Cette substance s'est révélée ressembler à un composé antigrippant qui a été utilisé lors du remontage, et ce, en opposition aux recommandations de l'hélicoptériste.

Le chapitre 72-80-00 du *Turbomeca Artouste IIIB & IIIB1 Maintenance Manual* (manuel de maintenance de l'Artouste IIIB et IIIB1 de Turbomeca) indique la méthode recommandée pour l'analyse de l'huile, à savoir le programme d'analyse spectrale des huiles (SOAP). La procédure et la fréquence des analyses garantissent un meilleur suivi des turbines et permettent de détecter

---

<sup>6</sup>

Helicraft Aviation Ltd. était anciennement connue sous le nom de Marignane Helicopter Services Ltd. (MHSL, organisme de maintenance agréé 103-95).

des dégâts imminents ou des détériorations en cours indétectables par des moyens ordinaires. Le SOAP permet de révéler la présence de particules microscopiques résultant d'une anomalie de fonctionnement du circuit de lubrification de la turbine. Le circuit de lubrification peut également renfermer des particules plus grosses, visibles à l'oeil nu, qui sont capturées dans un filtre ou sur un bouchon magnétique. La présence de particules plus grosses, qui signifie généralement une anomalie grave, n'est pas toujours accompagnée de la présence de particules microscopiques détectables par le SOAP. L'exploitant, selon les instructions fournies, doit attendre environ 15 minutes après avoir coupé le moteur avant de prélever un échantillon (d'environ 30 cc) dans l'orifice du filtre ou sur le bouchon magnétique du circuit principal.

Le tableau suivant indique la fréquence d'échantillonnage pour les différentes versions de la turbine Artouste III.

Condition		Fréquence d'échantillonnage
1	Turbines dont la norme de modification autorise un temps entre révision de 3 000 heures (valeurs actuelles).	50 heures
2	Turbines dont le temps entre révision est inférieur à 2 500 heures.	25 heures
3	Turbines pour lesquelles la concentration d'alerte a été atteinte.	5 heures

Des directives et des spécifications sont également fournies quant aux conditions d'alerte et de rejet qui nécessitent la dépose de la turbine. Seulement la présence de fer dans les échantillons d'essai d'huile suffit à justifier la dépose de la turbine. Selon ces spécifications, la concentration de fer mesurée sur les échantillons d'essai n'aurait pas requis la dépose de la turbine portant le numéro de série 1578. Le pilote n'a remarqué que le voyant indicateur du détecteur magnétique s'était allumé dans le poste de pilotage qu'après que la turbine s'est éteinte. Le dispositif a été vérifié et s'est révélé fonctionner normalement.

MHSL a effectué l'inspection de la cellule aux 400 heures/T1 le 16 mars 2002 en vertu du bon de travail 1416. Le 15 juillet 2002, soit environ 11 heures de vol plus tard, MHSL a consigné dans le carnet de route, sous le bon de travail 1422, les résultats de l'analyse d'un échantillon, prélevé dans le cadre du SOAP le 24 juin 2002, qui avait été reçu et traité par Metro Tech Systems Ltd. (un laboratoire d'essai) le 2 juillet 2002. Ces résultats indiquaient une contamination « modérée » résultant d'une usure faible d'un acier faiblement allié et une dilution de carburant anormale (les mesures de viscosité ayant révélé la présence de carburant dans l'huile). Le laboratoire a indiqué qu'il fallait changer l'huile et le filtre, et a recommandé un nouveau prélèvement d'huile. Selon les dossiers de prélèvement fournis, un nouvel échantillon de l'huile de la turbine a été prélevé le 18 juillet 2002, 13 heures de vol plus tard, et a été reçu pour analyse le 6 août 2002. Les résultats, qui indiquaient une concentration d'acier faiblement allié « faible à modérée », étaient accompagnés de l'instruction de continuer le programme de prélèvement habituel. Le manuel de maintenance de l'Artouste IIIB et IIIB1 de Turbomeca fournit des instructions et des formules pour calculer la concentration et le degré de contamination de l'huile en fonction de l'entretien et des changements d'huile. Ce calcul n'a pas été effectué et n'a donc pas été pris en compte

dans les essais. Le personnel du laboratoire chargé de l'analyse de l'échantillon d'huile ne connaissait pas bien les instructions et les formules précises du constructeur servant à calculer les taux de contamination et/ou de dilution de l'huile.

La seule inspection de l'huile moteur que les pilotes sont tenus de faire consiste en une vérification visant à déceler une éventuelle variation du niveau du liquide causée par une dilution de carburant. Le paragraphe C du chapitre 72-80-00 du manuel de maintenance de l'Artouste IIIB et IIIB1 de Turbomeca consacré à la lubrification pendant l'entretien courant signale que, à chaque inspection périodique, il faut vérifier s'il y a du carburant dans l'huile, ce manuel donnant par ailleurs l'avertissement DO NOT BREATHE OIL VAPOURS (NE PAS RESPIRER LES VAPEURS D'HUILE) pendant l'évaluation du taux de dilution. L'examen des livrets techniques n'a révélé aucune inscription ni anomalie particulière.

La page 301 du chapitre 72-00-10 du manuel de maintenance de l'Artouste IIIB et IIIB1 de Turbomeca fournit à l'exploitant des instructions sur la façon de vérifier (et de consigner) le niveau des vibrations du groupe motopropulseur et indique les fréquences d'inspection suivantes :

Fréquence :

- A. toutes les 400 heures (se reporter à la page 2 du chapitre 5-10-2);
- B. lorsque le moteur (neuf ou révisé) est installé;
- C. après une réparation (tout particulièrement sur le palier arrière) et/ou le remplacement d'un accessoire qui peut affecter le niveau de vibration du moteur (dynamo-démarrreur); ou
- D. après des anomalies répétées (fissures sur les pièces de soutien, vis ou boulon défait, rupture de conduite, bruits anormaux, vibrations, etc.).

L'examen des livrets techniques a révélé que MHSL avait effectué une vérification du niveau des vibrations de la turbine à 9334,9 heures de vol cellule, soit environ 217 heures avant l'accident, après une inspection de la cellule aux 25 heures et le remplacement d'une conduite d'huile fissurée. Par la suite, le 30 octobre 2001, Timberland Helicopters a procédé à une autre vérification du niveau des vibrations à 7894,2 heures d'utilisation de la turbine, au cours d'une inspection turbine T1/T2 effectuée en vertu du bon de travail n° 031001, soit quelque 126 heures avant l'accident. Les deux entreprises de maintenance ont établi que les taux de vibrations observés étaient acceptables.

## *Analyse*

Les deux détonations entendues par le passager et signalées au pilote avant et après l'escale à Kamloops n'ont pas alarmé le pilote outre mesure, puisque les commentaires du passager n'ont été accompagnés d'aucune indication visuelle anormale liée à la cellule ou la turbine. La source de ces détonations n'a pas été clairement établie, mais elle est probablement liée à la rupture, à deux moments différents, du tube d'injection de carburant. Ces détonations ne peuvent être reliées au glissement de l'entraînement cannelé, car le pilote aurait alors ressenti un mouvement de lacet sur les commandes. Cette explication est cohérente avec le fait que l'hélicoptère a pu

continuer à voler pendant un certain temps après les deux détonations, car le tube de carburant étant bien enfermé au centre de l'arbre d'entraînement, il peut donc continuer à alimenter la turbine en carburant.

L'entraînement cannelé du manchon d'accouplement avant du compresseur axial a connu une défaillance progressive attribuable à une usure prématurée. La détérioration de l'entraînement cannelé s'est traduite par l'apparition d'un déplacement radial dans ces pièces qui a entraîné une déformation du tube d'injection de carburant. Quand l'usure est devenue suffisamment importante, le battement axial de l'arbre s'est amplifié, d'où la progression rapide de la rupture du tube de carburant. La fatigue observée au cours de l'analyse métallurgique et les détonations entendues par les passagers témoignent du fait que le tube de carburant s'est rompu quelque temps avant l'extinction de la turbine.

Cette déformation a provoqué la rupture du tube d'injection de carburant au niveau de ses supports et a fini par causer une perte de pression de l'alimentation en carburant lorsque l'accouplement avant s'est fendu. C'est à ce moment qu'il y a eu extinction de la turbine. De plus, le réducteur s'est désaccouplé de l'entraînement de la turbine, ce qui a provoqué une perte de la puissance fournie au rotor et a obligé le pilote à se mettre en autorotation. Durant la descente, le régime rotor a faibli, entraînant un taux de descente élevé qui a été à l'origine de l'atterrissage dur qui a causé le bris du siège arrière et des blessures légères aux deux passagers.

L'usure prématurée du manchon d'accouplement avant peut être attribuée à plusieurs facteurs. Compte tenu de leur aspect symétrique, les marques de contact retrouvées sur le manchon et sur le nez d'arbre peuvent être attribuées à une mauvaise précision axiale de l'ensemble qui s'est traduite par une flexion ou un battement axial pendant la rotation de l'arbre (autrement dit, l'arbre n'était pas aligné avec l'axe du manchon) et qui a mené à une usure prématurée des cannelures. À cause de ce mauvais positionnement, le manchon avait un mouvement cyclique relatif par rapport à l'arbre, ce qui fait que la rondelle a été soumise à certaines contraintes et a fini par se rompre. Au moment de cette rupture, des résidus de la rondelle se sont logés dans la rainure servant au passage de l'huile, ce qui aurait alors nui à la lubrification des cannelures et contribué à la détérioration et à l'usure prématurée du manchon d'accouplement avant du compresseur axial. Qui plus est, certains de ses morceaux sont peut-être allés se loger entre les cannelures du nez d'arbre et l'accouplement avant, finissant par contraindre l'accouplement à se fendre. Ce phénomène a été facilité par l'utilisation, au moment de la fabrication, d'un matériau pas assez dur. De plus, le contaminant présent sous la forme d'un composé antigrippant retrouvé dans la turbine avait probablement été appliqué, au moment de la révision, sur les coussinets de support extérieurs du tube d'injection de carburant en vue de faciliter le remontage de la turbine. Ce composé a probablement migré durant le remontage et s'est retrouvé mélangé aux résidus métalliques qui remplissaient les rainures de lubrification du manchon d'accouplement, ce qui a nui à la lubrification de l'entraînement cannelé et contribué à son usure accélérée. Enfin, le carburant qui fuyait du tube de carburant rompu avant que le manchon de l'accouplement avant ne se fende avait dû commencer à se mélanger à l'huile, réduisant ainsi les propriétés lubrifiantes de cette dernière.

Les particules métalliques retrouvées dans les deux échantillons d'huile prélevés avant l'accident dans le cadre du SOAP provenaient de toute évidence de morceaux de cannelures, et peut-être également de la rondelle qui s'était rompue, car aucune autre trace d'usure ou d'endommagement n'a été retrouvée à l'intérieur de la turbine.



Les inspections quotidiennes et les vérifications du taux de vibrations n'ont pas alerté l'exploitant de la présence d'anomalies au niveau de la turbine et de son circuit de lubrification. Le voyant d'alarme du détecteur magnétique de particules de la turbine ne s'est allumé qu'après la défaillance de la turbine durant l'atterrissage d'urgence. Même après que le pilote a été alerté d'un éventuel problème à la suite des deux détonations distinctes entendues par l'un des passagers, rien ne l'a averti de la défaillance de la turbine sur le point de se produire, car les composants qui ont connu une défaillance étaient internes, et aucune indication moteur anormale connexe n'apparaissait sur les instruments.

Lorsque l'installation de maintenance a reçu les résultats le 2 juillet 2002, on a jugé que les résultats prélevés dans le cadre du SOAP le 24 juin 2002 présentait une contamination modérée. Un délai également important s'est écoulé entre le nouveau prélèvement d'échantillon, le 18 juillet 2002, environ 44 heures de vol avant l'accident, et le moment où les résultats ont été fournis à l'installation de maintenance par le laboratoire le 6 août 2002, le jour même où l'essai a été effectué. Le SOAP n'a pas permis de connaître l'état réel de la turbine, et ce, en partie, parce que l'huile a été changée le 16 juillet 2002 (13 heures de vol plus tôt), ce qui a diminué la concentration. Ce fait n'a pas été pris en compte par le personnel du laboratoire et aucun calcul n'a été effectué pour déterminer la concentration en tenant compte du récent changement d'huile. La concentration de fer notée sur les dossiers de prélèvement ne justifiait pas la dépose du moteur portant le numéro de série 1578. De plus, le nombre d'heures depuis la dernière révision de la turbine étant faible, l'usure de l'acier faiblement allié n'avait rien de surprenant et pouvait être considérée comme normale.

Lorsqu'un moteur (neuf ou révisé) est installé, Turbomeca exige qu'une vérification du niveau des vibrations soit effectuée. Ni MHSL ni l'exploitant n'avaient effectué de vérification du niveau des vibrations à la suite du montage initial de la turbine. Timberland Helicopters avait procédé à une vérification du niveau des vibrations au cours d'une inspection turbine aux 200/400 heures qui a eu lieu quelque 126 heures avant l'accident. Aucune vibration liée à la turbine n'était signalée dans les livrets techniques de l'hélicoptère.

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

1. Il y a eu rupture, dans la transmission de la turbine, du manchon d'accouplement avant et du nez d'arbre connexe. À la suite de cette rupture, le réducteur entraînant le rotor s'est désaccouplé de la turbine, contraignant la pilote à se mettre en autorotation.
2. Le fait que l'accouplement avant s'est fendu est attribuable à une usure prématurée.
3. L'usure prématurée est la conséquence d'un débattement axial de l'arbre au niveau du manchon d'accouplement avant causé par un mauvais positionnement axial du nez d'arbre dans le manchon d'accouplement.
4. La dureté inférieure aux spécifications résultant d'un mauvais traitement thermique au moment la fabrication a contribué à l'usure prématurée.

5. La rondelle d'ajustement dentée s'est rompue, ce qui a nui à la lubrification des cannelures d'accouplement de l'entraînement, accélérant ainsi considérablement leur usure.
6. Un composé antigrippant appliqué sur les coussinets de soutien extérieurs du tube d'injection de carburant durant la révision a migré et, en se combinant avec des débris métalliques, il a obstrué les rainures de lubrification du manchon d'accouplement, ce qui a nui à la lubrification de l'entraînement cannelé et contribué à son usure accélérée.
7. La turbine s'est éteinte lorsque l'alimentation en carburant par le tube d'injection de carburant s'est interrompue.
8. La déformation du tube de carburant a été provoquée par les vibrations importantes et par la flexion en rotation de l'arbre, phénomène découlant de l'usure rapide et prématurée de l'entraînement cannelé.
9. Pendant la descente en autorotation, le régime rotor a eu le temps de diminuer au point d'entraîner un taux de descente élevé et un atterrissage dur, causant le bris du siège arrière et des blessures légères aux deux passagers.
10. La procédure d'échantillonnage et les résultats de l'analyse spectrométrique de l'huile ont probablement été compromis. Par conséquent, ils n'ont pas mis suffisamment l'exploitant en garde contre l'état de détérioration du manchon d'accouplement avant du compresseur axial de la turbine.

### *Faits établis quant aux risques*

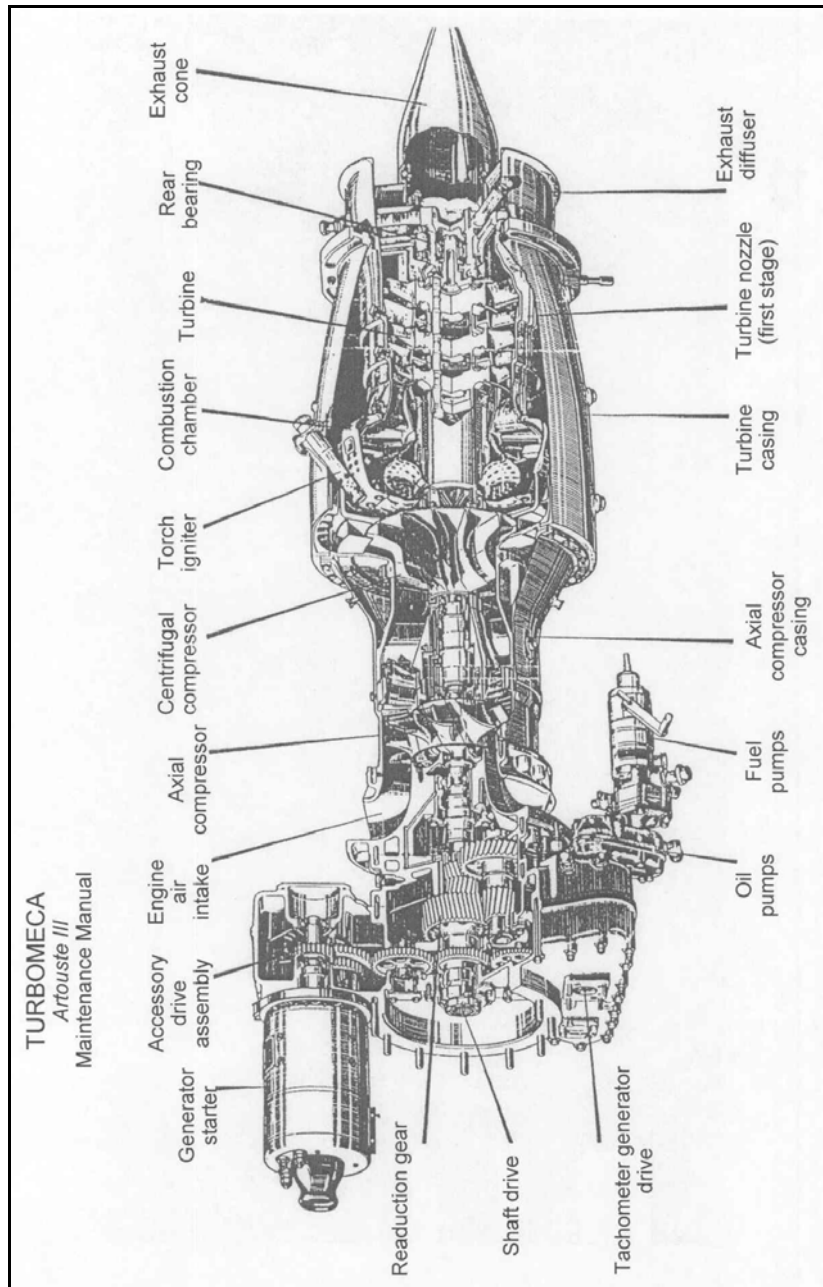
1. Les instructions de révision relatives à l'usinage de la rondelle d'ajustement stipulent que la rondelle doit être rectifiée à une épaisseur calculée, mais elles ne spécifient pas que l'état du matériau doit être vérifié après l'usinage au moyen d'un essai non destructif. La rondelle d'ajustement a souffert d'une détérioration de surface non détectée qui a entraîné sa désintégration.
2. Aucune vérification du niveau des vibrations n'a été effectuée à la suite du montage initial de la turbine. Les deux vérifications turbine effectuées par la suite n'ont mis en évidence aucune anomalie de la turbine, et notamment des composants internes concernés.
3. Le détecteur magnétique de particules n'a pas alerté suffisamment tôt le pilote de la détérioration de l'état de la turbine.

## *Mesures de sécurité*

Turbomeca a publié, en date du 23 avril 2003, la lettre d'alerte n° 2233/03/ART111/146 afin de modifier les vérifications du niveau des vibrations en cours d'utilisation. Deux turbines Artouste III ayant fait l'objet d'une telle vérification avant d'être démontées à un centre de réparation présentaient des traces de frottement au niveau des rebords arrière du labyrinthe central de l'arbre de la turbine. Une légère déformation de l'arbre a également été constatée dans cette région. La périodicité des vérifications du niveau des vibrations a été ramenée de 400 à 200 heures. Les exploitants ont été avisés qu'une mise à jour de la rubrique 72-00-10 du manuel de maintenance allait être publiée. De plus, le personnel de Turbomeca (Matériaux) a laissé entendre qu'il serait sage de remplacer systématiquement les deux manchons (manchon axial/d'accouplement du réducteur et manchon d'entraînement) au moment de la mise au rebut du pignon d'entraînement du réducteur.

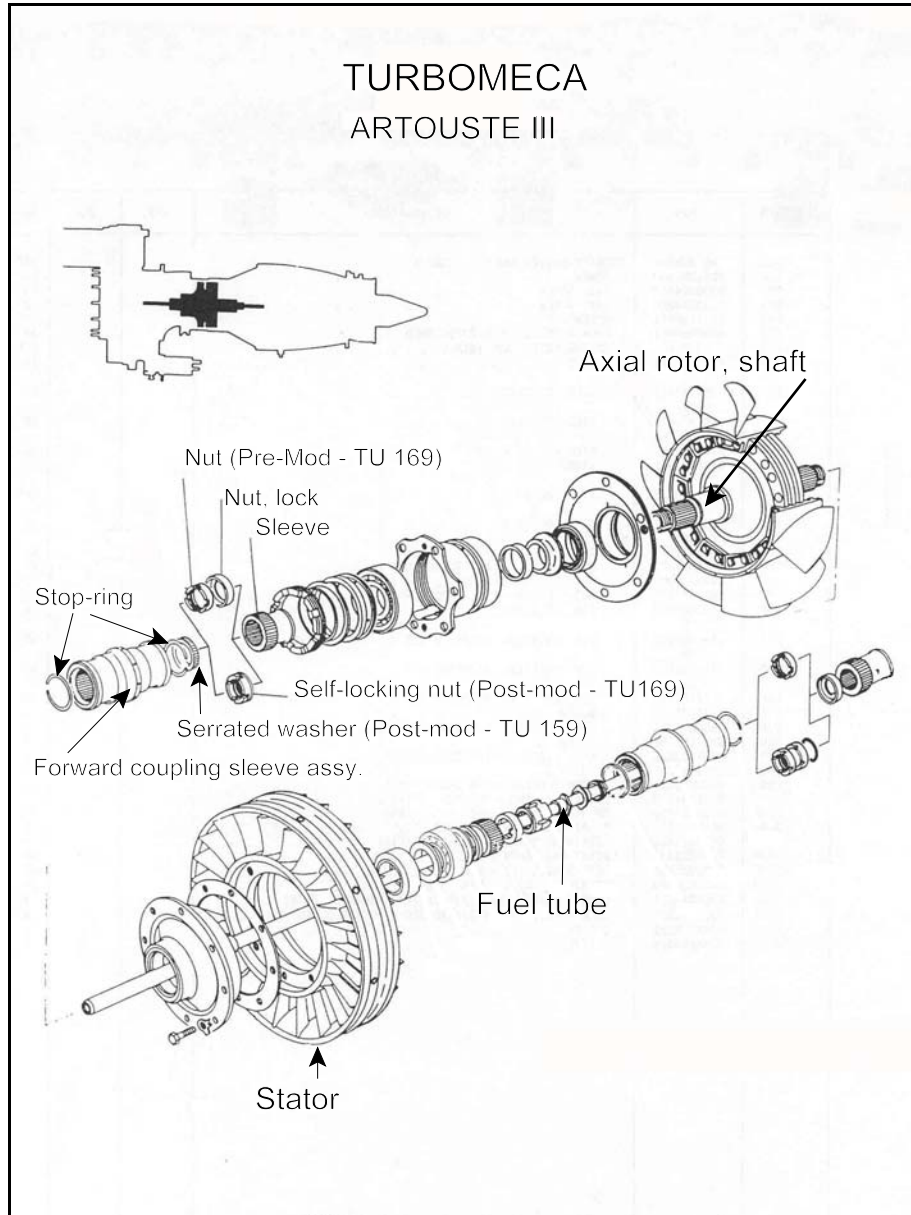
*Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 9 février 2005.*

# Annexe A – Vue en coupe de l'Artouste III\*



\*Voir le vocabulaire anglais-français à l'annexe C.

*Annexe B – Vue éclatée du rotor axial et du stator\**



\*Voir le vocabulaire anglais-français à l'annexe C.

## *Annexe C – Vocabulaire anglais-français des annexes A et B*

accessory drive assembly	prise d'entraînement des accessoires
axial compressor	compresseur axial
axial compressor casing	carter du compresseur axial
axial rotor, shaft	arbre de rotor axial
centrifugal compressor	compresseur centrifuge
combustion chamber	chambre de combustion
engine air intake	entrée d'air moteur
exhaust cone	cône d'échappement
exhaust diffuser	diffuseur d'échappement
forward coupling sleeve assy.	manchon d'accouplement avant
fuel pumps	pompes carburant
fuel tube	tube d'injection de carburant
generator starter	démarrateur-alternateur
nut	écrou
nut, lock	contre-écrou, écrou auto-freiné
oil pumps	pompes à huile
rear bearing	palier arrière
reduction gear	engrenage réducteur
self-locking nut	écrou auto-freiné
serrated washer	rondelle dentée
shaft drive	entraînement de l'arbre
sleeve	manchon (nez d'arbre)
stator	stator
stop-ring	anneau de retenue
tachometer generator drive	entraînement de générateur du tachymètre
torch igniter	bougie d'allumage
turbine	turbine
turbine casing	carter de la turbine
turbine nozzle (first stage)	tuyère (premier étage)