SERVICE DIFFICULTY ADVISORY

This Service Difficulty Advisory brings to your attention a potential problem identified by the Service Difficulty Reporting Program. It is a non-mandatory notification and does not preclude issuance of an airworthiness directive.

MITSUBISHI MU-2B COMBUSTOR PLENUMS CRACKED (HONEYWELL TPE 331-6-252M)

Shortly after takeoff, a Canadian-registered Mitsubishi MU-2B aircraft lost engine power and crashed just beyond the airport perimeter. A post-crash fire destroyed the aircraft and the two pilots suffered fatal injuries.

The Transportation Safety Board (TSB) conducted an investigation into this crash and both of the engines, Honeywell TPE331-6-252M, were sent to TSB facilities where the engine teardown was completed.

It was determined that the left engine failed as a result of the combustion case assembly (plenum) rupturing along its entire length and a portion of its circumference. The origin of the plenum rupture was determined to be a fatigue crack, located at a previous weld site located between the P3 and bleed air bosses. It is unknown at this time as to who or when this weld was carried out. A filler weld repair with a three-step, heat treatment process may be accomplished.

The right engine was found to be operating at high power on impact. The P3 and bleed air boss welds were examined by a fluorescent pentetrant inspection technique (FPI) using a 2X power magnification with no cracks noted. However, when this same location between the P3 and bleed air bosses was examined after the area was sectioned, a small crack about .5mm deep and 3.5mm long was visually detected along the toe of the P3 boss weld. It is believed that the crack opened up following the release of the residual stresses when cut. The crack was closely examined and found to be fatigue in nature,

AVIS DE DIFFICULTÉS EN SERVICE

Cet avis aux difficultés en service a pour but d'attirer 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.

MITSUBISHI MU-2B PLÉNUMS DE CHAMBRE DE COMBUSTION CRIQUÉS (HONEYWELL TPE 331-6-252M)

Peu après avoir décollé, un Mitsubishi MU-2B immatriculé au Canada a subi une perte de puissance moteur et s'est écrasé juste au-delà du périmètre de l'aéroport. Un incendie qui s'est déclaré après l'écrasement a détruit l'appareil, et les deux pilotes ont subi des blessures mortelles.

Le Bureau de la sécurité des transports (BST) a enquêté sur cet écrasement, et les deux moteurs (Honeywell TPE331-6-252M) ont été envoyés aux installations du BST, où on a procédé à leur démontage.

Il a été établi que le moteur gauche était tombé en panne en raison d'une rupture du carter de combustion (plénum) sur toute sa longueur et sur une partie de sa circonférence. Il a été établi que l'origine de cette rupture était une crique de fatigue située à un point de soudure antérieur se trouvant entre le bossage de P3 et le bossage d'air de prélèvement. On ignore pour l'instant qui avait effectué cette soudure et quand elle avait été effectuée. On pourrait effectuer une réparation avec soudure par remplissage en utilisant un procédé de traitement thermique en trois étapes.

Il a été établi qu'à l'impact, le moteur droit fonctionnait à haute puissance. On a inspecté la soudure du bossage de P3 et celle du bossage d'air de prélèvement en utilisant une technique de contrôle par ressuage fluorescent (FPI), au moyen d'un grossissement de 2X, sans déceler de crique. Cependant, après le sectionnement de cette zone, en inspectant ce même segment situé entre le bossage de P3 et le bossage d'air de prélèvement, on a décelé visuellement une petite crique profonde de quelque 0,5 mm et longue de 3,5 mm le long du joint de la soudure du bossage de P3. On croit que cette crique s'est élargie à la suite de la libération des

originating from the outer surface. No FPI was noted on the surfaces of the crack, likely indicating that the pentetrant had not seeped into the crack.

Review of past Service Difficulty Reports (SDRs) reveal numerous reports describing plenum cracks on various TPE331 series engines. Many of these defective plenums have resulted in in-flight shutdowns (IFSD) and/or aborted takeoffs. Numerous cracks have occurred at the weld lines on the outer combustor case. Cracks have also been found at the primary and secondary fuel nozzle locations, however most of the combustion plenums cracks occur between the welded boss of the bleed air takeoff port and the fuel control unit (FCU) P3 sense line. Other plenum cracks are reported to be from the installation of a too short piece of tubing that runs between the two-plenum drains causing undue stresses on these fittings. Cracks have also occurred around the igniter fittings in the welded areas due to over-tightening of the igniter.

There are many variants of the Honeywell (Garrett) TPE 331 series engines and the combustion plenum chambers are basically the same, however each plenum has a unique part number. The installation of a manufacturer's one-piece plenum casting is highly recommended because it is less likely to develop fatigue cracks.

Transport Canada Civil Aviation (TCCA) recommends compliance with manufacturer's (Honeywell) service bulletin (SB) TPE331-72-2032 to change the combustion chamber from a 3102613-1 to a 3102613-2. This SB would provide a combustion case assembly with improved welds at the bosses.

TCCA also recommends that maintenance personnel be extra attentive to this area of the TPE331 series engines. When inspecting the welds of plenum assembly, maintainers are reminded that a good quality weld should be smooth and of uniform thickness and built up to provide extra thickness at the seam; tapering off smoothly into the base metal. The weld should show no signs of blowholes, porosity or projections, and the base metal should show no evidence of pitting, burning distortion or cracking.

contraintes résiduelles, lors de la coupure. On a examiné minutieusement la crique et découvert qu'il s'agissait d'une crique de fatigue ayant pris naissance sur la surface extérieure. On n'a décelé aucune trace de ressuage fluorescent sur les surfaces de la crique, ce qui signifie probablement que le produit de ressuage ne s'était pas infiltré à l'intérieur de la crique.

L'examen de Rapports de difficultés en service (RDS) antérieurs a permis d'établir l'existence de nombreux rapports décrivant des criques dans le plénum de différents moteurs de la série TPE331. Nombre de ces plénums défectueux ont causé des coupures de moteur en vol et/ou des décollages interrompus. De nombreuses criques ont pris naissance aux lignes de soudure, à la surface externe du carter de la chambre de combustion. On a également décelé des criques à l'emplacement des injecteurs de carburant principaux et secondaires, mais la plupart des criques dans les plénums de combustion se créent entre le bossage soudé de l'orifice d'approvisionnement en air de prélèvement et le conduit de détection P3 du régulateur de carburant (FCU). On signale que d'autres criques dans les plénums sont dues à l'installation d'un morceau de tuyau trop court entre les drains de deux plénums, ce qui occasionne des contraintes excessives sur ces raccords. On a également décelé des criques dues à un serrage excessif du dispositif d'allumage dans les parties soudées autour des raccords de ce dernier.

Il existe de nombreuses variantes des moteurs Honeywell (Garrett) TPE 331 et, à la base, les chambres de combustion (plénums) sont identiques, mais chaque plénum porte une référence unique. L'installation d'un plénum moulé en une seule pièce du constructeur est fortement recommandée, car un tel plénum est moins susceptible de subir des criques de fatigue.

Transports Canada, Aviation civile (TCAC) recommande que l'on se conforme au bulletin de service (BS) TPE331-72-2032 du constructeur (Honeywell) pour remplacer la chambre de combustion 3102613-1 par une chambre de combustion 3102613-2. Ce BS propose un carter de combustion dont les soudures sont améliorées aux bossages.

TCAC recommande également que le personnel de maintenance soit extrêmement attentif à cette zone des moteurs TPE331. On rappelle au personnel de maintenance procédant à l'inspection des soudures du plénum qu'une soudure de bonne qualité doit être lisse et d'épaisseur uniforme, et qu'elle doit être plus épaisse au joint et diminuer progressivement jusqu'au métal de base. La soudure ne doit présenter aucun signe de soufflure, de porosité ou de saillie, et le métal de base ne doit présenter aucun signe de piqûre, de déformation par brûlure ou de criquage.

A one engine inoperative (OEI) situation demands vigilance and good airmanship in the cockpit, especially during takeoff and climb out. It is critical that operators complete the required pilots' operating manual (POM) checklist immediately after recognition that the engine has failed on takeoff and that the decision is made to continue with the departure.

Plenum cracks can result in engine failure, reduced engine power, high turbine temperatures and fire warnings due to hot combustion gases escaping through cracks and into the engine compartment. Localized scorching and/or fire can occur.

Any further defects or occurrences should be reported to Transport Canada, Continuing Airworthiness, Ottawa via the Service Difficulty Reporting program.

For further information, please contact a Transport Canada Centre, or contact Mr. Barry Caldwell, Continuing Airworthiness, Ottawa, telephone 613-952-4358, facsimile 613-996-9178 or e-mail caldweb@tc.gc.ca

For Director, Aircraft Certification

Une situation avec un moteur inopérant exige vigilance et discipline aéronautique dans le poste de pilotage, en particulier lors du décollage et de la montée initiale. Il est primordial que les exploitants exécutent la liste de vérifications requise se trouvant dans le manuel d'utilisation de l'avion immédiatement après avoir décelé que le moteur est tombé en panne au décollage et après avoir pris la décision de poursuivre la procédure de départ.

Des criques dans un plénum peuvent provoquer une panne moteur, réduire la puissance d'un moteur, provoquer des températures élevées à l'intérieur d'une turbine et donner lieu à des avertissements d'incendie si des gaz de combustion dont la température est élevée s'échappent par ces criques et pénètrent dans le compartiment moteur. Il peut y avoir roussissement local et/ou incendie.

On doit signaler toute nouvelle défectuosité ou tout nouvel incident en envoyant un Rapport de difficultés en service au Maintien de la navigabilité aérienne de Transports Canada, à Ottawa.

Pour de plus amples renseignements, communiquer avec un Centre de Transports Canada ou avec M. Barry Caldwell, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa, téléphone 613-952-4358, télécopieur 613-996-9178 ou courrier électronique caldweb@tc.gc.ca

Pour le Directeur, Certification des aéronefs

A. Wan
Acting Chief, Continuing Airworthiness
Chef intérimaire, 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/CivilAviation/certification/menu.htm