

**RELATÓRIO SUMÁRIO DE INCIDENTE GRAVE COM AERONAVE
 AIRCRAFT SERIOUS INCIDENT SUMMARY REPORT**
**Falha do atuador do trem de aterragem principal
 seguido de saída de pista durante a aterragem**
**Aircraft main landing gear actuator failure
 followed by a runway excursion during landing**
1- SINOPSE
1- SYNOPSIS

PROCESSO GPIAAF GPIAAF PROCESS ID 29/SINCID/2015		<i>Classificação Classification</i> Incidente grave Serious incident	
		<i>Tipo de evento Type of event</i> SFC-NP: Falha ou mau funcionamento de um sistema ou componente de uma aeronave – não relacionados com propulsão com saída de pista (RE) System/component failure or malfunction – non powerplants (SCF-NP) with runway excursion (RE)	
OCORRÊNCIA OCCURRENCE			
<i>Data Date</i> 29-12-2015	<i>Hora Time</i> 12:58 UTC	<i>Local Location</i> N38° 43' 32", W009° 21' 19", Cascais (LPCS)	
AERONAVE AIRCRAFT			
<i>Tipo Type</i> Cessna 172RG		<i>N.º de série Serial No.</i> 172RG-0549	<i>Matrícula Registration</i> G-CHZI
<i>Categoria Category</i> Avião Airplane			<i>Operador Operator</i> Omni Aviation Training Center
VOO FLIGHT			
<i>Origem Origin</i> Cascais (LPCS)		<i>Destino Destination</i> Cascais (LPCS)	
<i>Tipo de voo Type of flight</i> Aviação Geral - Treino General Aviation - Training		<i>Tripulação Crew</i> 02	<i>Passageiros Passengers</i> 00
<i>Fase do voo Phase of flight</i> Aterragem Landing		<i>Condições de luminosidade Lighting conditions</i> Diurno Daylight	
CONSEQUÊNCIAS CONSEQUENCES			
<i>Lesões Injuries</i>	<i>Tripulação Crew</i>	<i>Passageiros Passengers</i>	<i>Outros Other</i>
Fatais Fatal	0	0	0
Graves Serious	0	0	0
Ligeiras Minor	0	0	0
Nenhuma None	2	0	0
Total	2	0	0
<i>Danos na aeronave Aircraft damage</i> Substanciais Substantial		<i>Outros danos Other damage</i> Nenhum None	

2- DESCRIÇÃO FACTUAL DA OCORRÊNCIA
2- FACTUAL OCCURRENCE DESCRIPTION
História do voo

Uma aeronave Cessna 172RG descolou de Cascais (LPCS) às 09:45UTC do dia 29 de dezembro de 2015, com um piloto instrutor e um aluno piloto a bordo para um voo de instrução por instrumentos, rumo a

History of the flight

An aircraft Cessna 172RG took-off from Cascais (LPCS) at 09:45UTC on December 29th 2015, with an instructor pilot and a student pilot on board to perform an instrument instruction flight, heading

Faro (LPFR). A missão do dia tinha prevista a realização de aproximações por instrumentos no aeroporto de Faro (LPFR) e posterior regresso a Cascais (LPCS).

Na aproximação a Faro (LPFR), foi configurada a aeronave com a extensão do trem de aterragem, e efetuada uma passagem baixa, prática habitual depois de descontinuar a aproximação.

Seguindo os procedimentos de aproximação descontinuada, durante o movimento de recolha do trem, o indicador luminoso de posição do trem dava a indicação de trem recolhido e aparentava um correto funcionamento, todavia, foi escutado pela tripulação um barulho mecânico atípico durante o movimento de retração.

Atendendo ao normal comportamento e performance da aeronave, o voo prosseguiu conforme planeado. Após várias manobras, foi realizada uma nova aproximação, utilizando o ILS da pista 10, e estendido o trem de aterragem.

Foi observado pela tripulação que o indicador do trem não dava informação de trem bloqueado em baixo e foi confirmado fisicamente pelo Piloto Instrutor que a roda direita do trem de aterragem principal não estava na sua posição normal.

O Piloto Instrutor decidiu continuar a aproximação, contudo como não iria efetuar a aterragem, recolheu o trem e prosseguiu com a passagem baixa. Em sequência, o controlador de tráfego aéreo (CTA) apercebeu-se e reportou à tripulação a posição anómala da perna direita do trem de aterragem principal.

A tripulação confirmou a indicação anómala e decidiu prosseguir para Cascais (LPCS), com a posição anómala da perna direita do trem de aterragem principal.

Durante a configuração para a aterragem em Cascais (LPCS), foi efetuado o *checklist* para a extensão manual do trem de aterragem, com recurso à bomba manual de emergência.

O indicador luminoso de posição do trem continuava a não dar indicação de trem em baixo e bloqueado,

Faro (LPFR). The mission for the day consisted on conducting an instrument approach at Faro (LPFR) airport and posterior return to Cascais (LPCS).

During Faro (LPFR) approach, the aircraft was configured with the landing gear extended, and a low pass was made, usual practice after a discontinued approach.

Following the discontinued approach procedures, during the landing gear retraction movement, the indicator position light was showing that the landing gear was retracted and had an apparent correct functioning, however, an unusual mechanical noise was heard by the crew during the retraction movement.

Given the aircraft's apparent normal behaviour and performance, the flight proceeded as planned. After several manoeuvres, it was performed a new approach, using the ILS on runway 10, and the landing gear was extended.

It was observed by the crew that the landing gear indicator position light was not showing the information of landing gear down and locked and it was confirmed by the Instructor Pilot that the right wheel of the main landing gear was not in the normal position.

The Instructor Pilot decided to continue the approach, however as they did not intend to land, the landing gear was retracted, and a low pass was performed. In sequence, the Air Traffic Controller (ATC) element noticed and reported to the crew the anomalous position of the main landing gear right leg.

The crew confirmed the anomalous indication and decided to proceed to Cascais (LPCS), with the abnormal position of the main landing gear right leg.

During the aircraft configuration for the landing in Cascais (LPCS), the checklist for the manual extension of the landing gear was performed, using the emergency hand pump.

The landing gear position indicator light was not indicating landing gear down and locked, given that

dato que a roda direita do trem de aterragem principal não estava na posição normal.

A tripulação efetuou uma passagem baixa para possibilitar a visualização e confirmação pelo Controlador de Tráfego Aéreo da posição do trem de aterragem, sendo por este reportada uma posição anómala da perna do trem direito.

A tripulação afastou-se do circuito do aeródromo e tentou, sem sucesso, algumas manobras para bloquear o trem na sua posição de estendido e bloqueado.

Às 12:58UTC foi decidida a execução de uma manobra de aterragem de emergência com trem em baixo não bloqueado na pista 17. O toque inicial foi realizado intencionalmente ligeiramente à esquerda do eixo da pista, inicialmente com a roda esquerda do trem de aterragem principal, seguido da roda do trem de nariz. Após o toque com o trem direito e não bloqueado, a aeronave iniciou um movimento de rotação para o lado direito, ficando imobilizada a cerca de 80° com a orientação da pista.

the right wheel of the main landing gear was not in the normal position.

The crew performed a low pass to make it possible for the Air Traffic Controller (ATC) to visualize and confirm the landing gear position, being reported the anomalous position of the main landing gear right leg.

The crew left the aerodrome circuit and tried, unsuccessfully, some manoeuvres to lock the landing gear in its extended and locked position.

At 12:58UTC a decision was made to perform an emergency landing on runway 17 with the landing gear down but not locked. The aircraft intentionally touched slightly on the left of the runway centre line, initially with the left main landing gear wheel, then with the nose gear wheel. After the right main landing gear wheel not locked touched the ground, the aircraft started a rotation movement to the right and was immobilized at about 80° with the runway heading.



Figura 1 ||
Posição final da aeronave

Figure 1 ||
Aircraft resting position

As condições meteorológicas reportadas pelo Controlador de Tráfego Aéreo na aterragem eram de vento de 180° com 9kt. A visibilidade era de 10km ou superior.

The meteorological conditions reported by the Air Traffic Controller for the landing were 180° wind with 9kt. The visibility with 10km or more.

Lesões e danos

A tripulação saiu ilesa da aeronave.

A aeronave sofreu danos no trem de aterragem, na zona inferior da fuselagem traseira, ponta da asa direita, estabilizador e leme de profundidade direitos.

Injuries and damage

The crew left the aircraft unharmed.

The aircraft suffered damage to the landing gear, lower area of the rear fuselage, right wing tip, right stabilizer and elevator.

3- SOBRE A INVESTIGAÇÃO

O ex-GPIAA foi notificado tendo desenvolvido as necessárias ações para proceder à recolha de evidências da ocorrência.

Considerando as circunstâncias do evento e atendendo a que a ocorrência se configura como um incidente grave, o ex-GPIAA abriu um processo de investigação de segurança, em cumprimento do Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20 de outubro, e do Decreto-Lei n.º 318/99, de 11 de agosto.

A referida legislação prevê que o relatório da investigação, conformando-se com as normas e práticas internacionais, adotará forma apropriada ao tipo e gravidade do acidente ou incidente.

Após a análise das evidências recolhidas e dos testes realizados, a equipa de investigação entende que o evento tem reduzida complexidade e que os ensinamentos de segurança a retirar do mesmo são limitados, ficando cobertos pelo âmbito e abrangência do trabalho já realizado, permitindo assim a apresentação dos seus resultados num formato mais simples do que o requerido pelo Anexo 13 da ICAO.

Nestas circunstâncias, com o presente Relatório Sumário dá-se por encerrado o processo de investigação, divulgando junto da comunidade aeronáutica os factos apurados e as constatações relevantes, assim como as conclusões e ensinamentos resultantes da investigação no sentido de prevenir a sua repetição, através do alerta para os aspetos de segurança que o acidente suscita e da emissão das recomendações adequadas.

3- ABOUT THE INVESTIGATION

The former GPIAA was notified having developed the necessary actions to proceed to the evidence gathering of the event.

Considering the event boundaries and circumstances, the occurrence was classified as a serious incident and the former GPIAA initiated a safety investigation process in accordance with EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council, of October 20th, and Portuguese Decree-Law No. 318/99, of August 11th.

The above-mentioned legislation states that the investigation report, while complying with international rules and practices, shall adopt the format most appropriate to the type and severity of the accident or incident.

After analysis of the collected evidence and performed tests, the investigation team considers that the event has a low level of complexity and that the extractable safety learning is limited, being sufficiently covered by the remit of the work carried out so far, thus allowing to present its results in a simpler way than the formal ICAO Annex 13 format.

In these circumstances, the safety investigation is closed with the publishing of this Summary Report, disseminating within the aeronautical community the relevant evidence and findings, as well as the conclusions and learning resulting from the investigation, to prevent its reoccurrence by raising the awareness to the safety issues evidenced by the accident and issuing the appropriate recommendations.

4- CONSTATAÇÕES RELEVANTES

Tripulação técnica de voo

O Piloto Instrutor, do sexo masculino, 45 anos de idade à data do evento, de nacionalidade Portuguesa, era titular de uma Licença de Piloto Comercial (Avião) e de um certificado médico, ambos válidos naquela data.

O Aluno Piloto, do sexo masculino, 20 anos de idade à data do evento, de nacionalidade Portuguesa, era titular de uma autorização de aluno e de um certificado médico, ambos válidos naquela data.

Não há indícios de que qualquer condição médica tenha interferido negativamente na ocorrência.

A aeronave

O Cessna 172RG, fabricado pela Cessna Aircraft Company, é uma aeronave de quatro lugares, monomotor, asa alta e trem triciclo retrátil com uma roda do nariz direcionável.

A operação de extensão, recolha e bloqueio do trem principal em baixo é realizada por atuadores hidráulicos.

O sistema do trem de aterragem está equipado com duas luzes indicadoras de posição (amarela indica trem recolhido e verde indica trem estendido e bloqueado), um interruptor de segurança instalado no trem de nariz para prevenção de recolha inadvertida no solo, uma bomba manual de extensão de emergência e um sistema de aviso de trem recolhido na aterragem.

Os atuadores do trem de aterragem principal estão instalados na fuselagem sob o chão da cabine, sendo a sua extensão e recolha realizadas por ação de pressão hidráulica gerada por um motor elétrico acoplado a uma bomba hidráulica.

Atuador do trem de aterragem principal

Após análise realizada aos elementos mecânicos da aeronave, o atuador do trem de aterragem principal direito (P/N: 9882015-2; S/N:6891) foi encontrado fraturado com ligeiras deformações. Esta condição

4- RELEVANT FINDINGS

Flight Crew

The Instructor Pilot, male, 45 years old at the time of the event, of Portuguese nationality, held a Commercial Pilot Licence and a medical certificate, both valid at the time.

The Student Pilot, male, 20 years old at the time of the event, of Portuguese nationality, held a student permit and a medical certificate, both valid at the time.

There is no evidence of any medical condition intervening negatively in the occurrence.

The aircraft

The Cessna 172RG aircraft, manufactured by the Cessna Aircraft Company, is a four-seater, single-engine, high-wing and retractable tricycle landing gear with a steerable nose wheel.

The landing gear extension, retraction and main gear down lock release operation is accomplished by hydraulic actuators.

The landing gear system is equipped with two position indicator lights (yellow indicates gear retraction and a green light indicates gear extended and locked), a nose gear safety (squat) switch to prevent inadvertent retraction on the ground, an emergency extension hand pump and a gear-up landing warning system.

The main landing gear actuators are installed in the fuselage under the cabin floor, the extension and retraction are done according to the flow of hydraulic pressure generated by an electrical engine attached to a hydraulic pump.

Main landing gear actuator

After the performed analysis to the aircraft mechanical elements, the right main landing gear actuator (P/N: 9882015-2; S/N:6891) was found cracked and slightly deformed. This condition

impediu a normal operação da perna direita do trem de aterragem principal.

prevented the normal operation of the right main landing gear leg.

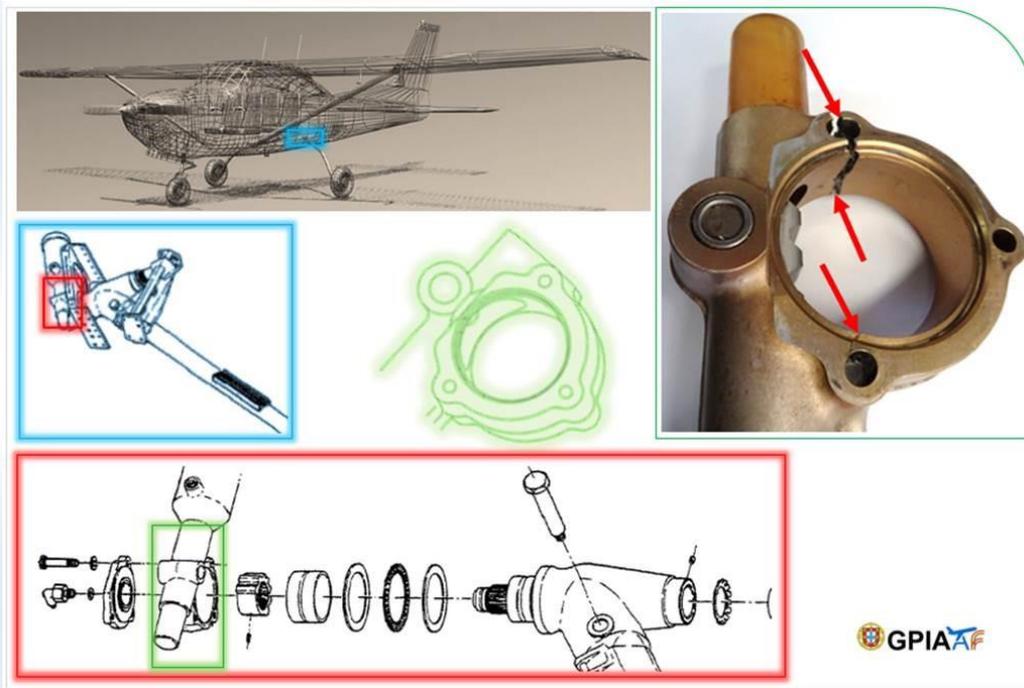


Figura 2 || **Figure 2**

Detalhe da posição do atuador do trem principal e danos

Main landing gear actuator position detail and damage

Foi solicitada uma análise detalhada a especialistas em materiais do Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, no sentido de identificar o modo de falha do componente. O resultado da análise refere o seguinte:

A detailed analysis was requested to materials specialists from the Mechanical Engineering Department of the Instituto Superior Técnico, in order to identify the failure mode of the component. The analysis result states the following:

- A fratura desenvolveu-se num plano longitudinal ao eixo dos furos e do anel.
- A zona A, da figura seguinte, não apresenta qualquer indício de defeitos, quer superficiais, quer internos e não existem marcas de iniciação e propagação de fissuras - pode ser concluído que a fratura inicial não foi nesta zona.
- A zona B, da mesma figura, apresenta indícios de uma propagação de uma superfície de fenda compatível com a ocorrência de mecanismos de ruína dependentes dos ciclos de carregamento - o comportamento da propagação da fissura mostra que se desenvolveu do interior do anel do atuador na direção do furo, indiciando que a fratura se iniciou na zona B1.

- The fracture developed in a longitudinal plan to the axis of the holes and the ring.
- Zone A, of the following figure, does not show any signs of defects, either superficial or internal, and there are no crack initiation and propagation marks - it can be concluded that the initial fracture was not in this zone.
- Zone B, of the same figure, shows signs of a crack surface propagation, compatible with the occurrence of ruin mechanisms related on loading cycles - the crack propagation behaviour shows that it developed from the inside of the actuator ring towards the hole, indicating that the fracture started in zone B1.

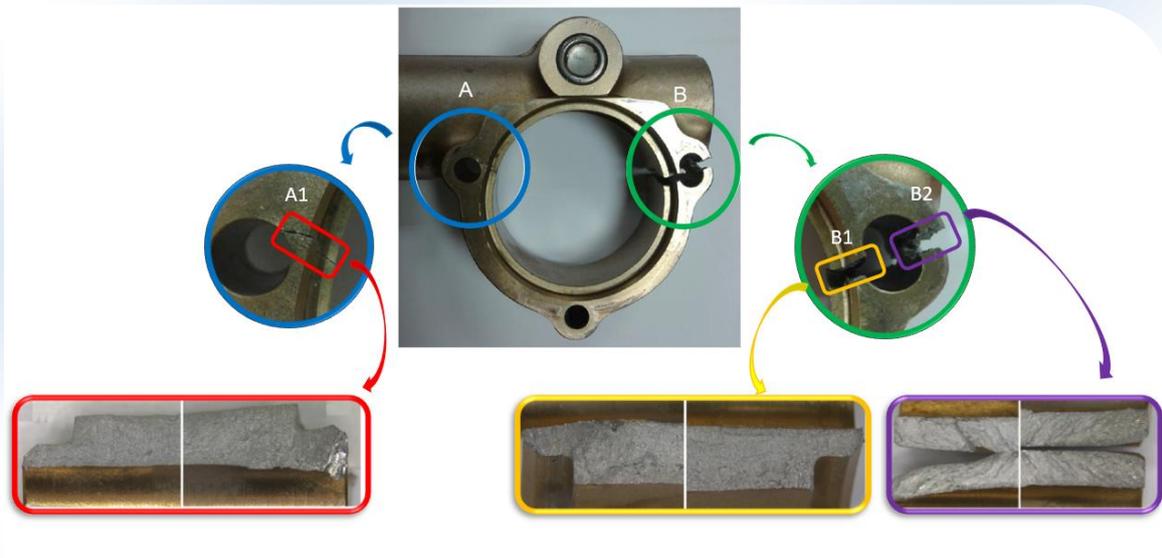


Figura 3 || **Figure 3**
 Detalhe das fraturas analisadas || Fracture analysis detail

— A análise em microscopia eletrónica de varrimento, da zona B1, onde se iniciou a fratura, mostra que a topologia da superfície é irregular onde são visíveis alguns planos de fratura.

— The scanning electron microscopy analysis, of zone B1, on which the fracture started, shows that the surface topology is irregular where some fracture surfaces are visible.

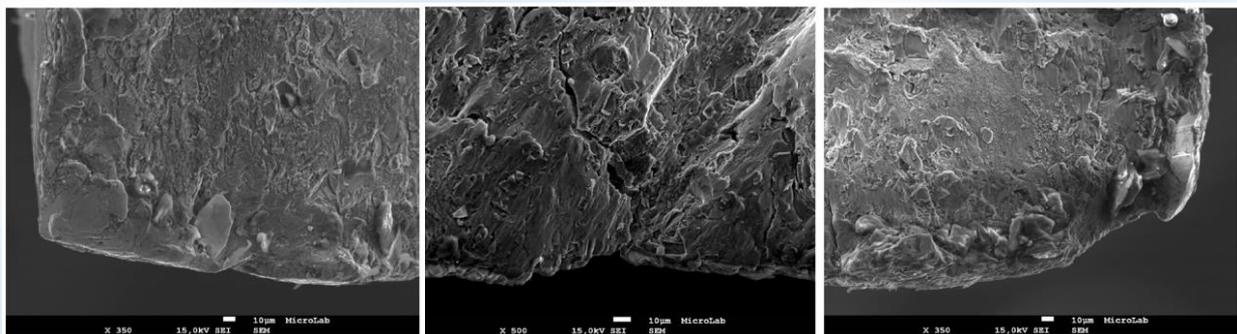


Figura 4 || **Figure 4**
 Detalhe da zona B1 || B1 area detail

— A existência de mais de um plano de fratura, por vezes indica a presença de estados de tensão elevados quer provocados por concentração de tensões devido a descontinuidades geométricas quer devido a esforços elevados.

— The existence of more than one fracture surface, sometimes indicates the presence of high stress status caused either by stress concentration due to geometric discontinuities or due to high efforts.

— Dada a característica de um processo de fadiga, pode ser concluído que estiveram envolvidos repetidos esforços mecânicos

— Given the characteristic fatigue process, it can be concluded that repeated high mechanical

elevados, que proporcionaram a iniciação e propagação da fratura por fadiga.

efforts were involved, which provided the crack initiation and propagation by fatigue.

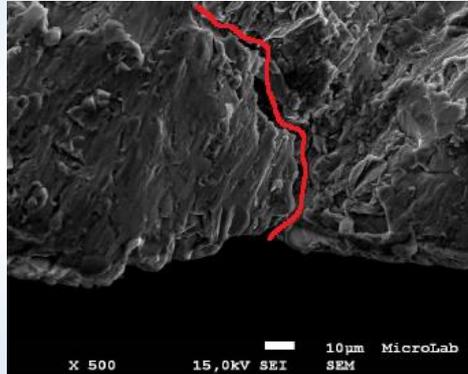


Figura 5 || **Figure 5**

Detalhe da zona B1 – fissuração secundária

B1 area detail – secondary cracking

— Na figura 5 pode ser observada fissuração secundária devido a esforços mecânicos elevados, o que poderá indicar que o material ou/e geometria do componente não são compatíveis com as cargas aplicadas.

— Secondary cracking can be seen in the figure 5 due to high mechanical stresses, which may indicate that the material or/and geometry of the component are not suitable to the applied loads.

— Foi também possível verificar que a iniciação da fenda não teve origem em qualquer defeito metalúrgico ou mecânico (p. ex. manufatura ou de proteção de revestimento).

— It was also possible to verify that the crack initiation was not originated from any metallurgical defect or mechanical (e.g. manufacturing or coating protection).

— Não foi observado qualquer defeito quer à superfície quer no interior do material que pudesse estar na origem da fissuração e posterior rotura final do componente.

— No defect was observed, neither on the surface nor inside the material that could have caused the initial crack and subsequent final rupture of the component.

— Não foram detetadas estrias e linhas de paragem de fadiga.

— No stretch and fatigue stop lines were detected.

— Não foi detetado qualquer indício de impacto exterior.

— No evidence of external impact was detected.

— Os dados mostram que o processo de fissuração, na superfície do anel do atuador hidráulico junto da zona de um dos furos, ocorreu devido ao excesso de solitação, podendo-se inferir que a causa de fratura teve como origem a aplicação de um esforço mecânico superior à resistência mecânica do componente.

— The data shows that the cracking process, on the surface of the hydraulic actuator ring near the area of one of the bolt holes, occurred due to excessive loading, and it can be deducted that the cause of the fracture was originated by the mechanical stress application, higher than the component could hold.

— As superfícies de fratura não apresentam características de fissuração lenta, indicando que se está perante uma fissuração por fadiga,

— The fracture surfaces do not present slow cracking characteristics, a sign that there is a

mas muito rápida, provocada por uma zona de concentração de tensões.

Gestão da aeronavegabilidade

O trem de aterragem principal da aeronave demonstrou, ao longo dos anos, problemas de fiabilidade no seu mecanismo de retração e extensão, levando a numerosos eventos de aterragens de emergência com falha do componente. A aeronave estava sujeita às condições das publicações técnicas do fabricante (à data, Textron Aviation) no seu SEB01-2, publicada em 2001, à AD 2001-06-06 da FAA (Federal Aviation Administration), sendo esta adotada pela EASA (European Union Aviation Safety Agency), que tornam mandatórias inspeções detalhadas quanto a fissuras no sistema do trem de aterragem do modelo da aeronave acidentada.

Foram ainda publicados pela FAA vários alertas de manutenção relativamente ao assunto de fissuras, seguindo os procedimentos da Circular 43-16 em resultado de inúmeros eventos de segurança operacional.

A Textron Aviation desenvolveu uma revisão em 2007 do SEB01-2, por forma a responder à necessidade de desenvolver inspeções iniciais e repetitivas aos atuadores do trem de aterragem. Mais tarde, o fabricante publicou detalhes relativamente às técnicas e respetivos intervalos para cumprimento das inspeções.

O referido SEB prevê o retrabalho das arestas das interseções das cavidades de 1 e 2,28 polegadas, bem como todo o diâmetro da circunferência do olhal de 2,28 polegadas, utilizando lixa fina (600) ou equivalente, por forma a eliminar nessas zonas possíveis marcas provocadas por ferramentas e eliminar as arestas pronunciadas que possam ser sentidas com a ponta dos dedos.

A inspeção inicial do atuador é recomendada às 3000 horas de tempo total de voo ou 10 anos de idade (Parte A), consoante o que ocorrer primeiro. As inspeções repetitivas são recomendadas a cada 500 horas de tempo de voo ou 5 anos (Parte B), o que ocorrer primeiro.

fatigue crack, very fast indeed, caused by a stress concentration area.

Airworthiness management

The aircraft main landing gear has demonstrated, over the years, reliability problems in its retraction and extension mechanism, leading to numerous events of emergency landings with component failure. The aircraft was under the manufacturer (Textron Aviation) technical publications conditions in its SEB01-2, published in 2001, to the AD 2001-06-06 released by FAA (Federal Aviation Administration), having this been adopted by EASA (European Union Aviation Safety Agency), that mandate detailed inspections for cracks in the landing gear system of the crashed aircraft model.

Several maintenance alerts were also published by the FAA regarding cracks, following the procedures of the Advisory Circular 43-16 as a result of numerous safety occurrences.

Textron Aviation revised in 2007 the SEB01-2, to address the need for initial and repetitive inspections of the landing gear actuators. Later, the manufacturer published inspection techniques details and their respective intervals for inspection compliance.

The referred SEB requires to polish edge of hole intersection of main landing gear actuator using fine grit emery cloth (600 grit), or equivalent, polish edge of hole intersection of saddle-shaped oval hole where 1.00 inch diameter bore transitions 2.28 inch diameter bore and the circumference of 2.28 inch diameter bore and step so that no sharp edges or tool marks can be felt by finger tip.

Initial inspection of the actuator is recommended at 3000 hours total time-in-service or 10 years (Part A), whichever occurs first, within the next 100 hours of operation. Repetitive inspections are recommended every 500 flight hours of time-in-service or 5 years (Part B), whichever occurs first.

O fabricante alerta ainda para as implicações do não cumprimento da publicação técnica, que pode resultar na falha do atuador principal do trem de aterragem.

Seguindo as instruções da publicação técnica, esta requer a remoção e a desmontagem dos atuadores do trem de aterragem principal e uma inspeção por líquidos penetrantes do corpo do atuador, com o recurso a luz negra e lupa para deteção de eventuais fissuras.

Por forma a desempenhar adequadamente estas tarefas, os técnicos têm de ser treinados na remoção e na desmontagem dos atuadores do trem de aterragem principal conforme manual de manutenção, devendo também possuir qualificação e certificação em NDT (ensaios não destrutivos).

O operador da aeronave não forneceu dados conclusivos em relação ao cumprimento da publicação técnica SEB01-2, da Textron Aviation, seja para a inspeção inicial (Parte A) ou repetitiva (Parte B).

Apesar dos dados fornecidos serem diminutos é possível interpretar que:

- Os dados de manutenção da gestão da aeronavegabilidade da aeronave mostram que a última inspeção (Parte B) havia sido realizada em 2011 - 300 horas antes do evento.
- O P/N:9882015-2, instalado na aeronave desde 2001 deveria ter sido inspecionado e retrabalhado conforme indicado na Parte A do SEB01-2 com a consequente alteração da geometria na zona do furo, removendo arestas conforme descrito no documento. Trabalho que se mostrou não ter sido executado pois o atuador ainda mantém o tratamento de cádmio do processo de fabrico.

Se comparadas as instruções da publicação técnica e a condição evidenciada na fotografia do atuador do trem de aterragem principal fraturado, é possível verificar que a modificação não foi realizada.

The manufacturer alerts for the implications of the non-compliance with the technical publication, that could result in failure of the main landing gear actuator.

Following the instructions of the technical publication, it requires the removal and disassembly of the main landing gear actuators and a fluorescent penetrant inspection of the actuator body to be carried out using black light and a magnifying glass to detect any eventual crack.

In order to properly perform these tasks, the technicians must be trained on main landing gear actuators removal and disassembly as per maintenance manual and hold a special qualification and certification in NDT (Non-Destructive Testing).

The aircraft operator did not provide conclusive data regarding the accomplishment of the Textron Aviation SEB01-2 publication, for the initial inspection (Part A) or repetitive inspections (Part B).

Despite the limited data provided, it is possible to interpret that:

- The aircraft airworthiness management data show that the last related inspection (Part B) was dated of 2011 - 300 hours before the event.
- The P/N:9882015-2, installed on the aircraft since 2001, should have been inspected and reworked as indicated by Part A of SEB01-2 with the consequent change on the geometry of the hole area by rework the edges as per the instructions. This rework was not evidenced on the actuator as the affected areas kept the original shape and cadmium finishing treatment on the manufacturing process.

If comparing the technical publication instructions and the condition of the cracked main landing gear actuator evidenced on the photo, it is possible to ascertain that the modification was not performed.

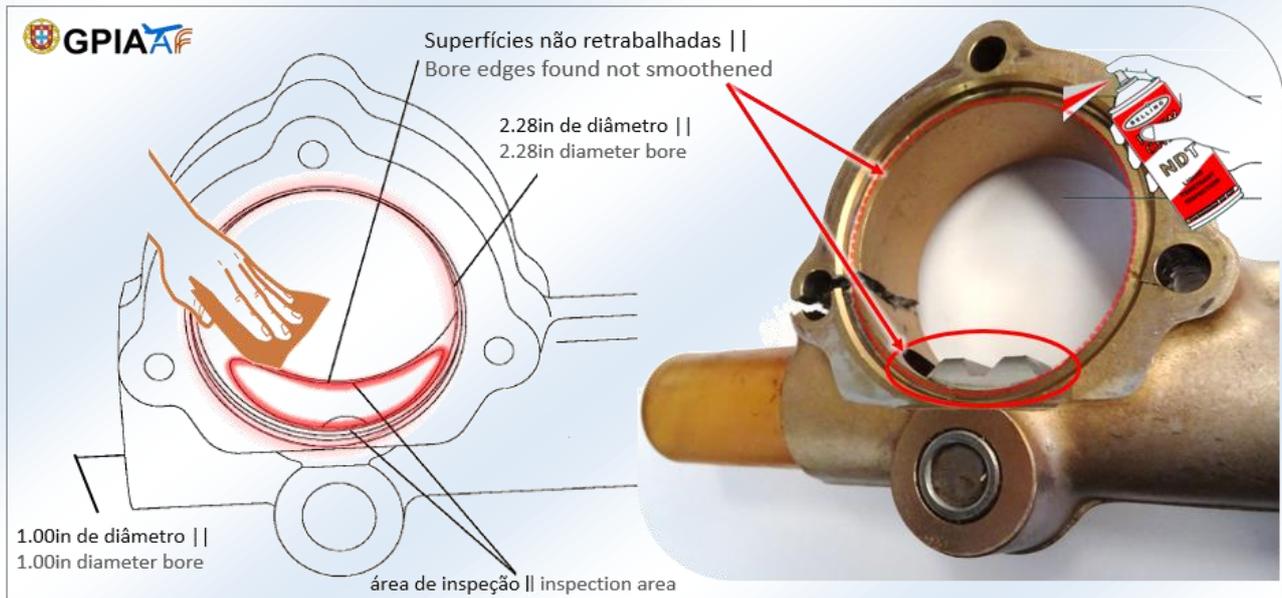


Figura 6 || Modificação presente na publicação técnica vs condição do atuador do trem principal direito

Figure 6 || Modification stated on the technical publication vs main landing gear actuator condition

De acordo com o regulamento (UE) N.º 1321/2014, no seu anexo I, a Parte M é responsável pela aeronavegabilidade permanente da aeronave, o bom funcionamento dos equipamentos operacionais e de emergência, devendo (entre outros) ser assegurados pelo rigoroso cumprimento do programa de manutenção. O referido programa de manutenção deve respeitar as instruções emitidas pela autoridade competente e as instruções de aeronavegabilidade permanente emitidas pelo fabricante e instruções adicionais propostas pelo gestor da aeronavegabilidade permanente.

As per (EU) regulation No 1321/2014, on its annex I, Part M is responsible for the aircraft continuing airworthiness and the serviceability of both operational and emergency equipment, that shall be (among others) ensured by the approved maintenance program accomplishment. This program must be in compliance with competent authority instructions, continuing airworthiness data issued by the manufacturer and additional instructions proposed by the continuing airworthiness manager.

5- CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS

Da avaliação da condição da aeronave, da informação recolhida dos ocupantes e dos dados disponíveis evidenciados na condição do componente, a investigação aponta como causa mais provável para o evento a fratura do atuador do trem de aterragem principal na superfície do anel, permitindo a cedência do suporte do atuador, originando a sua separação da perna do trem de aterragem e impossibilitando o movimento deste, pelo método normal ou pelo uso da bomba manual de emergência.

5- CONCLUSIONS & COMMENTS

From the aircraft condition assessment, the information collected from the occupants and from the available data evidenced in the component condition, the investigation establishes as most probable cause for the event the crack of the main landing gear actuator across the bolt hole, allowing the actuator bore to open, causing its separation from the landing gear leg and making it impossible to move, using the normal method or by using the emergency hand pump.

Para a falha ou a não deteção atempada da fratura, terão contribuído:

- Uma solução ineficaz preconizada nas modificações emanadas pelo fabricante para deteção atempada da falha do componente, atendendo às suas limitações de projeto.
- O não cumprimento das instruções técnicas da publicação do fabricante SEB01-2, tornadas obrigatórias pela AD 2001-06-06.
- Falhas no controlo da aeronavegabilidade permanente pela Parte M ao não assegurar a efetiva verificação da condição do componente instalado na aeronave.

As constatações e conclusões da investigação suscitam os seguintes comentários:

- Os dados analisados evidenciam fragilidades no projeto do componente, reconhecidas e trabalhadas ao longo dos anos pelo fabricante com a proposta de substituição do componente por um novo desenho. O fabricante refere ainda que o uso intensivo em ambiente de treino (onde a natural falta de experiência dos pilotos em formação acarreta um risco potencial de aterragens menos suaves) pelas escolas de aviação pode potenciar a redução de vida útil do componente.
- Apesar do fabricante ter disponibilizado um componente redesenhado e com índices de fiabilidade superior, a publicação técnica SEB01-2, da Textron Aviation de 2001, tornada obrigatória pela AD 2001-06-06, apenas requer inspeções a fissuras nos sistemas de trem de aterragem, fazendo depender a sua substituição da condição do componente exibir ou não fratura.
- A alteração da geometria do componente requerido pela Parte A do SEB01-2 torna-se essencial para posterior deteção de fratura.
- Atendendo ao modo de falha rápida do componente, o método de inspeção torna-se na única defesa para prevenir a falha total do componente.

For the crack or the failure to detect the crack in time, may have contributed:

- An ineffective solution foreseen in the manufacturer instructions and modifications for timely detection of component failure, considering its design limitations.
- The noncompliance with the manufacturer publication technical instructions SEB01-2, made mandatory by the AD 2001-06-06.
- Failures in the continuing airworthiness control by Part M when failing to verify the effective condition of the component installed in the aircraft.

The findings and conclusions from the investigation suggest the following comments:

- The analysed data show weaknesses in the component design, recognized and addressed over the years by the manufacturer with the component replacement proposal by a new design. The manufacturer also states that the intensive use in a training environment (where the natural lack of experience of pilots in training carries a potential risk of less smooth landings) by the aviation schools can decrease the component's useful life.
- Although the manufacturer has made available a redesigned component with a high reliability index, the technical publication SEB01-2, from Textron Aviation from 2001, made mandatory by AD 2001-06-06, only requires inspections for cracks to the landing gear system, making its replacement dependent on the component condition when it evidences a fracture.
- The component geometry design change required by Part A of SEB01-2 becomes essential for further fracture detection.
- Given the component fast failure mode, the inspection method becomes the only defence to prevent the component catastrophic failure.

— De acordo com a regulamentação aplicável, a Parte M é responsável por desenvolver uma análise comparativa de custo/benefício entre a substituição do componente e o risco de não serem detetadas fissuras no componente a tempo de impedir a falha catastrófica. Esta entidade não foi efetiva no controlo das inspeções realizadas pelas diversas Parte 145, nem terá avaliado o risco de a aeronave operar em ambiente de treino com a configuração inicial do componente.

Este incidente grave destaca a importância da realização de inspeções de manutenção periódicas e o papel das inspeções suplementares para manter a segurança operacional das aeronaves com mais idade. Uma investigação da ATSB (agência da Austrália responsável por investigar acidentes com transportes) mostra que, com a idade da aeronave, os cronogramas de manutenção originais podem não ser suficientes para garantir a segurança operacional contínua da aeronave. É importante que a Parte M reveja o programa de manutenção da aeronave (em colaboração próxima com o fabricante, autoridades, proprietários, operadores e prestadores de manutenção) por forma a garantir que este é apropriado e que garante a adequada aeronavegabilidade permanente para a aeronave específica.

6- AÇÕES DE SEGURANÇA E RECOMENDAÇÕES

Após uma análise criteriosa de todos os factos deste evento e atendendo ao histórico do componente no modelo da aeronave, a autoridade de investigação de segurança determinou não ser eficaz a emissão de recomendações de segurança.

Alerta-se, contudo, as organizações de gestão da aeronavegabilidade permanente, Parte M, a desenvolverem as ações necessárias para efetuar uma avaliação dos programas de manutenção, tendo em conta a missão dos modelos empregues em instrução, considerando sempre as eventuais fragilidades técnicas conhecidas desses mesmos modelos e considerando que estão sujeitos a um

— In accordance with the applicable regulations, Part M is responsible for developing a cost/benefit analysis comparing between component replacement and the risk that no cracks in the component will be detected in time to prevent catastrophic failure. This entity was not effective in controlling the inspections carried out by the several Part 145 and did not properly assess the risk the aircraft operating in a training environment with a non-retrofitted component design.

This serious incident highlights the importance of performing comprehensive, periodic maintenance inspections and the role of supplemental inspections when maintaining ageing aircraft. An ATSB (Australian Transport Safety Bureau) research shows that, as an aircraft ages, the original maintenance schedules may not be sufficient to ensure the aircraft's ongoing safety. It is important for Part M to review the aircraft's maintenance schedule (with the close cooperation of aircraft manufacturers, regulatory authorities, owners, operators and maintenance providers) to ensure it is appropriate and that it adequately provides for the continuing airworthiness of the specific aircraft.

6- SAFETY ACTIONS & RECOMMENDATIONS

After a careful review all the facts of this event and taking into consideration the component history on the aircraft model, the safety investigation authority deemed that it is not effective to issue safety recommendations.

However, the investigation stresses to continuing airworthiness management organizations, Part M, the need to develop the necessary actions to carry out an evaluation of the maintenance programs, taking into account the mission of the models used in instruction, always considering the possible technical weaknesses known to these models and considering that they are subject to a differentiated

risco diferenciado, não só pela sua utilização (ciclos realizados), mas também pelas peculiaridades associadas ao ambiente de instrução e treino. Em específico e relacionado com o evento, devem estas organizações, dentro das suas competências e âmbito de certificação, ter atenção à publicação da FAA/EASA, Special Airworthiness Information Bulletin SAIB: CE-17-16.

Alerta-se ainda toda a restante comunidade aeronáutica para a qual sejam relevantes as constatações e conclusões da presente investigação, no sentido de, no âmbito das respetivas responsabilidades ou obrigações, tomarem as ações adequadas com vista a minimizar a possibilidade de causas similares resultarem em acidentes ou incidentes.

A investigação de segurança é um processo técnico conduzido com o único propósito da prevenção de acidentes o qual inclui a recolha e análise da informação, a determinação das causas e, quando apropriado, a formulação de recomendações de segurança.

Em conformidade com o Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, e com o Decreto-lei n.º 318/99, a investigação e o relatório correspondente não têm por objetivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

Nos termos da legislação aplicável, o GPIAAF remeteu, para obtenção de comentários, uma versão preliminar do relatório final às entidades envolvidas.

Este relatório foi preparado, somente, para efeitos de prevenção de acidentes. O seu uso para outro fim pode conduzir a conclusões erradas.

risk, not only for the utilization (performed flight cycles), but also for the particularities associated with the training and practicing environment. In detail for this event, these organizations, within their competencies and scope of certification, should pay attention to the FAA/EASA publication, Special Airworthiness Information Bulletin SAIB: CE-17-16.

GPIAAF stresses to the aeronautical community to which this investigation findings and conclusions may be relevant for the importance of, within their own responsibilities or obligations, taking whatever necessary actions to minimize the opportunity for similar causes to result in accidents or incidents.

Safety investigation is a technical process conducted only for the purpose of accident prevention, comprising the gathering and analysis of evidence, in order to determine the causes and, if appropriate, to issue safety recommendations

In accordance with EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council, and Decree-Law No. 318/99, it is not the purpose of any safety investigation and associated investigation report to apportion blame or liability.

According to the applicable legislation, GPIAAF has sent a draft version of the final report seeking comments from the involved parties:

The only aim of this report is to disseminate lessons which may help to prevent future accidents. Its use for other purposes may lead to incorrect conclusions.

Lisboa, 22 de setembro de 2020

Lisbon, September 22nd, 2020