



EASA Safety Information Bulletin

SIB No.: 2013-17
Issued: 14 October 2013

Subject: Elevator Trim Tab Actuator Corrosion

Ref. Publications: Transport Canada Civil Aviation Safety Alert (CASA) 2011-06 dated 18 October 2011; and Cessna Single-Engine Service Letter SE73-25 dated 14 September 1973.

Applicability: Cessna U206F aeroplanes.

Description: Transport Canada issued the referenced safety information document to inform owners, operators and maintainers of Cessna U206F aeroplanes of a safety concern regarding corrosion of the elevator trim tab actuator.

After reviewing the available information and recognising that Transport Canada is not the 'State of Design' authority for the affected aeroplanes, EASA concurs with the CASA and the recommendations contained therein.

This SIB is published to ensure that all owners, operators and maintainers of the affected aeroplanes, registered in EASA Member States, are aware of these recommendations.

At this time, the safety concern described in this SIB is not considered to be an unsafe condition that would warrant Airworthiness Directive (AD) action under EU [748/2012](#), Part 21.A.3B.

Recommendation(s): See Transport Canada CASA (attached as pages 2 through 6 of this SIB).

Contact(s): For further information contact the Safety Information Section, Executive Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu.

This is information only. Recommendations are not mandatory.



CIVIL AVIATION SAFETY ALERT

ALERTE À LA SÉCURITÉ DE L'AVIATION CIVILE

ATTENTION:

OWNERS AND MAINTAINERS OF CESSNA
206 AEROPLANES

À L'ATTENTION DE :

PROPRIÉTAIRES ET SPÉCIALISTES DE LA
MAINTENANCE DES AÉRONEFS DES
MODÈLES 206 DE CESSNA

ELEVATOR TRIM ACTUATOR – FAILURE CESSNA U206F

RUPTURE DU VÉRIN DU COMPENSATEUR DE PROFONDEUR D'UN CESSNA U206F

PURPOSE:

This CASA is issued to inform owners and maintainers of Cessna U206 series aeroplanes of a potential unsafe condition regarding corrosion of the Elevator Trim Actuator.

OBJET :

La présente Alerte à la sécurité de l'Aviation civile (ASAC) vise à informer les propriétaires et les spécialistes de la maintenance d'aéronefs Cessna U206 de la présence d'un danger potentiel inhérent à la corrosion du vérin du compensateur de profondeur.

BACKGROUND:

Transport Canada Civil Aviation (TCCA) has received a Service Difficulty Report (SDR) describing an in-flight failure of the threaded rod end of the trim tab actuator (P/N 1260074-1). The threaded rod end fractured and separated from the actuator assembly which then jammed the elevator assembly. When the jam cleared, a serious tailplane flutter occurred that caused major damage to the elevator, elevator trim tab and the horizontal stabilizer.

CONTEXTE :

Transports Canada, Aviation civile (TCAC) a reçu un Rapport de difficultés en service (RDS) signalant la rupture en vol de l'extrémité de la tige filetée du vérin du compensateur de profondeur (réf. 1260074-1). Une fois fracturée, l'extrémité de la tige filetée s'est détachée du vérin, qui a ensuite coincé la profondeur. Après décoincage, l'empennage horizontal s'est mis à battre intensément, ce qui a causé d'importants dommages à la profondeur, au tab de compensation de la profondeur et au stabilisateur.



A damaged R/H Horizontal Stabilizer



Un stabilisateur de droite endommagé

Shortly after departure, the pilot noticed that only limited elevator authority was available. To prevent an impending airframe stall, the pilot increased the engine power and pushed on the control column to get the nose of the aeroplane down. The pilot suddenly heard a loud noise, which was immediately followed by significant airframe vibrations. Fortunately, the pilot was able to regain enough elevator (pitch) authority to execute a forced landing at the nearby airfield.

Once the elevator jam cleared itself, the fractured rod end (still attached to the pushpull tube) began to thrash and flail about, causing significant damage to the tail section. The tailplane "flutter" (unstable oscillations) became so severe that both the front and rear spars of the R/H horizontal stabilizer completely fractured. Although, the R/H elevator assembly hinges were still attached, the R/H elevator and horizontal stabilizer assemblies were severely bent, twisted and buckled.

A follow-up investigation found that the threaded rod end (P/N 0310362-5) of the elevator trim actuator had completely fractured. The threaded rod end is mated into a long screw (tube) assembly (P/N 1260049-1) that fits inside the body of the actuator assembly (P/N 1260074-1). When the fracture occurred, the now failed trim rod managed to jam the R/H elevator to the down position. Considerable post-fracture damage such as pounding, rubbing and scratching was evident.

Peu après le départ, le pilote a remarqué qu'il n'avait pas une pleine maîtrise de la profondeur. Pour éviter un décrochage imminent, le pilote a augmenté la puissance du moteur et a poussé sur le volant pour mettre son aéronef en piqué. Le pilote a soudainement entendu un violent bruit immédiatement suivi de fortes vibrations de la cellule. Fort heureusement, le pilote a réussi à reprendre suffisamment la maîtrise de la profondeur (du tangage) pour effectuer un atterrissage forcé à un aérodrome des environs.

La profondeur s'étant décrochée d'elle-même, l'extrémité de la tige fracturée (toujours fixée au tube à double effet) s'est mise à s'agiter et à battre, causant d'importants dommages à l'empennage. Les battements (ou oscillations instables) de l'empennage horizontal ont pris une ampleur telle que les longerons avant et arrière du stabilisateur droit se sont complètement fracturés. Les articulations de la profondeur droite avaient beau être toujours en place, il n'empêche que la profondeur et le stabilisateur de droite ont été fortement pliés, tordus et déformés.

L'enquête qui a suivi a permis de découvrir que l'extrémité de la tige filetée (réf. 0310362-5) du vérin du tab de compensation de la profondeur s'était entièrement rompue. Cette extrémité de la tige filetée est raccordée à un long tube faisant office de vis (réf. 1260049-1) qui est logé à l'intérieur du corps du vérin (réf. 1260074-1). Au moment de la rupture, la tige du compensateur maintenant libre de se déplacer est allée coincer la profondeur droite en position abaissée. Il y avait présence de très importants dommages postérieurs à la rupture sous forme de martèlement, de frottement et d'égratignures.



A disassembled R/H Elevator Trim Actuator Assembly



Un vérin du compensateur de profondeur droite démontée

The subject actuator assembly was purchased by the owner as being newly overhauled in August of 2003 from a local source, however, the time since new (TSN) is unknown.

Currently, there are two different actuator assemblies available. The subject aeroplane was configured with the older-style actuator that is clamped to a bracket and attached to the rear spar of the horizontal stabilizer. The newer style trim tab actuator (P/N 1260149-1) has a grease nipple on the actuator body for ease of lubrication and is secured onto the elevator rear spar position using 4 bolts.

For additional information, please refer to Cessna Single Engine Service Letter SE73-25 regarding free play limits, cleaning, inspection, and lubrication instructions.

Both types of actuators are disassembled, inspected and lubricated and/or replaced during the scheduled 1000 hour/3 year overhaul inspection.

The Canadian Transportation Safety Board Engineering Report concluded that the threaded rod failed in reverse bending fatigue (high cycle – low stress) at the 1st or 2nd thread from the shank. The actuator was installed in the overhaul condition in August of 2003 at 7477.5 total airframe hours. The failure occurred at 10 303 total airframe hours; thus the trim tab actuator assembly was in service for 2825.5 flight hours since overhaul. During the period of 6 years, the actuator assembly was visually inspected and checked for freeplay every 50-flight hours in accordance with the operator's own specific requirements. There were no visible defects noted, nor any replacement recorded in the aircraft records.

En août 2003, le propriétaire de l'aéronef s'était adressé à un vendeur local pour acheter le vérin en question comme une pièce nouvellement révisée; toutefois, le nombre d'heures d'utilisation depuis la mise en service initiale (TSN) est inconnu.

À l'heure actuelle, deux vérins différents sont disponibles. L'aéronef en question était équipé du vérin de l'ancienne conception qui est fixé à une ferrure et attaché au longeron arrière du stabilisateur. Le vérin du tab du compensateur de nouvelle conception (réf. 1260149-1) est muni d'un graisseur sur le corps du vérin pour en faciliter la lubrification et est fixé en position sur le longeron arrière de la profondeur à l'aide de 4 boulons.

Pour de plus amples renseignements, consulter la *Cessna Single Engine Service Letter* SE73-25 traitant des limites de jeu ainsi que des instructions de nettoyage, d'inspection et de lubrification.

Les deux types de vérin sont démontés, inspectés et lubrifiés et/ou remplacés pendant les révisions planifiées aux 1000 heures ou aux 3 ans.

Le Rapport de laboratoire technique du Bureau de la sécurité des transports (BST) du Canada a conclu que la tige filetée s'était rompue à la suite d'une fatigue en flexion inversée (cycle élevé – contrainte faible) au premier ou au deuxième filet de la tige. Le vérin révisé avait été posé en août 2003 à un total de 7477,5 heures cellule. La rupture s'est produite à 10 303 heures cellule. La rupture s'est produite à 10 303 heures cellule, ce qui veut dire que le vérin du tab du compensateur totalisait 2825,5 heures de service depuis sa dernière révision. Durant ces six ans, le vérin avait été inspecté visuellement et son jeu vérifié aux 50 heures de vol, conformément aux propres exigences particulières de l'exploitant. Aucune défectuosité visible n'a été constatée, et aucun remplacement n'avait été consigné dans les dossiers de l'aéronef.

The TSB Report also concludes that the chemical composition and thread dimensions of the trim tab actuator screw were in agreement with the manufacturers' specifications. Traces of corrosion were found on the threaded rod end and on the outer surface of the screw indicating moisture ingress. Multiple origin sites of reverse bending fatigue suggested that it was not a surface defect that caused the initial fatigue, but rather a general stress concentration in the thread root.

Cessna Aircraft Company agrees mostly with the TSB analysis and conclusions. Cessna stated that significant corrosion was found on the internal and external threaded screws and the grease showed evidence of old-age and water content. This raises the possibility of corrosion related fatigue having occurred in the initial stages of cracking on the elevator tab screw.

RECOMMENDED ACTION:

Transport Canada Civil Aviation (TCCA) recommends that owners, operators and other responsible agencies closely follow the manufacturer's maintenance instructions.

Whenever actuator disassembly is required, maintenance personnel need to closely examine the threaded rod for damaged threads or dirt particles. It is also critical to closely examine the threaded rod and its mating screw for wobble/binding and corrosion and carry out the free play check. It is important to note that whenever it is necessary to install new bearings that maintainers carefully drill the bearing so the drill will emerge from the existing hole on the opposite side of the actuator housing. If these holes are drilled oversized, then misalignment/wobble of the threaded rod could induce stress and result in fracture of the threaded rod.

Mechanical failure of any flight control linkage can result in loss of control and severe "flutter" that can significantly overstress the airframe. In this case, a catastrophic event almost occurred as the R/H horizontal stabilizer and elevator had nearly separated from the aeroplane.

Le rapport du BST a également conclu que la composition chimique et les dimensions des filets de la vis du tab du compensateur respectaient les spécifications du constructeur. Des traces de corrosion ont été découvertes sur l'extrémité de la tige filetée et à la surface extérieure de la vis, signe d'une pénétration d'humidité. Les multiples endroits d'origine de la fatigue en flexion inversée laissent penser que ce n'est pas une défectuosité en surface qui a causé la fatigue initiale, mais plutôt une concentration générale de contraintes au fond du filet.

La Cessna Aircraft Company est en majeure partie d'accord avec l'analyse et les conclusions du BST. Cessna a déclaré que d'importantes traces de corrosion avaient été découvertes sur les vis à filet internes et externes et que la graisse présentait des signes de vieillissement et des traces d'eau, ce qui soulève la possibilité d'une fatigue reliée à la corrosion qui se serait produite dans les premières étapes de la fissuration de la vis du tab de profondeur.

MESURE RECOMMANDÉE :

Transports Canada, Aviation civile (TCAC) recommande aux propriétaires, aux exploitants et aux autres organismes responsables de bien respecter les instructions de maintenance des constructeurs.

À chaque fois qu'il y a démontage d'un vérin, le personnel de maintenance se doit d'examiner attentivement la tige filetée à la recherche de filets endommagés ou de particules de saleté. Il est également de la plus haute importance d'examiner de près la tige filetée et ses vis d'accouplement à la recherche de battement axial/ de blocage ainsi que de corrosion, et de vérifier le jeu. Il est important de noter que s'il est nécessaire d'installer de nouveaux paliers, le personnel de maintenance doit percer avec soin le palier de manière que la mèche sorte du trou existant du côté opposé du logement du vérin. Si les trous percés sont trop grands, un mauvais alignement ou un battement axial de la tige filetée risque de générer des contraintes et d'entraîner une rupture de la tige filetée.

Toute défaillance mécanique de la tringlerie des commandes de vol peut provoquer une perte de maîtrise et un important « battement » qui va soumettre la cellule à de fortes contraintes. Dans le présent cas, un événement catastrophique a failli se produire, le stabilisateur et la profondeur de droite s'étant presque détachés de l'aéronef.

Defects, malfunctions and failures occurring on aeronautical products are to be reported to Transport Canada, Continuing Airworthiness in accordance with CAR 521 mandatory Service Difficulty Reporting requirements.

CONTACT OFFICE:

For further information, contact a Transport Canada Center, or Barry Caldwell, Continuing Airworthiness, Ottawa at 613-952-4357, facsimile 613-996-9178, or email CAWWEBFeedback@tc.gc.ca

Note:

For the electronic version of this document, please consult the Quick Links section of the following Web address:

www.tc.gc.ca/eng/civilaviation/certification/menu.htm

For the Director, National Aircraft Certification

Les défauts, les mauvais fonctionnements et les pannes de produits aéronautiques devraient être signalés au Maintien de la navigabilité aérienne de Transports Canada, conformément aux exigences du RAC 521 qui obligent à transmettre des rapports de difficultés en service.

BUREAU RESPONSABLE :

Pour obtenir davantage de renseignements communiquer avec un Centre de Transports Canada ou avec Barry Caldwell, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa, téléphone 613-952-4357 télécopieur 613-996-9178 ou courrier électronique CAWWEBFeedback@tc.gc.ca.

Nota :

La version électronique de ce document se trouve dans le menu d'Accès Rapide à l'adresse Web suivante :

www.tc.gc.ca/fra/aviationcivile/certification/menu.htm

Pour le directeur, Certification nationale des aéronefs

ORIGINAL SIGNED BY / ORIGINAL SIGNÉ PAR

Derek Ferguson
Chief, Continuing Airworthiness
Chef, Maintien de la navigabilité aérienne

<p>THE TRANSPORT CANADA CIVIL AVIATION SAFETY ALERT (CASA) IS USED TO CONVEY IMPORTANT SAFETY INFORMATION AND CONTAINS RECOMMENDED ACTION ITEMS. THE CASA STRIVES TO ASSIST THE AVIATION INDUSTRY'S EFFORTS TO PROVIDE A SERVICE WITH THE HIGHEST POSSIBLE DEGREE OF SAFETY. THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS OFTEN CRITICAL AND MUST BE CONVEYED TO THE APPROPRIATE OFFICE IN A TIMELY MANNER. THE CASA MAY BE CHANGED OR AMENDED SHOULD NEW INFORMATION BECOME AVAILABLE.</p>	<p>L'ALERTE À LA SÉCURITÉ DE L'AVIATION CIVILE (ASAC) DE TRANSPORTS CANADA SERT À COMMUNIQUER DES RENSEIGNEMENTS DE SÉCURITÉ IMPORTANTS ET CONTIENT DES MESURES DE SUIVI RECOMMANDÉES. UNE ASAC VISE À AIDER LE MILIEU AÉRONAUTIQUE DANS SES EFFORTS VISANT À OFFRIER UN SERVICE AYANT UN NIVEAU DE SÉCURITÉ AUSSI ÉLEVÉ QUE POSSIBLE. LES RENSEIGNEMENTS QU'ELLE CONTIENT SONT SOUVENT CRITIQUES ET DOIVENT ÊTRE TRANSMIS RAPIDEMENT PAR LE BUREAU APPROPRIÉ. L'ASAC POURRA ÊTRE MODIFIÉE OU MISE À JOUR SI DE NOUVEAUX RENSEIGNEMENTS DEVIENNENT DISPONIBLES.</p>
--	---