

Rapport

Accident survenu le **5 septembre 2010**
à **l'Anse-Bertrand (971)**
au **CESSNA 208B**
immatriculé **F-OIXZ**
exploité par **TROPIC AIRLINES**

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

Les enquêtes de sécurité

Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.

Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.

Table des matières

LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ	2
GLOSSAIRE	5
SYNOPSIS	7
RÉSUMÉ	7
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	8
1.1 Déroulement du vol	8
1.2 Tués et blessés	9
1.3 Dommages à l'aéronef	9
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le personnel	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.6.1 Généralités	10
1.6.2 Cellule	10
1.6.3 Moteur	11
1.6.4 Manuel de maintenance	13
1.6.5 Maintenance du moteur du F-OIXZ	14
1.6.6 Masse et centrage	15
1.7 Conditions météorologiques	15
1.8 Aides à la navigation	15
1.9 Télécommunications	15
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	15
1.11 Enregistreurs de bord	15
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	16
1.12.1 Site	16
1.12.2 Examen de l'épave	16
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	17
1.14 Incendie	17
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	17
1.16 Essais et Recherches	17
1.16.1 Démontage du moteur	17
1.16.2 Etage turbine compresseur	17
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	18

1.18 Renseignements supplémentaires	19
1.18.1 Témoignage du commandant de bord	19
1.18.2 Phénomène de fluage	19
1.18.3 Accidents liés à des défaillances des aubes CT en raison de fluage	20
1.18.4 Actions réalisées par Cessna et Pratt & Whitney Canada	20
1.18.5 Actions réalisées par les autorités de l'Aviation Civile	22
2 - ANALYSE	23
2.1 Détection du fluage sur les aubes CT	23
2.2 Rupture des aubes CT	24
3 - CONCLUSION	25
3.1 Faits établis par l'enquête	25
3.2 Causes de l'accident	25
4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE	26
4.1 Remplacement des aubes CT	26
4.2 Emport d'enregistreur de paramètres	26
LISTE DES ANNEXES	27

Glossaire

ADRS	Aircraft Data Recording Systems Systèmes d'enregistrement de données d'aéronefs
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
AIR	Airbone Image Recorder Enregistreur d'images embarqué
AMM	Aircraft Maintenance Manual Manuel de maintenance de l'avion
BIFSD	Basic In Flight Shutdown Taux basique d'arrêt du moteur en vol
CRM	Compte Rendu Matériel
CSN	Cycles Since New Cycles depuis neuf
CT	Compressor Turbine Turbine de l'étage du compresseur
DME	Distance Measuring Equipment Dispositif de mesure de distance
ECTM	Engine Condition Trend Monitoring
EMM	Engine Maintenance Manual Manuel de maintenance du moteur
FDR	Flight Data Recorder Enregistreur de données de vol
HSI	Hot Section Inspection Inspection des parties chaudes
IFR	Instrument Flight Rules Règles de vol aux instruments
ITT	Inter Turbine Temperature Température inter turbine (T5)
METAR	Aerodrome routine meteorological report Message d'observation météorologique régulière d'aérodrome

MTBF	Mean Time Between Failure Temps moyen entre pannes
NDT	Non Destructive Test Contrôle non destructif (CND)
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OVH	Overhaul Révision Générale
OSAC	Organisme de la Sécurité de l'Aviation Civile
SB	Service Bulletin Bulletin de Service
SIL	Service Information Letter Lettre d'Information de service
SEP	Single Engine Piston Qualification de classe d'avion monomoteur à pistons
SET	Single Engine Turbine Qualification de classe d'avion monomoteur à turbine
SNL	Service News Letters
TBO	Time Between Overhaul Temps entre deux révisions générales
TSN	Time Since New Temps depuis neuf
TSO	Time Since Overhaul Temps depuis dernière révision générale
VFR	Visual Flight Rules Règles de vol à vue

Synopsis

Date

5 septembre 2010 à 19 h 26⁽¹⁾

Lieu

Anse-Bertrand (971)

Nature du vol

Transport public de passagers
Vol régulier indicatif FWI 706
Pointe-à-Pitre – Saint-Barthélemy

Aéronef

Cessna 208B

Propriétaire

Société Natexis SA

Exploitant

Tropic Airlines

Personnes à bord

Pilote + 6 passagers

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient de soustraire quatre heures pour obtenir l'heure en Guadeloupe le jour de l'événement.

RÉSUMÉ

Le vol FWI 706 au départ de l'aérodrome de Pointe-à-Pitre (971) et à destination de l'aérodrome de Saint-Barthélemy (971) est effectué dans le cadre d'un vol de transport public de passagers. Onze minutes après le décollage, le pilote indique que l'avion est en montée vers 7 000 ft, à environ 13 NM de la côte lorsque le moteur s'arrête. Il se déclare en détresse et fait demi-tour. A proximité de la côte, le pilote constate qu'il ne parviendra pas à rejoindre l'aérodrome et effectue un atterrissage forcé dans un champ. L'avion heurte le sol et glisse sur environ 35 m avant de s'immobiliser. Le pilote et trois passagers sont légèrement blessés. L'avion est fortement endommagé.

L'accident résulte de la rupture en fluage d'une ou plusieurs aubes de la turbine du compresseur ayant entraîné l'arrêt du moteur en vol. Les causes du fluage n'ont pas pu être déterminées.

Le BEA a adressé à l'AESA et à Transports Canada trois recommandations de sécurité relatives :

- au remplacement des aubes de la turbine compresseur ;
- à l'amélioration du programme d'inspection des aubes d'ancienne génération dans l'attente de leur remplacement ;
- à l'emport d'enregistreurs de paramètres.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

L'avion est exploité par la compagnie Tropic Airlines sous contrat d'affrètement de la compagnie CAIRE. Le vol de l'accident est un vol régulier de transport public de passagers entre Pointe-à-Pitre et Saint-Barthélemy d'une durée moyenne de 45 minutes en régime VFR à 8 500 ft. Un pilote et six passagers sont à bord. Ce vol est le troisième de la journée. Le vol précédent, réalisé en fin de matinée, s'est déroulé normalement.

A 19 h 06, le pilote décolle en piste 11 et prend un cap en direction du nord de l'île.

A 19 h 17, vers 7 000 ft en montée, le pilote entend un bruit semblable à une explosion, constate une baisse brutale de la puissance du moteur puis son arrêt complet et la mise en drapeau de l'hélice. A environ 13 NM de la côte la plus proche, il fait demi-tour afin de rejoindre l'aérodrome de départ. Lors du virage, il applique la procédure panne moteur mais n'arrive pas à le redémarrer. Il s'annonce en détresse à la radio, informe les passagers de la situation et les prépare à un atterrissage forcé. L'avion plane environ huit minutes avant de rejoindre la côte.

A environ 950 ft, le pilote choisit un champ de canne à sucre pour atterrir.

A 19 h 26, l'avion heurte le sol et glisse sur environ 35 m avant de s'immobiliser. Les passagers et le pilote évacuent l'avion.



1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	-	-	-
Graves	-	-	-
Légères / aucune	1	6	-

Le pilote et trois passagers ont été légèrement blessés lors de l'impact avec le sol.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est fortement endommagé.

1.4 Autres dommages

Cultures endommagées.

1.5 Renseignements sur le personnel

Commandant de bord

Homme, 26 ans

- Licence de pilote professionnel avion, délivrée le 2 février 2007.
- ATPL théorique délivré le 11 juillet 2006.
- Qualification IR avion monomoteur délivrée le 10 juin 2010, valide jusqu'au 31 mai 2011.
- Qualification de classe Cessna SET délivrée le 2 juin 2009, valide jusqu'au 31 mai 2011.
- Qualification de classe SEP terrestre délivrée le 10 juin 2010, valide jusqu'au 31 mai 2012.
- Dernier certificat d'aptitude médicale de classe 1, délivré le 18 décembre 2009 et valable jusqu'au 31 décembre 2011.
- Expérience :
 - totale : 1 764 heures de vol dont 1 110 en qualité de commandant de bord ;
 - sur type : 848 heures de vol dont 840 en qualité de commandant de bord ;
 - dans les 6 derniers mois : 242 heures ;
 - dans les 3 derniers mois : 86 heures ;
 - dans les 30 derniers jours : 54 heures.

Il est employé par la compagnie Tropic Airlines depuis juillet 2008.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Le Cessna 208B est un mono turbopropulseur court courrier d'une capacité de dix sièges, destiné au transport de passagers en VFR uniquement (pilote + 9 passagers) ou de fret. L'avion est équipé d'un turbopropulseur Pratt et Whitney Canada PT 6A-114A et d'une hélice MacCauley.



1.6.2 Cellule

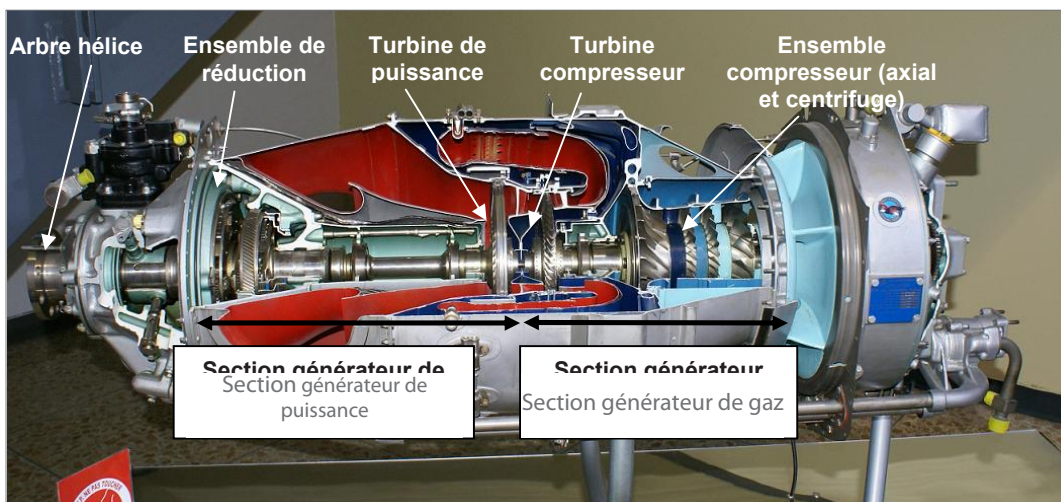
Constructeur	Cessna Aircraft Company
Type	Cessna 208B
Numéro de série	208B0685
Immatriculation	F-OIXZ
Mise en service	27 août 1998
Certificat de navigabilité Certificat d'examen de navigabilité	Délivré le 6 octobre 2006 Délivré le 17 août 2010 valide jusqu'au 17 août 2011
Temps total de fonctionnement (TSN) à la date du 5 septembre 2010	6 891 heures
Cycles depuis neuf (CSN) à la date du 5 septembre 2010	12 136 cycles
Dernière visite	« Phases 1 et 2 » et échange standard de l'hélice le 13 août 2010 à 6 824 h et 12 028 cycles
Prochaine visite à effectuer (pas de 100 heures)	« Mini check » à 6 915 h, prévue dans les 24 heures de fonctionnement après l'accident

1.6.3 Moteur

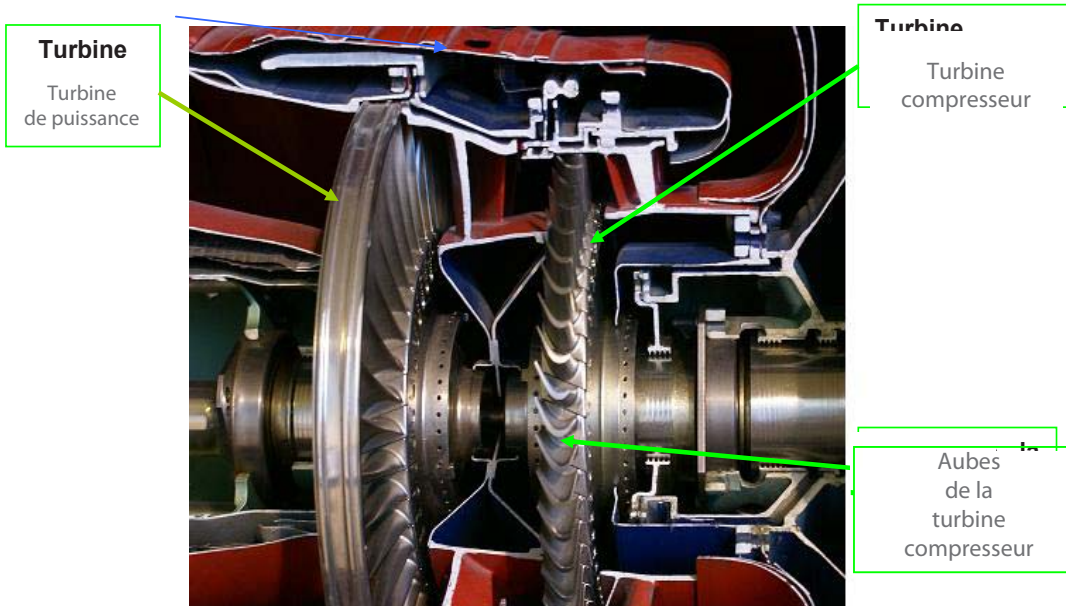
1.6.3.1 Généralités

Le turbopropulseur Pratt & Whitney Canada PT6A-114A est un moteur à turbine libre et chambre de combustion annulaire de 675 cv. Le moteur est constitué de deux sections de turbine indépendantes ; l'une entraîne un compresseur dans la section du générateur de gaz et la seconde entraîne l'arbre hélice par l'intermédiaire d'un ensemble de réduction.

Le compresseur, composé de trois étages axiaux et d'un étage centrifuge, est entraîné par une turbine compresseur (Compressor Turbine ou CT en anglais) mono-étage tournant à environ 38 100 tr/min. La turbine de puissance est reliée à l'hélice via un arbre tournant à environ 33 000 tr/min et entraînant un réducteur à deux étages dont la vitesse de sortie varie de 1 700 à 1 900 tr/min.



Moteur PT6A-114A – Vue générale



Moteur PT6-114A – Etage turbine-compresseur

Les principaux bulletins de service (SB), relatifs aux parties chaudes et plus particulièrement à la turbine compresseur, comprennent :

- ❑ SB n° 1002 émis le 2 décembre 1973 et révisé le 19 décembre 2007 : « Rotor components – service life » ;
- ❑ SB n° 1455R2 émis le 12 avril 1991 et révisé R2 le 6 janvier 1999 : « Turboprop engine compressor turbine blade – replacement of » ;
- ❑ SB n° 1521R3 émis le 19 août 1997 révision 3 du 11 janvier 2000 : « Turboprop engine compressor turbine disk balancing assembly and blades-replacement/modification of » ;
- ❑ SB n° 1669R6 émis le 22 juillet 2008 révision 6 du 14 juillet 2009 : « Turboprop engine compressor turbine blade – replacement of » ;
- ❑ SB n° 1703R6 émis le 29 octobre 2001 révision 6 du 29 janvier 2010 « Operating Time Between Overhauls and Hot Section Inspection Frequency ».

Un moteur PT6A-114A peut être équipé de quatre types d'aubes de la turbine compresseur (aubes CT) :

	« Part number »
Avant l'année 1991	3102401-01
Après le SB n° 1455R2	3039901
Après le SB n° 1521R3	3045741-01
Après le SB n° 1669R6	3072791-01

Pour les trois premiers types d'aubes, les évolutions consistent en une amélioration du revêtement anticorrosion de l'aube afin de limiter le phénomène de sulfidation. Le dernier modèle d'aube (P/N 3072791-01), introduit en 2008, offre une meilleure tenue au fluage.

1.6.3.2 Le moteur du F-OIXZ

Le livret moteur a été ouvert le 20 juin 2006

Constructeur	Pratt et Whitney Canada
Type	PT6A-114A
Numéro de série	PCE-PC0586
Numéro de pièce (Part Number) des aubes de la turbine compresseur.	3045741-01 (pré SB n° 1669R6)
Date d'installation du moteur	3 janvier 2006 (« newly overhauled » TSN de 3 689 h et CSN de 4 060 cycles)
Temps total de fonctionnement (TSN) à la date du 5 septembre 2010	6 891 heures
Cycles depuis installation à la date du 5 septembre 2010	9 668 cycles
Temps de fonctionnement depuis révision générale (TSO) à la date du 5 septembre 2010	3 202 heures

1.6.4 Manuel de maintenance

Le Manuel de maintenance de Cessna, se rapportant aux opérations de maintenance à effectuer sur le moteur, reprend les opérations définies par le motoriste Pratt & Whitney Canada.

Les principaux contrôles et/ou inspections hors révision générale, définis pour la maintenance du moteur, sont mentionnés dans le manuel de maintenance du moteur :

- chapitre 71 « Power Plant – Adjustment/test » et « Power Plant- cleaning » ;
- chapitre 72 « Engine- Inspection ».

Le chapitre 72 « Engine inspection » demande de se référer au SB n° 1703R6 « Operating Time Between Overhauls and Hot Section Inspection Frequency » qui est la référence en matière de suivi de la maintenance des parties chaudes du moteur. Il indique la périodicité des révisions générales et des inspections des parties chaudes. Il fournit également des recommandations concernant l'extension de l'intervalle de temps entre deux révisions générales (TBO).

Dans le cas du moteur du F-OIXZ, les opérations de maintenance sont les suivantes :

Contrôles/Inspections	Périodicité
Révision Générale (OVH)	3 600 h (pas de butée calendaire)
Inspection des parties chaudes (HSI)	1 800 h
Boroscopie des parties chaudes	400 h
Contrôle des injecteurs	400 h
Contrôle des performances au sol	100 h
Lavage de restauration des performances ⁽²⁾	100 h
Lavage de désalinisation de la turbine compresseur ⁽³⁾	Suivant les conditions d'exploitation, réalisé par le propriétaire ou l'utilisateur.

Le SB n° 1703R6 indique également la « vie limite » de l'étage turbine compresseur :

- disque CT : 16 000 cycles ;
- aubes CT : pas de « vie limite ».

Par ailleurs, ce SB recommande les actions suivantes pour les moteurs pré-SB n° 72-1669R6 (cas du moteur du F-OIXZ) :

- lors d'une HSI, réalisation d'un examen métallurgique de 2 aubes CT prélevées aléatoirement sur le disque CT et contrôles non destructif des autres aubes selon le L'EMM :
 - si l'examen métallurgique de 2 aubes CT n'est pas acceptable, il est indiqué de remplacer l'ensemble des aubes CT par des aubes post SB n° 1669R6 (nouvelle génération) ;
 - si l'examen métallurgique de 2 aubes CT est acceptable mais que les examens des autres aubes ne l'est pas, un nombre maximal de 10 aubes CT peut être remplacé par des aubes post-SB n° 1669R6 si elles sont rejetées pour des motifs autres que température excessive ou fluage. Si plus de 10 aubes sont rejetées, le jeu complet des 58 aubes doit être remplacé par des aubes post-SB n° 1669R6.

⁽²⁾Cette opération permet de limiter les effets liés aux dépôts de sel et à la sulfidation.

⁽³⁾Cette opération consiste à nettoyer l'accumulation de dépôts ne pouvant être éliminée par les opérations de nettoyage du sel

1.6.5 Maintenance du moteur du F-OIXZ

La maintenance est assurée par la société Atmosh'Air Aviation, atelier agréé PART 145 (certificat n° FR. 145 570) selon le programme d'entretien approuvé par l'OSAC. Ce programme d'entretien est conforme aux recommandations de Pratt & Whitney Canada.

L'étude des documents de maintenance ne fait apparaître aucune mention d'anomalie du moteur ni de dépassement de température de fonctionnement en service.

Historique des principales opérations sur le moteur

Opérations de maintenance	Date / Potentiel	Principales opérations réalisées
OVH	03 janvier 2006 • TSN : 3 688 h • CSN : 4 060	Installation du moteur Les 58 aubes CT installées ont le P/N 3045741-01.
HSI contrôle non destructif et mesure d'allongement	13 août 2008 • TSN : 5 480 h • CSN : 6 841 • TSO : 1 791 h	Opérations effectuées suivant le SB n° 1703R6 • L'examen métallurgique de deux aubes CT montre qu'elles : - n'ont pas été soumises à une température critique ni à une survitesse, - ne présentent pas de changement d'état caractéristique de fluage. • Le contrôle non destructif des 56 aubes restantes ne montre pas de criques. • La mesure d'allongement de ces 56 aubes ne montre pas de fluage.

Aux opérations de maintenance principales citées précédemment s'ajoutent :

Inspection boroscopique

Le livret moteur et le dossier de travaux mentionnent la réalisation des boroscopies environ toutes les 400 heures. Ces dernières étaient réalisées par un sous-traitant car le personnel de l'unité d'entretien d'Atmosph'air Aviation n'était pas qualifié pour cela.

Les deux dernières boroscopies, effectuées les 10 juillet 2009 (TSN : 6 162 h) et 25 mars 2010 (TSN : 6 627 h), n'ont pas révélé d'anomalie susceptible d'expliquer l'arrêt du moteur (voir photos en annexe 2).

Contrôle des injecteurs

La documentation de maintenance indique que les contrôles des injecteurs ont été effectués toutes les 400 heures. Lors du dernier contrôle (TSN : 6 517 h) du 8 janvier 2010, les 14 injecteurs avaient été remplacés.

☐ Contrôle des performances au sol

Le suivi des performances du moteur est réalisé par les techniciens de l'unité d'entretien qui notent les performances au sol du moteur avant et après chaque visite. Les deux derniers relevés des 11 mars 2010 et du 11 août 2010 ne révèlent pas d'anomalie susceptible d'expliquer l'arrêt du moteur.

☐ Lavage de désalinisation du compresseur

Cette opération consiste à nettoyer les dépôts salins sur le compresseur, après le dernier vol de la journée par le technicien de permanence selon le protocole recommandé par Pratt & Whitney Canada. Les lavages du compresseur sont mentionnés sur chaque compte-rendu matériel (CRM) après le dernier vol.

☐ Lavage de restauration des performances (Performance recovery wash)

Cette opération consiste à nettoyer l'accumulation de dépôts ne pouvant être éliminés par les lavages de désalinisation. Ces lavages ont été réalisés systématiquement à chaque visite, c'est-à-dire toutes les 100 heures.

1.6.6 Masse et centrage

Au départ de Pointe-à-Pitre, la masse et le centrage de l'avion se situaient dans les limites établies par le constructeur.

1.7 Conditions météorologiques

Au moment de l'accident, la base des nuages épars se situait à 2 800 ft. La visibilité était supérieure à 10 km et le vent au sol était du 110° pour 8 kt variable en direction du 090° au 150°.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Au moment de l'accident, le pilote était en contact avec le contrôleur « tour » de Pointe-à-Pitre.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

Le F-OIXZ n'était pas équipé d'enregistreur de bord. La réglementation européenne ne l'impose pas.

L'avion n'était équipé d'aucun enregistreur de maintenance.

Dans l'Annexe 6 de l'OACI Partie 1 – Exploitation technique des aéronefs 1-chapitre 6.3.1.2.2 - Enregistreurs de données de vol et systèmes d'enregistrement de données d'aéronef, il est recommandé par l'OACI :

« ... que tous les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou inférieure à 5 700 kg et dont le premier certificat de navigabilité individuel aura été délivré le 1^{er} janvier 2016 ou après soient équipés :

a) d'un FDR Type II ; ou

b) d'un AIR Classe C capable d'enregistrer les paramètres de trajectoire de vol et de vitesse affichés au(x) pilote(s) ; ou

c) d'un ADRS capable d'enregistrer les paramètres essentiels énumérés au Tableau A9-3 de l'Appendice 9. »

Note : il existe quatre systèmes d'enregistreurs de bord légers : les systèmes d'enregistrement de données d'aéronef (ADRS), les systèmes d'enregistrement audio de poste de pilotage (CARS), les systèmes embarqués d'enregistrement d'images (AIRS) et les systèmes d'enregistrement de communications par liaison de données (DLRS). Les images et les renseignements communiqués par liaison de données peuvent être enregistrés sur le CARS ou l'ADRS.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Site

L'avion a atterri dans un champ de canne à sucre situé sur la commune d'Anse-Bertrand à 12,5 NM de l'aérodrome de Pointe-à-Pitre. L'avion s'est immobilisé à 600 m de la côte et à environ 70 m d'une haie derrière laquelle se trouvent des habitations.

La distance entre les premières marques au sol et l'avion est d'environ 35 m. Des débris constitués de la soute à bagages, des bagages et de pièces du train avant sont retrouvés entre la première trace sur le sol et l'avion.



1.12.2 Examen de l'épave

L'avion est orienté selon un cap magnétique d'environ 140° (en sens inverse de sa trajectoire finale). L'avion est configuré pour l'atterrissage. Le fuselage et l'empennage arrière sont peu endommagés. L'extrémité de la demi-voilure gauche est brisée. Le bord d'attaque de la demi-voilure droite et le pod abritant le radar météorologique sont endommagés. Le train principal est retourné vers le haut.



L'examen des débris retrouvés le long de la trajectoire, des marques au sol et les dommages sur l'avion montre que l'avion a heurté le sol avec une faible assiette à piquer légèrement incliné à droite.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Les analyses biologiques, réalisées sur le pilote, ont montré l'absence de substance médicamenteuse, toxique ou stupéfiante.

1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

La radio balise de détresse automatique « ARTEX G406-4 ELT » a été retrouvée en position « AUTO ». Elle ne s'est pas déclenchée.

1.16 Essais et Recherches

1.16.1 Démontage du moteur

Le démontage du groupe turbopropulseur a été effectué du 22 au 24 février 2011 chez Pratt & Whitney Canada à Montréal.

L'essentiel des endommagements se situe dans les parties chaudes et concerne plus particulièrement la turbine compresseur et la turbine de puissance.

1.16.2 Etage turbine compresseur

Toutes les aubes sont rompues à des hauteurs de profil variant du milieu à la base. On observe une décoloration au niveau de chaque rupture. Des impacts sont présents au bord de fuite des aubes avec, dans certains cas, perte de revêtement. Les bords d'attaque sont déformés.

Des examens métallurgiques ont permis de conclure que :



- ❑ la composition chimique du matériau de base des aubes CT est conforme aux spécifications du constructeur ;
- ❑ les faciès de rupture des aubes CT ne présentent pas de signe de fissuration en fatigue ;
- ❑ les observations fractographiques indiquent que la rupture d'une ou plusieurs aubes CT est probablement à l'origine de la rupture par surcharge des autres aubes CT ;
- ❑ sur six aubes CT, réparties uniformément sur le disque et pour lesquelles il restait suffisamment de matière, il a été constaté :
 - des signes de surchauffe dans leur partie périphérique et localement des zones de fusion,
 - de nombreux « micro-vides » aux joints de grains, dans la direction radiale. Ceci est caractéristique du fluage (voir paragraphe 1.18.2) ;
- ❑ l'importance des dommages sur les aubes CT n'a pas permis de déterminer la présence antérieure d'un défaut du matériel de base. Il n'a pas été possible de déterminer quelle aube (ou plusieurs) était à l'origine des dommages occasionnés aux autres aubes CT ;
- ❑ les dommages, observés sur les aubes de la turbine de puissance, résultent d'une surcharge consécutive aux impacts des morceaux rompus des aubes de l'étage compresseur-turbine.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Exploitation des Cessna 208 dans les Antilles

Les Antilles, situées en zone tropicale, se caractérisent par une atmosphère saline et humide et des températures élevées (température annuelle moyenne de 26 °C).

Les Cessna 208 sont exploités dans le cadre de transport public mais aussi dans le cadre de transport de fret et de personnel. L'activité principale de ces avions consiste à réaliser de nombreux vols courts entre les îles et engendre un nombre élevé de cycles moteur. Par ailleurs, sur les aérodromes non équipés de groupe de parc, les démarrages sont réalisés à partir de l'énergie fournie par la batterie de l'aéronef, ce qui peut parfois amener les moteurs à des températures élevées. Ces différentes caractéristiques soumettent donc les moteurs à des contraintes importantes.

Les pilotes expliquent utiliser leur avions dans les limites autorisées par le manuel de vol. On ne peut cependant pas exclure, lors de certains vols, des dépassements ponctuels non perçus des températures maximales autorisées. Ces dépassements peuvent fragiliser et accélérer le vieillissement de certains matériaux comme celui constitutif des aubes CT.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Témoignage du commandant de bord

Le jour de l'accident, le commandant de bord avait déjà effectué un aller-retour entre Pointe-à-Pitre et Saint Barthélemy. Les paramètres avaient été nominaux notamment lors des essais du moteur.

Lors du vol de l'accident, après la mise en route avec le groupe de parc, il a effectué les vérifications habituelles sans avoir refait les essais du moteur.

Il a effectué les vérifications après décollage et affiché les paramètres du moteur pour la montée. Il a engagé le pilote automatique, sélectionné une altitude de 8 500 ft et maintenu l'avion à une vitesse de 120 kt.

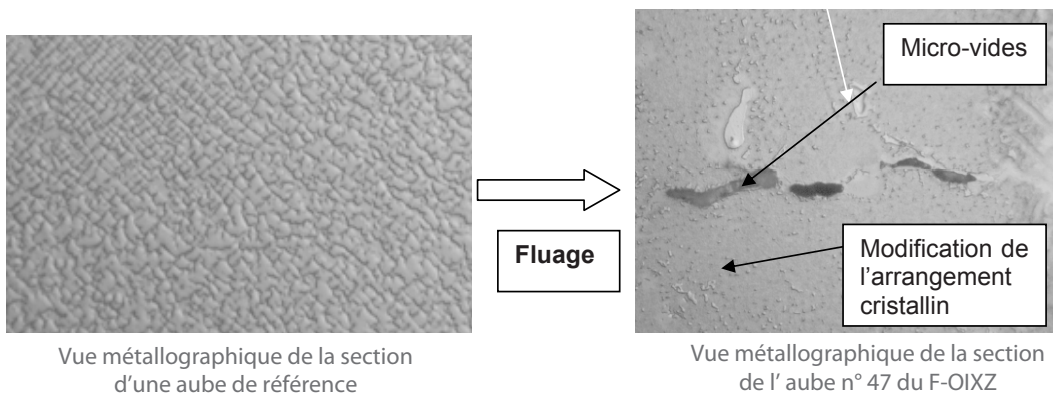
A environ 7 000 ft, il explique que le moteur s'est arrêté brutalement dans un bruit sourd. Il a immédiatement déconnecté le pilote automatique et débuté un demi-tour en effectuant la procédure panne moteur. Il a contacté le service de contrôle et émis un message de détresse.

Il a essayé à deux reprises de redémarrer le moteur à l'aide du démarreur puis il s'est concentré sur le contrôle de la trajectoire de l'avion. Il a informé les passagers qu'il allait effectuer un atterrissage forcé.

En survolant Anse-Bertrand, il a été extrêmement gêné par la présence d'huile sur le pare-brise. Il a eu des difficultés à choisir un champ où atterrir car la zone était peu propice. Il a repéré un champ, mais pensait que l'avion était trop haut. Il a effectué deux virages serrés (60° d'inclinaison) afin de perdre de la vitesse et de l'altitude. S'estimant trop rapide, il a sorti les volets au 3^{ème} cran. Il ne se souvient plus de la dernière phase du vol et de l'impact avec le sol.

1.18.2 Phénomène de fluage

En fonctionnement, les aubes de turbine sont soumises à des sollicitations mécaniques et thermiques élevées essentiellement dues aux forces centrifuges et au passage des gaz chauds en sortie de la chambre de combustion. La durée d'exposition, les sollicitations thermiques et mécaniques peuvent modifier les propriétés du matériau et entraîner des modifications irréversibles de la micro structure des aubes. Ainsi, le phénomène de fluage se caractérise par la constitution d'un arrangement cristallin qui entraîne la décohésion du matériau. Sous fluage, les « micro-vides » (cavités) présents aux joints de grain évoluent sous forme de « micro-craques » coalesçant jusqu'à former une craque sur le profil de l'aube.



1.18.3 Accidents liés à des défaillances des aubes CT en raison de fluage

Depuis 2006, deux accidents liés à des arrêts du moteur en vol consécutifs à des défaillances des aubes CT en raison de fluage ont été recensés (voir annexe 4).

1.18.4 Actions réalisées par Cessna et Pratt & Whitney Canada

En avril 2011, Pratt & Whitney Canada avait produit 2 295 moteurs PT6A-114/114A. Ces moteurs totalisaient 13,5 millions d'heures de fonctionnement.

Depuis 1990, il a été recensé 82 arrêts du moteur en vol en raison de défaillances des aubes CT dont 27 en raison de fluage.

Dans certains cas, l'installation d'un enregistreur de paramètres moteur (ECTM) a permis de faciliter la détection des conditions propices à l'apparition du fluage.

La principale caractéristique de fiabilité d'un moteur est représentée par le taux « basique » d'arrêt en vol (BIFSD) défini comme un arrêt moteur dont l'origine est une défaillance directement liée au moteur ou à un de ses composants. Il est actuellement de 0,003 par 1 000 heures de fonctionnement.

La norme de Transports Canada pour la certification d'un moteur équipant un aéronef monomoteur exploité en transport public en IFR, impose un BIFSD inférieur à 0,01 pour 1 000 heures de fonctionnement. Il n'existe pas de norme minimale requise par l'AESA. En Europe, les aéronefs monomoteur, autorisés au transport public, doivent être exploités de jour et en VFR.

1.18.4.1 Publications

Au cours de ces dernières années, Pratt & Whitney Canada a publié plusieurs SIL et SB et apporté des modifications au manuel de maintenance pour traiter des problèmes des aubes CT des PT6A-114/114A en service. La plupart de ces publications ont été reprises par Cessna Aircraft Company sous forme de SNL.

D'après Pratt & Whitney Canada, l'origine probable des défaillances peut provenir :

- actions suivantes du pilote :
 - coupure involontaire (action sur le « fuel condition lever » de « Idle » vers « cutoff » puis retour immédiat vers « Idle ») lors du roulage ;
 - démarrage chaud (hot start) ;
 - usage inadéquat de l'Emergency Power Lever (EPL) ;
 - non-respect des préconisations de réglage de puissance en vol ;
- non-respect des procédures de maintenance.

La lettre d'information de service, publiée par Pratt et Whitney Canada en 2004 (SIL PT A-125 « PT6A Compressor Turbine (CT) Blade Fractures »), fournit notamment aux opérateurs des informations sur les conséquences que le non-respect des consignes opérationnelles peut entraîner sur les aubes CT (voir annexe 1).

Cette documentation fournit également des informations sur les conditions de température excessive (overtemperature) et autres conditions qui peuvent provoquer ou accélérer le phénomène de fluage. Il est notamment mentionné qu'une accélération du fluage des aubes CT d'un moteur peut se produire lorsqu'il est utilisé régulièrement au-delà des réglages de puissance recommandés par le manuel de vol mais en deçà des températures limites. De plus, cette documentation précise qu'il existe un cas où les dommages sur les aubes CT, suite à une exposition à une température excessive, peuvent ne pas être détectés par un contrôle de mesure de l'allongement. Seul, un contrôle destructif permet de vérifier les propriétés du matériau.

Enfin, il est rappelé que le manuel de maintenance recommande une vérification du fluage par une mesure de l'allongement à 5 000 heures TSN puis toutes les 3 000 heures et à chaque révision générale (pour les moteurs équipés d'aubes pré-SB n° 1669R6).

1.18.4.2 Conférences

Pratt & Whitney Canada a organisé de nombreuses conférences à l'attention des opérateurs dans le monde entier pour les informer et les sensibiliser aux problèmes rencontrés sur les aubes CT.

1.18.4.3 Mise en service d'une nouvelle aube

Tous les étages turbine compresseur des moteurs PT6A-114/114A, fabriqués à partir de décembre 2008, sont équipés d'un nouveau modèle d'aubes CT (PN 3072791-01). Ces aubes CT, de conception nouvelle, sont monocristallines. Elles sont disponibles en retrofit depuis juin 2009 pour les moteurs fabriqués avant décembre 2008. Ces aubes présentent une meilleure résistance au fluage.

Au travers du SB n° 1669R6, Pratt & Whitney Canada recommande le remplacement des aubes CT lorsque le moteur est en révision générale (OVH). Le remplacement demeure optionnel et à la discrétion des opérateurs dans les autres cas (réparation ou inspection des parties chaudes HSI).

A la date de publication de ce rapport, 370 jeux (58 aubes par jeu) de ces nouvelles aubes CT étaient en service. Elles ont accumulé environ 160 000 heures de fonctionnement. Les plus anciennes totalisent un TSN de 4 000 heures. Aucun cas de rupture par fluage n'a été recensé.

1.18.5 Actions réalisées par les autorités de l'Aviation Civile

Les documents sont disponibles en annexe 5.

☐ Transports Canada

Transports Canada a avisé les exploitants, les propriétaires, les préposés à la maintenance et les ateliers de révision de l'importance d'une gestion adéquate de la puissance et de la maintenance des moteurs par l'intermédiaire de deux avis de difficulté en service (Service Difficulty Advisory n° AV-2006-06 du 05/07/2006 et Service Difficulty Advisory n° AV-2007-06 du 19/09/2007).

☐ AESA

L'AESA a repris l'avis de difficultés en service n° AV-2007-06 et l'a diffusé sous forme d'une Safety Information Notice le 12 novembre 2007.

☐ Federal Aviation Administration (FAA)

La FAA a avisé les exploitants, les propriétaires, les préposés à la maintenance et les ateliers de révision du risque potentiel d'arrêt moteur en raison d'une défaillance d'aubes CT de la turbine compresseur en publiant un bulletin spécial SAIB NE-10-47 le 30 août 2010.

2 - ANALYSE

2.1 Détection du fluage sur les aubes CT

Un nombre important d'arrêt du moteur en vol sur Cessna 208B équipé de moteur PT6A-114A en raison de défaillance des aubes de l'étage turbine compresseur a été recensé lors de ces dernières années. Ces défaillances sont d'autant plus dangereuses qu'elles surviennent sur un avion monomoteur.

Cessna et Pratt & Whitney Canada ont entrepris un nombre important d'actions dans le but de prévenir les défaillances des aubes turbine compresseur :

- publications de bulletins de services et de lettres d'information relatifs à l'importance des opérations de maintenance ;
- rappel des conditions d'utilisation au travers de consignes opérationnelles ;
- conférences internationales ;
- mise en place d'un système optionnel de surveillance de paramètres moteur ;
- mise en service d'un nouveau type d'aube (aucun cas de rupture en fluage n'a été signalé par Pratt & Whitney pour ce type d'aube).

Même si le nombre d'arrêts moteur (0,003 par 1 000 heures de fonctionnement) demeure inférieur aux critères de certification (0,01 par 1 000 heures de fonctionnement), le nombre significatif d'événements a conduit les autorités de l'Aviation Civile du Canada, des Etats-Unis et européennes à publier des mises en gardes à l'attention des opérateurs sur l'importance du respect des recommandations des constructeurs.

L'enquête a montré que malgré ces recommandations, la dégradation des aubes CT n'a pas été détectée sur le F-OIXZ :

Inspections boroscopiques

La dernière inspection boroscopique effectuée 264 heures avant l'accident du F-OIXZ n'a pas permis de mettre en évidence de défaut sur les aubes CT. Une boroscopie peut permettre de détecter une détérioration extérieure sur la structure de l'aube (sulfidation, dommages sur les bords d'attaque et de fuite, criques...) mais ne permet pas de détecter une modification microstructurale de l'aube.

Contrôle et suivi des performances

Le contrôle des performances au sol, pour le moteur du F-OIXZ, n'a pas permis de déceler une quelconque dégradation du moteur. L'opérateur du F-OIXZ n'utilisait pas d'enregistreur de paramètre moteur et n'effectuait pas de suivi des performances en vol.

Inspections des parties chaudes (HSI) et révisions générales (OVH)

L'inspection des parties chaudes (HSI) et la révision générale (OVH) effectuées dans les intervalles de temps recommandés par Pratt & Whitney Canada, n'ont pas permis de prévenir la défaillance des aubes CT.

Ainsi le moteur du F-OIXZ, qui totalisait 6 891 heures de fonctionnement au moment de l'accident, avait fait l'objet d'une HSI à 5 480 heures. Lors de cette HSI, une inspection métallurgique de 2 aubes CT avait été réalisée. Les 56 autres aubes avaient été soumises à un contrôle d'allongement (détection du fluage) et à des tests NDT. Ces contrôles avaient été jugés satisfaisants et les 56 aubes d'origine et 2 nouvelles avaient été installées sur le disque CT. Après 1 411 heures de fonctionnement, une ou plusieurs de ces aubes se sont rompues en fluage.

En décembre 2008, Pratt & Whitney a introduit de nouvelles aubes (P/N 3072791-01). Ces aubes de conception nouvelle ont une meilleure tenue au fluage. Tous les moteurs fabriqués à partir de décembre 2008 sont équipés de ce type d'aube et depuis juin 2009, ces aubes sont disponibles en retrofit. Jusqu'en août 2012, le retour d'expérience montre qu'aucun cas de rupture en fluage n'a été recensé.

Cependant l'installation de ces nouvelles aubes est uniquement recommandée par le motoriste lorsque le moteur est en révision et demeure à la discrétion des opérateurs dans les autres cas (réparation ou inspection des parties chaudes HSI). Pour les avions volant peu, le remplacement ne peut donc être effectif que dans plusieurs années.

Par ailleurs, l'installation de ce modèle d'aube permet à l'opérateur de s'affranchir des inspections à 3 000 et/ou 5 000 heures et des examens métallurgiques de deux aubes prélevées lors de la HSI. De ce fait, une flotte de moteurs équipés uniquement de ce type d'aube aurait l'avantage de permettre la simplification des documents de maintenance (notamment du SB1703R6).

2.2 Rupture des aubes CT

L'importance des dommages sur les aubes CT du F-OIXZ n'a pas permis de déterminer les conditions qui ont conduit au phénomène de fluage. Deux scénarios peuvent expliquer ce phénomène :

- ❑ Entre la dernière HSI, où aucun défaut n'avait été détecté, et l'accident, une utilisation du moteur au-delà des réglages de puissance précisés dans le manuel de vol a pu ponctuellement générer des températures de fonctionnement supérieures au seuil défini par le constructeur. Ces dépassements de température auraient alors entraîné la dégradation par fluage jusqu'à la rupture des aubes.

L'absence d'enregistreur de paramètres et l'examen du moteur n'ont pas permis de confirmer ce scénario.

- ❑ Il est aussi possible qu'un défaut sur une aube soit à l'origine de sa rupture par fluage à des températures en deçà du seuil maximum fixé par le constructeur. Malgré toutes les mesures de prévention, le nombre de rupture en fluage des aubes CT de première génération demeure l'une des causes principales d'arrêt moteur en vol. Dans le cas du F-OIXZ, le fluage n'a pas pu être détecté à temps, malgré une maintenance des aubes CT en conformité avec les recommandations du constructeur. L'ensemble des opérations de prévention (maintenance préventive et surveillance) présente donc des limites.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ Le pilote possédait les licences et qualifications requises pour exécuter ce vol.
- ❑ Les conditions météorologiques étaient favorables à la réalisation du vol.
- ❑ L'aéronef détenait un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ L'aéronef était entretenu conformément à la maintenance programmée et définie par Pratt & Whitney Canada.
- ❑ Le contrôle de l'allongement de l'aube CT, effectuée 1 411 heures de fonctionnement avant l'accident, n'a pas détecté de fluage d'une ou plusieurs aubes.
- ❑ Une rupture d'une ou plusieurs aubes CT par fluage est à l'origine de la rupture par surcharge des autres aubes CT entraînant l'arrêt du moteur.
- ❑ Six aubes CT présentaient des endommagements par fluage.
- ❑ Le pilote a appliqué la procédure d'urgence relative à l'arrêt du moteur en vol.
- ❑ Ne parvenant pas à rejoindre l'aérodrome, le pilote a réalisé un atterrissage forcé dans un champ de cannes à sucre.
- ❑ En l'absence d'enregistreur de paramètres de vol, il n'a pas été possible d'obtenir des informations sur les paramètres du moteur lors du vol de l'accident et des vols précédents.
- ❑ Depuis 1990, il a été recensé 82 cas d'arrêt de ce type de moteur en vol en raison de défaillances des aubes CT dont 27 en fluage.
- ❑ En 2008, Pratt et Whitney Canada a mis en service un nouveau type d'aube CT dont la résistance au fluage est améliorée.

3.2 Causes de l'accident

L'accident résulte de la rupture en fluage d'une ou plusieurs aubes de la turbine du compresseur ayant entraîné l'arrêt du moteur en vol.

Les causes du fluage n'ont pas pu être déterminées. Il peut résulter de dépassements du seuil de température du moteur en exploitation ou d'une non-détection lors d'une opération de maintenance.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n°996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues à l'article 18 du règlement précité.

4.1 Remplacement des aubes CT

L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillance dans l'exécution par l'opérateur des opérations de maintenance. Pratt & Whitney Canada a introduit en 2008 de nouvelles aubes CT monocristallines (P/N 3072791-01) pour les moteurs PT6A-114/114A dont la résistance au fluage est accrue. Jusqu'en août 2012, aucun cas de rupture par fluage n'a été recensé sur les moteurs équipés de ces nouvelles aubes. Leur installation n'est cependant pas obligatoire et uniquement recommandée lors de la révision générale du moteur. Pour les exploitants réalisant peu d'heures de vol, ce changement peut n'intervenir que dans plusieurs années.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA et Transports Canada rendent obligatoire l'installation de nouvelles aubes monocristallines sur les moteurs PT6A-114/114A ; [FRAN-2013-10]**
- **l'AESA et Transports Canada s'assurent que le programme d'inspection des aubes d'ancienne génération des moteurs PT6A-114/114A soit amélioré dans l'attente de leur remplacement. [FRAN-2013-11]**

4.2 Emport d'enregistreur de paramètres

La présence d'un enregistreur de paramètres aurait permis d'obtenir des informations sur les paramètres du moteur lors du vol de l'accident et des vols précédents. En effet, une utilisation du moteur au-delà des réglages de puissance précisés dans le manuel de vol a pu ponctuellement générer des températures excessives et entraîner un vieillissement prématuré susceptible d'entraîner un fluage des aubes CT. Dans l'Annexe 6 de l'OACI, l'emport d'un enregistreur de vol (FDR type II, ou AIR classe C ou ADRS) est recommandé pour les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou inférieure à 5 700 kg et dont le premier certificat de navigabilité individuel aura été délivré à partir du 1^{er} janvier 2016. La réglementation européenne n'impose pas que les avions en soient équipés dans ce cas-là, même si l'avion est exploité en transport aérien commercial.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA étende l'obligation d'emport d'un enregistreur de paramètres de vol à bord de tout aéronef exploité en transport aérien commercial. [FRAN-2013-12]**

Liste des Annexes

annexe 1

Synthèse des SIL et SB de Cessna et Pratt & Whitney Canada

annexe 2

Inspections boroscopiques

annexe 3

Examens métallurgiques des disques et aubes CT et PT

annexe 4

Événements similaires

annexe 5

Informations de sécurité des autorités canadiennes et européennes

annexe 1
Synthèse des SIL et SB de Cessna et Pratt & Whitney Canada

Service Newsletter (Cessna) et Service Information Letters (PWC))

Date	1.Cessna 2.PWC	Intitulé
20/07/2010	1.SNL 10-9 2. n°GENPT6A028	Rappel des principes d'utilisation du couple moteur recommandé par le P.O.H. comme paramètre prioritaire et non pas la température (ITT)
02/04/2007	1.SNL 07-8 2. SIL n°PT6A-146	PWC CANADA PT6 compressor turbine blade maintenance : <ul style="list-style-type: none"> ▪ recommandations concernant les aubes p/n 3102401-01, 3039901 et 3045741-01 ▪ rappel d'expériences récentes d'utilisation des performances moteur au-delà des limites prévues par l'AFM et de maintenance non adaptée ▪ rappel de l'aspect fondamental d'effectuer : <ul style="list-style-type: none"> ○ des contrôles boroscopiques en même temps que le contrôle des injecteurs ○ D'effectuer des lavages réguliers ○ Rappel que l'utilisation de l'ECTM est un élément important dans l'anticipation des problèmes se rapportant aux parties chaudes ▪ Propose de réviser le SB1703 (extension TBO) afin de conditionner celle-ci à : <ul style="list-style-type: none"> ○ Un programme de maintenance incluant contrôle injecteurs et inspection boroscopiques ○ Un suivi ECTM au travers d'un DAC (Designated Analysis Center) ▪ Rappel que la HSI doit être effectuée à des intervalles de 1800 heures avec dépose de 2 aubes pour analyse métallurgique ▪ Rappel que, si utilisation de l'ECTM en complément des contrôles injecteurs et boroscope, les opérateurs peuvent être exemptés du contrôle ci-dessus sur la base de l'historique du moteur
07/08/2006	1.SNL 06-10 2. SIL PT6A-116R1	Inspection boroscopique en conjonction avec le contrôle des injecteurs : <ul style="list-style-type: none"> ▪ Met en évidence les dommages rencontrés sur les bords de fuite du CT vane ring (stator) et les conséquences sur la possible dégradation du flux d'air pouvant, localement, provoquer des contraintes sur des aubes avec des risques de départ en fatigue
22/03/2004	1.SNL 04-1 2. SIL PT6A-125	Compressor turbine blade fractures : <ul style="list-style-type: none"> ▪ Rappel les conditions de température excessive (overtemperature) ▪ Précise que cette situation peut ne pas être détectée par un contrôle dimensionnel (stretch check ou contrôle allongement) ▪ Préconise de ce fait un contrôle destructif pour vérifier les propriétés du matériel ▪ Précise les conditions qui peuvent provoquer (voire accélérer) le fluage ou « creep » ▪ Rappel que le Manuel de Maintenance recommande une vérification du fluage (également appelé « stretch check » ou contrôle par allongement 5000 heures TSN et ensuite toutes les 3000 heures et à chaque révision) ▪ Rappel du respect des procédures se rapportant aux limites (dépassement régime avec des températures pourtant inférieures aux limites) ; si non respecté, possibilité de fluage ▪ Définit les corrections à apporter en cas de coupure intempestif et ré allumage à suivre



SERVICE INFORMATION LETTER

Subject PT6A Compressor Turbine (CT) Blade Fractures

Applicability All PT6A engines

Introduction

Pratt & Whitney Canada (P&WC) wishes to provide operators of all PT6As with operational recommendations that stem from recent investigations of certain CT Blade fractures that have occurred on the Small PT6A Family of engines. These recommendations are made to help operators become more aware of the impact that certain operational situations may have on CT blade reliability, and consequently help reduce the future occurrences of Hot Section distress. All pilots of PT6A powered aircraft and the Owner/Chief Pilot/Maintenance Director or their delegates should carefully review these recommendations.

Discussion

P&WC has completed a review of some aspects of PT6A operation that could result in either an overtemperature (referred to herein as "overtemp") condition or an acceleration of CT blade creep commonly referred to as stretch. Either scenario will lead to reduced CT Blade life, reduced engine durability/reliability, increased operating costs and could likely result in CT Blade fracture and total loss of engine power. Further, a CT Blade fracture due to an overtemp event may occur without any noted deterioration in engine performance.

It is also important to note that CT Blades subjected to an over-temperature of any type may not fracture when the overtemp occurs, but could result in a CT blade fracture/loss of engine power during a subsequent flight.

This Service Information Letter is valid until superceded or cancelled by revision.

ISSUED: Jan 21/2004

Page 1

PRATT & WHITNEY CANADA CORP.
MARIE-VICTORIN, LONGUEUIL
QUEBEC, CANADA J4S 1A1
PRINTED IN CANADA

1.Overtemp Conditions

An overtemp condition is when the temperature of the engine exceeds the Maximum allowable temperatures as defined in the Pilot Operating Handbook (P.O.H.) and the applicable Engine Maintenance Manual. All PT8A Maintenance Manuals contain Overtemp charts that provide instructions for CT blade disposition based on the severity of the event. The two charts present in all PT8A Maintenance Manuals address overtemps that occur during the normal starting sequence, and during all other operational modes. One type of overtemp event has been identified which may result in physical damage to the blades that cannot be detected by dimensional (stretch check) inspection, and therefore requires destructive testing to determine if the properties of the blade material have been weakened.

P&WC has recently received field data from an operator who had optionally installed "engine monitoring equipment" which facilitated the detection of an overtemp occurring during inadvertent cut-off and relight. During taxi the pilot inadvertently moved the fuel condition lever from Low Idle into Cutoff and back to Low Idle in a very short time resulting in a short-term sub-idle overtemp. P&WC has determined that this type of overtemp event can result in a change to the CT Blade microstructure referred to as solutioning that can also adversely affect the creep properties of the CT Blades. The Charts in the PT8A Maintenance Manuals for Overtemp do not explicitly address this condition and some operators may erroneously have used the "Overtemp on Starting " chart to determine what maintenance actions were required.

An example of CT Blades that were likely exposed to an overtemp condition are shown in Fig.1, these blades were in operation prior to being discovered during an H.S.I., cracking is evident on the trailing edge of some blades. Fig. 2 shows a CT disc assembly following a CT blade fracture event.

This Service Information Letter is valid until superceded or cancelled by revision.

ISSUED: Jan 21/2004

Page 2



Figure 1

This Service Information Letter is valid until superceded or cancelled by revision.

ISSUED: Jan 21/2004

Page 3



Figure 2

2. Conditions which lead to and may accelerate creep

During engine operation, CT blades are exposed to both high temperatures from hot gases and stresses due to centrifugal forces from engine speed. The cumulative time effect of this heat and stress cause the CT blade material to creep that is detectable by airfoil elongation also referred to as stretch.

The maintenance manuals for small PT6As require an inspection for creep, also known as stretch check, at 5000 hour Time Since New (TSN) and subsequently every 3,000 hours.

All PT6A engine models require a similar inspection to be performed at engine overhaul.

Engine Power Setting Limits for the various flight regimes are outlined in the P.O.H.

It is essential to use the correct power setting procedures to assure the integrity of the engine. Engines operated regularly beyond the recommended power settings of the P.O.H, but still below the defined temperature redline settings and engine maintenance manual over-temperature chart limits, may experience accelerated CT Blade creep. This effect is cumulative and could likely lead to reduced CT Blade life or

This Service Information Letter is valid until superseded or cancelled by revision.

ISSUED: Jan 21/2004

Page 4

- 1 -

CT Blade fracture and total loss of engine power occurring prior to the blade inspection interval stated in the maintenance manual or overhaul manual.

Recommendations

Overtemp Conditions

Follow the applicable Engine Maintenance Manual recommendations for all overtemp conditions.

Inadvertent Cutoff and Relights

P&WC is in the process of revising the PT6A maintenance manuals to add an instruction that will require a metallurgical analysis be conducted when this type of event has occurred.

Operators will be required to submit the CT blades to an overhaul level inspection and include a metallurgical analysis (cut-up) of two blades to determine possible changes to the microstructure

P&WC recommends that if an operator accidentally Cuts-off the engine during Taxi the engine should be allowed to completely shut down and then be restarted per applicable POH procedures.

Power Settings

P&WC recommends that operators fully adhere to the Power setting requirements specified in the P.O.H. for your specific application.

Sincerely,

PRATT & WHITNEY CANADA CORP.



Giovanni Mulas
General Manager, Small Turboprop Service Engineering
Customer Support

This Service Information Letter is valid until superseded or cancelled by revision.

ISSUED: Jan 21/2004

Page 5

annexe 2 Inspections boroscopiques

Les deux dernières boroscopies effectuées ne révèlent pas d'anomalie susceptible d'expliquer l'arrêt du moteur.

Inspection du 10 juillet 2009 TSN 6162



Inspection du 25 mars 2010 TSN 6627

Le dossier de travail relatif à cette boroscopie mentionne :

- de légères criques sur le cooling ring et le bord d'attaque du CT stator ;
- des pertes de revêtement sur les aubes CT ;
- pour le suivi de l'évolution, prochaine inspection boroscopique avant 400 heures.



L'opérateur ayant effectué cette boroscopie indique qu'il utilise la documentation fournie par Pratt & Whitney Canada (Maintenance Manual - Chapitre 72-00-paragraphes E « Inspections of CT blades ») qui décrit et catégorise les dommages que l'on peut observer lors d'une boroscopie. L'opérateur ajoute que les criques et pertes de revêtement étaient dans les tolérances. Il a noté dans le dossier de travail que la boroscopie à suivre devait être effectuée avant 400 heures conformément à la documentation Pratt & Whitney. Au moment de l'accident, le moteur totalisait 264 heures depuis cette boroscopie. Le responsable de l'unité d'entretien explique qu'il avait programmé une boroscopie lors de la prochaine visite de l'avion qui devait être effectuée dans les prochaines 24 heures de fonctionnement.

annexe 3

Examen métallurgique des aubes et du disque compresseur turbine

4.0 MATERIAL LABORATORY INVESTIGATION RESULTS

CT Blades P/N 3045741-01

The CT blades were numbered No. 1 to 58 according to the normal convention which is clockwise, pilot view starting with blade No. 1 in line with the disk master spline (Photo No. 46). The blade heat codes were recorded as follows:

Blade No. 22; T022

Blade No. 42; TT02

Blades No. 1 & 30; W9775

Remaining blades, qty. 54; T092

Examination of the fracture surfaces showed features characteristic of overload (Photo No. 47). No evidence of fatigue was found on any of the 58 blades. Many blades exhibited fractographic features which were consistent with a tensile overload resulting from an impact on the suction (concave) side of the airfoil, most likely consequential to the initial blade(s) fracture. This is confirmed by the presence of multiple cracks parallel to the fracture surface (Photo No. 48).

Six blades were chosen amongst the longest remaining airfoil and the least impact damaged (Photo No. 49). The blades were sectioned along the trailing edge for metallographic examination (red arrows on Photo No. 49).

All of the CT blades with a significant remaining airfoil revealed overheated structure of the upper region of their airfoil. Evidence of melting at the tip of the remaining airfoil was observed and constitutional liquation was present at the interface of the coating and the base material (blades No. 39 & 47 are shown on Photo No. 50). This condition is believed to be secondary and consequential to the fracture of the blades.

Blade No. 47 exhibited aligned microvoids at grain boundaries (Photo No. 51). These voids were aligned perpendicularly to the stress axis of the blades and are characteristic of tertiary creep. Complete solutioning of the gamma prime was visible in the microstructure of blade No. 47, which confirms the secondary overheating; A normal cuboidal gamma prime was observed in the root section of the blade and used as comparison (Photo No. 53). Note that the pore shown on Photo No. 53 is round in shape and associated with the adjacent eutectic island. This feature is not related to the observed creep.

Blades No. 4, 19, 34 & 39 (Photo No. 52), revealed similar creep features (elongated and aligned microvoids) such as those found on blade No. 47. Blade No. 30 did not show any evidence of creep and it is believed that this blade was not exposed to the same engine condition (time). As such, it is believed that this blade is part of the two new blades that were installed during the last HSI.

The chemical composition of the base material of the blades met drawing requirements.



Photo n° 46
General view of dthe CT disk and blades



Photo n° 47
Typical condition of the CT blade fracture surfaces

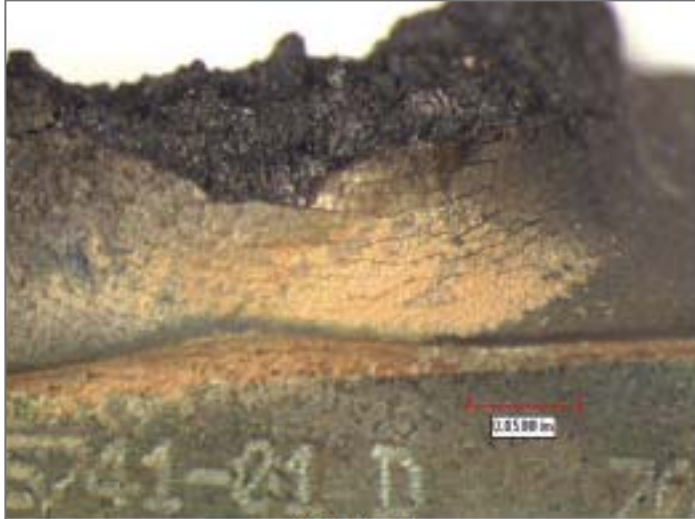


Photo n° 48
Multiple cracks parallel to the fracture surfaces



Photo n° 49
Six blades chosen for metallographic examination

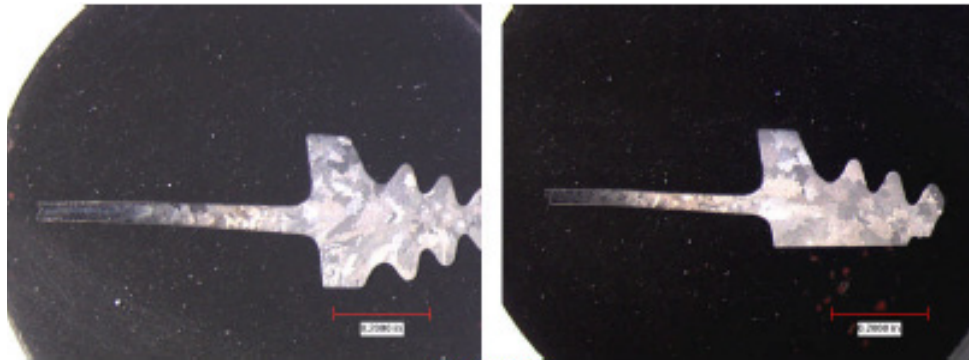


Photo n° 50
Blades N° 39 & 47 cross sections



Photo n° 51
Blade N° 47 showing microvoids

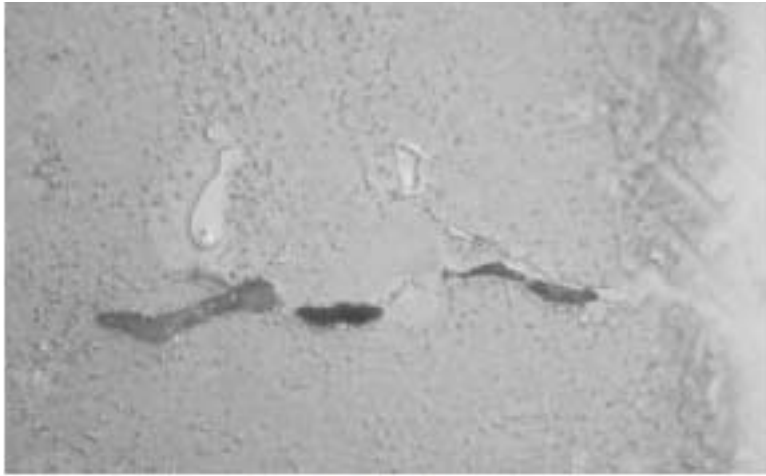


Photo n° 52

Blade N°47 showing microvoids and a complete solution of the gamma prime

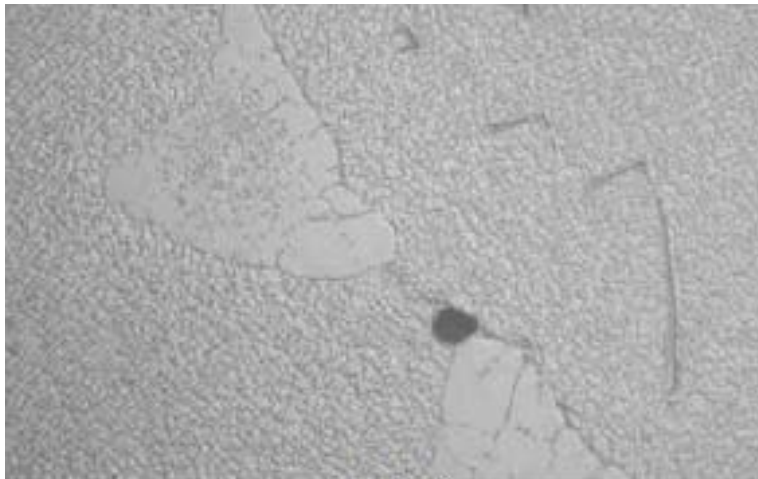


Photo n° 53

Blade N°47 showing microvoids a normal gamma prime in the root section

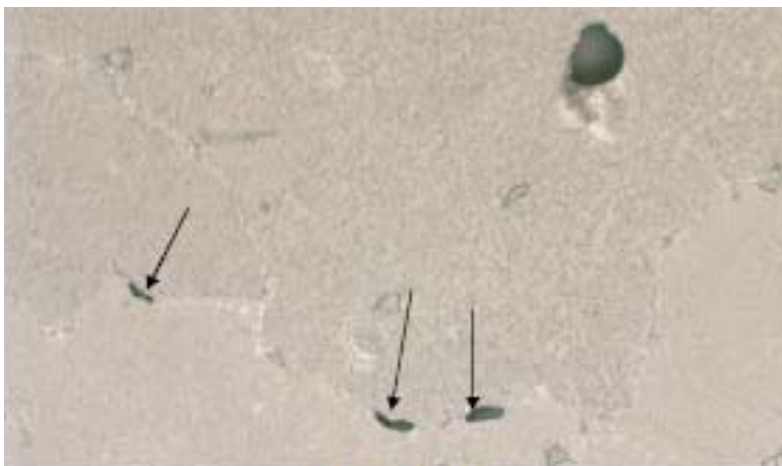


Photo n° 54

Blade N°39 showing microvoids

annexe 4

Accidents liés à des défaillances des aubes CT en raison de fluage

Accidents survenu le 06/01/2008 au Cessna 208 B, immatriculé N102VE

Rapport complet publié le 15/12/2009 disponible sur le site du NTSB :

Le pilote explique qu'à 7 000 ft en montée lors d'un vol de largage de parachutistes, il entend une explosion en provenance du moteur. Il ressent des vibrations et de la fumée remplit la cabine. Le moteur s'arrête, il applique la procédure arrêt du moteur en vol et tente d'atterrir sur la piste. Le pilote ajoute que l'avion est trop haut et trop rapide lors de l'approche. Il atterrit dans un champ de maïs à proximité de la piste. L'examen du moteur montre que les aubes de l'étage compresseur-turbine ont rompu en fluage. Le constructeur du moteur a publié les lettres d'information en service (SIL) relatives aux procédures recommandées d'inspection boroscopiques. Le propriétaire de l'avion a indiqué qu'il ne connaissait pas l'existence de la SIL, et par conséquent n'effectuait pas les contrôles boroscopiques recommandés par Pratt & Whitney Canada.

Le NTSB (National Transportation Safety Board) a déterminé que l'arrêt du moteur en vol résultait de la défaillance d'une aube de l'étage compresseur turbine. Cette défaillance à pour origine une rupture en fluage.

Une maintenance inadéquate a contribué à l'accident.

Accident survenu le 24/03/2006 au Cessna 208 B immatriculé HC-BXD

Rapport disponible sur le site de l'autorité de l'aviation civile équatorienne.

Le Cessna 208B, immatriculé HC-BXD, est entré en collision avec un bâtiment après le décollage de l'aérodrome de Cuenca (Equateur).

Cinq passagers sont décédés. Le pilote, le copilote et 6 passagers ont été gravement blessés. L'avion a subi des dommages importants.

La commission d'enquête équatorienne a déterminé que la cause probable de l'accident résultait d'une défaillance des aubes de compresseur turbine en raison de fluage.

Ont contribué à l'accident :

- une maintenance inadéquate de l'opérateur ;
- un non-respect de l'inspection des parties chaudes (HSI) ;
- un dépassement de 200 heures du TBO sans être conforme aux exigences techniques requises afin d'obtenir une extension du TBO.

annexe 5
 Informations de sécurité des autorités canadiennes et européennes



Transport Canada / Transports Canada

TP 7394

No.	1/2
N°	AV-2007-06
Date	19 September 2007
	19 septembre 2007

**SERVICE DIFFICULTY
 ADVISORY**

The Service Difficulty Advisory issued to your attention is posted in response to a problem identified by the Service Difficulty Reporting Program. It is a non-mandatory notification and does not preclude issuance of an airworthiness directive.

**AVIS DE
 DIFFICULTÉS EN SERVICE**

Cet avis sur des difficultés en service a pour but d'aviser votre attention sur un problème possible qui a été révélé par le Programme de rapports de difficultés en service. Il est une notification facultative et n'exclut pas nécessairement la publication d'une consigne de navigabilité.

PT6A-114/114A

PT6A-114/114A

COMPRESSOR TURBINE BLADES

**AUBES MOBILES DU SYSTÈME
 COMPRESSEUR-TURBINE**

There have been a number of Inflight shutdowns (IFSDs) and Service Difficulty Reports (SDRs) related to CT blade failures. Transport Canada Civil Aviation (TCCA) has determined it necessary to advise operators, owners, maintainers and overhaul shops of the importance of proper engine maintenance and engine power management.

Il y a eu un certain nombre de coupures moteur en vol et de rapports de difficultés en service (RDS) liés à des défaillances d'aubes mobiles du système compresseur-turbine. L'Aviation civile de Transports Canada (TCCA) a jugé nécessaire d'aviser les exploitants, les propriétaires, les préposés à la maintenance et les ateliers de révision de l'importance d'une saine gestion de la puissance et de la maintenance des moteurs.

Liberation of CT blade(s) or portions thereof, resulted in significant downstream hot section damage. Other negative consequences have been increased maintenance and operating costs and a reduced margin of safety.

La séparation d'aubes mobiles ou de parties d'aubes mobiles, du système compresseur-turbine a causé d'importants dommages en aval de la partie chaude. D'autres conséquences négatives ont été des coûts d'exploitation et de maintenance accrus, et une marge de sécurité réduite.

One of the primary reasons for CT blade fractures and resultant engine power loss is operating the engine beyond the power settings specified in the respective Aircraft Flight Manual (AFM). Not following the specified AFM requirements has largely contributed to incidents of blade creep and reduced blade life.

Une des principales raisons expliquant les ruptures d'aubes mobiles du système compresseur-turbine et la perte de puissance qui en résulte est attribuable à l'utilisation du moteur au-delà des réglages de puissances précisés dans le manuel de vol respectif. Ne pas se conformer aux exigences spécifiées dans le manuel de vol a grandement contribué à des incidents de fluage des aubes et réduit la durée de vie de celles-ci.

In order to reduce CT blade distress, it is essential to detect and control hot section sulfidation, oxidation and blade erosion. An important preventive practice such as regular fuel nozzle maintenance will minimize or prevent hot section distress. Regular borescope inspections, Engine Conditioning Trend Monitoring (ECTM) and turbine washes are fundamental tools in detection and subsequent prevention of CT blade failures.

Afin de réduire les dommages importants à ces aubes mobiles, il est essentiel de détecter et de limiter la sulfuration et l'oxydation de la partie chaude ainsi que l'érosion des aubes mobiles. Une mesure de prévention importante, comme l'entretien régulier des injecteurs de carburant, réduit au minimum ou prévient tout dommage important dans la partie chaude. Des endoscopies régulières, un contrôle des tendances de l'état du moteur et le lavage de la turbine sont des outils fondamentaux permettant de détecter et de prévenir les défaillances d'aubes mobiles du système compresseur-turbine.

To request a change of address, contact the Civil Aviation
 Communications Centre (AARCC) at Place de Ville, Ottawa.

Pour demander un changement d'adresse, veuillez contacter le
 Centre des communications de l'aviation civile (AARCC) à

In an effort to reduce CT blade events, the engine OEM has conducted maintenance and engine operating training seminars in several continents and published numerous recommendations. Many of these IFSDs could have been prevented if OEM instructions had been complied with.

En vue de réduire ces défaillances, le constructeur d'origine du moteur a tenu des ateliers de formation sur la maintenance et l'exploitation des moteurs sur plusieurs continents et a publié de nombreuses recommandations. Bon nombre de ces coupures moteur en vol auraient pu être évitées si les instructeurs du constructeur d'origine avaient été respectés.

In the past years, P&WC have published several Service Information Letters (SIL) to address PT6A-114/114A In-service problems, as follows:

Au cours des dernières années, P&WC a publié plusieurs Lettres d'information en service (SIL) pour traiter des problèmes des PT6A-114/114A en service :

SIL PT6A-53 EPL usage
 SIL PT6A-116R1 Borescope Inspection
 SIL PT6A-125 Inadvertent Cut-off/Relight
 SIL PT6A-146 CT Blade Cut-Up at HSI

SIL PT6A-53 EPL usage
 SIL PT6A-116R1 Borescope Inspection
 SIL PT6A-125 Inadvertent Cut-off/Relight
 SIL PT6A-146 CT Blade Cut-Up at HSI

P&WC have recently issued SIL PT6-146 titled "Compressor Turbine Blade Maintenance" advising all operator, owners and maintainers of the upcoming revisions to PT6A-114/114A Instructions for Continuing Airworthiness (ICA).

P&WC a récemment publié le SIL PT6-146, intitulé « Compressor Turbine Blade Maintenance » pour aviser tous les exploitants, propriétaires et préposés à la maintenance des révisions à venir des Instructions sur le maintien de la navigabilité des PT6A-114/114A.

TCCA strongly advise all responsible persons and agencies to comply with the aforementioned SILs.

TCCA conseille fortement à toutes les personnes et à tous les organismes responsables de se conformer aux SILs susmentionnés.

Malfunctions, defects and failures occurring on aeronautical products should be reported to TCCA, Continuing Airworthiness via the CAR 591 reporting requirements. For further information, please contact a local Transport Canada Centre (TCC) or Mr. Barry Caldwell at (613) 952-4356 or Facsimile (613) 996-9178.

Les défauts, les défauts et les défaillances affligeant les produits aéronautiques doivent être signalés à TCCA, Maintien de la navigabilité aérienne, selon les exigences de signalement figurant dans l'article 591 du RAC. Pour plus de renseignements, veuillez contacter un Centre de Transport Canada local ou M. Barry Caldwell par téléphone au 613-952-4356 ou par télécopieur au 613-996-9178.

For Director, Aircraft Certification

Pour le Directeur, Certification des aéronefs

B. Goyanuk
 Chief, Continuing Airworthiness
 Chef, Maintien de la navigabilité aérienne

Note: For the electronic version of this document, please consult the following Web address:

Nota : La version électronique de ce document se trouve à l'adresse Web suivante :

www.tc.gc.ca/CIVIAviation/certification/menu.htm



EASA Safety Information Notice

No.: 2007-42

Issued: 12 November 2007

Subject: Pratt & Whitney Canada (P&WC) PT6A-114 and -114A engines – Compressor Turbine Blade Failures

Ref. Publication: Transport Canada Civil Aviation (TCCA) Service Difficulty Advisory AV-2007-06, dated 19 September 2007.

Introduction: This Safety Information Notice (SIN) refers to TCCA Service Difficulty Advisory AV-2007-06 (attached to this document as pages 2 and 3) and informs you of an airworthiness concern on P&WC PT6A-114 and -114A engines.

Applicability: Any aircraft that has one or more of the affected engines installed.

Recommendation: This Safety Information Notice is for information only.

Contact: For further information contact the Airworthiness Directives, Safety and Research Section, Certification Directorate, EASA.
E-mail: ADs@easa.europa.eu.



FAA
Aviation Safety

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

SUBJ: Turbine Engine Compressor Section

SAIB: NE-10-47

Date: August 30, 2010

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts you, owners, operators, and certificated repair facilities of airplanes equipped with **Pratt & Whitney Canada Corp. PT6A-114 and PT6A-114A series turboprop engines** of the potential for engine in-flight shutdowns (IFSDs) as a result of premature failure of compressor turbine (CT) blades. These engines are installed on Cessna Aircraft Company 208 and 208B Caravan airplanes. At this time, the airworthiness concern is not an unsafe condition that would warrant airworthiness directive action under Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) part 39.

Background

The potential engine IFSDs addressed by this SAIB, are due to operating the engine beyond the power settings specified in the respective Aircraft Flight Manual (AFM) and/or inadequate maintenance practices. Operating the engine above the specified AFM limits during climb and cruise has largely contributed to incidents of accelerated CT blade creep and a reduction in the operating life of the blades. Failure to comply with operating procedures is a significant contributor to CT blade failure.

Recommendations

To prevent CT blade failure and reduce blade distress, we recommend the detection and control of hot section sulfidation, oxidation, and blade erosion. This is done in accordance with the Engine Maintenance Manual recommendations for periodic fuel nozzle maintenance, concurrent borescope inspections of hot section components including CT blade and vane airfoils, engine condition trend monitoring, and regular turbine washing per engine maintenance manual recommendations.

For Further Information Contact

James Lawrence, Aerospace Engineer, Engine Certification Office, FAA, Engine & Propeller Directorate, 12 New England Executive Park, Burlington, MA 01803; e-mail: james.lawrence@faa.gov; phone (781) 238-7176; fax (781) 238-7199.

For Related Service Information Contact

Pratt & Whitney Canada Corp., 1000 Marie-Victorin, Longueuil, Quebec, Canada, J4G 1A1; phone: (800) 268-8000; fax: (450) 647-2888; Web site: www.pwc.ca.

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Aéroport du Bourget - Zone Sud
Bâtiment 153 - 200 rue de Paris
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero