

RELATÓRIO SUMÁRIO DE ACIDENTE COM AERONAVE
AIRCRAFT ACCIDENT SUMMARY REPORT

 Perda de controlo em voo numa missão de treino
 após manobra de recolha de água

 Inflight loss of control after a water scooping
 manoeuvre training

1- SINOPSE
1- SYNOPSIS

PROCESSO GPIAAF GPIAAF PROCESS ID		Classificação Classification	
2020/ACCID/02		Acidente Accident	
		Tipo de evento Type of event	
		LOC-I: Perda de controlo em voo Loss of control inflight	
OCORRÊNCIA OCCURRENCE			
Data Date	Hora Time	Local Location	
31-MAY-2020	16:15 UTC	40°06'31.5"N 08°09'06.5"W, Lousã, Coimbra - Portugal	
AERONAVE AIRCRAFT			
Tipo Type		N.º de série Serial No.	Matrícula Registration
AS 350B3 (2B)		3342	D-HAUO
Categoria Category			Operador Operator
Helicóptero ligeiro Small rotorcraft			Helibravo – Aviação Lda.
VOO FLIGHT			
Origem Origin		Destino Destination	
Lousã		Lousã	
Tipo de voo Type of flight		Tripulação Crew	Passageiros Passengers
Combate aos incêndios - treino Firefighting - training		02	00
Fase do voo Phase of flight		Condições de luminosidade Lighting conditions	
Descolagem Take-off		Diurno Daylight	
CONSEQUÊNCIAS CONSEQUENCES			
Lesões Injuries	Tripulação Crew	Passageiros Passengers	Outros Other
Fatais Fatal	0	0	0
Graves Serious	0	0	0
Ligeiras Minor	1	0	0
Nenhuma None	1	0	n/a
Total	2	0	n/a
Danos na aeronave Aircraft damage		Outros danos Other damage	
Destruída Destroyed		Nenhum None	

2- DESCRIÇÃO FACTUAL DA OCORRÊNCIA
História do voo

No dia 31 de maio de 2020 um piloto e um piloto instrutor, iniciaram os procedimentos de preparação de um helicóptero AS350B3 para uma sessão de treino para a época de combate aos incêndios florestais que se iniciaria no dia seguinte. Após o briefing e já a bordo da aeronave, ambos os pilotos acordam usar apenas auscultadores, pois o sistema de interfonia dos seus capacetes não funcionavam

2- FACTUAL OCCURRENCE DESCRIPTION
History of the flight

On May 31, 2020, a pilot accompanied by an instructor pilot, began the pre-flight procedures for a training session with an AS350B3 helicopter for the forest fire fighting season that would begin the following day. After the briefing and already on board the aircraft, both pilots agree to only use the headsets, as the intercom system of their helmets was not compatible with the aircraft system.

por não serem compatíveis com o sistema da aeronave.

A sessão de treino contemplava a realização de várias recolhas e largadas de água numa área de treino de montanha atribuída e já conhecida pelo piloto instrutor, utilizada no mesmo dia em duas sessões de treino semelhantes.

Segundo declarações dos pilotos, ao chegar à área de trabalho e verificadas as condições meteorológicas, foi discutida a estratégia e executado o procedimento de aproximação ao tanque de água garantindo o vento de frente.

Após a primeira recolha e testado o sistema de abertura do balde conforme procedimentos, o ciclo de recolha de água no tanque e largada numa área de simulação de incêndio foi repetido várias vezes.

Ainda pelas mesmas declarações, no quinto ciclo, o piloto instrutor decide assumir os comandos da aeronave e demonstrar o procedimento de recolha e descolagem ao piloto com a intenção de fazer algumas correções às rotinas executadas.

Após a recolha de água no tanque e quando iniciava a transição para voo em translação, o helicóptero inicia uma rotação pela esquerda, tendo o piloto instrutor tentado contrariar, sem sucesso, com a aplicação de pedal direito para manter o rumo. O piloto instrutor referiu que aplicou forças significativas nos comandos sem obter a adequada resposta da aeronave.

Depois de ter realizado uma trajetória circular em descida de aproximadamente 360°, o balde é arrastado na vegetação obrigando o helicóptero a colocar o nariz em baixo e a colidir com o solo. O piloto sentado à direita com acesso aos comandos para abertura ou largada de emergência do balde não fez uso dos sistemas, tendo o balde colidido com o solo ainda com água.

As condições meteorológicas reportadas para a região da Lousã (meteoblue) na tarde do acidente eram de temperatura do ar nos 22°C, vento noroeste 8 kt com rajadas até 11 kt de intensidade, com alguma instabilidade atmosférica, não sendo, contudo, fator para o evento.

The training session included the accomplishment of several water collections and releases in the assigned mountain training area, that was already known by the instructor pilot, used in two similar training sessions in the same day.

According to the pilots' statements, upon arriving to the working area and checking the weather conditions, the strategy was discussed and the procedure to approach the water tank was performed, ensuring the head wind.

After the first water scooping and having first tested the bucket opening system as per the procedures, the cycle of water scooping from the tank and release in a simulated fire area was repeated several times.

Also, from the same statements, in the fifth cycle, the instructor pilot decided to take over the aircraft's controls and demonstrate to the pilot the water scooping and take-off procedure aiming to make some corrections on the performed routines.

With the Bambi Bucket filled with water, while starting the transition flight (from hover), the helicopter initiated a leftward rotation and the instructor pilot tried unsuccessfully to counteract immediately applying RH pedal to maintain the heading. The instructor pilot mentioned that he needed to apply unusual force in the controls and there was no appropriate response from the helicopter.

After having made a circular descent of approximately 360°, the bucket was dragged through the vegetation, forcing the helicopter into a deeper nose down attitude and crashed. The pilot sitting on the right with access to the Bambi Bucket opening and emergency release controls, didn't make use of any of those systems, having the bucket hit the ground still with water.

The meteorological conditions reported to Lousã region (meteoblue) on the accident afternoon were air temperature of 22°C, 8 kt northwest wind, 11 kt gust, with some atmospheric instability, however not considered as factor to the event.

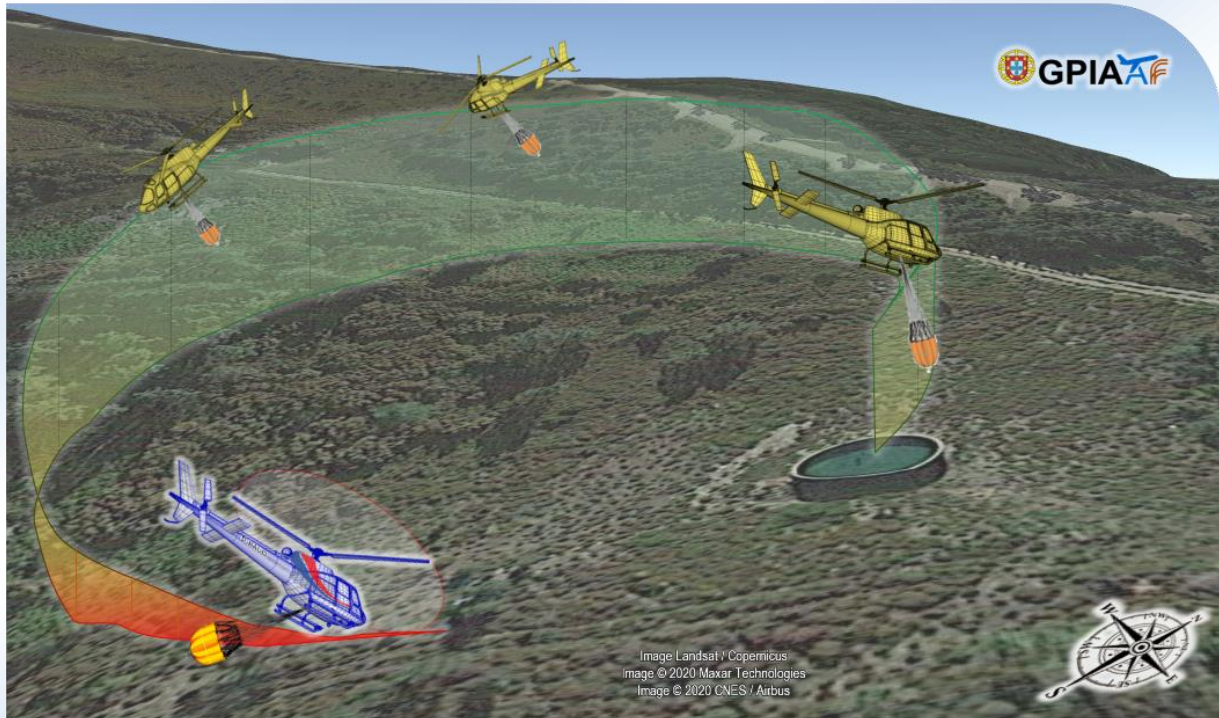


Figura 1 ||
Trajeto estimado da aeronave ||

Figure 1 ||
Aircraft estimated flight path ||

Lesões e danos

Ambos os pilotos abandonaram a aeronave pelos próprios meios, tendo o piloto instrutor sofrido ferimentos ligeiros na cabeça e foi transportado a uma unidade hospitalar pela equipa de emergência médica que prestou o auxílio.

O helicóptero ficou destruído pelo impacto com o solo, ocorrido com uma atitude significativa de nariz em baixo e sobre a sua parte esquerda, partindo os suportes frontais e os próprios patins, deformando ainda a cabine na zona inferior e teto, zona esta onde o piloto instrutor foi ferido na cabeça.

As pás do rotor principal ficaram destruídas ao tocarem o solo com velocidade de rotação elevada e promovendo a rotação do helicóptero ficando imobilizado sobre o seu lado direito. Devido à inercia do conjunto do motor, caixa de transmissão e rotor principal no impacto com o solo, o sistema de transmissão do rotor traseiro foi desacoplado permitindo que as pás do rotor tenham ficado intactas.

Injuries and damage

Both pilots egressed the helicopter by themselves, having the instructor pilot suffered small head injury and was transported to the nearest hospital by the first responders that attended the site.

The helicopter was destroyed by the ground impact that occurred with a significant nose down attitude and on its left side, breaking the front skid cross support, deforming the lower cabin area and cockpit top, injuring the instructor pilot in the head.

The main rotor blades were destroyed when touching the ground with high energy, promoting the subsequent rotation of the helicopter, being laid down over the right side. Due to the engine, gearbox and main rotor assembly inertia in the ground impact, the tail rotor transmission system was decoupled allowing the tail rotor blades to remain intact.

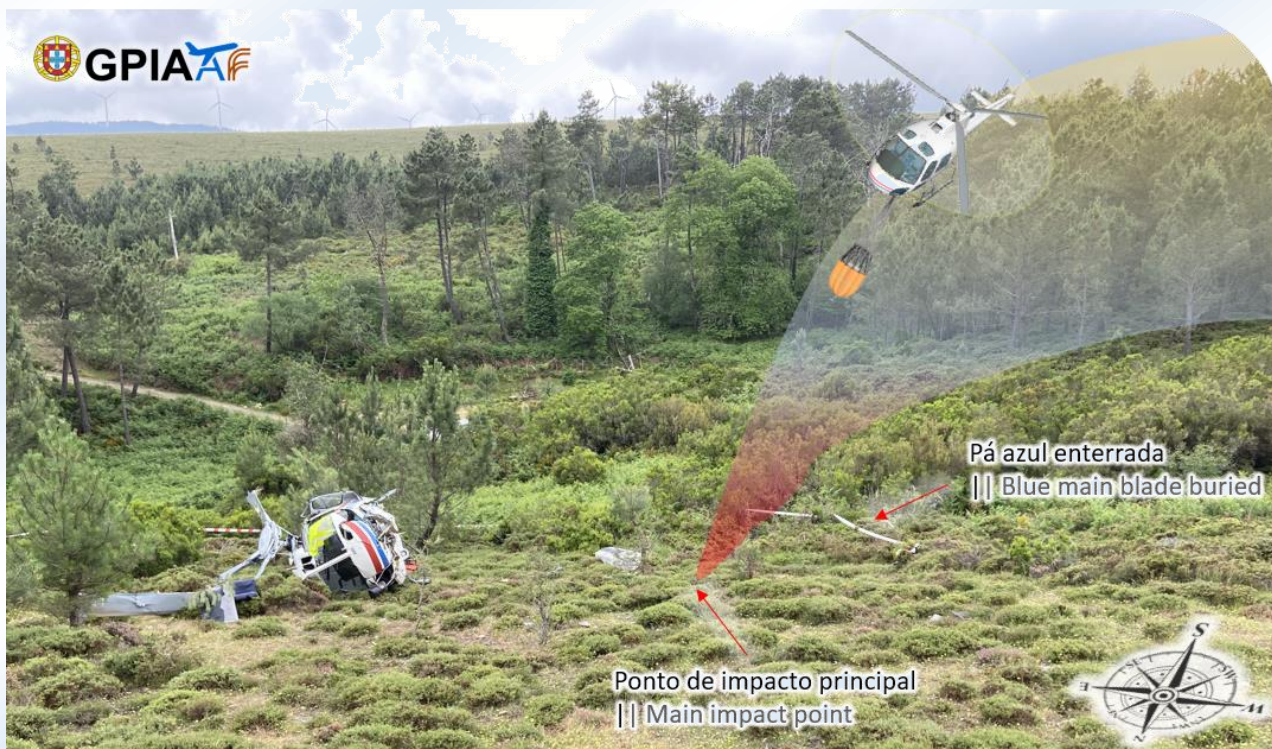


Figura 2 ||
 Trajeto e posição final da aeronave

Figure 2 ||
 Aircraft final path and position

O exame detalhado dos conjuntos dinâmicos confirmou que estavam a operar normalmente antes do impacto no solo. Não foram identificadas anomalias no pré-evento, sendo todos os danos observados resultantes do impacto com o solo.

The detailed examination of the dynamic assemblies has confirmed that they were powered and properly operating before the ground impact. All damage observed was the result of the ground impact and no pre-accident abnormalities were identified.

O exame aos comandos de voo do rotor principal evidenciou algumas deformações por flexão do tubo de torque do rotor de cauda e falhas por sobrecarga da ligação do comando de rolagem, sendo todos relacionados com o impacto com o solo. O conjunto de comandos de voo do rotor de cauda revelou uma operação normal desde os pedais às pás do rotor de cauda. Não foram identificadas anomalias no pré-evento.

The examination on the main rotor flight controls exhibited some deformation due to bending of the tail rotor torque tube and some overload failures of the roll control linkage which are all the result of the ground impact. The tail rotor flight control assembly revealed good condition and operation from the pedals to the tail rotor blades. No pre-ground impact damage was observed.

O exame ao motor revelou que este produzia potência no momento da colisão com o solo. Não foram identificadas anomalias no pré-evento.

The engine examination revealed that it was delivering power at the time of the crash. No pre-crash discrepancies were found.

Devido à destruição da zona superior da cabine, bem como à rotura do cabo de comando da válvula de corte do combustível ao motor pela barra de suspensão da cabeça do rotor principal, os pilotos não conseguiram ativar a manete de corte do motor.

Due to the upper cabin area destruction and the rupture of the engine fuel shut-off valve control cable by the main rotor head suspension bar, the pilots were unable to activate the engine cut-off lever.

A desintegração ou fenómeno de “*blade shedding*” da turbina livre do motor junto à zona da câmara de combustão deixando sinais de incêndio em algumas linhas e cabos contíguos ao motor. A referida desintegração “*blade shedding*” da turbina ocorreu conforme previsto nos parâmetros de projeto do motor.

The power turbine wheel encountered a “*blade shedding*” phenomenon which led to the casing flange opening and thus the gas generator hot gases went into the engine compartment resulting in visible burnt marks on some cables. The said turbine “*blade shedding*” occurred as predicted in the engine design parameters.



Figura 3 ||
Detalhes dos danos na aeronave ||

Figure 3
Aircraft damage details

O movimento de translação da aeronave durante a colisão com o solo permitiu a dissipação de energia no sentido da trajetória, evitando cargas verticais excessivas e conseqüente rotura do tanque de combustível que se manteve íntegro.

The helicopter horizontal movement during the ground collision allowed energy dissipation in the followed path, avoiding excessive vertical loads and consequent rupture of the fuel tank which remained undamaged.

3- SOBRE A INVESTIGAÇÃO

O GPIAAF foi notificado às 16:35, tendo desencadeado as ações necessárias para proceder à recolha de evidências.

Considerando as circunstâncias do evento e atendendo a que a ocorrência se configura como um acidente, o GPIAAF abriu um processo de investigação de segurança, em cumprimento do Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento

3- ABOUT THE INVESTIGATION

The GPIAAF was notified at 16:35, having initiated the necessary actions to proceed with the evidence gathering.

Considering the event boundaries and circumstances, the occurrence was classified as accident, GPIAAF initiated a safety investigation process in accordance with EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and

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 grave.

Após o transporte da aeronave para o hangar do GPIAAF, foi necessário proceder à peritagem técnica aos sistemas hidráulico e elétrico da aeronave, tendo sido convidados para tal o fabricante da aeronave (Airbus Helicopters) e o fabricante do motor (Safran Helicopter Engines) devidamente coordenados e acompanhados pelo Bureau d'Enquêtes et d'Analyses - BEA, autoridade de investigação do estado de fabrico (França).

Após a recolha de evidências, os testes realizados e atendendo ao histórico de eventos listados no Anexo 1 com causas similares, 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 de uma forma mais rápida e 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 de forma célere 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.

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 serious incident.

After the aircraft was taken to GPIAAF's hangar, it was necessary to carry out a technical examination of its hydraulic and electrical systems, with the aircraft manufacturer (Airbus Helicopters) and the engine manufacturer (Safran Helicopter Engines) being duly coordinated and followed by BEA (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses), the state of design safety investigation authority (France).

After evidence collection phase, the performed tests and taking into consideration past events with similar root causes listed in Annex 1 below, the investigation team considered 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 shorter period and 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 and in a short timeframe, 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.

4- CONSTATAÇÕES RELEVANTES

Tripulação técnica de voo

Ambos os pilotos estavam devidamente autorizados a realizar o voo, tendo as respetivas licenças de voo CPL(H) com qualificação AS350/EC130 e certificados médicos classe 1 válidos. O piloto instrutor e o piloto contavam respetivamente com um total de 2992 e 2984 horas de experiência de voo, das quais 1451 e 1701 realizadas no tipo.

4- RELEVANT FINDINGS

Flight Crew

Both pilots were duly authorized to perform the flight, having valid the CPL(H) flight licenses with AS350/EC130 qualification and the Class 1 medical certificates. The instructor pilot and the pilot had, respectively, a total of 2992 and 2984 hours of flight experience, of which 1451 and 1701 were performed on the type.

O voo do acidente era já o terceiro do dia do piloto instrutor e o primeiro do piloto, tendo como objetivo a uniformização de procedimentos entre os pilotos que iriam iniciar a época de combate aos incêndios florestais no dia seguinte. O voo do acidente seria o primeiro voo em conjunto como tripulação.

A aeronave

O AS350 / EC130 é uma aeronave polivalente com um leque alargado de missões, utilizando para tal soluções técnicas através de suplementos (SUPs) que adaptam a aeronave às diversas operações. A adaptação de um balde suspenso para transporte de água permite a operação de combate aos incêndios florestais.

A massa estimada da aeronave em voo estacionário após a recolha de água, estaria em torno do seu limite superior de carga, sabendo que descolou para a missão com 1855,5 kg, dos quais 343,7 kg referentes a combustível e tendo voado cerca de 30 minutos. Não foi possível determinar a massa de água carregada no balde no ciclo do acidente.

A aeronave acidentada, modelo AS350 B3 com ano de fabrico em 2001, era operada em Portugal no combate aos incêndios há vários anos por contrato de aluguer com o proprietário Alemão. A aeronave realizava periodicamente voos de posição de e para a sua base em Oedheim, Alemanha, local onde eram realizadas as ações de manutenções de base.

A aeronave realizou a sua última ação de manutenção pesada (base) a 22 de maio de 2020, tendo regressado a Portugal a 27 do mesmo mês, diretamente para a base operacional assignada, a base da Lousã - Coimbra.

Sistema de comandos de voo

Os comandos de voo são assistidos por um sistema hidráulico constituído por uma bomba acionada por uma correia flexível ligada ao eixo de acionamento do motor até à caixa de engrenagens do rotor principal, um filtro, o reservatório de fluido hidráulico, três servo-atuadores no rotor principal e um quarto na assistência ao rotor de cauda com respetivos dispositivos de aviso e emergência operados eletricamente (ver figura 4 abaixo). Cada um dos três servo-atuadores do rotor principal

The accident flight was the instructor pilot's third and the pilot's first flight of the day, aiming to standardize procedures among pilots who would initiate the forest fire fighting season on the following day. The accident flight was the first joint flight as crew.

The aircraft

The AS350 / EC130 is a multipurpose aircraft with a wide range of missions, using technical solutions through supplements (SUPs) that adapt the aircraft to different operations. The suspended bucket supplement for water transportation allows the aircraft to operate on forest firefighting.

The estimated mass of the aircraft in hovering after water collecting, would be around its upper load limit, knowing that it took off for the mission with 1855,5 kg, of which 343,7 kg of fuel and having flown about 30 minutes. It was not possible to determine the mass of water loaded in the bucket during the accident cycle.

The crashed aircraft, model AS350 B3 manufactured in 2001, was operated in Portugal in the firefighting season for several years, under a leasing contract with the German owner. The aircraft performed periodically positioning flights from and to its base in Oedheim, Germany, where the base maintenance was performed.

The aircraft carried out its last heavy (base) maintenance on May 22, 2020, having returned to Portugal on the 27th of the same month, directly to the assigned operational base, Lousã near Coimbra.

Flight control system

The flight control assisted by a hydraulic system using an engine-driven pump using a flexible drive belt from the engine-to-main rotor gearbox power drive shaft, a filter, hydraulic fluid reservoir, and three main rotor and one tail rotor hydraulic servo actuators with associated electrically operated warning and emergency systems (see figure 4 below).

dispõe de um acumulador hidráulico. O sistema de controlo do rotor de cauda dispõe de um acumulador compensador de carga ao atuador hidráulico.

O sistema hidráulico é controlado através do interruptor de corte "HYD" localizado no coletivo da direita, e também pelo interruptor HYD TEST, instalado na consola central. Os comandos de voo do assento esquerdo usados pelo piloto instrutor são amovíveis, não estando equipado com um interruptor de corte "HYD".

O sistema é projetado por forma a que quando o interruptor de corte "HYD" no coletivo é acionado, os solenoides dos servo-atuadores principais e o solenoide do regulador são energizados permitindo a queda imediata da pressão hidráulica no circuito. A válvula solenoide do compensador de carga não é energizada, a pressão hidráulica permanece assim dentro do sistema do compensador de carga. A luz vermelha "HYDR" é ligada com a queda de pressão e os servo-atuadores operam no modo "mecânico".

Hydraulic accumulators are fitted on each of the three main rotor servo actuators. There is a load compensator accumulator on the tail rotor hydraulic actuator.

The hydraulic system is controlled by the "HYD" cut-off switch, mounted on the collective stick of the right-hand seat, and by the HYD TEST switch, mounted on the centre console. The left-hand seat flight controls used by the flight instructor are removable and the collective stick is not equipped with a "HYD" cut-off switch.

The system is designed in such a way that when the "HYD" cut-off switch on the collective pitch grip is set to on, the main servo-controls solenoid and the regulator solenoid are energized allowing the hydraulic pressure immediately drops in the hydraulic circuit. The solenoid valve of the load compensator is not energized, the hydraulic pressure remains inside the load compensator system. The "HYDR" red light is set to on with the pressure drop and the servo-controls operate in "mechanical".

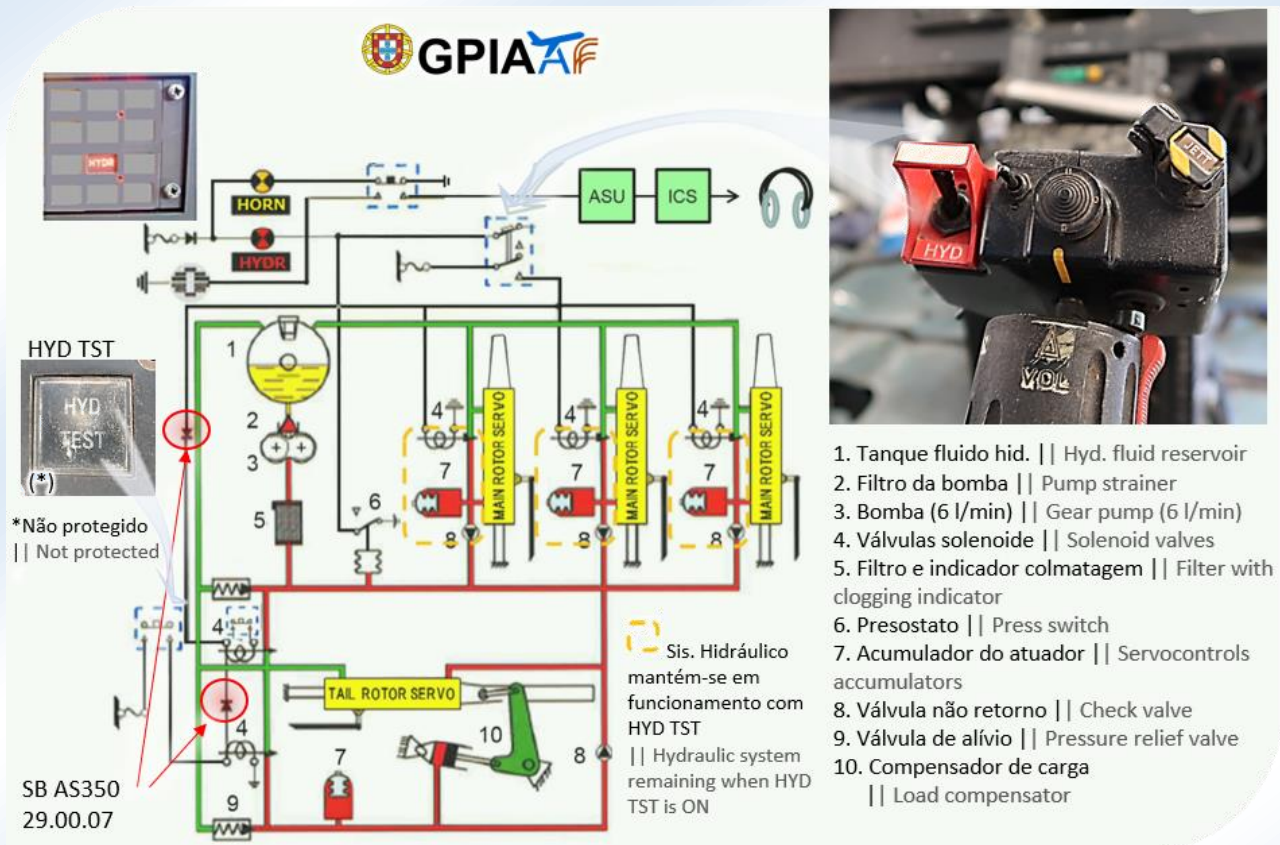


Figura 4 || **Figure 4**
 Detalhe do sistema hidráulico (pós modificação SB 29.00.07) || Aircraft hydraulic system detail (post mod SB 29.00.07)

Figure 4
 Aircraft hydraulic system detail (post mod SB 29.00.07)

Adicionalmente, o botão não protegido de “HYD TEST” na consola central, corta a pressão hidráulica ao energizar a válvula solenoide na unidade de regulação. A válvula solenoide do compensador de carga do rotor de cauda é também energizada e descarrega a pressão hidráulica do sistema do compensador de carga.

A pré-carga encontrada nos acumuladores dos servo-atuadores (carga de nitrogénio) foi a seguinte:

- Acumulador direito: 14 bar
- Acumulador da frente: 4 bar
- Acumulador esquerdo: 0 bar
- Compensador de carga (rotor de cauda): 5 bar

Nota: a pré-carga nominal, conforme manual de manutenção, é de 15 bar a 20 °C.

Os servo-atuadores principais foram encontrados a operar normalmente, não evidenciando qualquer anomalia, exceto o servo-atuador direito, encontrado preso por deformação do pistão (em resultado do impacto com o solo). O servo-atuador da cauda operava corretamente e conforme o esperado com a movimentação dos pedais sem anomalias observadas.

Durante os extensos testes realizados ao sistema, verificou-se que o acionamento do interruptor “HYD” resultava na imediata perda de pressão hidráulica, assumindo o modo de reversão mecânica dos servo-atuadores principais. Verificou-se também que esta ação de acionamento do interruptor de corte “HYD” resultou na energização da válvula solenoide do compensador de carga do rotor de cauda, o que atendendo aos parâmetros de projeto, não era expectável (perda da assistência hidráulica completa no controlo do rotor de cauda).

Foi então verificada a configuração da respetiva cablagem, tendo sido detetado uma discrepância no conector “23DELTA-1”, incorretamente configurado nos cabos DH2F e DH50E, erroneamente ligados ao conector “10D”, que energizava a servo- válvula do rotor de cauda em ambas as condições, com HYD TEST pressionado e também com o corte por ativação do interruptor “HYD”. A incorreta configuração da cablagem foi rastreada e

Additionally, the un-guarded “HYD TEST” pushbutton on the control pedestal cuts off the hydraulic pressure by energizing the solenoid valve on the regulation unit. The solenoid valve of the load compensator in the tail rotor is also energized and discharges the hydraulic pressure of the load compensator system.

The pre-load found in the servo-controls accumulators (nitrogen charge) was as follows:

- Right accumulator: 14 bar
- Forward accumulator: 4 bar
- Left accumulator: 0 bar
- Yaw load compensator (tail rotor): 5 bar

Note: the nominal pre-load, as per maintenance manual, is 15 bar at 20 °C.

All the main servo-controls operated normally and didn’t evidence any anomaly of functioning except the right servo-control which could not be moved due to the bending of its piston (result of the ground impact). The tail servo-control operated correctly and as expected when the pedals were moved in both direction and no anomaly was observed.

During the extensive system testing, it was found that the operation of the “HYD” cut-off switch resulted in the immediate loss of the hydraulic pressure, assuming the mechanical reversion mode of the main servo-controls. It was also found that this action of “HYD” cut-off switch activation, resulted in the yaw load compensator solenoid valve energisation, which was not expected by design (loss of the complete hydraulic assistance on the yaw control).

The related wiring configuration was checked and a discrepancy was detected on “23DELTA-1” connector misconfigured on wires DH2F and DH50E connected to “10D” connector resulting the rear servo valve being energized in both conditions, with HYD TEST pressed and “HYD” cut-off switch activation.

The wire misconfiguration was traced and found to be related with the diode’s installation as per SB AS350 29.00.07 highlighted in figure 4 above.

relacionada com a instalação dos díodos prevista no SB AS350 29.00.07 conforme figura 4 acima.

Foi ainda estudada pela investigação, de forma não exaustiva, a possibilidade de mau funcionamento do interruptor de corte “HYD” e respetiva cablagem, não tendo sido detetadas anomalias ou operação intermitente, tendo o componente respondido sempre conforme esperado.

Sistema de comandos duplos

O procedimento de uniformização e treino de pilotos na operação de combate a incêndios requer a instalação no helicóptero do kit de comandos de voo à esquerda para que o piloto instrutor demonstre as manobras e técnicas de voo.

Os comandos de voo amovíveis permitem um controlo total da aeronave nos seus três eixos bem como o comando do motor, contudo, não está equipado com os sistemas adicionais de comando de abertura ou largada do balde, corte do sistema hidráulico ou outras funções de missão específicas, desenhadas apenas para serem comandadas pelo piloto sentado à direita.

It was also studied by the investigation the possibility of “HYD” cut-off switch malfunction. Although no extensive tests were conducted to the switch and related wiring, no anomalies or intermittent operation were detected.

Dual control system

The pilot training uniformization procedure in firefighting operation, requires the installation of the flight control kit on the left helicopter seat, allowing the instructor pilot to demonstrate flight manoeuvres and techniques.

The removable flight controls allows full aircraft control on its three axis and the engine control as well, however it is not equipped with additional control systems for bucket opening or releasing, hydraulic system cut-off or other specific mission functions, designed only to be controlled by the pilot sitting on the right.

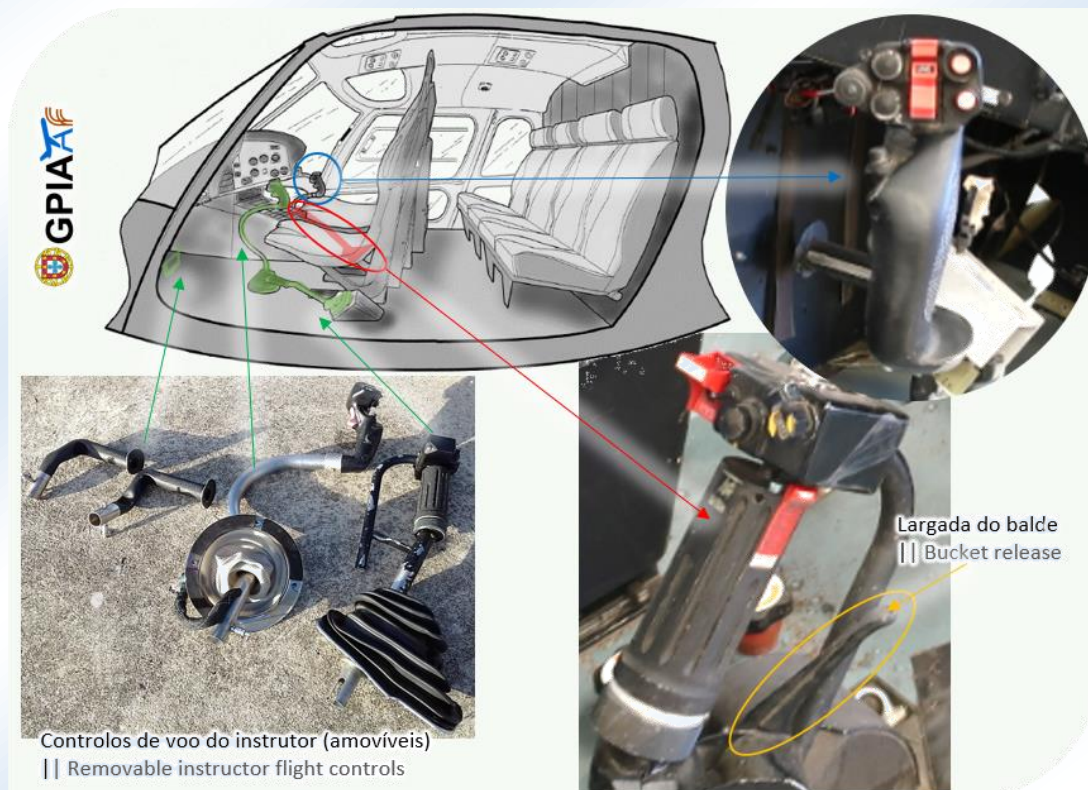


Figura 5 || Sistema de comandos de voo duplos (amovíveis)

Figure 5 || Dual flight control system (removable)

Manutenção da aeronave e respetivos registos

Em abril de 2004, a Eurocopter emitiu o SB 29.00.07 que melhorava a funcionalidade do interruptor de corte “HYD”. O SB foi tornado mandatório pela Autoridade de Aviação Civil Francesa (DGAC) em junho de 2004 pela AD F-2004-089. A intenção da ação do SB / AD era "... eliminar a possibilidade de desequilíbrios de cargas nos controlos de voo devido a pressão residual no sistema, após o corte da assistência hidráulica." Tal objetivo seria conseguido através da modificação do circuito elétrico existente para permitir a abertura simultânea das quatro electroválvulas dos três servos do rotor principal e da unidade reguladora.

A não conformidade na aplicação do SB 29.00.07 com o conector “23DELTA-1”, encontrando-se este na configuração pré-mod, com a cablagem DH2F e DH50E ainda conectados ao “10D”, explica o comportamento não esperado do interruptor de corte “HYD”. O mencionado SB 29.00.07 requer testes funcionais após a sua aplicação para verificar o adequado funcionamento do sistema. Adicionalmente, o programa de manutenção do AS 350 B3 exige que a cada 2 anos ou 600FH, seja realizado um teste para verificar o funcionamento do compensador de carga (AMM 67-34-00,5-1) e a estanqueidade do sistema (AMM 67-34-00,6-1). Estas tarefas de manutenção são projetadas para verificar e detetar possíveis falhas de operação do interruptor de corte “HYD”.

A investigação procurou evidências nos registos técnicos referentes à realização do SB 29.00.07 e respetivos testes operacionais que pudessem detetar a falha na configuração. Verificou-se que o SB 29.00.07 foi realizado a 06-DEZ-2004 pelos serviços de manutenção do proprietário e responsável pela aeronavegabilidade da aeronave. Desde essa data, o helicóptero foi sujeito a diversas atividades de manutenção que deveriam ter detetado a modificação de configuração incorreta introduzida há 16 anos. Os últimos registos evidenciaram:

- Inspeção de 600 h/24 M datada de 22/02/2019
- Inspeção 600 h/24 M datada de 01/06/2017
- Inspeção de 600 h/24 M datada de 05/06/2015

Aircraft Maintenance and related records

Eurocopter issued the SB 29.00.07 (dated April 08th 2004) that improved the functionality of the “HYD” cut-off switch. The SB was mandated by the French Aviation Authority (DGAC) in June 2004 with AD F-2004-089. The intent of the SB/AD action was to "... eliminate the possibility of a load imbalance of the flight controls due to residual pressure in the system after cutting off the hydraulic assistance." This was achieved by modifying the existing electrical circuit to permit the simultaneous opening of the four electro-valves for the three main rotor servos and the regulating unit.

The non-compliance in the SB 29.00.07 application with “23DELTA-1” connector found in pre-mod configuration with the wires DH2F and DH50E still connected to “10D” connector, explains why the “HYD” cut-off didn’t behave as expected.

The SB 29.00.07 requires functional tests to be performed after its application to verify proper system operation.

Additionally, the maintenance program of the AS 350 B3 requests that every 2 years or 600FH a test to the load compensator operation (AMM 67-34-00,5-1) and integrity of the system (AMM 67-34-00,6-1) is performed. These maintenance tasks are designed to check and detect possible issues with the operation of the “HYD” cut-off switch.

The investigation looked for technical records regarding the SB 29.00.07 accomplishment and related operational tests performed that may detect the misconfiguration. It was found that the SB 29.00.07 was accomplished by the owner’s maintenance service provider, and responsible for the aircraft’s airworthiness on 06-DEC-2004. Since then, the helicopter underwent several maintenance activities that should have detected the 16 years old misconfiguration modification. The latest records exhibited the following:

- 600 h/24 M inspection dated 22.02.2019
- 600 h/24 M inspection dated 01.06.2017
- 600 h/24 M inspection dated 06.05.2015

A inspeção S (150h) foi registada pouco antes da aeronave ter voado para Portugal, em 15-ABR-2020 com verificação da pressão do servo acumulador de cauda de acordo com AMM 29-00-00,3-5, F.1., I. (2). Da mesma forma, a inspeção de 600 h/24 M datada de 22-FEV-2019 incluiu o ajuste da pressão dos acumuladores dos servos principais de acordo com AMM 29-00-00, 3-7, F.1, j (1). Nenhum dos valores de pressão foi registado na documentação.

The S-inspection (150h) was recorded just before the aircraft was ferried to Portugal, dated on 15-APR-2020 with tail servo accumulator pressure adjustment in accordance AMM 29-00-00, 3-5, F.1., i. (2). Likewise, the 600 h/24 M inspection dated on 22-FEB-2019 included the main servos accumulator pressure adjustment according AMM 29-00-00, 3-7, F.1., j. (1). No pressure values were recorded in the documentation.

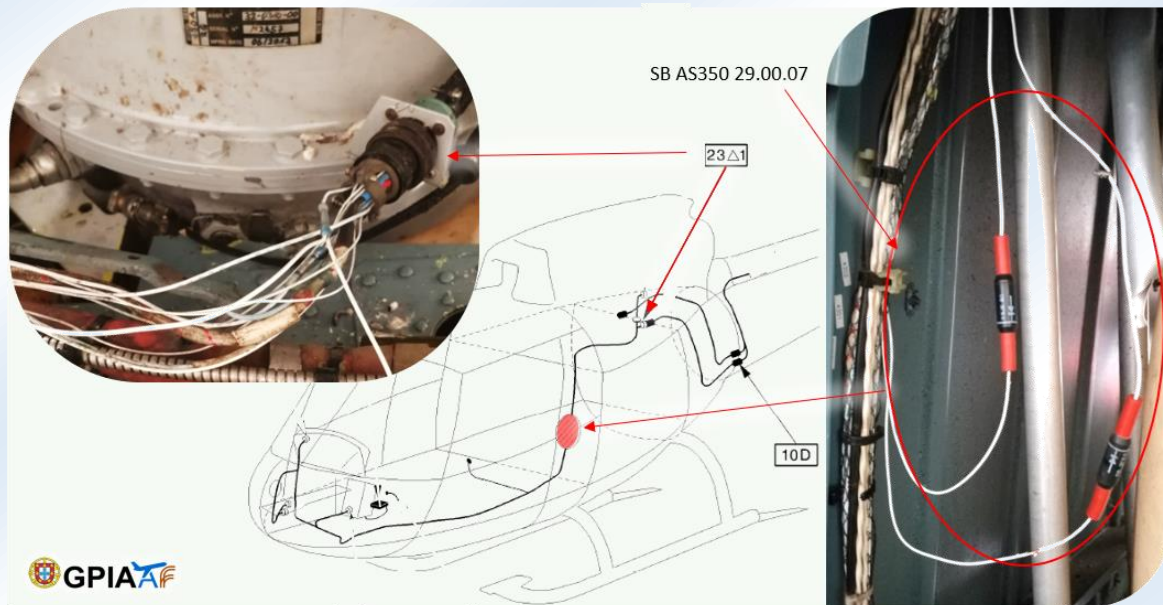


Figura 6 || **Figure 6**

Detalhe da modificação SB29.00.07 || SB29.00.07 modification detail

A discrepância encontrada na configuração e que se reflete na operação do sistema hidráulico, conforma-se como uma importante preocupação de segurança no caso de procedimento de emergência por falha do sistema hidráulico ou treino de falha do sistema hidráulico. A última fase do procedimento de emergência ou treino, requer a ativação do interruptor de corte “HYD” para despressurizar os três acumuladores dos servo-atuadores evitando possíveis cargas assimétricas em voo. Com a incorreta configuração da cablagem, a ativação do interruptor “HYD” despressuriza também o compensador de carga do rotor de cauda, um dispositivo importante para controlar o rotor de cauda durante a aterragem em translação. Terminados os testes de investigação e restaurada a configuração conforme as instruções do manual, o sistema apresentou um comportamento normal.

The discrepancy found in the hydraulic system configuration and subsequent operation, corresponds to an important safety concern in case of hydraulics off emergency procedure or hydraulics off training. The last phase of the emergency procedure or training requires the “HYD” cut-off switch activation to depressurize the three servo-control accumulators to avoid any asymmetrical loads in flight. With the wiring misconfiguration on the accidented aircraft, the “HYD” switch activation will also depressurize the yaw load compensator, an important item to control the tail rotor during the running landing. After the investigation tests completed and the wiring configuration restored in accordance with the manufacturer instructions, the system exhibited a normal behaviour.

Por solicitação da investigação, a Airbus Helicopters realizou o cálculo das cargas a serem aplicadas nos pedais para manter o voo estacionário em caso de perda total da assistência hidráulica do rotor de cauda. Os dados usados para os cálculos foram:

- Massa assumida da aeronave: 2400 kg,
- OAT: 22 °C,
- Altitude: 850 m,
- Sem vento e fora do efeito de solo.

Nessas condições, a posição dos pedais corresponde a 75% (0% corresponde a pedal esquerdo todo à frente e 100% a pedal direito todo à frente) sem a ajuda do servo-atuador do rotor de cauda e do compensador de carga do rotor de cauda, o esforço do piloto a ser aplicada no pedal direito para manter o rumo em estacionário seria em torno dos 58 daN. *Nota:* Com o compensador de carga a funcionar corretamente e carregado com apenas 5 bar de nitrogénio (valor encontrado), a carga estimada seria de 7 daN. Os cerca de 60 kgf representam um valor oito vezes superior ao esperado pelo piloto

Treino de combate a incêndios

A operação de combate aos incêndios, como qualquer operação com autorização especial de trabalho aéreo, requer um procedimento de treino sistemático e padronizado. O operador, dentro das suas responsabilidades, ordenou a realização do treino de uniformização aos seus pilotos antes do início da atividade, tentando mitigar entre outros fatores de risco, a sazonalidade que obriga à aquisição e validação de proficiência dos seus pilotos.

A validação de procedimentos com um instrutor a bordo obriga a recorrer extensivamente a práticas de gestão de recursos das tripulações (CRM¹) fazendo uso de briefings e procedimentos padrão em todas as fases e manobras do voo e sua preparação.

A comunicação fluida e coordenação das ações padronizadas entre a tripulação seja numa ação de treino ou na gestão de emergências reais, tem um resultado direto no sucesso da condução do voo e nas margens de segurança que tal é realizado.

Following a request by the investigation, Airbus Helicopters performed the calculation of the load to be applied on the pedal to maintain the stationary/hover in case of the complete loss of the tail rotor hydraulic assistance. The data used for the calculations were:

- A/C assumed mass: 2400 kg,
- OAT: 22 °C,
- Altitude: 850 m,
- No wind and out of ground effect.

In these conditions the pedal position should be 75% (0% is full left pedal and 100% is full right pedal) without the assistance of the tail rotor servo-control and the yaw load compensator, the pilot “effort” load to be applied on the right pedal to maintain the heading in stationary is about 58 daN.

Note: With the yaw load compensator working properly and charged with only 5 bar of nitrogen (recorded pressure), the load was estimated at 7 daN. The near 60 kgf represent eight times the value that the pilot would expect.

Firefighting training

The fire-fighting operation, as any other special permit for aerial work operation, requires a systematic and standardized training procedure.

The operator, within its responsibilities, ordered the standardization training for the pilots just before the fire season, trying to cope, among other risk factors, the seasonality requiring proper proficiency build-up and assessment of its operational personnel.

Flight procedures validation with an instructor on board requires extensive use of crew resource management (CRM¹) practices using standard briefings and procedures in all phases and flight manoeuvres and their preparation. The communication flow and proper coordination of standardized actions between the crew, whether in a training or in real emergency management, has a direct implication in the success of the flight and associated safety margins.

¹ Crew Resource Management (CRM) é a utilização efetiva de todos os recursos disponíveis das tripulações de voo por forma a garantir uma operação segura e eficiente, reduzindo erros, evitando stress e aumentando a eficiência || Crew Resource Management (CRM) is the effective use of all available resources for flight crew personnel to assure a safe and efficient operation, reducing error, avoiding stress and increasing efficiency. – Skybrary.aero

Tendo em consideração as particularidades do sistema hidráulico do modelo AS350, o fabricante detalha as suas limitações no manual de voo e desenvolveu um procedimento complementar no manual de voo para o treino de falha de pressão hidráulica em voo (FMS-7).

Taking into consideration the AS350 model hydraulic system particularities, the manufacturer detailed the system limitations on the flight manual and developed a flight manual supplement procedure for in-flight training covering hydraulic pressure failure (FMS-7).

4.2 Hydraulic pressure loss:

The conventional hydraulic system failure is caused by hydraulic system pressure dropping below 30 bars, with the normal functioning of the servos, accumulators, safety units, electrovalves, and hydraulic cut-off switch.

- Indications to pilot:
 - . HYDR light illuminates,
 - . Gong sounds,
 - . Controls remain powered by the accumulators.

The pilot should perform the AS 350 flight manual hydraulic pressure loss (illumination of HYDR warning light) emergency procedure:

- The average time required to attain the required recommended safety speed range (40 to 60 kt) from VNE or the hover is less than 30 seconds. If the accumulators are properly serviced they will power the flight controls throughout the maneuvers required to reach the recommended safety speed range. If control force feedback is felt prior to attaining the safety speed range then the pilot should immediately select the hydraulic cut-off switch to OFF.

AS350B3 Complementary Flight Manual

Não ficou claro para a investigação a manobra específica que estava a ser executada nos momentos antecedentes à perda de controlo em voo. Atendendo aos factos apurados, há que considerar uma possível ação inadvertida resultando numa falta de assistência hidráulica dos comandos de voo.

As instruções e advertências presentes no FMS-7 sublinham para que não seja realizado voo estacionário ou qualquer manobra a baixa velocidade sem auxílio de pressão hidráulica. Embora a ativação do interruptor de corte "HYD" não tenha sido assumida pelos pilotos, a intensidade das forças nos comandos de voo relatada é coerente com tal cenário, levando a dificuldades de controlabilidade do helicóptero e perda de controlo.

Seguindo este cenário de ativação inadvertida do interruptor de corte "HYD" pelo piloto sentado à direita no início do voo de translação após voo estacionário, quando associada à incorreta configuração da cablagem do helicóptero, é provável que o piloto instrutor não conseguisse o controlo efetivo do helicóptero após perda da assistência hidráulica tendo de aplicar forças consideráveis nos comandos de voo.

It was not clear for the investigation the specific manoeuvre that was performed in the moments before the loss of control in flight. Given the collected facts, it must be considered a possible unintentional action resulting in the hydraulic system assistance loss to the flight controls.

The FMS-7 instructions and cautions highlights that hover flight or any low speed manoeuvre should be carried out without hydraulic pressure assistance. Although the "HYD" cut-off switch activation was not assumed by the pilots, the reported intensity of the control feedback forces is coherent with such scenario, leading to helicopter controllability difficulties and later to a total loss of control.

Following this scenario of "HYD" cut-off switch unintentional activation by the right seated pilot just after the hovering, when associated with the helicopter wiring misconfiguration, it is likely that the instructor pilot could not effectively control the helicopter after losing all hydraulic assistance while applying considerable forces on the flight controls.

5- CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS

Da avaliação da condição da aeronave, dos dados recolhidos dos pilotos e das constatações da peritagem realizada aos sistemas e componentes, a investigação aponta como causa mais provável para a perda de controlo em voo, a incapacidade de controlo da aeronave pelos pilotos sem assistência do sistema hidráulico da aeronave.

Analisados os factos recolhidos sobre a configuração, envolvente da operação e manutenção da aeronave, os seguintes fatores terão contribuído para o evento:

- Ativação inadvertida do interruptor “HYD” de corte de hidráulicos em voo a muito baixa velocidade de translação,
- A incorreta configuração da cablagem da aeronave relacionada com o cumprimento e não deteção por subseqüentes testes operacionais do SB 29.00.07, que permitia energizar o solenoide do compensador de carga do rotor de cauda perdendo toda a assistência hidráulica com a ativação do interruptor “HYD”,
- Incorreta pré-carga de três dos quatro acumuladores hidráulicos da aeronave,

As constatações e conclusões da investigação suscitam os seguintes comentários:

Por impossibilidade de confirmação de informação, não ficou claro para a investigação a intenção da manobra realizada antes do acidente pelo piloto instrutor, seja ela em simulação de uma falha ou não.

As informações factuais levaram a um cenário de operação de desativação do sistema hidráulico, após um voo estacionário e quando iniciava uma manobra de aumento de velocidade de translação para tentar atingir a velocidade de segurança.

Como o coletivo à esquerda não está equipado com interruptor “HYD”, na documentação de treino, onde se inclui o *EASA Operational Evaluation Board Report rev.4* com referência ao treino no tipo AS350, é mencionado que se o instrutor decidir assumir os comandos sem assistência hidráulica, este deve

5- CONCLUSIONS and COMMENTS

From the aircraft assessment condition, the data collected from the pilots and the findings of the evaluation carried out on the helicopter systems and components, the investigation points as a most probable cause for the loss of control in flight, the inability of the pilots to effectively control the helicopter without hydraulic system assistance.

Analysing the collected facts regarding the aircraft configuration, circumstances of the operation and maintenance, the following factors may have contributed to the event:

- Inadvertent activation of the hydraulics “HYD” cut-off switch at very low speed,
- The incorrect aircraft wiring configuration related to the accomplishment and the lack of post application checks of SB 29.00.07 that allowed to energize the tail rotor load compensator solenoid, losing all hydraulic assistance with the “HYD” switch activation,
- Incorrect aircraft preload of three in four hydraulic accumulators,

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

Due to lack of confirmed information, it was not clear to the investigation the intent of the pre-accident manoeuvre conducted by the instructor pilot with or without a simulated system failure intent.

The factual information led to a scenario of a hydraulics off operation, after a hover flight when initiating a speed build-up manoeuvre aiming the aerodynamic speed control target.

As the left hand collective lever is not equipped with a “HYD” switch, training documentation, including the *EASA Operational Evaluation Board Report rev.4* covering the AS350 variants type training, mentions that if the Instructor decides to take over the controls in a hydraulic off situation, he must plan to

planear continuar o voo até à aterragem sem contar com assistência hidráulica.

É inquestionável que uma falha hidráulica poderá ocorrer em qualquer fase de voo, incluindo as fases de voo estacionário ou a baixa velocidade de translação. Contudo, se considerarmos as limitações do sistema hidráulico do AS350, a falha simulada em tais condições pode ser considerado um treino negativo. O conceito ICAO de treino negativo é definido como um treino em que se introduzem, sem intenção, informações incorretas ou conceitos inválidos que podem efetivamente diminuir a segurança operacional em vez de a incrementar.

Embora o AS 350 B3 possa ser controlado sem servo-atuadores hidráulicos, este requer do piloto um esforço físico considerável, que por sua vez se torna difícil de atuar com precisão. Adicionalmente devido à falha na configuração da cablagem que energizava a servo-válvula do rotor de cauda, o acumulador deste depressurizava não contribuindo para aliviar as forças no controlo direcional. Eventos anteriores mostraram que a controlabilidade do helicóptero nem sempre é garantida nesta condição (ver Anexo 1). O treino de voo estacionário ou a baixa velocidade sem assistência hidráulica é considerado inseguro e não é permitido nas instruções do fabricante, ref. SIN 2630-S-29, SIN 3246-S-29 e TI 000000188A.

Os acumuladores dos servo-atuadores hidráulicos do rotor principal e auxiliar do rotor de cauda estavam fora da tolerância para a pré-carga de nitrogénio. Esta condição, não detetada nos ensaios antes do voo, pode causar uma operação assimétrica dos comandos de voo quando a pressão hidráulica foi perdida.

Os servo-atuadores perderam, provavelmente, a assistência de forma assimétrica à medida que os acumuladores, com diferentes pré-cargas, esvaziavam. Esta situação pode resultar em forças inconsistentes e possivelmente incontroláveis nos comandos de voo que, por sua vez, podem levar à perda de controle em voo e contribuir para a descrita trajetória do helicóptero.

Ambos os pilotos, que usavam o cinto de segurança de quatro pontos, não usavam capacete de proteção

continue the flight up to the landing without hydraulic assistance.

It is not questionable that a hydraulic failure may occur in any flight phase, including hovering and low speed phases. When considering however the AS350 hydraulic system limitations, the simulated failure in such conditions may be considered as a negative training. The ICAO concept of negative training is defined as a training which unintentionally introduces incorrect information or invalid concepts, which could actually decrease rather than increase safety.

The AS 350 B3 can be controlled without hydraulic servo-actuators, nevertheless it requires the pilot to exert additional physical effort, which make it difficult to perform accurately. Additionally, due to the failure in the wiring configuration that energized the tail rotor servo-valve, the depressurized accumulator did not contribute to relieve the directional control forces. Previous events have shown that the helicopter controllability is not always certain in this condition (see Annex 1). The hydraulics off training in hover or low speed condition is considered unsafe and is not permitted in the manufacturer's instructions, ref. SIN 2630-S-29, SIN 3246-S-29 and TI 000000188A.

The main rotor and auxiliary hydraulic servo-actuators accumulators were out-of-tolerance for nitrogen pre-charge. This condition, not detected on the preflight checks, may cause asymmetric flight controls operation when the hydraulic pressure was lost.

The servos had probably unpowered asymmetrically as the accumulators with different pre-charges bled off. This situation can result in inconsistent and possibly unmanageable forces at the flight controls that in turn, may lead to loss-of-control inflight and contributing the described helicopter trajectory.

Both pilots, who were held by a four-point harness, did not wear a protective helmet due to intercom

devido a problemas de interferência, situação que terá contribuído para que o piloto instrutor não ficasse protegido e sofresse ferimentos na cabeça. Investigações a acidentes anteriores destacaram o benefício do uso do capacete. Os pilotos de helicóptero que não usam capacetes correm um risco superior de incapacitação e lesões graves, consequentemente impossibilitando a prestação da assistência necessária a outros tripulantes ou passageiros.

Embora a regulamentação Europeia aplicável não exija o uso de capacetes aos pilotos de helicóptero, foram relatados vários casos em que o uso do capacete teria, provavelmente, reduzido ou evitado ferimentos aos pilotos. Recentemente, no decurso de uma investigação, o GPIAAF emitiu uma Recomendação de Segurança (PT.SIA 2020-0013) ao mesmo operador nacional visando o uso de capacete.

issues, a scenario that contributed to the instructor pilot not being protected and suffering head injuries. Many other accident investigations have highlighted the benefit of wearing a helmet.

Helicopter pilots who do not wear helmets are at an increased risk of incapacitation, serious injuries and consequently the inability to provide necessary assistance to other crew or passengers.

Although the applicable EU regulation do not require helicopter pilots to wear a helmet, several cases were reported where wearing a helmet would likely have reduced or prevented pilot injuries. Recently, during an event investigation, GPIAAF issued a Safety Recommendation (PT.SIA 2020-0013) to the same national operator aimed at helmet usage.

6- AÇÕES DE SEGURANÇA E RECOMENDAÇÕES

O circuito elétrico do sistema hidráulico foi encontrado com falhas de configuração, onde o interruptor de corte “HYD” acionava a servo-válvula do compensador de carga do rotor de cauda. Nesta condição, é provável que, após a ativação do interruptor, os pilotos não consigam o controlo efetivo da aeronave.

Dada a relevância da condição de configuração da cablagem encontrada na aeronave, após alertados pela investigação, o operador nacional e o proprietário desencadearam de imediato ações de avaliação das respetivas frotas, sem outras anomalias reportadas.

O operador, na sequência da sua análise interna ao evento, desenvolveu um conjunto de ações de melhoria nos seus procedimentos de treino com foco na comunicação e preparação das missões de treino, tentando fortalecer o CRM na instrução e em mono-piloto.

Não diretamente relacionado com as causas do acidente, verificaram-se fragilidades no botão de teste hidráulico (HYD TEST) relativas a uma operação

6- SAFETY ACTIONS & RECOMMENDATIONS

The electric circuit of the hydraulic system was found misconfigured, leading to the “HYD” cut-off switch to activate the tail rotor servo-valve compensator. In this condition it is likely that after the switch activation, the pilots could not positively control the aircraft.

Given the relevance of the findings in the aircraft's wiring configuration, after alerted by the investigation the operator and the owner immediately initiated actions to assess respective fleets without reported findings.

The operator, following the event internal assessment, developed a set of actions and improvement in its training procedures with emphasis on training mission's communication and preparation, trying to strengthen its CRM, both in training and in single pilot operations.

Not directly related to the accident causes, it was found that the hydraulic test (HYD TEST) switch is vulnerable to inadvertent operation. The helicopter

inadvertida. O fabricante emitiu um Boletim de Serviço (SB 67.00.32) a recomendar a instalação da modificação 073304 introduzindo um dispositivo de cobertura e proteção do botão HYD TEST para evitar uma operação inadvertida. Sem a referida cobertura, o risco de uso não intencional está sempre presente.

Após uma análise criteriosa de todos os factos deste evento e das ações tomadas pelas partes envolvidas, a autoridade de investigação de segurança determinou não ser efetiva a emissão formal de recomendações de segurança.

Contudo, os ensinamentos retirados deste evento devem:

- Alertar os operadores para a definição e cumprimento meticuloso de um processo de aceitação das aeronaves em reforço de frota, realizando uma inspeção técnica detalhada que permita detetar configurações não padronizadas, anomalias ou condições inseguras como a baixa pressão de azoto nos acumuladores (pré-carga) hidráulicos. Da mesma forma, os operadores de helicópteros devem garantir que os seus pilotos usam capacetes de proteção com sistema de comunicações devidamente operacional, em todos os voos não privados,
- Alertar todos os pilotos, instrutores e examinadores para a necessidade de cumprir com os procedimentos de treino padronizados definidos pelos fabricantes e aprovados pelas autoridades, nomeadamente, mas não limitado ao treino de falha de hidráulicos (FMS-7), cujos desvios podem contribuir ativamente para o acidente,
- Consciencializar os prestadores de serviços de manutenção para o rigoroso cumprimento das instruções técnicas, normas e boas práticas e, não menos importante, para as consequências que as suas ações ou decisões podem ter na segurança operacional das aeronaves e seus ocupantes,

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, tomarem as ações adequadas

manufacturer has issued a Service Bulletin (SB 67.00.32) recommending installing the modification 073304 introducing a protective guard device over the HYD TEST switch to prevent inadvertent operation. Without the cover, the risk of unintentional use is always present.

After a careful review of all the facts of this event and of the safety actions taken by the involved parties, the safety investigation authority deemed that it is not effective to issue formal safety recommendations.

However, the lessons learned from this particular event should:

- Alert the operators to the definition and meticulous compliance of an aircraft acceptance process within the fleet reinforcement, carrying out a detailed technical inspection for non-standard configurations detection, anomalies or unsafe conditions such as the low nitrogen pressure in the hydraulic accumulators.
- Likewise, helicopter operators must ensure that their pilots wear protective helmets with a properly operational communications system on all non-private flights,
- Alert all pilots, instructors and examiners to the need to comply with the standard training procedures defined by the manufacturers and approved by the authorities, namely, but not limited to hydraulic failure training (FMS-7), whose deviations can actively contribute to the accident,
- Raising maintenance service providers awareness for strict compliance with technical instructions, standards and good practices and, not least, for the consequences that their actions or decisions may have on aircraft safety and their occupants,

GPIAAF stresses to the aeronautical community to which this investigation findings and conclusions may be relevant for the importance of, within their own responsibilities, to take whatever necessary actions

com vista a minimizar a possibilidade de causas similares resultarem em acidentes ou incidentes.

to minimize the opportunity for similar causes to result in accidents or incidents.

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.

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

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.

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.

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

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

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

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.

ANEXO 1 - Vinte ocorrências significativas envolvendo a perda de controlo da aeronave AS350 relacionados com sistema hidráulico:

Novembro de 1990 - Kahului, Haváí, Estados Unidos:
O piloto de um AS 350 B (N350CB) sofreu um acidente enquanto efetuava um voo em estacionário e táxi em ambiente noturno, quando inadvertidamente atuou o interruptor de teste de hidráulicos (HYD TEST) em vez do interruptor da luz de aterragem que lhe está adjacente. O piloto não conseguiu evitar que o helicóptero colidisse com o solo. (Relatório [NTSB] LAX91LA034)

Outubro de 1991 - Scottsdale, Arizona, Estados Unidos: O piloto de um AS 350 B (N9001S) sofreu um acidente ao tentar aterrar durante uma manobra de treino de falha hidráulica tendo a bordo um instrutor de voo qualificado. Os pilotos não conseguiram mover os comandos de voo e evitar que o helicóptero colidisse com o solo. A investigação não identificou uma causa para a perda de controlo. (Relatório NTSB LAX92FA025)

Outubro de 1994 - Whitianga, Nova Zelândia:
Um AS 350 B (ZK-HZP) colidiu com o mar depois de sofrer uma falha (*jack stall*) de um atuador hidráulico a baixa altitude; O *jack stall* é uma anomalia conhecida pela Eurocopter e é caracterizada como transparência do servo-atuador. Simplificadamente, o fenómeno ocorre quando o helicóptero está a ser operado com o rotor carregado a ponto de os servos não conseguirem superar as forças aerodinâmicas associadas ao voo, resultando numa resposta, normalmente incontrolável dos comandos de voo. A investigação não encontrou nenhuma indicação de mau funcionamento do sistema hidráulico ou dos comandos de voo. (Relatório 94-022 da Comissão de Investigação de Acidentes em Transporte da Nova Zelândia)

Maio de 1995 - Tampa, Flórida, Estados Unidos:
O piloto de um AS 350 B (N35AH) apercebeu-se de uma falha intermitente do sistema hidráulico, que bloqueou os comandos de voo. O piloto não conseguiu controlar o helicóptero tendo-se despenhado. A investigação revelou uma contaminação significativa do sistema hidráulico. (Relatório NTSB MIA95LA131)

ANNEX 1 - Twenty previous AS350 Loss-of-Control significant occurrences related with the hydraulic system:

November 1990 - Kahului, Hawaii, United States:
The pilot of an AS 350 B (N350CB) crashed while hover taxiing at night when he inadvertently operated the hydraulic test (HYD TEST) switch instead of the landing light switch adjacent to it. The pilot was unable to prevent the helicopter from striking the ground. (National Transportation Safety Board [NTSB] report LAX91LA034)

October 1991 - Scottsdale, Arizona, United States:
The pilot of an AS 350 B (N9001S) crashed while attempting a landing during loss-of-hydraulics training with a qualified flight instructor on board. The pilots were unable to move the flight controls and prevent the helicopter from striking the ground. The investigation did not identify a cause for the loss of control. (NTSB report LAX92FA025)

October 1994 - Whitianga, New Zealand:
An AS 350 B (ZK-HZP) flew into the sea after encountering hydraulic jack stall at low altitude. Jack stall, also referred to as servo transparency by Eurocopter is a known characteristic of this hydraulic servo. In summary, it occurs when the helicopter is being manoeuvred and the rotor is loaded to the point where the servos can no longer overcome the associated aerodynamic forces, resulting in feedback through the flight controls, which may become unmanageable. The investigation found no indication of hydraulic system or flight control malfunction. (Transport Accident Investigation Commission of New Zealand report 94-022)

May 1995 - Tampa, Florida, United States:
The pilot of an AS 350 B (N35AH) experienced intermittent hydraulic system malfunction, which locked the flight controls. He was unable to control the helicopter and crashed onto the terrain. The investigation revealed remarkable contamination in the hydraulic system. (NTSB report MIA95LA131)



Dezembro de 1998 - San Angelo, Texas, Estados Unidos: Um instrutor de voo qualificado em AS 350 BA (N911MV) com um piloto em formação, permitiu a capotagem e queda da aeronave durante a descolagem, após realizar uma manobra de treino de falha do sistema hidráulico. O evento foi caracterizado pela dificuldade (comandos duros) em comandar a aeronave. A investigação não identificou a causa do acidente. (Relatório NTSB FTW99LA048)

Agosto de 1999 - Islip, Nova York, Estados Unidos: Um AS 350 (N211PD) com um piloto e um instrutor a bordo colidiu com o solo após um voo estacionário durante uma ação de treino de falha de hidráulicos. O piloto não conseguiu manter o controlo do helicóptero, e ambos os pilotos não conseguiram evitar que o helicóptero rolasse pela esquerda e colidisse com o solo. Os testes subsequentes em bancada aos servo-atuadores revelaram várias anomalias sobre as especificações dos componentes. (Relatório NTSB IAD99GA056)

Março de 2000 - Van Nuys, Califórnia, Estados Unidos: Um AS 350 B (N500WC) sofreu um acidente numa aterragem em estacionário após uma perda de pressão hidráulica em voo. O piloto perdeu o controlo direcional e não conseguiu evitar que o helicóptero colidisse com o solo. A investigação determinou que a falha do rolamento de suporte da bomba hidráulica e respetiva correia de transmissão causando a perda de pressão hidráulica. O relatório refere ainda falhas no treino de emergência do piloto. (Relatório NTSB LAX00FA136)

Mai de 2000 - Mesa, Arizona, Estados Unidos: Um AS 350 B2 (N851HW) colidiu com o solo na fase de aterragem durante uma manobra de treino de falha hidráulica com um piloto e um instrutor a bordo. O piloto relatou sérias dificuldades de controlo do cíclico imediatamente antes do toque, e apesar do sistema hidráulico ter sido reativado pelo interruptor de corte hidráulico no coletivo (“HYD” cut-off), a situação não foi revertida. A investigação não identificou uma causa técnica para a perda de controlo. (Relatório NTSB LAX00LA195)

December 1998 - San Angelo, Texas, United States: The qualified flight instructor of an AS 350 BA (N911MV) rolled over during take-off, following loss-of-hydraulics training with a licensed pilot. The event was characteristic of a hydraulic actuator hard-over and the pilot was unable to prevent the helicopter from rolling left and striking the ground. The investigation did not identify a cause for the accident. (NTSB report FTW99LA048)

August 1999 - Islip, New York, United States: The pilot of an AS 350 (N211PD) crashed while hovering during loss-of-hydraulics training with a qualified flight instructor on board. The pilot was unable to maintain control of the helicopter, and both pilots together could not prevent the helicopter from rolling over to the left and striking the ground. Subsequent bench-testing of the servo-actuators revealed functional anomalies in several specification tests. (NTSB report IAD99GA056)

March 2000 - Van Nuys, California, United States: The pilot of an AS 350 B (N500WC) crashed while attempting a hover landing following an in-flight loss of hydraulic pressure. The pilot lost directional control and could not prevent the helicopter from striking the ground. The investigation found that the hydraulic pump bearing and drive belt had failed and caused the hydraulic failure. The report also noted the pilot inadequate emergency training. (NTSB report LAX00FA136)

May 2000 - Mesa, Arizona, United States: The pilot of an AS 350 B2 (N851HW) crashed while attempting a running landing during loss-of-hydraulics training with a qualified flight instructor on board. The pilot reported serious cyclic control difficulties immediately before the touchdown, and despite the hydraulic system being re-engaged using the collective hydraulic cut-off (HYD cut-off) switch, the binding was not eliminated. The investigation did not identify a technical cause for the loss of control. (NTSB report LAX00LA195)

Maio de 2000 - Patterson, Louisiana, Estados Unidos:

Um AS 350 B2 (N350JG) sofreu uma falha mecânica no sistema do rotor de cauda. O piloto realizou os procedimentos para falha do rotor de cauda em voo, ativando o interruptor HYD TEST por cinco segundos. Para silenciar a buzina de aviso de falha, o piloto terá pressionado o respetivo botão, com localização adjacente ao botão HYD TEST. Durante o toque, o piloto perdeu o controlo e o helicóptero capotou. A investigação apurou que o botão HYD TEST ainda estava pressionado, ao contrário do botão da buzina. A investigação determinou que o piloto inadvertidamente pressionou o botão de HYD TEST quando tentava silenciar a buzina, tendo o acumulador perdido a pressão hidráulica quando o piloto estava a tocar o solo. (Relatório NTSB FTW00LA153)

Janeiro de 2001 - Enniskillen, Irlanda do Norte:

Durante o voo em condições visuais marginais, um AS 350 B2 (G-OROZ) foi visto com uma atitude de nariz em baixo e em curva pela direita, colidindo de seguida com o terreno. Foi possível determinar que a buzina de advertência de hidráulicos estava ativa. O botão de HYD TEST foi encontrado na posição TEST. A investigação concluiu que o piloto perdeu o controlo do helicóptero em resultado de desorientação espacial pelas condições meteorológicas adversas. Não foram determinadas as razões para a ativação do alarme ou do interruptor colocado em HYD TEST. (Relatório AAIB EW/C2001/1/2)

Maio de 2001 - Houston, Texas, Estados Unidos:

Um AS 350 B2 (N311TV) sofreu uma falha no sistema hidráulico na aproximação a um heliporto, cerca de 20 pés acima do nível do solo (agl). O helicóptero atingiu o solo e capotou. A luz de advertência do sistema hidráulico foi ativada, no entanto, a buzina de não soou. O interruptor de “HYD” cut-off do coletivo estava na posição desligado tendo a respetiva proteção partida. A investigação não encontrou nenhuma anomalia mecânica na bomba hidráulica ou regulador. O relatório concluiu que o piloto inadvertidamente ativou o interruptor de corte HYD e perdeu o controlo durante a aproximação. (Relatório NTSB FTW01LA121)

May 2000 - Patterson, Louisiana, United States:

The pilot of an AS 350 B2 (N350JG) experienced a mechanical failure in the tail rotor system. The pilot carried out the procedures for tail rotor failure in flight, including pressing the HYD TEST switch for five seconds. To silence the warning horn, he then pressed the warning horn mute switch, which is adjacent to the HYD TEST switch. During touchdown, the pilot lost control and the helicopter rolled over. Examination of the cockpit revealed that the HYD TEST switch was still depressed, but the horn switch was not. The investigation determined that the pilot inadvertently pressed the HYD TEST switch instead of the adjacent mute switch, and the accumulators exhausted hydraulic pressure just as the pilot was touching down. (NTSB report FTW00LA153)

January 2001 - Enniskillen, Northern Ireland:

During flight in marginal visual weather conditions, an AS 350 B2 (G-OROZ) was seen to descend nose-down in a right turn and strike the terrain. At the same time, the warning horn was sounding. The HYD TEST switch was found in the TEST position. The investigation concluded that the pilot lost control of the helicopter as a result of disorientation in deteriorating meteorological conditions. The reasons for the warning horn sounding and the HYD TEST switch being in the TEST position were not determined. (AAIB report EW/C2001/1/2)

May 2001 - Houston, Texas, United States:

The pilot of an AS 350 B2 (N311TV) experienced a hydraulic system failure while approaching a heli-pad at about 20 feet above ground level (agl). The helicopter struck the ground and rolled over. The hydraulic warning light did illuminate; however, the warning horn did not sound. The HYD cut-off switch on the collective lever was found in the cut-off position, and the switch guard was broken. The investigation found no mechanical anomaly with the hydraulic pump or regulator. The report concluded that the pilot inadvertently activated the HYD cut-off switch and lost control during approach. (NTSB report FTW01LA121)

Setembro de 2002 - Peach Springs, Arizona, Estados Unidos:

Um AS 350 BA (N357NT) sofreu uma falha no sistema hidráulico durante o voo em cruzeiro. Durante a aterragem, o piloto não conseguiu manter o controlo direcional tendo reduzido a potência. O helicóptero aterrou duro, onde a cauda foi atingida pelas pás do rotor principal. A investigação não identificou a causa da falha do sistema hidráulico. (Relatório NTSB LAX02FA281)

Janeiro de 2003 - Mekatina, Ontário, Canadá:

Um AS 350 B2 (C-GOGN) colidiu com o solo após uma falha de hidráulicos na fase de aterragem. A investigação determinou que a correia da bomba hidráulica falhou durante o voo, levando a uma perda de pressão do sistema hidráulico, onde o piloto foi incapaz de manter o controlo do helicóptero. A investigação refere também que as forças exercidas nos comandos de voo pelo piloto podem ter sido extremas, tornando impossível o controlo da aeronave. (Relatório TSB A0300012)

Novembro de 2003 - Mesa, Arizona, Estados Unidos:

O piloto de um AS 350 B3 (N820NA) relatou ter sofrido uma falha no sistema hidráulico durante o voo, tendo divergido para o aeroporto mais próximo. Durante a aproximação para a aterragem, o helicóptero rodou pela esquerda sem o piloto ter conseguido controlar a guinada com o pedal direito. O helicóptero tocou o solo em rotação pela esquerda e capotou. O botão de HYD TEST foi encontrado na posição de TESTE. A investigação concluiu que o piloto inadvertidamente operou o botão de HYD TEST. (Relatório NTSB LAX04LA035)

Dezembro de 2003 - Houghton, Norfolk, Reino Unido: Durante a fase de voo em estacionário após a descolagem, o piloto de um AS 350 B (G-EJOC) relatou uma prisão rápida dos comandos de voo com a luz de falha hidráulica ativa e sem soar a buzina de advertência. Com dificuldade, o piloto aterrou o helicóptero, danificando o rotor de cauda em algumas árvores. A investigação revelou que o piloto terá, provavelmente, selecionado inadvertidamente o botão de HYD TEST em vez de selecionar o botão

September 2002 - Peach Springs, Arizona, United States:

The pilot of an AS 350 BA (N357NT) experienced a hydraulic system failure during cruise flight. During the landing, the pilot was unable to maintain directional control and he reduced the throttle. The helicopter landed hard and the tail boom was cut off by the main rotor blades. The investigation did not identify the cause of the hydraulic system failure. (NTSB report LAX02FA281)

January 2003 - Mekatina, Ontario, Canada:

An AS 350 B2 (C-GOGN) crashed on approach to a landing site following a hydraulic system malfunction. The investigation determined that the hydraulic pump drive-belt broke in flight, precipitating a loss of hydraulic system pressure, and that the pilot was unable to maintain control of the helicopter. The investigation also found that the flight control forces encountered by the pilot may have been too extreme to overcome, making it impossible to control the helicopter. (TSB report A0300012)

November 2003 - Mesa, Arizona, United States:

The pilot of an AS 350 B3 (N820NA) reported that he had experienced a hydraulic system failure in flight, and he diverted to the nearest airport. During the approach to landing, the helicopter turned left but the pilot could not control the yaw with right pedal input. The helicopter touched down in a left turn and rolled over. The HYD TEST switch was found in the TEST position. The investigation concluded that the pilot inadvertently operated the HYD TEST switch. (NTSB report LAX04LA035)

December 2003 - Houghton, Norfolk, United Kingdom:

During hover just after take-off, the pilot of an AS 350 B (G-EJOC) experienced a rapid stiffening of the flight controls with the hydraulic caution light illuminated, but no warning horn sounding. With difficulty, the pilot landed the helicopter, damaging the tail rotor on some trees. The investigation revealed that the pilot had likely inadvertently selected the HYD TEST switch to TEST instead of

de silêncio da buzina após a sequência inicial de teste hidráulico no pré-voo. O helicóptero terá descolado com o botão de HYD TEST em TEST e a buzina silenciada. (Relatório AAIB EW/G2003/12/10)

Maio de 2004 - Brooklyn, Nova York, Estados Unidos:
Um AS 350 BA (N4NY) ficou destruído depois do piloto ter perdido o controlo ao tentar manter o voo estacionário fora de efeito de solo após falha hidráulica. Durante mudanças de atitude significativas e descontroladas, o helicóptero acabou por se despenhar. A investigação revelou que a correia da bomba hidráulica foi incorretamente instalada e acabou por falhar, causando uma perda total de pressão hidráulica nos comandos de voo. Embora a avaliação da falha mecânica tenha identificado a causa da perda de potência hidráulica, o motivo da perda de controlo não foi determinado. O piloto não terá identificado corretamente a falha hidráulica não tendo recebido formação para a falha hidráulica. (Relatório NTSB NYC04FA117)

Fevereiro de 2005 - Kamarang, Guiana:
O piloto do AS 350 B2 (C-GNMJ) com uma linha longa suspensa, iniciou um voo estacionário com oscilações e não controlado, tendo o piloto reduzido rapidamente a potência do motor. Como resultado, o helicóptero perdeu altitude rapidamente, atingiu o solo, saltou e aterrou direito, causando danos substanciais ao helicóptero. A causa da falha no sistema de comandos de voo não foi determinada com certeza sendo, contudo, provável a perda de pressão hidráulica. Relatório TSB A05F0025

Janeiro de 2006 - Port Hedland, Austrália Ocidental, Austrália:
O piloto de um AS 350 B2 (VH-KVN) realizava a aproximação para aterragem quando a luz e buzina de indicação de falha hidráulica foram ativadas. O piloto efetuou a aterragem sem problemas adicionais. A inspeção do helicóptero e discussão com a empresa de manutenção não revelaram motivos mecânicos para ativação dos avisos. Após descolar, sem indicações anormais, o piloto fez a transição para voo em translação. Segundos depois, foram sentidas forças laterais nos comandos (cíclico) com tendência de rotação pela esquerda, forças estas que o piloto não conseguiu contrariar. O

selecting the horn switch back on following his pre-flight hydraulic test sequence. He then took off with the HYD TEST switch in TEST and the horn muted. (AAIB report EW/G2003/12/10)

May 2004 - Brooklyn, New York, United States:
An AS 350 BA (N4NY) was destroyed after the pilot lost control while attempting to hover out-of-ground effect following a sudden loss of hydraulic power. During the uncontrolled and severe attitude changes, the helicopter crashed. The investigation revealed that the hydraulic pump drive-belt had been installed inside-out and had broken, causing a total loss of hydraulic pressure to the flight controls. While this mechanical verification identified the cause of the loss of hydraulic power, the reason for the loss of control was not determined. The pilot, however, had not correctly identified the hydraulic failure and had received no hydraulic failure training. (NTSB report NYC04FA117)

February 2005 Kamarang, Guyana:
The pilot of the AS 350 B2 (C-GNMJ) with a longline attached, entered a random, uncontrolled hover flight, whereupon the pilot retarded the throttle lever rapidly. As a result, the helicopter descended quickly, struck the ground, bounced, and landed upright, causing substantial damage to the helicopter. The cause of the flight control system malfunction could not be determined with certainty but was most likely a loss of hydraulic pressure. The pilot was not injured. TSB Report Number A05F0025

January 2006 - Port Hedland, Western Australia, Australia:
The pilot of an AS 350 B2 (VH-KVN) was on approach to landing when the warning klaxon sounded and the hydraulic caution light illuminated. The pilot landed the helicopter without further event. Inspection of the helicopter and discussions with company maintenance did not reveal any mechanical reason for the warning light or horn, and the pilot boarded the passengers and took off into the hover. There were no indications of abnormal operation or control response and the pilot transitioned into forward flight. Seconds thereafter, the pilot experienced uncommanded left yaw and lateral cyclic forces that

helicóptero atingiu o solo sobre a direita. A causa identificada para a perda de pressão hidráulica foi a falha do recartilhado no eixo de acionamento da bomba hidráulica; o motivo da falha dos entalhes não foi determinado. Relatório do Australian Transport Safety Bureau 200600039)

Dezembro 2012 Rehagen - Am Mellensee - Alemanha:
O piloto de um AS350 declarou ter realizado o arranque do motor seguido dos testes hidráulicos. Após resolver um problema do sistema de áudio, terá colocado o motor no regime de voo e ajustado o sistema de fricção dos comandos. Em sequência, libertou e puxou o coletivo e o helicóptero começou de imediato a rodar pela esquerda. Terá então percebido que era impossível o comando direcional pois os pedais estavam presos. Após o helicóptero ter rodado várias, o piloto forçou a aterragem a cerca de 50 metros do ponto de descolagem. O helicóptero ficou significativamente danificado. A causa da falha no sistema de comando de voo não foi determinada. Relatório da Autoridade de investigação Alemã BFU número 3X165-12.

Julho de 2015 Frisco, Colorado, Washington, DC - Estados Unidos:

Um AS350 B3e (N390LG), logo após a decolagem com ambos os sistemas hidráulicos desligados, colidiu com o solo, tendo a investigação identificado a falta de um sistema de alerta à tripulação no cockpit por forma a anunciar a falha de pressão hidráulica nos comandos dos pedais e mitigando a possibilidade de erro do piloto durante as verificações do sistema hidráulico. NTSB/AAR-17/01

Algumas investigações acima listadas levantaram importantes questões de segurança operacional, levando ao desenvolvimento e proposta de implementação de várias soluções técnicas pelo fabricante (modificações recomendadas ou mandatórias, dependendo da análise de risco) para incorporação na frota e mitigar os riscos identificados.

he could not counter. The helicopter struck the ground in a right roll attitude. The cause for the loss of hydraulic pressure was the failure of the splines on the hydraulic pump drive shaft; the reason for the spline failure was not pursued. (Australian Transport Safety Bureau report 200600039)

December 2012 Rehagen - Am Mellensee Germany:
An AS350B pilot stated he checked the hydraulic system of the helicopter after engine start. After he had checked the headsets and the plug connections for intercom issues, he had brought the engine to flight power and then adjusted the stick friction. Once he released the pitch safety catch and pulled at the same time, the helicopter suddenly turned left. He realised it was almost impossible to steer around the yaw axis. The pedals had been "as hard as plank" and the pitch was stiff. After the helicopter had yawed several, he brought it down about 50 m away from the take-off site. The aircraft was severely damaged. The cause of the flight control system malfunction could not be determined. BFU report number 3X165-12

July 2015 Frisco, Colorado, Washington, DC - United States:

The pilot of an AS350 B3e (N390LG) crashed into the ground shortly after lifting off with both hydraulic systems off, having the investigation identified the lack of a cockpit alert to pilots to indicate the loss of hydraulic boost on the pedal controls mitigating the possibility of pilot error during hydraulic system checks. NTSB/AAR-17/01

Some of the above listed investigations have raised safety concerns and, in such case, the manufacturer has developed and proposed some corrective measures (recommended or mandatory modifications, depending on the safety analysis) to be implemented on the fleet to mitigate the identified safety issues.