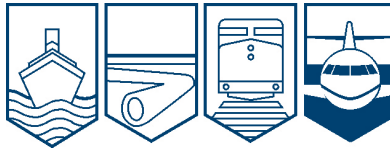


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A12O0074**



**DÉFAILLANCE DU MOTEUR PENDANT LA MONTÉE
INITIALE**

**AIR CANADA
AÉROPORT INTERNATIONAL LESTER B. PEARSON DE
TORONTO (ONTARIO)
LE 28 MAI 2012**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le but d'améliorer la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Défaillance du moteur pendant la montée initiale

Air Canada

Boeing 777-333ER, C-FITW

Aéroport international Lester B. Pearson de Toronto
(Ontario)

le 28 mai 2012

Rapport numéro A12O0074

Résumé

À 14 h 25, heure avancée de l'Est, l'aéronef Boeing 777-333ER exploité par Air Canada (portant l'immatriculation C-FITW et le numéro de série 35298), effectuant le vol ACA 001, amorce son décollage sur la piste 23 de l'aéroport international Lester B. Pearson de Toronto (Ontario). L'aéronef, qui transportait 16 membres d'équipage et 309 passagers, doit se rendre à l'aéroport international de Narita à Tokyo (Japon). Durant la montée initiale, à environ 1590 pieds au-dessus du sol (agl), il se produit une défaillance du moteur numéro 2 (GE 90-115B, numéro de série 906-456). L'équipage observe les procédures énoncées dans l'index des procédures et arrête complètement le moteur. Le contrôle de la circulation aérienne est avisé de l'événement, et l'équipage déclare une situation d'urgence. Après la vidange en vol du carburant en vue de ramener la masse de l'aéronef à la masse maximale à l'atterrissage, on procède à un atterrissage sans incident à l'aéroport international Lester B. Pearson de Toronto. Les services d'urgence sont présents au cours de l'atterrissage et escortent l'aéronef jusqu'à la barrière. Aucune blessure n'est signalée; le dessous de l'aile droite de l'aéronef est légèrement endommagé en raison des débris du moteur projetés par l'échappement. Plusieurs automobiles au sol sont également endommagées par les débris qui tombent; aucune blessure n'est rapportée.

This report is also available in English.

Renseignements de base

Déroulement du vol

L'aéronef est arrivé à l'aéroport international Lester B. Pearson de Toronto (CYYZ) après un vol de 7 heures en partance de Francfort (Allemagne). On n'a rapporté aucune défécuosité de moteur. L'équipe de maintenance de piste d'Air Canada a suivi la liste de vérifications avant le départ; elle a notamment ajouté 1,5 litre d'huile au moteur numéro 2. Pour ce modèle de moteur, la consommation normale d'huile est de 0,34 litre à l'heure.

L'embarquement a été effectué et l'aéronef a reçu l'instruction de rouler jusqu'à la piste 23. Tous les paramètres moteurs étaient normaux lorsque l'aéronef a amorcé son décollage sur la piste 23¹. À 14 h 27², à une altitude de 2160 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) et à une vitesse calculée de 206 nœuds, il y a eu perte de puissance du moteur numéro 2.

Le système d'affichage des paramètres moteurs et d'alerte de l'équipage (EICAS) affichait une diminution rapide de la vitesse des ventilateurs (N1), de la vitesse des compresseurs (N2), de l'écoulement du carburant et de la pression d'huile. La température tuyère (EGT) a augmenté jusqu'à 1252 °C dans les 2 secondes suivant la défaillance du moteur. Les indications de l'EICAS à l'égard du moteur numéro 2 comprenaient un signal discret pour le dépassement de la ligne rouge de l'EGT, accompagné d'une augmentation des vibrations du moteur. Environ 6 secondes après la défaillance du moteur, l'équipage a reçu un avertissement de défaillance moteur de l'EICAS lorsque la vitesse N2 a chuté sous le régime de ralenti. Le commandant de bord a réglé le pilote automatique à la position « ON » et a mis l'aéronef en palier à 3000 pieds asl. L'équipage a observé les procédures énoncées dans l'index des procédures à l'égard de la liste de vérifications relative aux dommages de moteur graves et a procédé à l'arrêt complet du moteur en mettant les manettes de gaz au ralenti, en plaçant la commande de démarrage à la position arrêt, puis en tirant la poignée coupe-feu du moteur. Il n'y a eu aucun avertissement ni indication d'incendie; l'équipage a donc décidé de ne pas activer les extincteurs. Les volets ont été rentrés, et le groupe auxiliaire de bord a été démarré. L'aéronef est alors monté à 7000 pieds asl. Après la mise en palier, les robinets vide-vite ont été ouverts et le sont demeurés pendant environ 38 minutes. Par la suite, l'aéronef est monté à 12 000 pieds asl et s'est mis en palier à cette altitude. La charge de carburant totale a été réduite de 86 600 kg afin d'amener l'aéronef à sa masse maximale approuvée à l'atterrissage.

Au moment du retour à CYYZ, l'équipage a passé en revue les procédures d'atterrissage à mettre en œuvre advenant la perte de 1 moteur. Le frein automatique 4 a été sélectionné³, et le levier de commande volets a été abaissé au cran de 20°. Peu après que l'aéronef ait touché la piste 23, l'équipage a envoyé une commande d'inversion de poussée partielle au moteur fonctionnel, et l'aéronef s'est immobilisé sur la piste. Le personnel des services d'urgence a calé les roues du train principal, et les freins ont été desserrés pour réduire la température avant que

¹ La piste 23 a une longueur de 11 120 pieds et une largeur de 200 pieds, et sa surface est faite d'asphalte et de béton.

² Les heures sont exprimées en heure avancée de l'Est (temps universel coordonné moins 4 heures).

³ Le système de freinage automatique assure un freinage automatique à des taux de décélération présélectionnés lors de l'atterrissage et à pleine pression lors d'un décollage interrompu. (The Boeing Company, 777 Flight Crew Operations Manual, D632W001-TBC)

l'aéronef roule vers la porte d'embarquement. Le temps de vol de l'aéronef a été d'environ 1 heure 26 minutes.

Après le débarquement des passagers, l'aéronef a été remorqué au hangar, où le moteur a été examiné.

Conditions météorologiques

Au moment de l'événement, les conditions météorologiques enregistrées indiquaient quelques nuages à une altitude de 4000 pieds asl, des vents du 150° vrai (V) soufflant à une vitesse de 7 nœuds, une température de 29 °C et un calage altimétrique de 29,85 pouces de mercure. Les conditions météorologiques ne sont pas un facteur en cause dans cet événement.

Examen préliminaire

Le dessous du flaperon de l'aile droite de l'aéronef a subi des dommages mineurs⁴ : 3 perforations d'un diamètre approximatif de ¼ à 1 ¼ pouces, présentes dans la surface faite de fibres de carbone.

Le cône d'échappement du moteur contenait une accumulation d'huile et de petits fragments provenant de la turbine haute pression (turbine HP) et de la turbine basse pression (turbine BP). La plupart des dommages à la turbine BP se trouvaient près de sa périphérie extérieure, et indiquaient qu'il y avait eu une chaleur excessive et que des débris d'une partie située en aval de l'étage de la turbine BP étaient venus la percuter. Les dommages au moteur ont été limités, et les capots moteur n'ont pas été endommagés. Toutefois, la chaleur avait endommagé le module de la turbine HP situé près des panneaux de commande active des jeux de cette turbine.

Les autorités locales ont localisé et récupéré les fragments tombés de l'aéronef pendant le vol. Il a été établi qu'ils étaient identiques à ceux trouvés dans le cône d'échappement du moteur.

Enregistreurs de bord

Les données de l'enregistreur numérique de données de vol (DFDR) (Honeywell, référence 980-4700-042 et numéro de série 16829) ont été téléchargées par l'exploitant. Présentées sous forme de fichier binaire brut, elles ont été acheminées au Laboratoire du BST. L'enregistreur de conversations du poste de pilotage d'une capacité de 2 heures (Honeywell, référence 980-6022-001 et numéro de série 03723) a été expédié au Laboratoire du BST en vue du téléchargement des données qu'il contenait. Les données de l'enregistreur de données à accès rapide ont été téléchargées lorsque l'aéronef se trouvait à la porte d'embarquement. Le système a automatiquement transmis un fichier en format exclusif, qui a été reçu par le serveur de liaison terrestre sans fil de l'exploitant. Ces données ont aussi été transférées au Laboratoire du BST.

Le DFDR a procuré environ 27 heures de données de vol. Les données opérationnelles du moteur numéro 2 ont été examinées et comparées à celles du moteur numéro 1. La comparaison

⁴ Un flaperon est une surface de commande disposée au bord de fuite de chaque aile qui combine la fonction d'un volet et celle d'un aileron. Sur un aéronef Boeing 777-300, les ailerons sont verrouillés à une vitesse indiquée de 220 nœuds et, au-dessus de cette vitesse, le flaperon assure la commande de roulis.

a révélé des différences opérationnelles mineures mais acceptables, qui n'ont pas été jugées anormales. Les données n'indiquaient aucune détérioration de la performance des moteurs.

Inspection préliminaire du moteur et du propulseur

Plusieurs fragments de tuyère de l'étage 2 de la turbine HP se sont logés à différents endroits, grippant le cœur du propulseur⁵ et l'empêchant de tourner librement. On n'a trouvé ni trace d'impact d'oiseau, ni signe de défaillance d'un composant en aval du module de la turbine HP (figure 1).

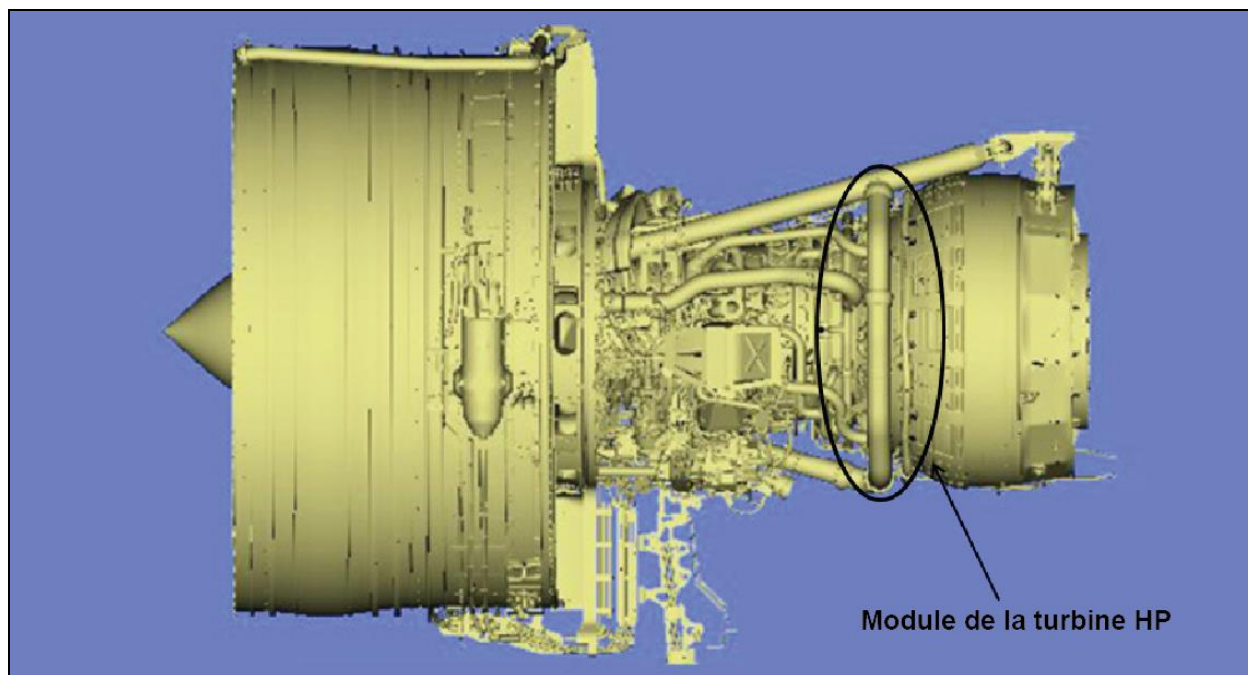


Figure 1. Emplacement du module de la turbine HP dans le moteur

Une inspection endoscopique a été effectuée avant l'expédition du propulseur à l'installation de remise à neuf d'Air France à Orly (France). Il s'agit de l'une des 2 installations qui, dans le monde, sont en mesure d'effectuer des travaux de ce type sur ce genre de moteur. Cette inspection a été effectuée par le personnel de maintenance d'Air Canada, et une vidéo a été produite pour l'équipe de l'ingénierie de soutien des produits de General Electric (GE) en vue de l'évaluation des dommages internes.

⁵ Le terme propulseur s'entend du moteur complet, sans le carter de soufflante. Compte tenu de la taille du moteur GE90, il est plus facile, pour les exploitants, de l'expédier de cette manière.

Les dommages ont été observés au niveau des couronnes de stator de l'étage 1 de la turbine HP, et semblaient plus apparents à la position 11 heures. Une portion d'environ 1 ½ pouces des segments des couronnes de stator était brûlée à cet endroit, et le reste était manquant. Les aubes de l'étage 1

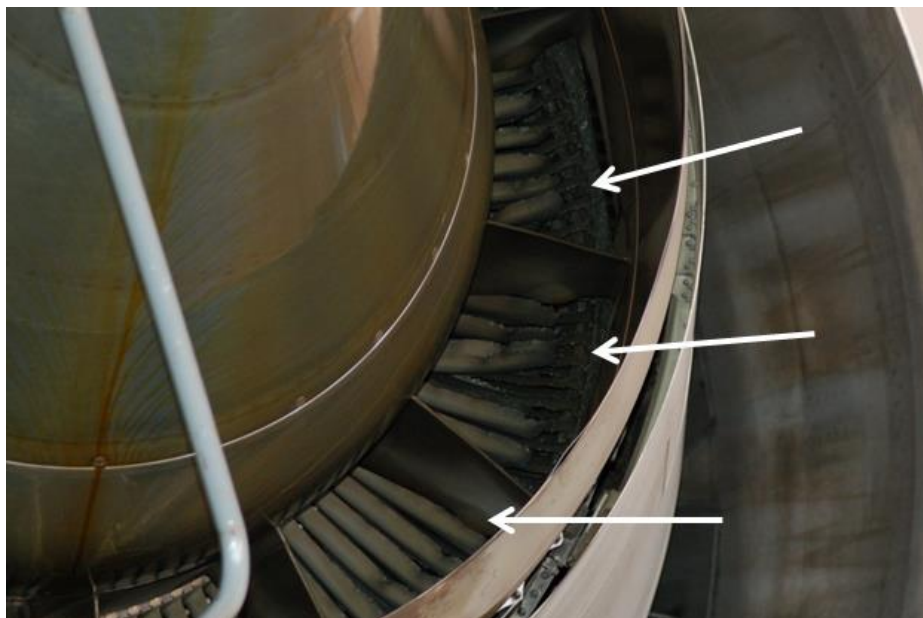


Photo 1. Endommagement des aubes de la turbine BP - section arrière du moteur

de la turbine HP étaient en place; toutefois, les bords d'attaque et de fuite des aubes ainsi que leurs extrémités présentaient d'importants dommages. Le carter de la turbine HP présentait 3 trous qui semblaient avoir été créés par une exposition à une chaleur excessive. Aucun dommage n'a été observé sur la chambre de combustion, qui se trouvait directement en aval de la turbine HP.

Historique de service et de maintenance du moteur portant le numéro de série 906-456

Le moteur portant le numéro de série 906-456 occupait la position numéro 2 sur le Boeing 777-333ER (immatriculation C-FIUW) au moment de sa livraison à Air Canada. Le 4 avril 2009, il a été déposé et expédié à Air France en raison du détachement d'un joint à lamelles. Le 12 mai 2009, les aubes de l'étage 6 de la turbine BP ont été modifiées conformément au bulletin de service 72-0279 du moteur GE 90-100. Au moment de son retour à Air Canada, le moteur a été installé à la position numéro 2 du C-FITW, l'aéronef en cause dans l'événement. Il est demeuré à cette position jusqu'à sa dépose à la suite de l'événement en question. Le moteur avait accumulé un temps total de 19 216 heures et 2303 cycles depuis sa sortie de l'usine. Le moteur devait encore effectuer 96 cycles avant la prochaine inspection endoscopique programmée des couronnes de l'étage 1 de la turbine HP, conformément au bulletin de service 72-0401.

Dommmages aux étages 1 et 2 de la turbine haute pression

En mars 2010, un autre aéronef Boeing de la série 777-300 a connu une défaillance moteur similaire (numéro de série 906-435) lors du roulement au décollage, donnant lieu à un décollage interrompu. Le démontage du moteur a révélé que les dommages initiaux avaient pour origine

la couronne de la turbine HP se trouvant à la position numéro 33⁶. Ce point d'origine a été confirmé lorsque l'on a constaté que les dommages les plus importants causés par la chaleur, en amont de ce point, étaient alignés sur la position de la couronne 33. Outre ce moteur, 3 autres moteurs ont été examinés durant les visites en atelier programmées. Ces examens ont permis de déceler sur ces moteurs, au même endroit, des dommages semblables causés par la chaleur. La raison de ces visites en atelier n'était pas liée à l'état des couronnes de la turbine HP (annexe B).

Le démontage du moteur portant le numéro de série 906-456 a été effectué par le personnel d'Air France, sous la direction et la supervision de GE et en présence du BST.

L'étage 1 de la turbine HP présentait d'importants dommages causés par le feu, autour de la couronne numéro 33. On a soupçonné que des flammes (flammes secondaires) s'étaient propagées à l'arrière de l'emplacement de la chambre de combustion, à une position correspondant à celle de la couronne numéro 33. L'inspection a également permis de déterminer que les dommages aux couronnes numéros 26 et 27 (annexe C) résultaient d'un effet à long terme plutôt que de cet événement unique, et ces dommages étaient peut-être déjà présents au moment des inspections endoscopiques antérieures.

Les buses de carburant ont été retirées du moteur et identifiées par leur numéro de série en fonction de leur position sur le moteur. Le fabricant a soumis ces buses à des essais fonctionnels, dont les résultats n'ont révélé aucune anomalie qui aurait pu contribuer à l'événement en cause.

Les renseignements téléchargés de la mémoire rémanente de la commande moteur électronique (EEC) étaient essentiellement les mêmes que ceux obtenus du DFDR, et n'indiquaient aucune détérioration de la performance du moteur avant l'événement.

Tous les dommages subis à l'étage 2 de la turbine HP étaient attribuables à une défaillance aux environs de l'étage 1 de la turbine HP.

Bulletins de service visant le moteur portant le numéro de série 906-456

GE attribue à chacun de ses bulletins de service une catégorie en lui donnant un numéro de 1 à 9; plus le numéro est bas, plus la priorité en matière de conformité est élevée. En ce qui a trait au moteur GE 90-115B, GE a émis 3 bulletins de service liés à la couronne de stator de l'étage 1 de la turbine HP.

Bulletin de service de General Electric 72-0348

GE a émis la version initiale du bulletin de service 72-0348 le 11 mai 2009, et en a émis une version révisée le 19 août 2010. À ce bulletin de service a été attribué un numéro de conformité de catégorie 5 sur l'échelle de GE. GE recommande que l'on se conforme à un bulletin de service de catégorie 5 lorsque la pièce en cause est retirée du moteur. Le bulletin de service visait les moteurs GE 90-110B1 et GE 90-115. Il a été appliqué à la production des moteurs GE 90-100 dont le numéro de série vient après 906-657. Le bulletin de service s'intitulait *HPT Stage 2 Nozzle Assembly (72-52-00) – Stage 1 HPT Stator Shroud and Stage 1 HPT Stator Shroud Hanger – New And Rework* [Buse de l'étage 2 de la turbine HP (72-52-00) – Couronne de stator de l'étage 1 de la

⁶ Lorsque l'on regarde en aval de la position moteur arrière, les couronnes sont numérotées de 1 à 40 à partir de la position 12 heures, dans le sens horaire.

turbine HP et support de couronne de stator de l'étage 1 de la turbine HP – Nouveaux et remis à neuf]. Ce bulletin de service avait pour objet d'introduire une couronne dans la turbine HP de manière à résoudre un problème de fabrication en raison duquel le débit de circulation de l'air de refroidissement au bord d'attaque de la couronne était plus lent que celui qui était prévu lors de la conception. La nouvelle couronne permettait également l'optimisation du processus de refroidissement, ce qui donnait la possibilité d'améliorer davantage la durabilité. Le bulletin de service présentait une version modifiée de la couronne qui nécessitait le recours à un support nouveau ou remis à neuf pour la couronne de l'étage 1 de la turbine HP. L'ancien numéro de pièce de la couronne était 1847M52P10, et celui de son support, 2086M35G03. Ces éléments étaient installés sur le moteur en cause dans l'événement depuis sa sortie de l'usine. Le bulletin de service 72-0348 recommandait le remplacement des anciennes pièces par la couronne de l'étage 1 de la turbine HP portant le numéro de pièce 1847M52P15 (P15) et le support portant le numéro de pièce 2086M35G04. Le bulletin de service donnait également la possibilité de remettre à neuf les anciens supports pour les utiliser avec les nouvelles couronnes, plutôt que de les remplacer par de nouveaux supports. Une des conditions en matière de conformité du bulletin de service exigeait le remplacement de chacun des 40 couronnes et des 20 supports correspondants, et de ne pas utiliser ensemble des pièces anciennes et nouvelles.

L'annexe A du bulletin de service fait état de la progression des pièces depuis le début de la production du moteur. Cette progression figure dans le tableau ci-dessous.

Tableau 1. Progression des pièces depuis le début de la production du moteur, telle qu'énoncée à l'annexe A du bulletin de service 72-0348

Numéro de pièce	Nom de pièce	Bulletin de service pertinent
1847M52P06	Couronne, stator de la turbine HP - étage 1	Référence
1847M52P08	Couronne, stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0005
1847M52P10	Couronne, stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0005
1847M52P11	Couronne, stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0334
1847M52P15	Couronne, stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0348
2086M35G01	Support, couronne du stator de la turbine HP - étage 1	Référence
2086M35G02	Support, couronne du stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0005
2086M35G03	Support, couronne du stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0005
2086M35G04	Support, couronne du stator de la turbine HP - étage 1	Bulletin de service 72-0348

Bulletin de service de General Electric 72-0363

Le bulletin de service 72-0363 a été émis le 3 septembre 2009 et a reçu une catégorie de conformité 8, qui est liée à des pièces de rechange⁷. Les moteurs touchés portaient les numéros GE90-110B1 et GE90-115B. Le bulletin de service désignait les nouvelles pièces interchangeable avec les pièces qu'elles remplaçaient. Les pièces remplacées comprenaient la couronne du stator de l'étage 1 de la turbine HP (portant le numéro de pièce P15), présenté dans le bulletin de service précédent. La nouvelle couronne, numéro de pièce 1847M52P16 (P16), se composait d'un matériau de base différent, d'où le nouveau numéro de pièce.

Il convient de noter qu'en présentant les couronnes P15 et P16 comme couronnes de rechange, GE a introduit une procédure différente relativement au perçage des orifices de refroidissement, connue sous le nom de gravure par étincelage. Grâce à cette procédure, qui permet d'obtenir des orifices donnant la possibilité d'améliorer le processus de refroidissement des couronnes, la circulation de l'air de refroidissement se déroule de la manière initialement prévue à l'étape de la conception.

Bulletin de service de General Electric 72-0401

GE a émis le bulletin de service 72-0401 après l'événement de mars 2010 mettant en cause le moteur portant le numéro de série 906-435. Les similarités avec l'événement d'Air Canada comprenaient les dommages distinctifs des couronnes, des aubes et du cadre central de la turbine. De même, il n'y avait eu aucune indication antérieure de détérioration. GE a émis ce bulletin de service le 10 mai 2010 et sa version révisée le 10 novembre 2011, à titre de catégorie 2. Un bulletin de service de catégorie 2 recommande à l'exploitant que le bulletin de service soit mis en application dans les meilleurs délais, sans que cela n'ait d'incidence sur les activités de l'exploitant, mais avant l'atteinte d'un nombre spécifié d'heures ou de cycles. Le bulletin de service 72-0401 recommande la tenue d'une inspection à un seuil de 500 cycles à partir du moment où le produit sort de l'usine, et sa répétition à des intervalles de 250 cycles par la suite. Le bulletin de service vise les moteurs GE 90-110B1 et GE 90-115B pourvus des couronnes de stator de l'étage 1 de la turbine HP portant les numéros de pièce 1847M52P10 (P10) et 1847M52P11 (P11). Il vise également les moteurs sur lesquels ces couronnes ont été installées à la suite d'une visite en atelier ayant eu lieu après septembre 2007.

La conformité aux bulletins de service 72-0363 ou 72-0348 constitue l'étape finale liée au bulletin de service 72-0401 et à ses exigences en matière d'inspection. L'état actuel des couronnes, les exigences opérationnelles et la disponibilité des moteurs de rechange servent à déterminer le moment des visites en atelier du moteur en vue de la conformité à l'un ou l'autre de ces bulletins de service.

Raison du bulletin de service 72-0401

L'expérience sur le terrain démontre un taux accéléré inattendu de détérioration susceptible d'entraîner la défaillance d'un moteur. GE a recommandé la mise en œuvre d'un programme de

⁷ Les bulletins de service de conformité de catégorie 8 sont optionnels; l'exploitant peut décider de s'y conformer ou non, à sa discrétion.

contrôle des couronnes afin de surveiller la détérioration du lot de moteurs comportant des couronnes P10 et P11 de l'étage 1 de la turbine HP. Le fait de se conformer au bulletin de service 72-0401 permettait la transmission, à GE, de rétroaction concernant les taux de détérioration des couronnes et des supports. GE soupçonnait que les défaillances des couronnes étaient attribuables au processus utilisé pour y percer les orifices de refroidissement : ces orifices étaient percés au laser dans les couronnes et, en cours de production, un nouveau laser comportant une lampe de plus forte intensité a été utilisé, ce qui a entraîné une variation de la forme et du diamètre des orifices.

Bulletin de service 72-0522 de General Electric concernant les moteurs non suspects

Les moteurs en service fabriqués avant les moteurs suspects font l'objet du bulletin de service 72-0522. Les exigences en matière d'inspection reliées à ce bulletin de service sont semblables à celles du bulletin de service 72-0401, mais s'appliquent aux moteurs qui ont enregistré plus de 3000 cycles depuis leur sortie de l'usine. La fabrication des couronnes de ce groupe de moteurs, laquelle comprenait le perçage d'orifices de refroidissement, a eu lieu avant que l'on passe à une lampe laser de plus forte intensité, et l'expérience a démontré que ces couronnes résistaient mieux à la détérioration. Toutefois, on a signalé des cas de détérioration au cours de récentes visites en atelier, ce pourquoi le bulletin de service 72-0522 a été émis.

Enquêtes sur les couronnes endommagées de General Electric

Après la défaillance du moteur portant le numéro de série 906-435, GE a lancé une autre enquête. Le démontage du moteur a révélé que les dommages initiaux se trouvaient entre les couronnes numéros 31 et 33. L'essai des buses de carburant n'a permis d'établir aucun facteur qui aurait pu contribuer directement à l'endommagement des couronnes. On croit qu'il peut exister, lorsque les conditions d'exploitation requises sont présentes, une zone riche en carburant en aval du circuit d'allumage. Dans des conditions matérielles normales, cette zone riche en carburant passait par la turbine HP et traversait des secteurs où la température était plus froide, à la suite de l'étape d'extraction de l'effet thermodynamique dans les étages de la turbine, sans que cela ait une incidence sur le fonctionnement du moteur. Cependant, lorsqu'il se crée un orifice d'un diamètre supérieur à 0,3 pouce dans une couronne de l'étage 1 de la turbine HP, le secteur situé derrière la couronne peut admettre l'air chaud riche en carburant. Le volume d'air plus important présent dans ce secteur peut se mélanger avec l'air riche en carburant, entraînant la surchauffe de cette zone. La température de ce mélange d'air surchauffé est bien supérieure au point de fusion des matériaux environnants, ce qui entraînerait, dans un court délai, une détérioration rapide du support de couronne et des bandes extérieures de la buse de l'étage 2. Ainsi, la buse de l'étage 2 peut se détacher et endommager le matériel situé en aval.

GE a effectué sur le moteur portant le numéro de série 906-449 un essai pour tenter de recréer le phénomène de la propagation des flammes. Puisque la couronne numéro 33 de ce moteur présentait des dommages similaires, on a considéré qu'il se prêtait bien à l'essai prévu.

La mise à l'essai de ce moteur visait la création d'un profil des facteurs pouvant contribuer à la propagation des flammes et, par la suite, à la défaillance de la couronne de l'étage 1 de la turbine HP. Des sondes ont été placées à différents endroits sur le moteur pour recueillir des données sur la température dans différentes conditions d'exploitation. La tenue de cet essai et

de plusieurs autres n'a pas permis de cerner les facteurs permettant d'expliquer de manière définitive la propagation des flammes.

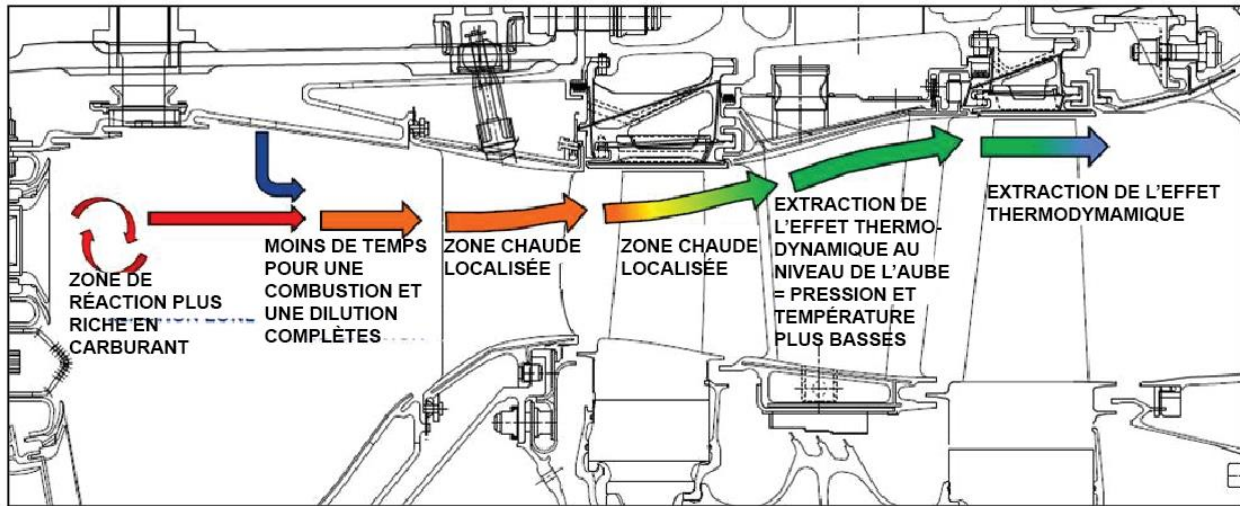


Figure 2. L'illustration montre la zone riche en carburant, et les flèches de couleur illustrent l'écoulement gazeux dans les étages de la turbine HP du moteur. (Image : General Electric)

Le phénomène est le plus susceptible de survenir dans l'étage 1 de la turbine HP, où les températures sont plus élevées qu'en tout autre endroit du moteur. Pendant que le gaz s'écoule vers l'arrière, les différents étages de la turbine en extraient l'énergie. Les températures sont alors relativement plus basses, ce qui réduit la possibilité de la formation d'une zone surchauffée plus loin derrière l'étage 1 de la turbine HP. Il a été établi que la condition à l'origine de la détérioration de la couronne était liée à l'opération de perçage au laser des orifices de refroidissement dans la couronne. La détérioration subséquente de la couronne a réduit l'efficacité du refroidissement de cette dernière et augmenté le taux de perte de matière.

Rapports du Laboratoire du BST

Le rapport du Laboratoire du BST suivant a été rédigé :

LP 102/2012 – *FDR/CVR Analysis* (Analyse des données du FDR/CVR)

Ce rapport peut être obtenu du BST sur demande.

Analyse

L'aéronef décollait lorsque le moteur numéro 2 a eu une défaillance pendant la montée initiale, alors que la puissance était maximale. L'équipage a procédé à l'arrêt complet du moteur et à la vidange en vol du carburant, et a atterri en toute sécurité à l'aéroport international Lester B. Pearson de Toronto. Un examen des données de l'enregistreur de données de vol et de l'enregistreur de conversations du poste de pilotage a permis d'établir que l'équipage avait observé les procédures prévues par l'entreprise relativement aux défaillances moteur. L'enquête a donc mis l'accent sur le moteur et les raisons de sa défaillance.

L'historique de service et de maintenance du moteur indiquait que la maintenance du moteur avait été faite conformément aux procédures de General Electric (GE) et aux règlements en vigueur. GE a émis le bulletin de service 72-0401 dans le cadre de son programme de contrôle des couronnes de l'étage 1 de la turbine haute pression (HP). Il a été établi que le moteur portant le numéro de série 906-456 faisait partie de la liste des moteurs suspects figurant dans le bulletin de service 72-0401, et il a fait l'objet de plusieurs inspections endoscopiques. Les moteurs suspects comportaient des couronnes portant les numéros de pièce 1847M52P10 et 1847M52P11. Les orifices de refroidissement de ces couronnes avaient été percés au moyen d'un laser haute intensité en cours de production. Le changement de laser a entraîné une variation de la forme des orifices de refroidissement pratiqués dans les couronnes, ce qui a accéléré la détérioration de certaines d'entre elles et réduit leur intégrité structurale. Le taux de détérioration était plus élevé dans le secteur de la couronne numéro 33, compte tenu de la manière particulière dont s'effectuait l'écoulement gazeux à cet endroit. Une inspection réalisée à la suite du démontage du moteur a permis de déterminer que la couronne numéro 33 et son support étaient lourdement endommagés et qu'ils avaient perdu une partie de leurs matériaux. Cette inspection a également permis d'établir que les couronnes numéros 26 et 27 étaient endommagées. L'étendue des dommages porte à croire que ces derniers étaient probablement déjà présents lors des inspections endoscopiques antérieures, mais qu'ils avaient été mal évalués ou laissés de côté.

La couronne numéro 33 de l'étage 1 de la turbine HP représente l'élément commun qui a permis de déterminer s'il y avait eu endommagement initial des couronnes sur les moteurs ayant fait l'objet de défaillances similaires. Dans le cadre d'enquêtes portant sur des défaillances moteur similaires, GE a établi qu'en raison du problème de fabrication lié au perçage des orifices au laser, le débit de l'écoulement dans le secteur du bord d'attaque était plus faible qu'initialement prévu à l'étape de la conception, et que des orifices se créaient au fil de l'apparition des dommages sur les couronnes. La couronne 33 se trouve dans un secteur où le refroidissement en amont est particulier et pourrait favoriser la création d'une région d'air riche en carburant si tous les facteurs étaient réunis. On croit que, lorsque l'orifice présent dans la couronne atteint une taille critique, le mélange carburant-air est admis derrière la couronne et se retrouve en présence d'un volume d'air plus important. Il se crée alors une zone surchauffée qui endommage rapidement le support de la couronne de l'étage 1 et la bande extérieure de la buse de l'étage 2. Le détachement de la bande extérieure de l'étage 2 endommage par la suite le matériel situé en aval.

Faits établis

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Durant la fabrication des couronnes, le passage à un laser de plus forte intensité a entraîné une variation de la forme et de la taille des orifices de refroidissement des couronnes. Au fil du temps, lorsque les couronnes étaient en service, ces orifices de refroidissement se sont détériorés, entraînant une baisse de l'efficacité du refroidissement des couronnes et la formation d'une zone surchauffée. Cette situation a fait augmenter le taux d'érosion jusqu'à ce que l'intégrité des couronnes soit réduite au point de défaillance.
2. L'endommagement des couronnes de la turbine haute pression et de leurs supports, qui était vraisemblablement déjà présent au moment de la plus récente inspection endoscopique, n'a pas été détecté avant l'événement. Le moteur en cause n'a donc pas été retiré du service.
3. Le moteur numéro 2 s'est arrêté durant la montée initiale en raison d'une défaillance de la couronne de l'étage 1 de la turbine haute pression.

Mesures de sécurité

Mesures de sécurité prises

Mesures de sécurité prises par Air Canada - Modification de l'inspection prévue dans le bulletin de service 72-0401

Air Canada a adopté une approche proactive afin d'établir une référence pour tous ses moteurs, peu importe le nombre de cycles où ils sont rendus dans le calendrier d'inspection. Toutes les inspections endoscopiques ont été effectuées au moyen d'un dispositif souple de 4 mètres. L'inspection de la flotte a permis à Air Canada de déceler 15 moteurs, en service à ce moment, dont les couronnes pouvaient faire l'objet du programme de réinspection conformément aux critères prévus dans le bulletin de service. Sur 3 moteurs, les couronnes présentaient une détérioration suffisante et on a décidé de réduire le nombre de cycles entre leurs inspections. Sur 2 autres moteurs, les couronnes étaient endommagées à un point tel qu'elles étaient devenues inutilisables. Ces moteurs ont donc été retirés du service pour que soient appliquées les procédures prévues dans les bulletins de service 72-0348 ou 72-0363.

Air Canada a effectué sa propre évaluation des risques afin de déterminer l'état des autres moteurs visés par le bulletin de service 72-0401, l'objectif étant d'établir si leur dépose et leur réparation constituaient une priorité. L'évaluation tenait compte du temps en service des moteurs, de l'état actuel des couronnes de l'étage 1 de la turbine haute pression (HP), de l'état de la modification du moteur et de la manière dont les moteurs visés ont été appariés sur un avion donné, afin de réduire la probabilité de la défaillance simultanée de 2 moteurs. Après avoir finalisé la procédure d'évaluation des risques et en avoir évalué les résultats, Air Canada a réduit de 50 % ou plus le nombre de cycles entre les inspections documenté dans le bulletin de service 72-0401, selon les résultats de son évaluation des couronnes.

Mesures de sécurité prises par la Federal Aviation Administration - Consigne de navigabilité 2013-17-07

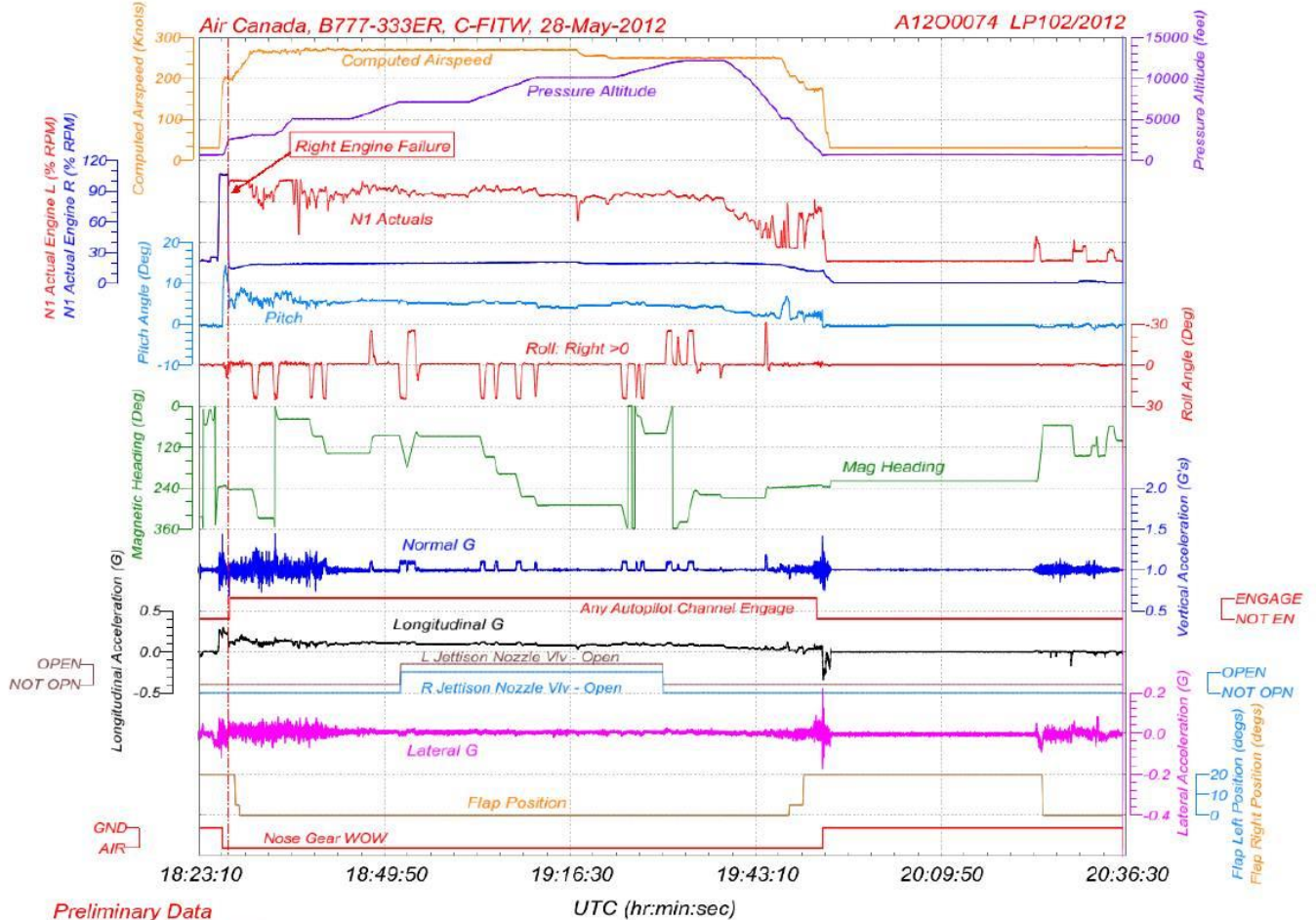
La FAA a émis la Consigne de navigabilité 2013-17-07, intitulée *Borecope Inspections of the Stage 1 HPT Stator Shrouds* [Inspections endoscopiques des couronnes de stator de l'étage 1 de la turbine HP], dont la date d'entrée en vigueur était le 18 octobre 2013. Cette consigne s'applique aux moteurs GE90-76B, GE90-85B, GE90-90B et GE90-94 B sur lesquels sont installées des couronnes de stator de l'étage 1 de la turbine haute pression portant le numéro de pièce 1847M52P14. Elle vise également les moteurs GE90-110B1 et GE90-115B sur lesquels sont installées des couronnes de stator de l'étage 1 de la turbine haute pression portant le numéro de pièce 1847M52P16. Toujours selon cette consigne, il faut se servir des bulletins de service 72-0528 R01 et 72-1076, qui visent les moteurs GE90-100, pour connaître les procédures à suivre ainsi que pour déterminer les limites acceptables relativement aux orifices des couronnes.

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 6 novembre 2013. Il est paru officiellement le 13 décembre 2013.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports (www.tsb.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.

Annexe A – Données du FDR

Figure 1: Entire Flight



Preliminary Data

Created: 30 May, 2012

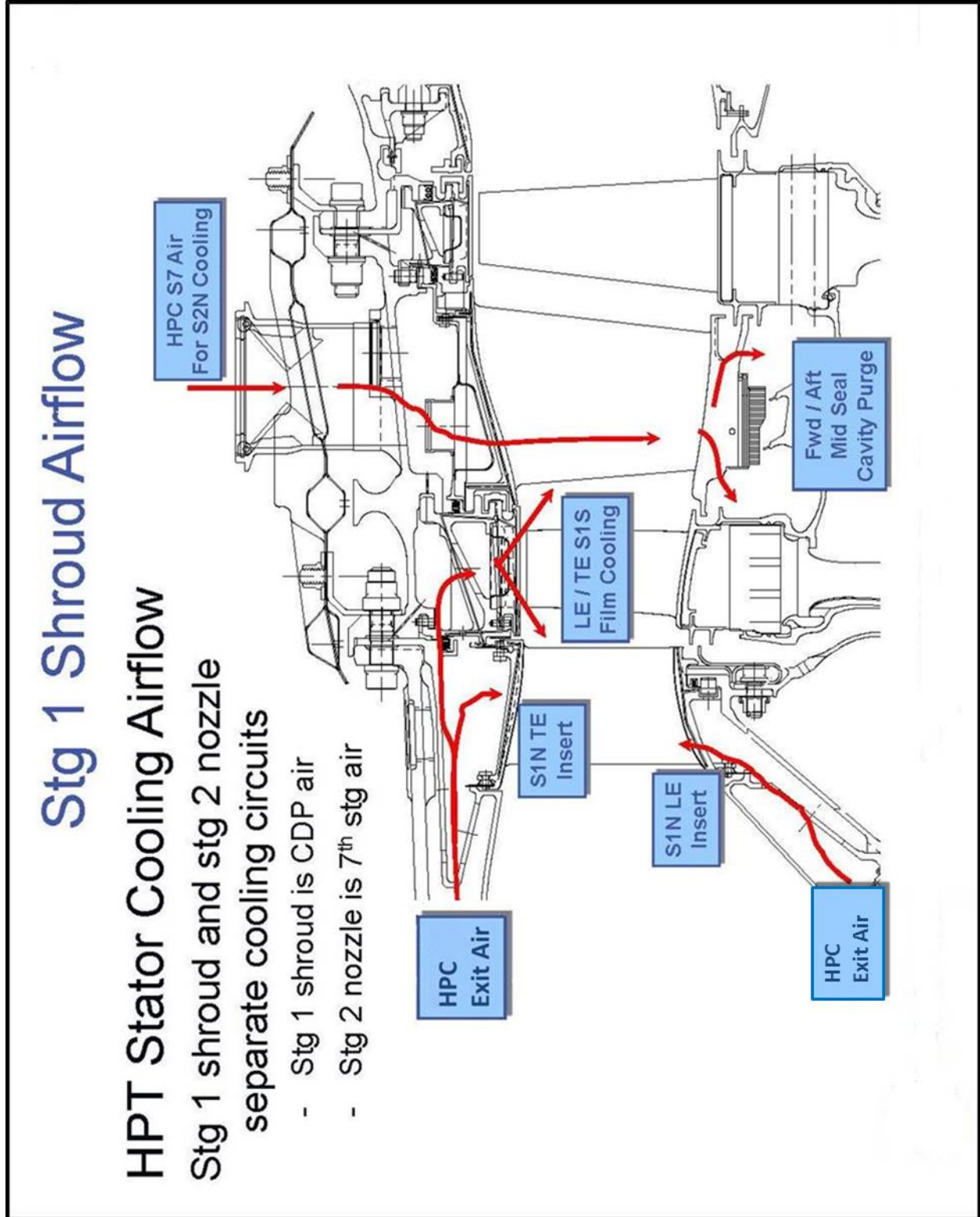
Recorders & Vehicle Performance Division - TSB

[traduction]

Figure 1 : Entire Flight	Figure 1 : Vol complet
Air Canada, B777-33ER, C-FITW, 28 May-2012	Air Canada, B777-33ER, C-FITW, 28 mai 2012
N1 Actual Engine L (%RPM)	Régime N1 réel du moteur gauche (% tours-minute)
N1 Actual Engine R (%RPM)	Régime N1 réel du moteur droit (% tours-minute)
Computed Airspeed (Knots)	Vitesse calculée (en nœuds)
Pressure Altitude (feet)	Altitude barométrique (en pieds)
Right Engine Failure	Défaillance du moteur droit
N1 Actuals	Régimes N1 réels
Pitch Angle (Deg)	Angle d'inclinaison (en degrés)
Pitch	Inclinaison
Roll Right : >0	Inclinaison à droite : >0

Roll Angle (Deg)	Angle de roulis (en degrés)
Magnetic Heading (Deg)	Cap magnétique (en degrés)
Normal G	Accélération gravitationnelle
Mag Heading	Cap magnétique
Vertical Acceleration (G's)	Accélération verticale (en g)
OPEN	OUVERT
NOT OPN	FERMÉ
Longitudinal Accelaration (G)	Accélération longitudinale (en g)
Longitudinal (G)	Accélération longitudinale (en g)
Any Autopilot Channel Engage	ENGAGEMENT DE N'IMPORTE QUELLE CHAÎNE DE PILOTE AUTOMATIQUE
ENGAGE	ENGAGÉ
NOT EN	NON ENGAGÉ
L Jettison Nozzle Vlv - Open	Vanne à registre pour la vidange en vol du carburant du moteur gauche - Ouverte
R Jettison Nozzle Vlv - Open	Vanne à registre pour la vidange en vol du carburant du moteur droit - Ouverte
GND	SOL
AIR	AIR
Lateral G	Force d'accélération latérale
Flap Position	Position des volets
Nose Gear WOW	Microcontacteur du train avant
Lateral Accelaration (G)	Accélération latérale (en g)
Flap Left Position (degs)	Position du volet gauche (en degrés)
Flap Right Position (degs)	Position du volet droit (en degrés)
Preliminary Data	Données préliminaires
Created : 30 May, 2012	Créé le 30 mai 2012
UTC (hr:min:sec)	UTC (h:min:s)
Recorders & vehicle Performance Division - TSB	Division Enregistreurs et performance des véhicules - BST

Annexe B – Circulation de l'air de refroidissement dans le stator de la turbine HP (Image : General Electric)



[traduction]

Stg 1 Shroud Airflow	Circulation de l'air - couronne de l'étage 1
HPT Stator Cooling Airflow	Circulation de l'air de refroidissement - stator de la turbine HP
Stg 1 shroud and stg 2 nozzle separate cooling circuits	Circuits de refroidissement séparés pour la couronne de l'étage 1 et la buse de l'étage 2
Stg 1 shroud is CDP air	Couronne de l'étage 1 : air de pression de sortie compresseur
Stg 2 nozzle is 7th stg air	Buse de l'étage 2 : air de l'étage 7
HPC S7 Air For S2N Cooling	Air de l'étage 7 du compresseur HP pour le refroidissement de la buse de l'étage 2
HPC Exit Air	Air de sortie du compresseur HP
S1N TE Insert	Pièce rapportée du bord de fuite de la buse de l'étage 1
S1N LE Insert	Pièce rapportée du bord d'attaque de la buse de l'étage 1
LE / TE S1S Film Cooling	Refroidissement par gaine d'air de la couronne de l'étage 1 du bord d'attaque et du bord de fuite
Fwd / Aft Mid Seal Cavity Purge	Purge de la cavité du joint intermédiaire avant et arrière

Annexe C – Dommages à l'étage 1 de la turbine haute pression (HP)

Couronne numéro 34 à couronne numéro 1

La couronne et le support sont manquants - orifice du corps de la turbine HP au-dessus de la couronne numéro 1.

Couronnes numéros 2 et 3

Une petite portion du rail de la couronne est toujours présente; support brûlé - (2) orifices du corps de la turbine HP au-dessus de ces couronnes.

Couronne numéro 4

Dommages causés par l'impact - support presque complètement intact.

Couronne numéro 5

Petit trou causé par brûlure (déflecteur toujours présent).

Couronne numéro 6

Bord d'attaque manquant et majeure partie du déflecteur et du support de la partie médiane intacte. Il semble s'agir de dommages secondaires.

Couronne numéro 7

Partie médiane manquante (déflecteur toujours présent).

Couronne numéro 8

Dommages causés par l'impact; partie fondue sur le bord d'attaque.

Couronne numéro 9

Dommages causés par l'impact; oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 10

Petit trou brûlé à travers la paroi (déflecteur toujours présent).

Couronne numéro 11

Diamètre de 0,100 po. Trou à l'arrière du rail avant, oxydation caractéristique du bord d'attaque - déflecteur toujours présent.

Couronnes numéros 12, 13, 14

Oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 15

Grand trou causé par fusion à l'arrière du rail avant.

Couronnes numéro 16 - numéro 20

Oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 21

Trou similaire au numéro 10 - déflecteur présent - oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 22

Plus grand trou dans la partie médiane - déflecteur présent - oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 23

2 trous avec oxydation caractéristique - déflecteur toujours présent.

Couronnes numéros 24 et 25

Oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronnes numéros 26 et 27

Trou allant de 26 à 27; signes de dommages causés par l'impact au 27, et présence de débris dans le trou. Il manque une grande partie du bord d'attaque des numéros 26 et 27, ce qui expose le rail avant du support. Le rail avant du support⁸ affiche des signes d'une oxydation et d'une fissuration importantes (6 fissures, dont 2 aux trous pour la broche - s'étendant jusqu'au bord d'attaque), ce qui indique que le rail a été exposé à l'écoulement gazeux (bord d'attaque brûlé et détaché des couronnes) sur une longue période. Déflecteur manquant au numéro 26 et endommagé par les débris au numéro 27. La fissuration et l'oxydation du rail ne découlent probablement pas de l'événement.

Couronnes numéros 28 et 29

Oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 30

Petit trou et oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronnes numéros 31 et 32

Oxydation caractéristique du bord d'attaque.

Couronne numéro 33

Brûlure commençant au bord d'attaque, à environ la moitié de la couronne - progression semblable à celle observée dans le cas de l'événement précédent où il y a eu brûlure ou des flammes.

Emplacement de la couronne numéro 35 de la turbine HP = trou dans le corps de la turbine HP.

Emplacement des couronnes numéros 39 et 40 de la turbine HP = (2) trous dans le corps de la turbine HP.

Organe de retenue d'aube arrière de l'étage 1 de la turbine HP

Signes de frottement prononcé sur la face arrière.

Buses de l'étage 1 de la turbine HP

⁸ Les résultats de l'évaluation laissent croire que ces dommages ont peut-être été laissés de côté au cours de la dernière inspection endoscopique.

Le bord d'attaque de toutes les buses encore en place est en bon état. Buse numéro 1 : perçage par brûlure du profil d'aile concave, au niveau du circuit de la pièce rapportée du bord de fuite. La pièce rapportée du bord de fuite est fondue. Dépôts métalliques sur le côté convexe du bord d'attaque.

Les broches des ailettes provenant des buses manquantes présentent des marques témoins indiquant que l'installation a été faite adéquatement.