COMANDO DA AERONÁUTICA

CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS

RELATÓRIO FINAL
A-546/CENIPA/2015

OCORRÊNCIA:	**ACIDENTE**
AERONAVE:	**PR-SEK**
MODELO:	**AW139**
DATA:	**19AGO2011**

ADVERTÊNCIA

Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – SIPAER – planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionam o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que possam ter interagido, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do "attachment E" do Anexo 13 "legal guidance for the protection of information from safety data collection and processing systems" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto n º 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.

Consequentemente, o seu uso para qualquer outro propósito, que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e a conclusões errôneas.

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-SEK, modelo AW139, ocorrido em 19AGO2011, classificado como “com rotor”.

Após a decolagem, uma das pás do rotor de cauda separou-se da aeronave, dificultando o controle por parte da tripulação.

Após sete segundos, desde a separação da pá, a aeronave saiu definitivamente do voo controlado e colidiu contra o mar.

A aeronave submergiu, ficando totalmente destruída. Todos os ocupantes sofreram lesões fatais.

Houve a designação de representante acreditado do *Transportation Safety Board* (TSB) do Canadá e *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV) da Itália.

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS 5

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS 7
1.1 Histórico da ocorrência 7
1.2 Lesões às pessoas 7
1.3 Danos à aeronave 7
1.4 Outros danos 7
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido 7
1.5.1 Experiência de voo dos tripulantes 7
1.5.2 Formação 8
1.5.3 Validade e categoria das licenças e certificados de habilitação 8
1.5.4 Qualificação e experiência no tipo de voo 8
1.5.5 Validade da inspeção de saúde 8
1.6 Informações acerca da aeronave 8
1.7 Informações meteorológicas 8
1.8 Auxílios à navegação 8
1.9 Comunicações 8
1.10 Informações acerca do aeródromo 9
1.11 Gravadores de voo 9
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços 13
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas 15
1.13.1 Aspectos médicos 15
1.13.2 Informações ergonômicas 15
1.13.3 Aspectos Psicológicos. 15
1.14 Informações acerca de fogo 15
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave 15
1.16 Exames, testes e pesquisas 16
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento 22
1.18 Informações operacionais 22
1.19 Informações adicionais 23
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação 28

2. ANÁLISE 28

3. CONCLUSÃO 39
3.1 Fatos 39
3.2 Fatores contribuintes 41

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA 41

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA 42

ANEXO A - COMENTÁRIOS DA ANSV NÃO INCORPORADOS AO RELATÓRIO 44

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AACM	Autoridade de Aviação Civil de Macau
AAIB	*Air Accidents Investigation Branch*
AC	*Advisory Circular* - Circular informativa (FAA)
AD	*Airworthiness Directive* - Diretriz de Aeronavegabilidade
ADELT	*Automatically Deployable Emergency Locator Transmitter* - Transmissor Automático de Localização de Emergência
AHRS	*Attitude and Heading Reference System* - Sistema de referência de atitude e proa
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANSV	*Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo*
APP	*Approach Control* - Controle de Aproximação
ATS	*Air Traffic Services* - Serviços de tráfego aéreo
BRU	*Beacon Release Unit* - Unidade de Liberação do Radiofarol
BT	Boletim Técnico
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAD	*Civil Aviation Department* - Autoridade de Aviação Civil Chinesa
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de gravidade
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMC	*Central Maintenance Computer* - Computador central de manutenção
CS	*Certification Specifications* - Especificações de certificação
CVFDR	*Cockpit Voice and Flight Data Recorder* - Gravador de Dados e de Voz da Cabine
DC	Corrente Contínua
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EASA	*European Aviation Safety Agency*
ENAC	*Ente Nazionale per l'Aviazione Civile*
FAR	*Federal Aviation Regulation* - Regulamento federal de aviação (FAA)
FAA	*Federal Aviation Administration*
FTR	*Force Trim Release* - Compensação de esforço
GS	*Ground speed* - Velocidade em relação ao solo
IAS	*Indicated Airspeed* - Velocidade Indicada
IFRH	Habilitação de Voo por instrumentos - Helicóptero
JAR	*Joint Aviation Requirements* - Requisitos conjuntos de aviação (EASA)
MFD	*Multi Function Display* - *Display* de Multi-Função
NM	Milhas Náuticas

NR	Rotação do Rotor Principal
NTSB	*National Transportation Safety Board*
P-15	Plataforma petrolífera n° 15
P-65	Plataforma petrolífera n° 65
PA	Piloto Automático
PCM	*Power Control Module* - Módulo de controle de força
PLH	Licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero
PN	*Part number*
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PUMP	*Hydraulic pump* - Bomba hidráulica
RC	Rotor de Cauda
RFM	*Rotorcraft Flight Manual* - Manual de voo de helicóptero
ROV	*Remotely Operated Underwater Vehicle* - Veículo submarino operado remotamente
RP	Rotor Principal
RS	Recomendação de Segurança
SBME	Indicativo de Localidade - Aeródromo de Macaé
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIU	*System Interface Unit* - Módulo de interface com o sistema
SN	*Serial Number* - Número de Série
SONAR	*Sound Navigation and Ranging* - Navegação e determinação da distância pelo som
SOV	*Shut Off Valve* - Válvula de corte
TCDS	*Type Certificate Data Sheet* - Coletânea de dados de certificado de tipo
TGB	*Tail Gear Box* - Caixa de redução de cauda
TPL	*Towed Pinger Locator* - Localizador rebocado de emissões
TPX	Categoria de registro de aeronave de Transporte Aéreo Público não Regular
TRSOV	*Tail Rotor Shut-Off Valve* - Válvula de corte do rotor de cauda
UTC	*Universal Time Coordinated* - Tempo Universal Coordenado
WAS	*Water Activated Switch* - Interruptor ativado por água

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS

Aeronave	**Modelo:** AW139 **Matrícula:** PR-SEK **Fabricante:** *Agusta Westland*	**Operador:** Senior Táxi Aéreo Executivo Ltda.
Ocorrência	**Data/hora:** 19AGO2011 - 19:45 (UTC) **Local:** Bacia de Campos **Lat.** 22°42'36"S **Long.** 040°46'09"W **Município – UF:** Macaé - RJ	**Tipo:** Com rotor

1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave realizava um voo de transporte de passageiros da plataforma P-65 para o Aeródromo de Macaé (SBME), em operação *offshore* na Bacia de Campos, sob regras de voo visual, com dois tripulantes e dois passageiros a bordo.

Após a decolagem, todo o conjunto do Rotor de Cauda (RC), incluindo a caixa de transmissão traseira (*Tail Gear Box* - TGB), desprendeu-se da aeronave.

A aeronave entrou em atitude anormal até colidir contra o mar.

1.2 Lesões às pessoas

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	**2**	**2**	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3 Danos à aeronave

A aeronave ficou totalmente destruída.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Experiência de voo dos tripulantes

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	13.000:00	2.800:00
Totais nos últimos 30 dias	11:05	10:00
Totais nas últimas 24 horas	05:15	00:50
Neste tipo de aeronave	1.764:50	20:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	11:05	10:00
Neste tipo nas últimas 24 horas	05:15	00:50

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros fornecidos pela empresa Senior Táxi Aéreo.

1.5.2 Formação

O comandante realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) pela Prática Táxi Aéreo Escola de Pilotos de Helicópteros Ltda. em 1980.

O copiloto formou-se na Academia da Força Aérea em 1984 e obteve a licença de Piloto Privado - Avião (PPR) por experiência militar anterior.

1.5.3 Validade e categoria das licenças e certificados de habilitação

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero (PLH) e estava com as habilitações técnicas de aeronave tipo AW139 e voo por instrumentos - helicóptero (IFRH) válidas.

O copiloto possuía a licença de Piloto de linha Aérea - Helicóptero (PLH) e estava com as habilitações técnicas de aeronave tipo AW139 e voo por instrumentos - helicóptero (IFRH) válidas.

1.5.4 Qualificação e experiência no tipo de voo

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo.

1.5.5 Validade da inspeção de saúde

Os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

1.6 Informações acerca da aeronave

A aeronave, de número de série 31081, foi fabricada pela *AgustaWestland* em 2007 e estava registrada na categoria de Serviço de Transporte Aéreo Público Não Regular (TPX).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula, motor e rotores estavam com as escriturações atualizadas.

A última inspeção da aeronave, do tipo “50 horas”, foi realizada em 18AGO2011 pela Senior Táxi Aéreo, em Macaé, RJ, estando com 5 horas e 15 minutos voados após a inspeção.

A última revisão da aeronave, do tipo “1.200 horas”, foi realizada em 19ABR2011 pela Senior Táxi Aéreo, em Macaé, RJ, estando com 291 horas e 55 minutos voados após a revisão.

Não havia registros de panes ou mau funcionamento relacionados com as pás do rotor de cauda (RC), conjunto do rotor de cauda e/ou com a válvula de corte das linhas hidráulicas do rotor de cauda (*Tail Rotor Shut-Off Valve* - TRSOV).

Na análise dos registros técnicos da aeronave não foram identificadas quaisquer tarefas do programa de manutenção sem cumprimento.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante.

1.7 Informações meteorológicas

As condições eram favoráveis ao voo em condições visuais.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

As comunicações bilaterais e entre os tripulantes foram realizadas normalmente.

1.10 Informações acerca do aeródromo

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

1.11 Gravadores de voo

A aeronave estava equipada com um gravador de voo (CVFDR), PN D51615-102 e SN 370020-003, fabricado pela empresa *Penny Giles*, capaz de armazenar voz e dados.

O CVFDR foi enviado, com acompanhamento dos investigadores do CENIPA, para as instalações do *National Transportation Safety Board* (NTSB), em *Washington* - DC, nos Estados Unidos da América (EUA), para a realização das leituras dos dados armazenados.

Os registros dos parâmetros de voo e de voz estavam preservados e em condições de uso.

Os dados mostraram que a aeronave estava realizando uma subida em voo estabilizado, com o piloto automático (PA) acoplado, com 130kt e 60% de passo coletivo.

Com base nos dados coletados, foi possível estabelecer o tempo exato de cada evento registrado, desde a separação da pá do rotor de cauda, até a colisão da aeronave contra o mar.

Considerando o primeiro registro de variação dos parâmetros no CVFDR como o marco inicial para a sequência de eventos, pode-se descrever e agrupar os dados em quatro momentos descritos abaixo:

a) Separação de uma das pás do rotor de cauda;

b) Desprendimento da TGB (com ruptura das linhas hidráulicas);

c) Voo controlado; e

d) Falha da TRSOV.

a) Separação de uma das pás do rotor de cauda:

Tempo/Duração	Sequência de eventos	Evidência registrada (CVFDR)
19h48m5,0s	Ruído anormal.	Ruído audível na cabine de pilotos.
	Aceleração lateral de “moderada intensidade” para a direita.	Lat Acc (AHRS) (G): variação de aceleração lateral para a direita com pico de 0,367G.
	Movimento dos pedais comandando a aeronave para a esquerda.	TAIL ROTOR PEDAL (%): Aplicação de pedal esquerdo pelo *Autopilot*.
19h48m5,5s	Neutralização da aceleração lateral.	Lat Acc (AHRS) (G): registro de aceleração lateral em 0G.

b) Desprendimento da TGB (com ruptura das linhas hidráulicas):

Tempo/Duração	Sequência de eventos	Evidência registrada (CVFDR)
19h48m5,5s	Perda do sinal de temperatura de óleo da TGB.	TGB OIL TEMP(°C): Perda de sinal.
	Aceleração lateral de “grande intensidade” para a direita.	Lat Acc (AHRS) (G): variação de aceleração lateral para a direita, chegando a 0,976G (três vezes superior ao registro anterior).
19h48m5,8s	Perda do sistema hidráulico 1.	PUMP1: Pressão na saída da bomba hidráulica do sistema hidráulico 1 abaixo de 163 bar.
19h48m6,3s	Discordância entre *Ground Speed* (GS) e IAS (*Indicated Air Speed*).	Registro de variação da IAS: de 130kt para 20kt, em 1 segundo.
	Grande variação da velocidade no solo.	Registro de variação da GS: de 130kt para 95kt, em 1 segundo.
	Desacoplamento do PA.	Áudio na cabine.

c) Voo controlado:

Tempo/Duração	Sequência de eventos	Evidência registrada (CVFDR)
19h48m6,3s	Atuação no comando do cíclico para frente e para esquerda.	Registro do movimento no eixo longitudinal para frente e no eixo lateral para esquerda do cíclico.
19h48m6,3s a 19h48m8,3s	Rolagem da aeronave para esquerda.	Registro de rolagem para esquerda até 120°
	Atuação no comando do coletivo para passo mínimo e em seguida para cerca de 75%.	Registro do movimento do coletivo de 60% para 0% e depois para 75%.
19h48m8,3s a 19h48m12,8s	Atuação no comando do cíclico para estabilização da aeronave em autorrotação.	Registro de movimentos no cíclico congruentes com a recuperação da atitude da aeronave.
	Atuação no comando do coletivo.	Registro de movimentos do coletivo próximos ao passo mínimo.
	Diminuição da variação da mudança de proa.	Registro de variação de proa em cerca de 20° / segundo
	O copiloto declara emergência para o APP - Macaé.	Registro da voz do copiloto declarando emergência.

d) Falha da TRSOV:

Tempo/Duração	Sequência de eventos	Evidência registrada (CVFDR)
19h48m12,8s a 19h48m33,8s0	Perda do sistema hidráulico 2.	PUMP2 e PUMP4: Pressão na saída das bombas hidráulicas abaixo de 163 bar.
	Atuação no comando do cíclico sem congruência com os movimentos da aeronave.	Registro de movimentos no cíclico variando em direções aleatórias e com grande amplitude.
	Atuação no comando do coletivo sem congruência com os movimentos da aeronave.	Registro de movimentos com baixa amplitude e elevada frequência do coletivo.
	Perda de controle da aeronave.	Registro de grandes variações de atitude da aeronave.
	O copiloto informa ao APP Macaé a perda dos sistemas hidráulicos	Registro da voz do copiloto informando o tipo de emergência

A visualização dos quatro momentos distintos nos dados do CVFDR podem ser realizadas por intermédio dos gráficos 1 e 2 mostrados a seguir:

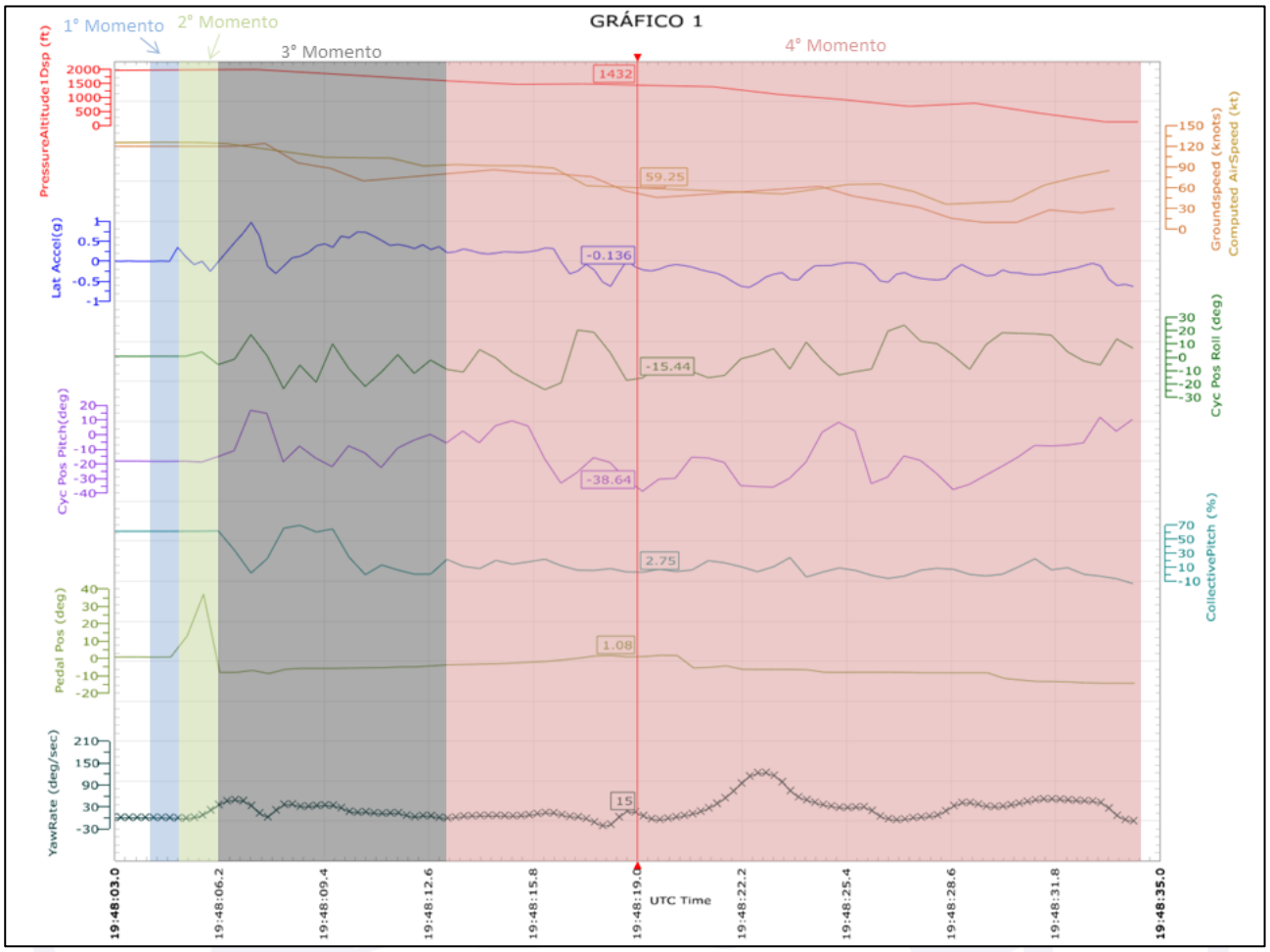

Figura 1 - Parâmetros de voo e de posição dos comandos registrados no CVFDR.

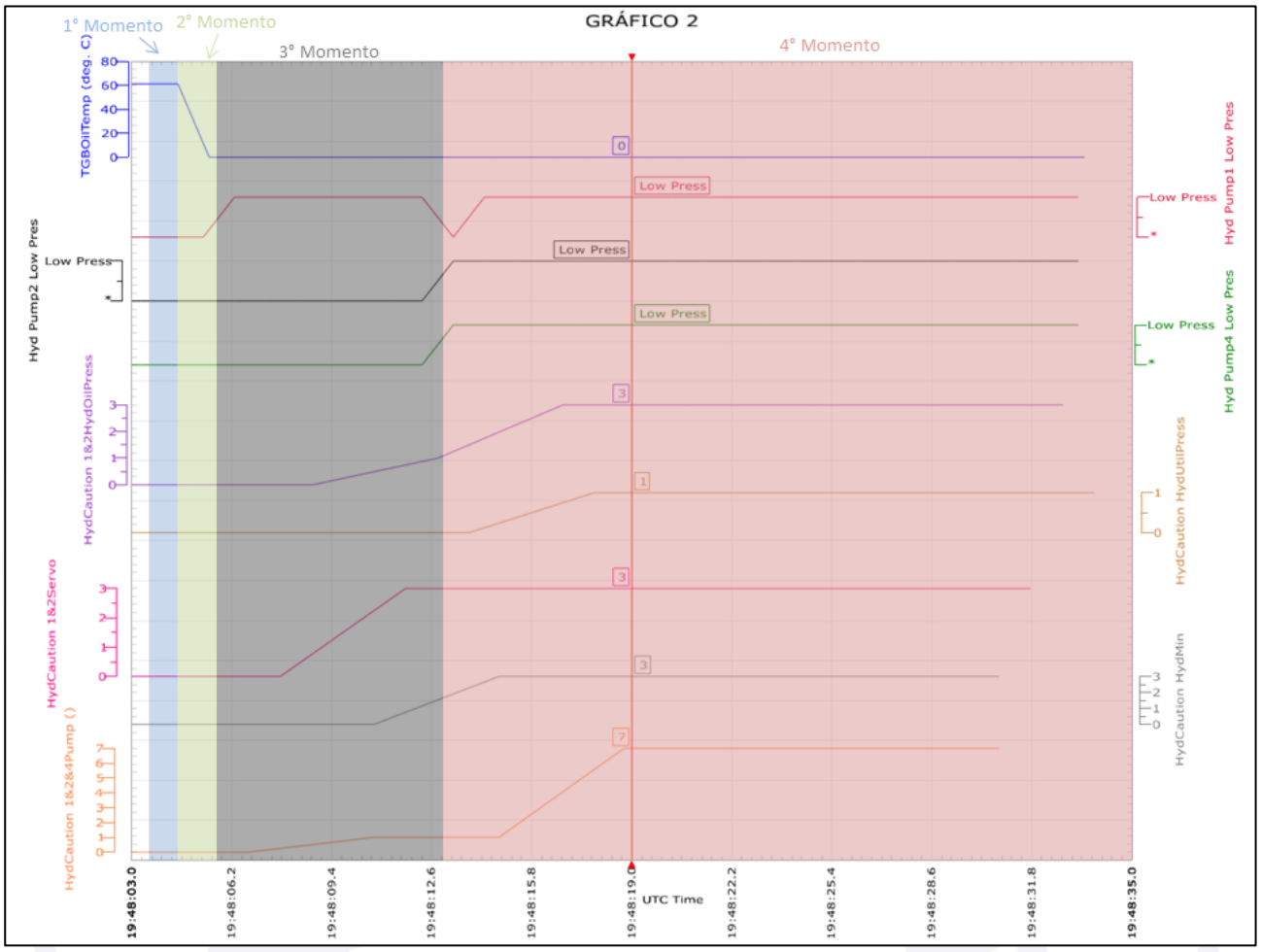

Figura 2 - Parâmetros hidráulicos registrados no CVFDR.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

O acidente ocorreu fora de aeródromo e a aeronave colidiu contra o mar, não havendo qualquer impacto anterior.

A distribuição dos destroços foi linear conforme demonstrado na Figura 3. Uma das pás do rotor de cauda e o restante do conjunto se desprenderam da aeronave em dois momentos distintos antes do impacto, sendo encontradas separadas da fuselagem e Rotor Principal (RP).

A trajetória de descida até o impacto do helicóptero com o mar foi vertical (aproximadamente 80°), com uma razão de descida de, pelo menos, 8.000ft/min. A atitude de impacto da aeronave ocorreu com um ângulo de rolagem de 80° para a direita e 15° de ângulo picado.

As marcas do impacto na fuselagem apresentavam características compatíveis com alta velocidade e grande ângulo.

A aeronave foi encontrada no fundo do mar a 100m de profundidade, 58NM do aeródromo de Macaé e a dois quilômetros a partir do ponto de perda de contato radar secundário, aproximadamente no prolongamento da trajetória de voo registrada pelo radar do Controle Macaé (APP Macaé).

A TGB do rotor de cauda foi encontrada em um ponto 0,3NM (570m) anterior à fuselagem, na trajetória de voo da aeronave, ainda com três pás inteiras presas ao conjunto, além de parte da raiz da pá desprendida.

Figura 3 - Última posição radar em relação à localização onde a pá Q1018, o conjunto do rotor de cauda e a aeronave foram encontrados.

A pá que se separou foi encontrada a uma distância de 0,12NM (230m) anterior à TGB e, aproximadamente, 0,42NM (800m) antes da fuselagem, conforme ilustrado na Figura 4.

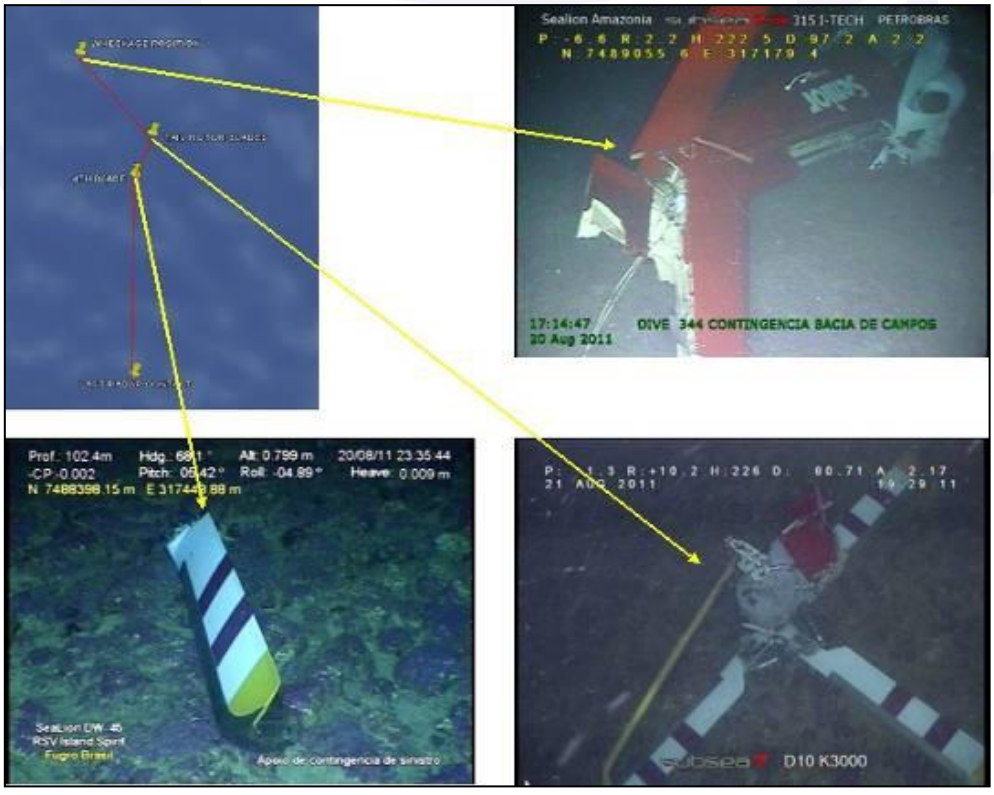

Figura 4 - Distribuição dos destroços com relação à posição e distâncias.

As linhas hidráulicas dos sistemas hidráulicos 1 e 2 foram encontradas rompidas no ponto de fixação com a TGB. O grau de destruição da aeronave impossibilitou a identificação das posições dos interruptores, comandos e disjuntores (*circuit breaks*) na cabine de comando da aeronave.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

Os corpos dos quatro ocupantes submergiram com a aeronave, sendo resgatados por mergulhadores. Os exames cadavéricos indicaram que os ocupantes faleceram no momento do impacto contra a água.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos Psicológicos.

Não pesquisado.

1.14 Informações acerca de fogo

Não havia nenhuma evidência de fogo em voo ou após o impacto.

1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave

A busca inicial foi efetuada por helicópteros e navios que se encontravam próximos ao local do acidente, onde foram avistados destroços na superfície.

Os helicópteros mantiveram, em caráter de rodízio, suas posições sobre os destroços durante mais de 2 horas. Em seguida, uma aeronave da Marinha do Brasil efetuou uma busca visual noturna por sobreviventes, utilizando farol de busca. Dez embarcações de apoio permaneceram durante toda noite realizando buscas por sobreviventes e recolhendo os destroços que eram encontrados, flutuando na superfície.

Após a definição da área provável do acidente, as buscas pelos destroços no fundo do mar foram imediatamente iniciadas.

O CVFDR da aeronave era equipado com um *Underwater Locator Beacon,* utilizado para facilitar a sua localização por meio de emissão de ondas acústicas. Para tanto, era necessário que os navios envolvidos nas buscas possuíssem um equipamento do tipo SONAR, chamado *Towed Pinger Locator* (TPL)*,* para que localizassem as emissões do *Underwater Locator Beacon*.

Os navios disponíveis pela Marinha do Brasil e os navios da PETROBRAS envolvidos na busca não possuíam equipamentos de localização do tipo supracitado.

Os flutuadores de emergência do helicóptero e o ADELT (*Automatically Deployable Emergency Locator Transmitter*) não foram acionados pela tripulação e nem automaticamente.

Com isso, foi utilizado um robô submarino remotamente controlado, ROV (*Remotely Operated Underwater Vehicle*), da PETROBRAS, que localizou os destroços da aeronave um dia após o acidente.

1.16 Exames, testes e pesquisas

Pá do Rotor de Cauda

As aeronaves AW139 possuem quatro pás no rotor de cauda.

A pá do rotor de cauda, PN 3G6410A00131, SN Q1018, que se separou em voo, foi fabricada em junho de 2008 e instalada pela *Agusta* na aeronave SN 31156, em setembro de 2008.

Em janeiro de 2010, a pá foi removida da aeronave SN 31156 pela empresa HNZ PTY LTD, devido à corrosão no *pitch horn*, momento em que acumulava um total de 589 horas e 55 minutos de operação.

Em julho de 2010, a pá foi reparada pela base de manutenção da *Agusta* e posteriormente vendida à Senior Táxi Aéreo, que a instalou em agosto de 2010 na aeronave SN 31084 (PR-SEL), sendo removida em abril de 2011, com 1.280 horas e 30 minutos totais de voo, por conveniência da manutenção.

No mesmo mês, a pá foi instalada na aeronave SN 31081 (PR-SEK), onde permaneceu até o acidente, com um total de 1.572 horas e 35 minutos de operação.

Em maio de 2011, foi cumprida a AD 2011-0081, que introduzia uma inspeção periódica de 600 horas nas pás do rotor de cauda, por meio do Boletim Técnico n° BT139-251, devido a um evento de desbalanceamento dinâmico ocorrido em um helicóptero AW139. Este serviço foi acompanhado por técnicos da *Agusta*.

Na ocasião, foram encontradas rachaduras nas pás SN Q1004 e Q1005 as quais foram retiradas de serviço e enviadas para análise na *Agusta*. Não foram encontradas discrepâncias na pá SN Q1018.

A aeronave voou 254 horas e 40 minutos após o cumprimento da AD 2011-0081.

Conforme o requisito de certificação das pás do rotor de cauda, Seções 29.547 (AC 29-02C), o componente deve se manter íntegro em condições de operação normal até o tempo estipulado para revisão, inspeção ou limite de vida.

Os exames e testes realizados na pá fraturada confirmaram a presença de falhas durante o processo de fabricação. Porosidade, vazios e delaminações na estrutura da pá deram início a trincas que se propagaram até a quebra da mesma.

Sistema hidráulico

O sistema hidráulico principal da aeronave é dividido em dois sistemas independentes, sistema hidráulico 1 e 2.

O sistema hidráulico 1 possui os seguintes componentes primários: *Power Control Module* 1 (PCM1), bomba hidráulica mecânica (PUMP1) e linhas hidráulicas.

O PCM1 é composto por reservatório, bloco distribuidor e suporte de fixação. Fornece fluido hidráulico filtrado para o sistema hidráulico 1 e monitora a pressão e temperatura do sistema, além da variação de volume de fluido hidráulico do reservatório.

O reservatório hidráulico é do tipo diafragma e possui um volume total de 4,1 litros.

Uma mola exerce força sobre o diafragma através de um êmbolo para fornecer a pressão de entrada da PUMP1. Essa mola também mantém o diafragma na posição correta durante a operação.

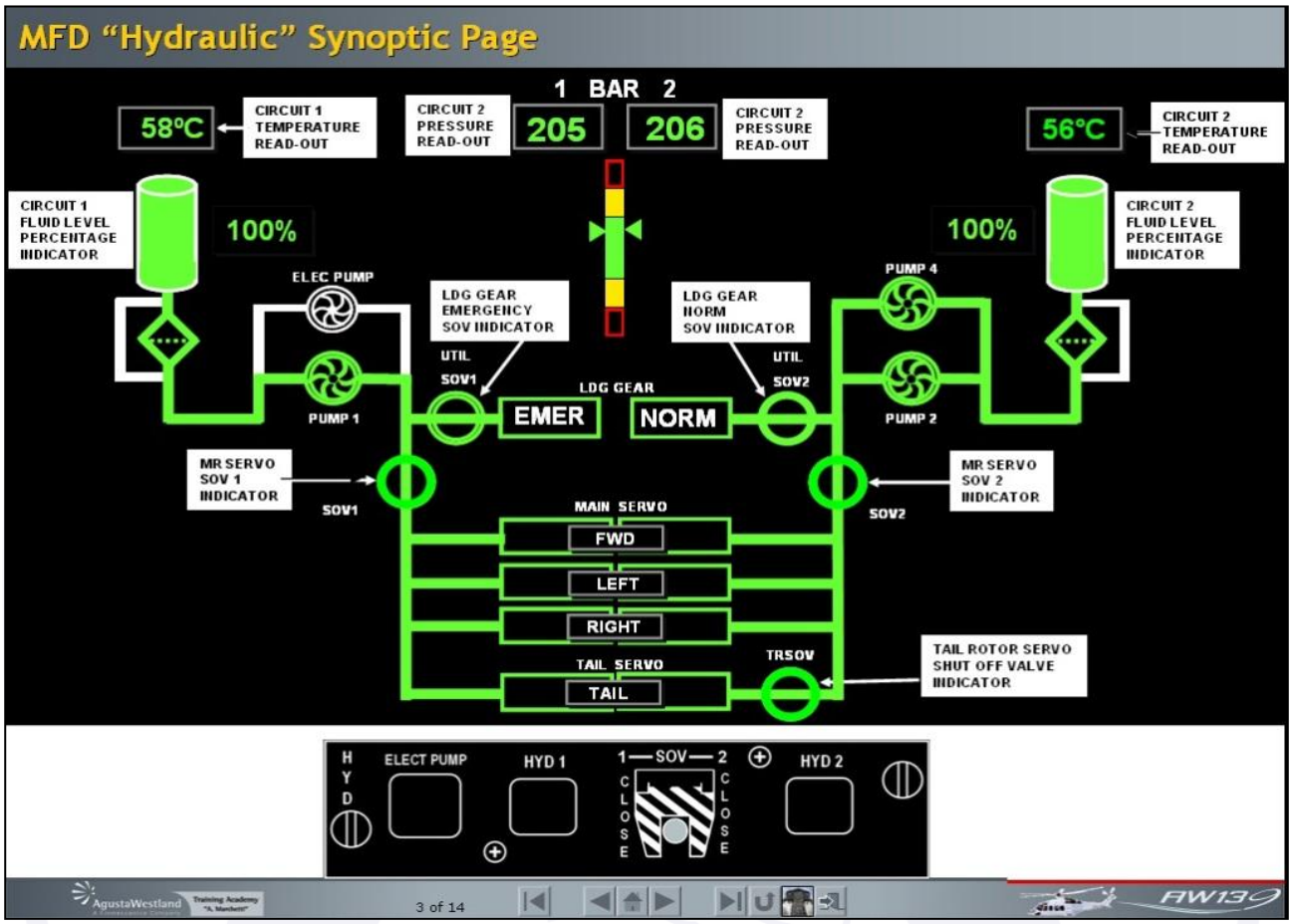

Figura 5 - Apresentação sinóptica do sistema hidráulico do AW139.

Na Figura 6, é possível ver em detalhes a composição do reservatório hidráulico do PCM.

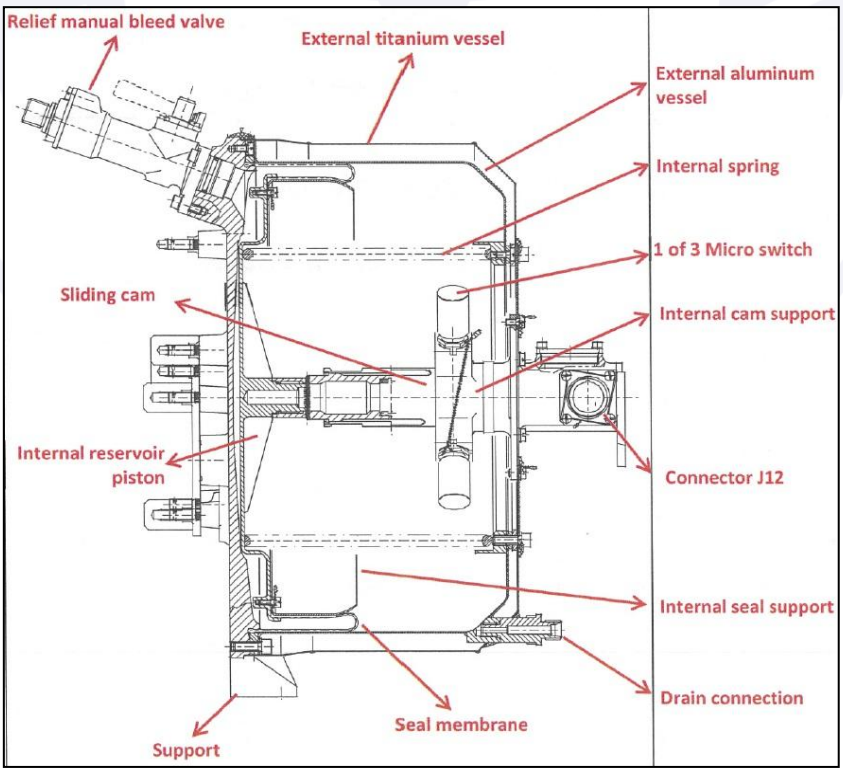

Figura 6 - Conjunto do reservatório hidráulico dos PCM.

Três interruptores de nível (*microswitch*) de um polo, do tipo *double-throw,* estão instalados no reservatório. Esses interruptores são acionados através de um eixo com ranhuras que se movimenta solidário ao diafragma durante a variação de volume do fluido hidráulico no reservatório.

Os *microswitches* são acionados quando o nível do fluido hidráulico chega a 1,3dm^3, 0,9dm^3 e 0,7dm^3, que correspondem a 50%, 28% e 22% da quantidade utilizável de fluido.

O sinal liberado pelo acionamento dos interruptores inicia um processo de avisos aos pilotos e à manutenção, que são mostrados no *Multi Function Display* (MFD) e registrados no gravador de dados de voo e voz (CVFDR) e no *Central Maintenance Computer* (CMC).

O sistema hidráulico 2 é formado pelo PCM2 (idêntico ao PCM1), duas bombas hidráulicas mecânicas (PUMP2 e PUMP4) e uma *Tail Rotor Shut-Off Valve* (TRSOV) na linha de pressão para comando do rotor de cauda.

A TRSOV tem acionamento elétrico através do comando eletromecânico do PCM2 quando há o fechamento das *microswitches* de 50% e 28%, instaladas em série no circuito elétrico.

A TRSOV possui três caminhos (entrada, saída e retorno) e duas posições (aberta e fechada). Basicamente, ela é composta de um corpo de alumínio, uma válvula de esfera e uma válvula solenoide, denominada *pilot valve*, conforme ilustrado na Figura 7.

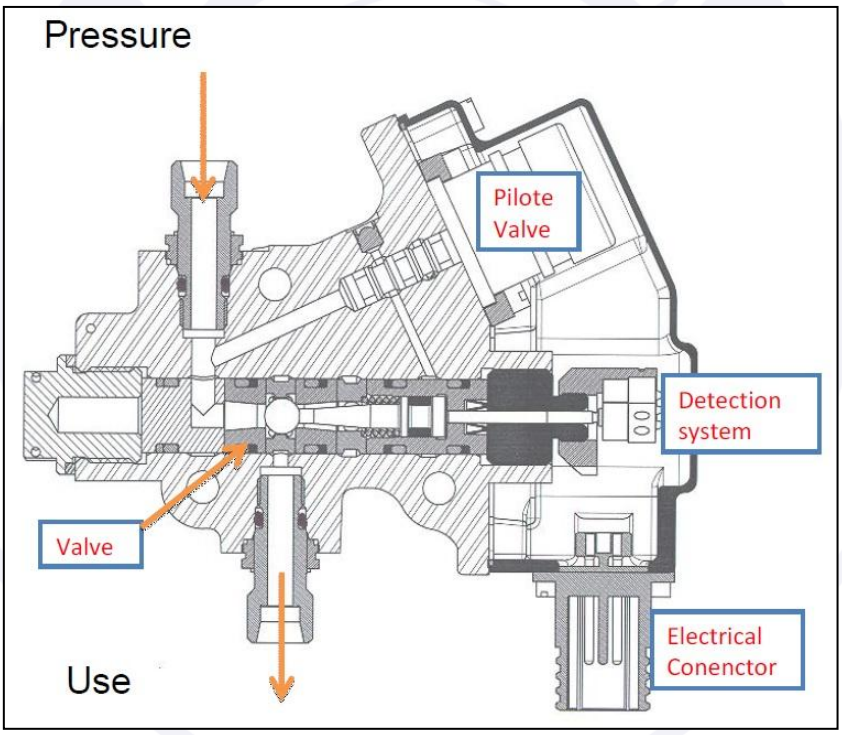

Figura 7 - Ilustração da TRSOV.

Através do acionamento elétrico da *pilot valve* (Figura 8) pelos interruptores de nível (28% e 22%) do PCM2, a válvula de esfera é acionada por diferencial de pressão, fechando a passagem de fluido hidráulico para a linha de pressão do atuador do rotor de cauda.

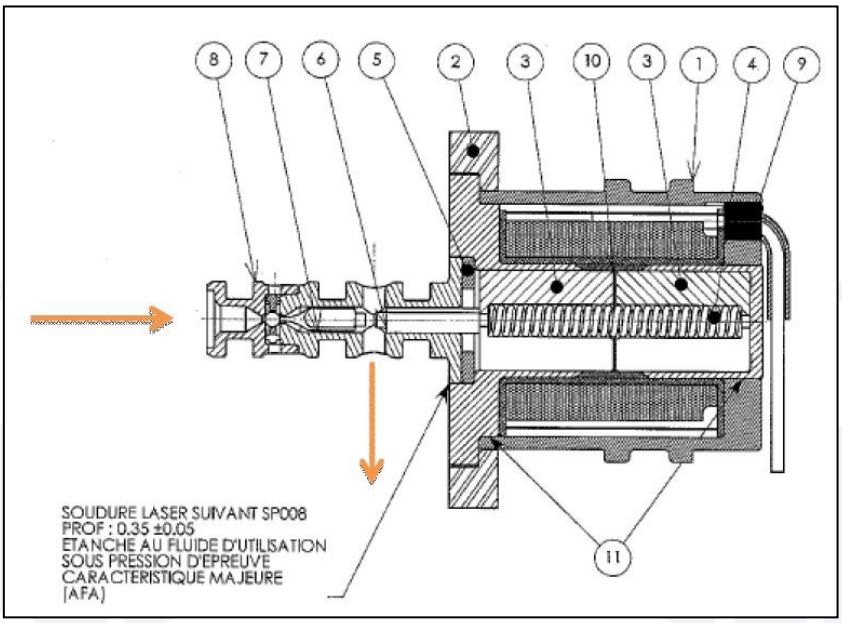

Figura 8 - *Pilot valve* detalhada.

As Figuras 9 e 10 mostram o funcionamento da TRSOV com a *pilot valve* não energizada e energizada, respectivamente.

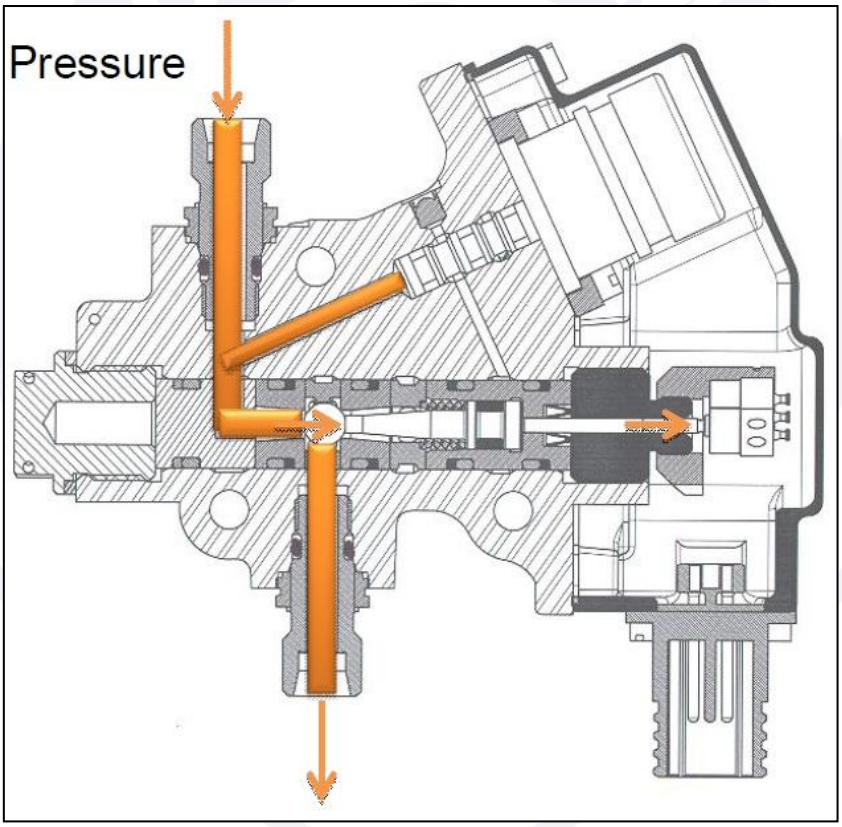

Figura 9 - TRSOV aberta, com a *pilot valve* não energizada.

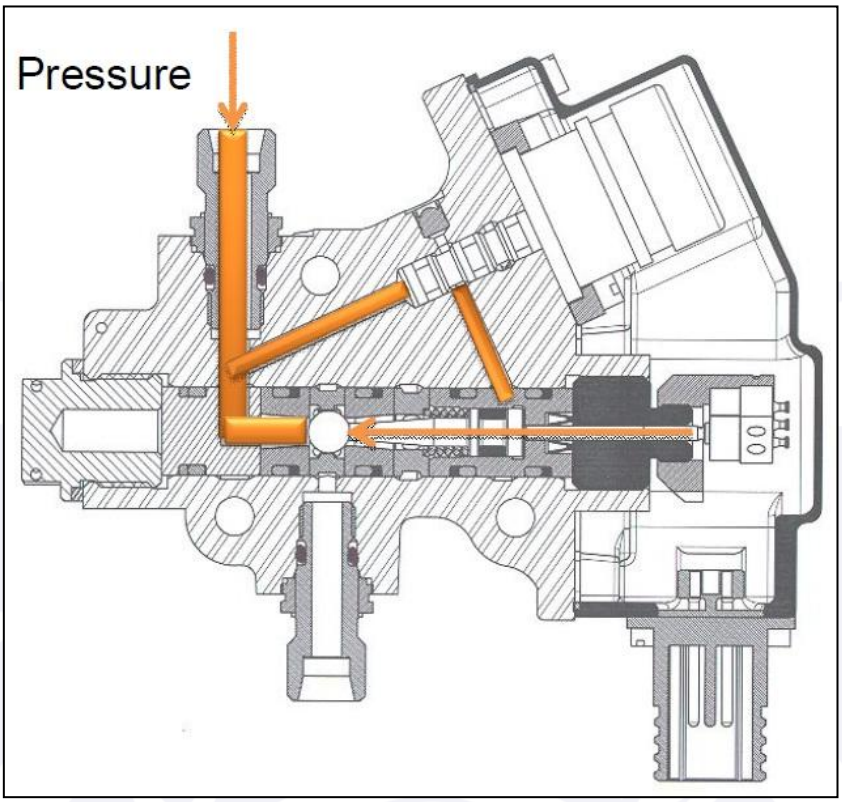

Figura 10 - TRSOV fechada, com a *pilot valve* energizada.

A função da TRSOV instalada no sistema hidráulico 2 é interromper a passagem de fluido hidráulico para a linha de pressão de comando do rotor de cauda, em casos de vazamento de fluido por esta linha, preservando assim a energia hidráulica para os servos de comando do rotor principal (RP).

Funcionalmente, os dois sistemas hidráulicos principais, por meio dos PCM, monitoram o funcionamento correto do sistema hidráulico da aeronave, com o controle da pressão no sistema, da temperatura do fluido e com a variação do volume de fluido no reservatório hidráulico dos PCM.

Entretanto, apenas o sistema hidráulico 2, em casos de vazamentos nas linhas de pressão do atuador do rotor de cauda, possui a função de interromper a perda de fluido por meio do acionamento da TRSOV, quando o nível do reservatório do PCM2 atinge 28% ao esvaziar.

Os dois sistemas hidráulicos principais possuem outras duas *Shut-Off Valve* cada um (SOV1, SOV2, UTILITY SOV1 e UTILITY SOV2), porém, a descrição do seu funcionamento não se faz necessária para a presente investigação.

A temperatura em operação normal dos sistemas hidráulicos do AW139 varia de -20°C a 119°C. Em média, essa temperatura fica em torno de 70°C em voo.

A temperatura da TRSOV em funcionamento é a mesma temperatura do fluido hidráulico, que em operação normal pode variar entre -20°C a 119°C. Estima-se que no momento da ocorrência, a temperatura do fluido estaria em aproximadamente 70°C.

Durante 7,5 segundos, a TRSOV cumpriu sua função e permaneceu fechada, interrompendo o vazamento do fluido do sistema hidráulico 2, de forma a garantir o funcionamento do sistema de comando de voo do helicóptero.

Após este tempo em operação, a válvula falhou devido ao rompimento do fio do enrolamento da bobina da *pilot valve* da TRSOV por superaquecimento. As

consequências imediatas foram o esgotamento do fluido hidráulico do sistema hidráulico 2 e a perda de controle da aeronave.

O superaquecimento no fio do enrolamento se deu de maneira pontual, afastada dos terminais do enrolamento, dentro de uma área bem específica no meio da bobina, sendo este fato característica de falha pontual do material isolante do fio da bobina.

Fatores como resistência a temperatura, uniformidade do isolante do fio e estabilidade elétrica na operação são determinantes na vida útil de uma bobina. As associações desfavoráveis destes fatores podem desencadear a diminuição da vida útil para bobinas elétricas.

Em laboratório, foi verificado que a cada abertura do contato da *microswitch* de 28%, ocorre uma desenergização da bobina. Quanto mais rapidamente a tensão na bobina é cortada, maior é o pico de tensão instantânea autoinduzida nesta.

O pico de tensão não acontece em um evento único, mas em inúmeras oscilações provocadas pela contínua comutação dos contatos da *microswitch*, a cada variação de nível a 28%. Isso produz várias descargas elétricas e aumento do estresse elétrico sofrido pela bobina.

A razão para a falha da bobina da TRSOV foi identificada num sobreaquecimento local do fio que resultou na fusão do material. A causa raiz do superaquecimento, no entanto, não pôde ser identificada.

Tail Rotor Shut-Off Valve (TRSOV)

A TRSOV, PN 3G2910V00231, SN 2104, instalada na aeronave desde a fabricação, é um componente *ON CONDITION*. Seu acionamento ocorre se houver detecção de baixo nível de fluido hidráulico do sistema hidráulico 2.

Até a data da ocorrência, o programa de manutenção do fabricante não previa a inspeção da TRSOV, sendo realizado apenas um cheque operacional durante a inspeção de 1.200 horas do Módulo de Controle de Potência (*Power Control Module* - PCM).

A inspeção de 1.200 horas do PCM foi realizada pela empresa SENIOR, em 19ABR2011, quando a aeronave estava com 3.625 horas e 35 minutos de voo, não foi encontrada qualquer discrepância nos sistemas (PCM e TRSOV).

A classe térmica do fio de enrolamento da bobina da TRSOV é do tipo classe 200, que possui como material isolante a poliéster-imida e poliamida-imida, com resistência térmica máxima de 200°C.

Auto-Deployable Emergency Locator Transmitter (ADELT)

O sistema ADELT é o principal meio de localização via rádio para buscas, salvamentos e assistências a uma aeronave em condições de emergência.

O sistema possui os seguintes componentes primários:

a) *System Interface Unit* (SIU): módulo de interface com o sistema por meio de um interruptor *OFF/ARM.*

b) *Aircraft Identification Unit* (*Configuration Unit*): unidade que contém a identificação da aeronave.

c) *Beacon Release Unit* (BRU): unidade que dá a interface elétrica mecânica entre o *beacon* (rádio sinalizador) e a aeronave. É responsável pelo lançamento e ejeção do *beacon*.

d) *Water Activated Switch* (WAS): *switch* de acionamento sensível a água.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

Nada a relatar.

1.18 Informações operacionais

Após a decolagem, às 16h42min (horário local), em condições visuais de voo, a aeronave fez contato com a Rádio Enchova (localizada na plataforma P-15), informando a decolagem e ascensão para 3.500ft.

Às 16h48min, cruzando 1.800ft de altitude, com 130kt de velocidade e com o piloto automático acoplado, uma das pás do rotor de cauda separou-se e, após meio segundo, todo o conjunto do rotor de cauda, incluindo a TGB, desprendeu-se da aeronave.

A aeronave guinou bruscamente para a direita e girou cerca de 120° para a esquerda, em movimento de rolagem.

Logo após a saída do conjunto do rotor de cauda, houve perda instantânea da pressão do sistema hidráulico 1; a recuperação da atitude anormal por meio da aplicação dos comandos cíclico e coletivo; e a estabilização em autorrotação. Neste momento, o copiloto informou na fonia do Controle Macaé (APP - Macaé), que estava em emergência, por três vezes.

Não houve perda instantânea do sistema hidráulico 2, devido ao funcionamento da TRSOV que interrompeu a passagem de fluido hidráulico para a linha de comando do rotor de cauda, preservando assim a energia hidráulica para os servos de comando do rotor principal.

Esta trajetória estabilizada permaneceu por 4,5 segundos, quando houve a perda da pressão hidráulica no sistema hidráulico 2 e a perda do controle definitivo da aeronave. Em seguida, o copiloto informou via fonia que os sistemas hidráulicos haviam sido perdidos. De acordo com a doutrina de cabine da empresa, esta tarefa era atribuída ao *Pilot Monitoring.*

A aeronave prosseguiu em trajetória descontrolada até colidir contra o mar, com a lateral direita voltada para baixo e razão de descida aproximada de 8.000ft/min.

O APP - Macaé e a Rádio Enchova direcionaram três helicópteros que voavam próximos à área, para prestar assistência. Durante o sobrevoo, foram avistados dois botes inflados, sem sinais de sobreviventes, alguns destroços flutuando e uma mancha de combustível sobre a superfície do oceano.

Treinamento em simulador de voo

Em janeiro de 2012, o investigador encarregado realizou, no simulador de voo da CAE *SimuFlite*, em *Morriston* - NJ (EUA), a avaliação do treinamento das emergências relativas ao comando de pedal e acionamento do rotor de cauda.

Foram simuladas as manobras de travamento dos pedais em várias posições (pedal esquerdo acionado, pedais em neutro e pedal direito acionado) e a manobra de falha do acionamento do rotor de cauda (quebra do eixo de acionamento) em várias velocidades (pairado, subida e voo de cruzeiro).

Em todas as panes simuladas, o funcionamento dos sistemas é similar ao que ocorre na aeronave. Nas panes de travamento dos pedais, a reação do simulador é semelhante às reações aerodinâmicas que ocorrem no helicóptero. Nas panes de quebra do eixo de acionamento do rotor de cauda, a simulação da reação da aeronave mostra uma guinada rápida para a direita, porém, sem qualquer força de aceleração lateral ou tendência de rolagem do helicóptero para a esquerda, mesmo em altas velocidades.

Embora gerenciáveis em algumas situações, falhas de rotor de cauda podem ser consideradas catastróficas, dependendo das condições de voo. Não existia um procedimento para a perda de todo o conjunto do rotor de cauda, pois essa ocorrência era considerada catastrófica pela EASA e pelo fabricante da aeronave.

1.19 Informações adicionais

Este tópico do relatório foi dividido em quatro partes: Certificação do Projeto de Tipo do AW139, Requisitos de Certificação, outras ocorrências similares que aconteceram no mundo e experiência anterior do comandante.

Certificação do Projeto de Tipo do AW139

A aeronave AW139 recebeu certificação original em 18JUN2003 pela autoridade aeronáutica da Itália (ENAC) e a base de certificação foi o *JAR 29 Amdt 3*, datado de 01ABR2002. Em seguida foi emitido pela EASA o *Type Certificate Data Sheet (TCDS) n° R.006*.

Nos EUA, a certificação se deu em 20DEZ2004 para o AW139 categoria B e 10ABR2006 para a categoria A. A base de certificação americana foi o *FAR 29 Amdt 45*, de 25OUT1999, e foi emitido por validação o TCDS n° R00002RD.

Já no Brasil, a certificação por validação se deu em 12ABR2007, porém, a base de certificação não estava perfeitamente referenciada, em conformidade com o previsto no Item 2.7.2 do Manual de Procedimentos da Superintendência de Aeronavegabilidade MPR-210/SAR. No TCDS n° ER-2007T04-04 da ANAC não estava referenciado o TCDS emitido pela ENAC/EASA, que serviu de base para a validação.

Também foi identificado que no TCDS n° ER-2007T04-04 era citada a base de certificação *FAR 29 Amdt 82*. Todavia, esta emenda ao FAR 29 ainda não havia sido emitida pela FAA naquela época.

Requisitos de Certificação

Neste item, são apresentados os requisitos da certificação original do projeto AW139, constantes no JAR 29 - *Large Rotorcraft*, atual CS 29, pertinentes à análise do acidente investigado, bem como informações de certificação primária junto à autoridade aeronáutica e a certificação secundária junto à autoridade americana (FAA).

O projeto do helicóptero AW139 utilizava um sistema de comandos de voo operado unicamente através do uso de força hidráulica. Um dos requisitos necessários para certificação de sistemas deste tipo é descrito na Seção 29.695 - *Power Boost And Power Operated Control System* do JAR 29.

> ***29.695 Power boost and Power Operated Control System***
>
> *(a) If a power boost or power-operated control system is used, an alternate system must be immediately available that allows continued safe flight and landing in the event of -*
>
> *(1) Any single failure in the power portion of the system; or*
>
> *(2) The failure of all engines.*
>
> *(b) Each alternate system may be a duplicate power portion or a manually operated mechanical system. The power portion includes the power source (such as hydraulic pumps), and such items as valves, lines, and actuators.*
>
> *(c) The failure of mechanical parts (such as piston rods and links), and the jamming of power cylinders, must be considered unless they are extremely improbable.*

O item 29.695 (a) determinava que deveria haver um sistema alternativo que permitisse a continuação segura do voo e pouso, caso ocorresse uma falha em uma das "porções de energia" (*power portion*) deste sistema de comandos de voo.

O item 29.695 (b) determinava que o sistema alternativo deveria ser uma réplica da "porção de energia" do sistema (*duplicate power portion*) ou um sistema mecânico operado manualmente. O mesmo item ainda definia que a "porção de energia" incluía a fonte de energia (*power source*), como bombas hidráulicas, e itens como válvulas, linhas e atuadores.

O projeto dos helicópteros tipo AW139 utilizava a segunda forma descrita do sistema alternativo, ou seja, uma réplica da "porção de energia" do sistema, haja vista que as forças atuantes nos rotores são de magnitudes impossíveis de serem controladas mecanicamente por força humana.

O item 29.695 (c) determinava que a falha das partes mecânicas do sistema, como êmbolos de pistões e hastes, bem como o travamento dos cilindros atuadores (*power cylinders*) deveria ser considerada, a não ser que fossem extremamente improváveis.

O objetivo deste requisito era garantir a segurança da continuidade do voo e do pouso, com a redundância da porção de energia necessária para manter a controlabilidade da aeronave.

A *Advisory Circular* (AC) 29-2C - *Certification of Transport Category Rotorcraft*, emitida pelo *Federal Aviation Administration* (FAA), teve o objetivo de estabelecer meios aceitáveis para o cumprimento dos requisitos do FAR 29. Na Seção AC 29.695 (c) (2), desta AC, estava ratificada a necessidade de duplicidade do *Power Operated Control System*, conforme abaixo.

> *"(2) If a duplicate power portion of the system is used to meet the requirements of the rule, the requirements may be met by providing a dual independent hydraulic system, including the reservoirs, hydraulic pumps, regulators, connecting tubing, hoses, servo valves, servo-valve cylinder, and power actuator housings. There must be no commonality in fluid-carrying components. A break in one system should not result in fluid loss in the remaining system."*

As pás de qualquer helicóptero são projetadas para minimizar a probabilidade de falha, de forma a seguir os requisitos de certificação.

O processo de fabricação da pá do AW139 pela AgustaWestland foi certificado primeiramente pela ENAC e, na época do acidente, estava sob responsabilidade da EASA e ainda sob supervisão da ENAC.

Em qualquer certificação, existem processos de auditoria realizados pela autoridade aeronáutica certificadora e pelo fabricante, com a finalidade de garantir o padrão de qualidade obtido durante o processo de certificação da produção. Os processos em vigor na época da fabricação das pás não foram robustos o suficiente para identificar a ocorrência de falhas na estrutura das pás do rotor de cauda.

<u>Outras ocorrências similares no mundo.</u>

Em 03JUL2010, uma aeronave AW139, matrícula B-MHJ, realizou um pouso de emergência na Baía de *Hong-Kong* - China.

Após decolar do Heliporto *Sheung Wan*, a aproximadamente 350ft de altura e 70kt de velocidade, uma das pás do rotor de cauda da aeronave separou-se, causando desbalanceamento dinâmico, tendo como consequência a separação do conjunto do rotor de cauda e da TGB da aeronave.

A tripulação percebeu que havia perdido a efetividade do rotor de cauda e manobrou a aeronave em autorrotação com corte dos motores antes do toque na água. Todos os tripulantes e passageiros foram resgatados com vida, alguns com ferimentos leves.

Nesta ocorrência, a TRSOV instalada no sistema hidráulico 2 funcionou durante toda a manobra e as reações aerodinâmicas foram menos bruscas que as reações sofridas pelo PR-SEK (Figura 11).

Figura 11 - Acidente com aeronave B-MHJ, Hong Kong, China.

O conjunto do rotor de cauda da aeronave B-MHJ foi encontrado com as três pás remanescentes e a pá que se separou do rotor de cauda não foi encontrada.

Em data não determinada, três pás e uma parte da pá que se desprendeu que permaneceram presas ao conjunto do rotor de cauda foram enviadas ao Laboratório QinetiQ na Inglaterra.

De acordo com as informações fornecidas pela EASA, a agência foi informada em 5 de Julho de 2010, pouco depois da ocorrência. Naquela altura, com base em informações de testemunhas, a investigação conduzida pela Autoridade de Aviação Civil Chinesa (*Civil Aviation Department* - CAD) centrou-se na hipótese de colisão com pássaro e, por conseguinte, na avaliação daquela vulnerabilidade.

Em 27JUL2010, o CAD emitiu o *Preliminary Report* 2/2010, o qual descrevia o acidente com a aeronave B-MHJ e as condições que o envolveram, sem determinar hipóteses para o caso.

Em setembro de 2010, foi realizado um encontro na Agência de Investigação de Acidentes do Reino Unido *(Air Accidents Investigation Branch* - AAIB), com a participação do CAD; da AAIB, da Autoridade de Aviação Civil de Macau (AACM); da Agência de Investigação de Acidentes da Itália (*Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* - ANSV), da *Agusta* e da QinetiQ. Essa reunião teve como objetivo definir o escopo de trabalho da QinetiQ a ser empreendido nos componentes recuperados da aeronave B-MHJ.

Em 02MAI2011, no Catar, outra aeronave AW139, matrícula A7-GHA, ao realizar o táxi para um voo *offshore* com 11 pessoas a bordo, teve uma das pás do rotor de cauda desprendida e, em seguida, todo o conjunto do rotor de cauda e TGB (Figura 12).

A investigação desse acidente foi realizada pela Autoridade de Aviação Civil do Catar, com a participação da EASA, ANSV e *Agusta*.

Figura 12 - Acidente com a aeronave A7-GHA, Doha, Catar.

Em 06MAI2011, a *Agusta* emitiu o Boletim Técnico Mandatório BT139-251, que introduzia uma inspeção preventiva periódica nas pás do rotor de cauda das aeronaves AW139. Este boletim introduzia uma inspeção visual e o *hammer tapping check* na raiz das pás do rotor de cauda, com o objetivo de identificar rachaduras ou sinais de dano. A área inspecionada correspondia exatamente à área fraturada no acidente com a aeronave PR-SEK (Figura 13).

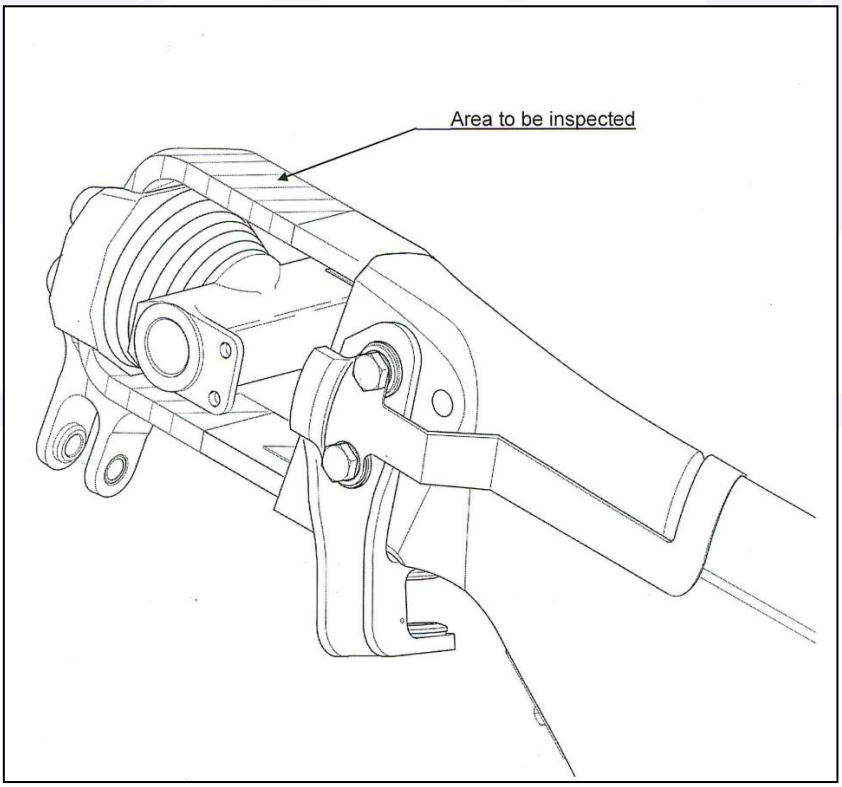

Figura 13 - Área a ser inspecionada pelo BT 139-251.

Em 09MAI2011, a EASA emitiu a Diretriz de Aeronavegabilidade (*Airworthness Directive* - AD) n° 2011-0081, referenciando o BT139-251 emitido pela *Agusta*.

A emissão da AD foi motivada pela ocorrência com a aeronave A7-GHA, em 02MAI2011 e teve um caráter preventivo devido ao fato da investigação ainda estar em andamento.

Naquele momento, a EASA ainda não havia relacionado os acidentes envolvendo as aeronaves A7-GHA e B-MHJ.

Em 06JUN2011, ocorreu uma reunião nas instalações do QinetiQ e a EASA foi convidada a participar pela AAIB, juntamente com as demais autoridades envolvidas na investigação do acidente com o B-MHJ. Nessa reunião a EASA tomou conhecimento que a perda da pá do rotor de cauda do B-MHJ estava associada à qualidade de fabricação das pás do rotor de cauda.

Em 23JUN2011, a EASA e *Agusta* reviram vários pontos da certificação das pás do rotor de cauda, com teste de tolerância a dano, teste de resistência à colisão com pássaros, dentre outros. Entre as principais conclusões desta reunião, a única desfavorável à aeronavegabilidade das pás do rotor de cauda é transcrita abaixo:

> *"Because of the potential degree of discretion associated to the X-ray inspection applied to the strap, EASA CA Team came to the conclusion that there could be a possibility that TR blades installed on the AW139 fleet could contain defects and flaws in excess of those assumed during the static and fatigue tests performed for the certification."*

Em 29JUN2011, O CAD emitiu o *Interim Statement* 2/2011, no qual descreveu ações de investigação, porém não foi específico em relação à perda da pá do rotor de cauda e não estabeleceu hipóteses para a ocorrência.

Em 04JUL2011, motivado pelas reuniões anteriores, a EASA e a ENAC se encontraram para avaliar exclusivamente as deficiências de produção identificadas pelo laboratório QinetiQ. A principal conclusão deste encontro foi solicitar à AGUSTA que reavaliasse o processo de produção da pá do rotor de cauda para identificação de possíveis falhas.

Em 14JUL2011, a QinetiQ submeteu o seu relatório ao CAD (item 5 do *Accident Bulletin* 4/2011 do CAD). As amostras das pás que não se separaram em voo, examinadas pela QinetiQ, bem como da porção recuperada da pá que se separou, indicaram que estas não cumpriam integralmente as especificações certificadas no processo de produção. Foram encontradas discrepâncias na manufatura. Os dados deste relatório foram apresentados na reunião em 06JUN2011.

Ambos os acidentes citados possuem como evento primário a perda de uma das pás do rotor de cauda e o consequente desbalanceamento dinâmico do rotor de cauda que levou à perda de todo o conjunto.

Os acidentes supracitados ocorreram fora da área de jurisdição da EASA.

Experiência anterior do comandante

A experiência do piloto em comando incluiu um acidente anterior, na década de 1980, no qual o helicóptero pegou fogo em voo e foi pilotado por ele em uma severa condição de emergência.

Naquela ocasião, o piloto executou uma autorrotação com sucesso, pousando o helicóptero no mar, com o uso de flutuadores.

Apesar de gravemente queimado, protagonizou as ações de salvamento dos demais ocupantes da aeronave, inflando bote salva-vidas e resgatando os sobreviventes náufragos.

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Não houve.

2. ANÁLISE

Outros dois acidentes anteriores de helicópteros AW139 tiveram sua “causa raiz” identificada como sendo a falha do mesmo tipo de componente: a pá do rotor de cauda PN 3G6410A00131. Este terceiro acidente foi o único com perda de controle em voo e com lesões fatais.

A teoria de voo de helicóptero e os procedimentos de emergência do AW139 para a falha do rotor de cauda preveem que a tripulação efetue uma autorrotação sem potência, com corte dos motores, para a realização de um pouso em emergência. Contudo, não existia um procedimento para a perda de todo o conjunto do rotor de cauda.

Entretanto, no primeiro acidente, com a aeronave B-MHJ, em que houve o desprendimento do conjunto do rotor de cauda, a tripulação manobrou a aeronave utilizando os procedimentos previstos para a falha do eixo de acionamento do rotor de cauda e conseguiu executar uma autorrotação controlada, seguida do corte dos motores antes do pouso na água.

A segunda ocorrência, com a aeronave A7-GHA, se deu na fase de táxi, sem qualquer consequência mais grave para a aeronave e seus ocupantes.

No caso do acidente com a aeronave PR-SEK, a tripulação também manobrou a aeronave considerando os procedimentos para a falha do eixo de acionamento do rotor de cauda, entretanto o piloto perdeu o controle da aeronave após a perda do sistema hidráulico 2 na sequência após ter perdido o sistema hidráulico 1.

O acidente com a aeronave PR-SEK não pode ser analisado apenas tomando por base as falhas ativas de componentes e eventos que ocorreram durante a ocorrência, uma vez que as falhas latentes ocorridas envolviam desde ocorrências anteriores até o cumprimento e interpretação de requisitos durante o processo de certificação.

Assim, a análise deste acidente explica, com base nos elementos de investigação já descritos, os principais eventos e condições que estiveram presentes neste acidente:

a) falha estrutural da pá do rotor de cauda;

b) atitude anormal do helicóptero após a falha estrutural;

c) treinamento de emergências em simulador de voo;

d) perda dos dois sistemas hidráulicos e, consequentemente, dos comandos de voo do helicóptero, gerando a perda do controle em voo;

e) falha da bobina da TRSOV (*pilot valve*);

f) relação entre a falha do rotor de cauda com a perda de ambos os sistemas hidráulicos;

g) relação entre a certificação do sistema de comando de voo do tipo *power operated control system* com o efeito cascata das falhas citadas;

h) investigações dos dois acidentes anteriores não evitaram o terceiro; e

i) a possível razão pela qual os flutuadores e o ADELT não terem sido acionados automaticamente após o impacto com a água.

Esta análise está apresentada em seções, com o objetivo de permitir uma melhor compreensão e identificação dos fatores que se encontravam presentes no momento da

ocorrência, além de obedecer a uma sequência cronológica dos fatos que possuem uma relação direta ou indireta com o acidente.

Falha estrutural da pá do rotor de cauda.

O processo de fabricação da pá pela *Agusta* foi certificado primeiramente pela ENAC e, na data do acidente, tinha como autoridade aeronáutica responsável a EASA. Apesar disso, os processos de auditoria realizados pela EASA e pela *Agusta* para garantia do padrão de qualidade obtido durante o processo de certificação da produção, não se mostraram eficazes para a identificação das falhas estruturais encontradas na pá do rotor de cauda do AW139, resultando em três eventos de falha em período de pouco mais de treze meses.

A quebra da pá foi o primeiro evento que desencadeou o acidente com a aeronave PR-SEK. A ausência de uma das pás do rotor de cauda durante o giro deste em alta velocidade foi a origem da falha de todo o conjunto, causando o desprendimento da TGB por desbalanceamento severo.

A perda dos componentes teve efeito instantâneo na trajetória de voo do helicóptero e nas características de pilotagem deste. A análise destes efeitos foi realizada com base nos dados dos gravadores de voo e na literatura sobre a aerodinâmica de helicópteros.

Atitude anormal do helicóptero após a falha estrutural

Os dados gravados no CVFDR mostram que o helicóptero decolou da plataforma P65, às 16h42min (horário local) e fez contato com a Rádio Enchova (localizada na plataforma P-15), informando sua decolagem com ascensão para 3.500ft, com destino a Macaé (SBME).

Às 16h48min, cruzando 1.800 pés, um dos pilotos informou na fonia do APP Macaé, que estava em emergência, repetidamente por três vezes e informou que havia perdido o sistema hidráulico.

Durante as buscas pelos destroços, foram encontrados o rotor de cauda separado da aeronave e uma pá do rotor de cauda separada do conjunto.

Os dados do CVFDR e a distribuição dos destroços mostram que a aeronave estava estabilizada em subida quando perdeu uma pá do rotor de cauda, que foi encontrada no fundo do mar isolada de qualquer outro componente.

A perda de uma pá em um rotor de cauda de quatro pás representa uma diminuição, instantânea, significativa da força antitorque que estava sendo produzida para manter a estabilidade em guinada. Esta redução da força antitorque gerou uma guinada imediata para a direita, com força lateral de aproximadamente 0,367G e taxa de variação da aceleração angular (*yaw rate*) de aproximadamente 33°/s.

Isto explica a perda de proa com moderada intensidade, corrigida com aplicação de 60% de pedal esquerdo. Não houve acionamento do "*pedal FTR*" (*Force Trim Release*), o qual é acionado concomitantemente com acionamento físico do próprio pedal.

Considerando que o helicóptero estava voando com o piloto automático acoplado, é possível que o comando de pedal para a esquerda tenha sido efetuado pelo próprio piloto automático, que reagiu instantaneamente e estabilizou a mudança inicial da proa (Figura 14).

Figura 14 - Imagem da animação dos dados do CVFDR imediatamente antes e durante o primeiro evento - saída da primeira pá do R/C - o cíclico permaneceu estável e o pedal esquerdo foi aplicado a 60% do curso.

Neste primeiro momento, que durou apenas 0,5s, não houve qualquer alarme de pane de nenhum sistema da aeronave.

Pode-se considerar que, com a primeira variação inesperada e instantânea da trajetória e proa do helicóptero, a reação normal e esperada do comandante da aeronave (*pilot flying*) seria levar as mãos e pés aos comandos do helicóptero, mesmo sem desacoplar o piloto automático.

Após 0,5 segundo desse primeiro evento - falha da pá do rotor de cauda - houve a perda de todo o conjunto do rotor de cauda e da TGB, causada pelo desbalanceamento severo devido à perda da primeira pá. Com isto, a força anti-torque foi totalmente perdida, gerando nova variação de proa, três vezes mais severa que a primeira (0,976G), com *yaw rate* de 74°/s.

A saída da TGB causou o rompimento das linhas de ambos os sistemas hidráulicos, causando a perda instantânea (0,27s) da pressão do sistema hidráulico 1, o qual não possui a válvula TRSOV.

O giro violento da aeronave em guinada, centrado no mastro do rotor principal, gerou como resultante na cabine de pilotagem, distante aproximadamente dois metros à frente do mesmo, uma desaceleração lateral de 1G.

Esse giro em torno do eixo vertical da aeronave para a direita, sem uma mudança significativa de sua trajetória de voo, aumentou drasticamente o arrasto de fuselagem, gerando uma desaceleração longitudinal e o desacoplamento do piloto automático.

A desaceleração longitudinal foi medida pela redução registrada da *ground speed,* de 130kt para 95kt em apenas 1s, considerando apenas este parâmetro a sua intensidade seria aproximadamente de 18m/s^2, ou seja, uma desaceleração de aproximadamente 1,84G.

A exposição da lateral esquerda da fuselagem ao vento relativo (pela guinada a direita) gera, em um helicóptero, uma rolagem lateral para a esquerda. Esta rolagem é explicada pela soma de dois componentes: a diferença de áreas abaixo e acima do centro de gravidade da fuselagem e a reação aerodinâmica do RP à força de desaceleração provocada pelo arrasto da fuselagem (Figura 15)

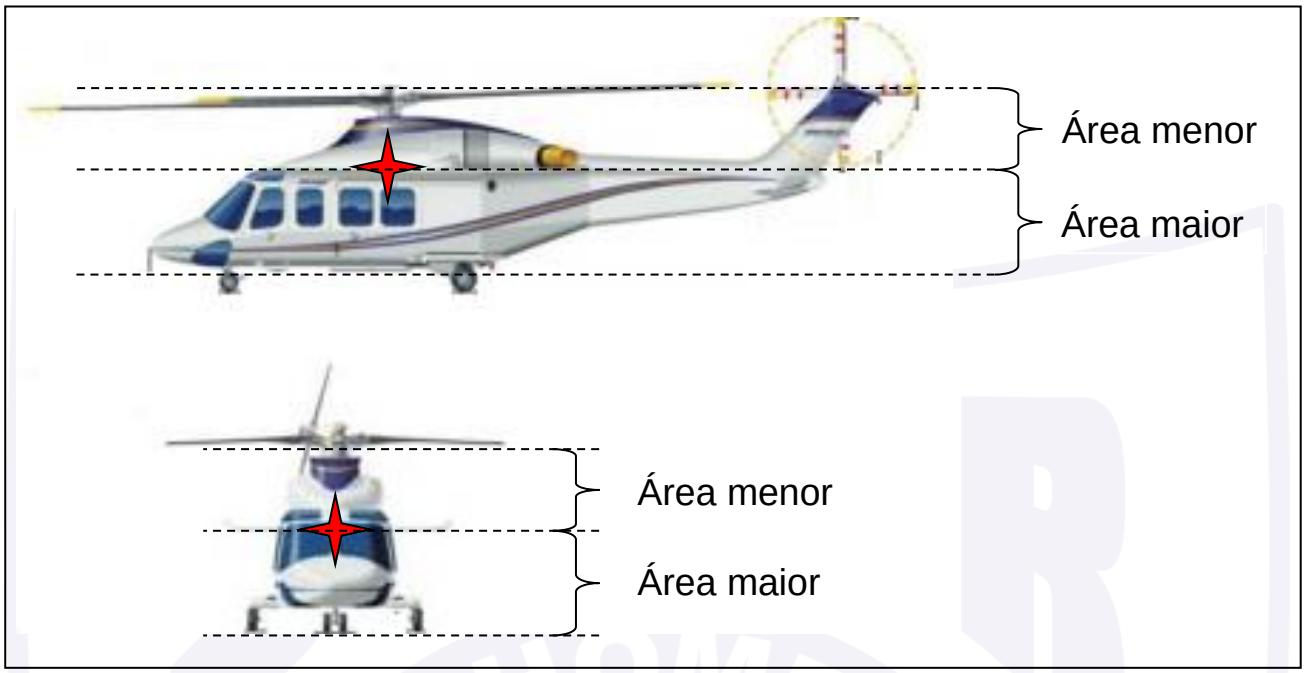

Figura 15 - Efeito da lei das áreas da fuselagem em relação ao C.G. do helicóptero no eixo vertical.

Estas duas forças combinadas, o giro para a direita e a desaceleração longitudinal, tiveram como consequência o impulso relativo de todos os objetos dentro do helicóptero em diagonal para frente e à esquerda.

Considerando o tempo de reação de um ser humano em estado de atenção como sendo 0,8s, é possível que o comandante tenha alcançado os comandos de voo, após o primeiro evento, em uma fração de segundo antes de ocorrer o segundo evento ou simultaneamente a este. Os dados do CVFDR mostram que em 0,8s, o cíclico foi comandado ampla e rapidamente à frente e à esquerda e o coletivo foi comandado todo para baixo.

Como consequência da diferença das áreas superior e inferior da fuselagem em relação ao CG e das ações nos comandos de pilotagem, o helicóptero aumentou a amplitude de inclinação lateral, chegando à 120° de giro à esquerda em relação ao eixo longitudinal (Figura 16).

Figura 16 - Imagem da animação dos dados do CVFDR no segundo evento - saída da TGB - o cíclico comandado à frente e à esquerda e coletivo comandado para baixo, com rolagem para a esquerda até 120°. A luz de alarme de baixa pressão acende, indicando a perda do SIST HID #1.

Ao atingir 120° de inclinação para a esquerda, o comando de cíclico foi aplicado para a direita de forma ampla, porém, coordenada. O helicóptero respondeu a esse comando desfazendo a grande inclinação para a esquerda, diminuindo a *yaw rate* para a direita. Durante esta recuperação ocorreu o disparo da NR (rotação do RP), a qual atingiu 112%. Estes comandos de coletivo e cíclico são compatíveis com a recuperação da atitude anormal e uma entrada abrupta em autorrotação. O disparo de NR é compatível com a diminuição súbita da carga aerodinâmica do rotor.

Em 2,0 segundos, o helicóptero atingiu a atitude nivelada com descida de grande ângulo, porém controlada, e o coletivo foi novamente puxado até 70%, neutralizando o disparo da NR e iniciando, em seguida, movimentos do coletivo entre 0 e 20%.

Em 3,5 segundos a partir do primeiro evento (perda da pá), e após 3,0 segundos da perda do rotor de cauda, ao atingir 142kt, com coletivo todo abaixado, o helicóptero chegou à *yaw rate* zero, estabelecendo uma trajetória estabilizada com razão de descida de 3.900ft/min.

Durante a descida, a NR manteve-se em valores acima de 105%, tendo atingido pico de 123% e os pedais foram comandados para uma posição entre 10° para a direita e neutro (centralizado).

É possível que o comandante tenha acionado os comandos de pedais sem que tivesse conhecimento da ausência do conjunto do rotor de cauda ou conscientemente, para checar a falta de acionamento do rotor de cauda, conforme previsto na manobra de emergência para a perda do rotor de cauda, treinadas em simulador.

Esta trajetória estabilizada permaneceu por 4,5 segundos, quando houve a perda da pressão hidráulica no sistema hidráulico 2, o qual é dotado da válvula TRSOV. Em mais 0,5 segundo houve a perda do controle definitivo da aeronave.

Observou-se pelos dados do gravador de voo que, após a perda do conjunto do rotor de cauda, a tripulação conseguiu recuperar o controle do helicóptero, estabilizando momentaneamente uma descida em autorrotação até a perda do sistema hidráulico 2, momento em que se deu a perda definitiva do controle da aeronave.

A manobra de perda de acionamento do rotor de cauda e autorrotação, prevista no manual de voo e treinada exaustivamente na formação de pilotos de helicópteros e no simulador de voo, permitiria o pouso de emergência no mar. O comandante do helicóptero já havia passado por uma situação similar em outro acidente ocorrido na década de 1980, o que indica que, caso não houvesse a perda do sistema hidráulico 2, este teria experiência suficiente para realizar a manobra, mesmo em condição de emergência real.

Treinamento de emergências em simulador de voo

A análise realizada nos simuladores de voo de helicóptero AW139 mostrou que a simulação não representa fielmente a sequência de eventos que ocorre no caso de falha do eixo de acionamento do rotor de cauda em alta velocidade.

A simulação não foi capaz de replicar a violenta aceleração lateral experimentada na cabine. Em outras palavras, o simulador de voo não foi capaz de reproduzir fisicamente a forte aceleração lateral experimentada em falhas do rotor de cauda. Também não há qualquer referência a esses fatores de carga nos manuais de treinamento ou no capítulo referente às emergências no Manual de Voo do helicóptero AW139.

Com isto, não é possível preparar a tripulação para evitar a tendência de levar o cíclico para a esquerda até o batente máximo, o que agrava a condição de emergência, pois leva o helicóptero a uma atitude anormal. A rolagem decorrente da atuação inadvertida nos comandos provoca elevada variação de cargas G verticais, positivas e negativas e facilita a perda do controle da NR.

Perda dos dois sistemas hidráulicos

Os sistemas hidráulicos 1 e 2, apesar de independentes, possuem a mesma função que é a de ser a fonte de energia para a operação do controle do rotor principal e do rotor de cauda por meio da atuação dos comandos de voo. Esta característica está presente em todos os helicópteros certificados na categoria transporte (FAR 29) que utilizam a energia hidráulica como a fonte de energia para o sistema de controle da aeronave.

Nesse tipo de aeronave, é imprescindível a utilização da energia hidráulica para operação do sistema de controle de voo. Ou seja, a força humana não é compatível com a demanda de energia necessária para o controle da aeronave devido às forças aerodinâmicas dos rotores.

Por este motivo, a certificação exige que a porção de energia seja duplicada e independente, além de atribuir o modo de falha extremamente improvável para os componentes do sistema hidráulico, como bombas, válvulas, linhas, etc.

Neste acidente, todos os componentes dos sistemas hidráulicos 1 e 2 estavam em funcionamento normal até o rompimento das linhas de pressão e retorno de fluido hidráulico de comando do rotor de cauda, como consequência da perda da TGB e do conjunto do rotor de cauda.

Na concepção dos sistemas hidráulicos do AW139, em caso de vazamento simultâneo de fluido hidráulico dos dois sistemas, nas linhas de comando do rotor de cauda, ocorre instantaneamente o esgotamento do fluido do sistema 1, devido à ausência de uma TRSOV.

O sistema hidráulico 2 possui uma válvula de corte (TRSOV) na linha de pressão do rotor de cauda que tem a função de interromper o vazamento do fluido quando o nível do reservatório atingir 28%.

Com a perda da pá do rotor de cauda, a TGB suportou apenas 0,5 segundos antes de se desprender. Neste instante, ambos os sistemas hidráulicos permaneceram íntegros.

Com o desprendimento da TGB, houve a perda instantânea do sistema hidráulico 1 e o acionamento da TRSOV, que preservou a pressão hidráulica do sistema hidráulico 2.

A quantidade de fluido preservada no sistema hidráulico 2 (28% do volume) mostrou ser suficiente para a operação do helicóptero na condição de emergência, uma vez que permitiu a recuperação da atitude anormal e o estabelecimento da descida em autorrotação, mesmo com a utilização de grandes amplitudes de comando de cíclico e coletivo.

Falha da bobina da TRSOV (*pilot valve*)

Durante 7,5 segundos, a TRSOV cumpriu sua função e permaneceu fechada, interrompendo o vazamento do fluido do sistema hidráulico 2, de forma a garantir o funcionamento do sistema de comando de voo do helicóptero.

Após este tempo em operação, a válvula falhou devido ao rompimento do fio do enrolamento da bobina da *pilot valve* da TRSOV por superaquecimento. As consequências imediatas foram o esgotamento do fluido hidráulico do sistema hidráulico 2 e a perda de controle da aeronave.

A causa raiz que levou à falha da bobina TRSOV não pôde ser determinada, embora o modo de falha possa ser associado a um superaquecimento local. A falta de estabilidade elétrica durante a operação, o isolamento não uniforme do fio da bobina, a dimensão local do fio são exemplos que podem conduzir a uma falha associada a uma condição de sobreaquecimento.

Vale ressaltar que todos os testes previstos pela certificação foram realizados ao término da produção da TRSOV que falhou neste acidente e não foram encontrados indícios de falha latente na bobina elétrica. Isto enseja duas possibilidades: ou o teste de aceitação não está adequado ou a TRSOV não foi adequadamente dimensionada para suportar a contingência emergencial que se desenvolveu no acidente com a aeronave.

Relação entre a falha do rotor de cauda e de ambos os sistemas hidráulicos

A pá do rotor de cauda foi projetada para se manter íntegra e em condições de operação normal até o tempo estipulado para revisão, inspeção ou limite de vida, de forma a seguir os requisitos de certificação. Como requisito de certificação, a combinação de ruptura das linhas hidráulicas e a falha da TRSOV foram estabelecidas como uma condição de falha extremamente improvável. No entanto, as falhas da pá do rotor de cauda e da TRSOV ocorreram uma após a outra, em sequência.

Primeiro ocorreu a falha estrutural da pá e, aproximadamente, oito segundos depois a falha da TRSOV. Embora seja difícil conceber a ideia de que em um único acidente tenham ocorrido duas falhas catastróficas distintas, no acidente com a aeronave PR-SEK isto ficou evidenciado.

Inicialmente, foi considerada a hipótese das falhas não estarem relacionadas, porém, as análises e testes realizados identificaram a possibilidade de haver relação entre uma falha e outra, em um efeito cascata.

No teste de funcionamento do sistema hidráulico em bancada, ficou evidenciado que o fechamento da TRSOV não ocorre de maneira imediata. Foram observadas três comutações sucessivas em ciclos de *ON-OFF-ON* no teste executado pelo fabricante da aeronave.

A explicação para este fenômeno requer o entendimento do funcionamento do sistema hidráulico como um todo. O *Power Control Module* (PCM) armazena fluido para alimentar todo o sistema. Além do fluido existente no PCM, existe fluido distribuído pelas linhas hidráulicas e nos pistões dos servos de acionamento do rotor principal e do rotor de

cauda, além de outros sistemas que utilizam a força hidráulica, como o sistema de trem de pouso, por exemplo.

Ao ocorrer a ruptura da linha do sistema hidráulico pelo desprendimento da TGB, o nível do reservatório do PCM2 cai rapidamente até 28% em aproximadamente 0,27s. Ao atingir este nível, a *microswitch* de 28% é acionada, energizando a TRSOV que fecha para evitar o esgotamento do PCM. Em teste de bancada pós-acidente, o tempo de fechamento da TRSOV foi de 4,5ms (0,0045s).

Existe uma variação normal do nível de fluido hidráulico no PCM durante o voo, pois este é continuamente direcionado para os pistões de acionamento dos servos comandos dos rotores, que estão variando conforme o movimento nos comandos de voo. A linha de retorno do sistema hidráulico pode conduzir o fluido de volta para o reservatório PCM. Este pode tanto baixar a uma fração menor que 28% do volume, como subir ligeiramente em relação ao ponto de fechamento da TRSOV, provocando a sua reabertura. Isto permite vazamento de um ínfimo volume de fluido hidráulico, apenas o suficiente para que o nível no PCM novamente atinja 28% do volume, havendo outro acionamento da *microswitch* e o consequente fechamento da TRSOV. Este fenômeno ocorre com maior intensidade quando o nível do PCM se encontra em 28%, devido à diminuição da pressão sobre o diafragma do PCM.

Neste acidente, a análise da trajetória de voo e dos registros de atuação dos comandos de voo nos 7,5 segundos de funcionamento da TRSOV mostram um amplo uso do cíclico e do coletivo. Cíclico todo a esquerda e à frente, cíclico para direita e atrás, comando de coletivo de 80% para 20%, novamente coletivo a 70% e depois coletivo próximo de 0%. Todos esses movimentos foram realizados para a recuperação da atitude anormal e o controle da NR.

Os ciclos de comutação da TRSOV devido à variação do nível do fluido hidráulico no PCM são rápidos demais para serem gravados pelo CVFDR ou para serem percebidos pelos pilotos, porém eles resultam em energização e desenergização elétrica da bobina da *pilot valve*. A cada ciclo de comutação ocorre um pico de tensão induzida sobre a bobina, levando esse componente a um estresse elétrico, tendo como consequência imediata o aumento da temperatura do componente. A repetição deste fenômeno pode levar à falha da bobina.

A possível relação existente entre a falha de uma das pás do rotor de cauda e a queima da bobina da *pilot valve* pode ser demonstrada pela sequência de eventos que ocorreram entre uma falha e a outra, conforme Figura 17.

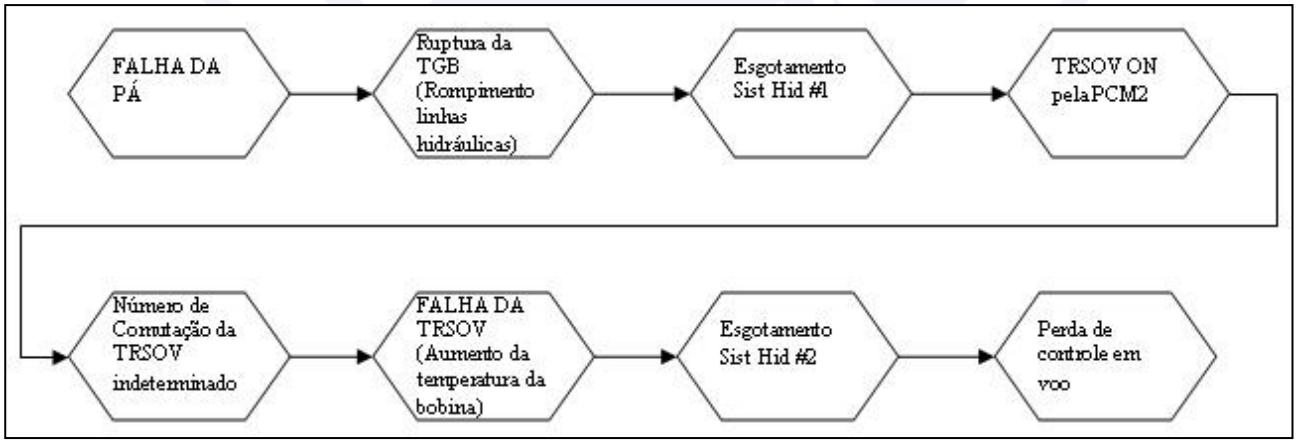

Figura 17 - Possível relação entre a falha da pá do rotor de cauda e a queima da bobina da *pilot valve*.

A outra hipótese, de que a falha da *pilot valve* não tenha relação com a falha da pá do rotor de cauda, apesar de também ser possível, possui uma probabilidade bem menor de ocorrer.

Relação entre a certificação do sistema de comando de voo do tipo *Power Operated Control System* e o efeito cascata das falhas

Numa operação em emergência, o projeto de uma aeronave deve atender aos requisitos que garantam a continuidade segura do voo e o pouso, mesmo em condições adversas.

A descrição do funcionamento em emergência do sistema hidráulico 2 determina que a TRSOV uma vez fechada, deveria permanecer fechada, considerando que o esgotamento do fluido hidráulico não pode ser recuperado durante um voo e tem como consequência direta a perda de controle da aeronave.

O acionamento da TRSOV em emergência, após a perda do sistema hidráulico 1, é uma condição crítica para a continuidade do voo e o pouso. No caso de rompimento das linhas de pressão hidráulica do rotor de cauda, a TRSOV é a última e única barreira de segurança para impedir a perda de controle da aeronave.

O requisito constante na Seção 29.695 do JAR 29 exige o modo de falha extremamente improvável para os componentes que compõe o *Power Operated Control System*, incluindo suas válvulas.

A análise do atendimento ao requisito 29.695 necessita ser compreendida pelo ponto de vista histórico da certificação de helicópteros categoria transporte e pelos fatos presentes no acidente com a aeronave PR-SEK.

O primeiro aspecto a ser observado é que não há uma indicação clara nos sistemas da aeronave do limite entre o *Power Operated Control System* e o sistema hidráulico ordinário do AW139. A ausência desta definição permite classificar a TRSOV tanto como sendo parte integrante do primeiro quanto do segundo.

Na certificação das aeronaves AW139 e modelos similares, a energia hidráulica é usada para operação dos controles de voo das aeronaves. Todas elas possuem dois sistemas hidráulicos independentes, que possuem válvulas de corte de segurança que, entre outras funções, servem para garantir a energia hidráulica nos servos-comandos do RP, em situações em que haja o vazamento de fluído hidráulico.

Nos casos em que ocorra um vazamento simultâneo nas linhas de pressão de comando do rotor de cauda, haverá apenas uma válvula de corte, instalada em um dos sistemas. Na aeronave AW139, a TRSOV encontra-se instalada no sistema hidráulico 2.

Neste acidente, com o rompimento das linhas de pressão de comando do rotor de cauda, a TRSOV inicialmente manteve a energia hidráulica para o rotor principal por 7,5 segundos, até o momento em que a válvula falhou e permitiu o escoamento total do óleo hidráulico do sistema hidráulico 2. A consequência foi a perda de controle da aeronave devido à falta de energia hidráulica nos servo-comandos do rotor principal, uma vez que o sistema hidráulico 1 não possui a proteção de uma TRSOV.

Caso a TRSOV fosse considerada como sendo uma válvula que é parte integrante do *Power Operated Control System*, esta teria que ser duplicada por força do requisito 29.695. Cabe ressaltar que a função da TRSOV é preservar a força hidráulica para a operação dos servo-comandos do rotor principal, caso haja uma perda catastrófica do rotor de cauda. Ou seja, protege parte do sistema de comandos de voo para tornar possível a continuidade do voo e o pouso.

Sob esta perspectiva, pode ser entendido que a duplicação da TRSOV, em consonância com o requisito 29.695, garantiria a energia hidráulica nos servo-comandos principais da aeronave, evitando a perda de controle da aeronave.

As autoridades certificadoras têm tido, historicamente, entendimentos diversos quanto a este tema, existindo helicópteros com TRSOV duplicadas e helicópteros com TRSOV em apenas um dos sistemas.

Não existem fundamentos para se questionar o nível de segurança demonstrado pelo fabricante à autoridade certificadora quanto à condição extremamente improvável observada na concepção do projeto do *Power Operated Control System* do AW139. Entretanto, a instalação de apenas uma TRSOV em um dos sistemas hidráulicos abre espaço para o entendimento de que pode não estar assegurada a duplicidade para conter falhas simultâneas nas linhas de pressão hidráulica do rotor de cauda, mesmo sendo projetadas para um modo de falha extremamente improvável. O objetivo da duplicidade requerida pela Seção 29.695 é garantir a redundância do *Power Operated Control System*.

Uma vez que haja o rompimento simultâneo das linhas de pressão do atuador do rotor de cauda, estando as fontes de energia (bombas hidráulicas) em funcionamento normal, a duplicidade requerida depende exclusivamente do funcionamento da única TRSOV. Ou seja, ao ocorrer o rompimento simultâneo das linhas hidráulicas, a desejada redundância é perdida imediatamente e o controle de voo fica dependente apenas do funcionamento da única TRSOV instalada no sistema hidráulico 2.

Se considerarmos que o objetivo da Seção 29.695 é estabelecer requisitos que assegurem a segurança do voo e do pouso através da redundância do *Power Operated Control System*, no caso do AW139, com o rompimento das linhas hidráulicas do rotor de cauda, estando as fontes de energia (bombas hidráulicas) em funcionamento normal, o sistema hidráulico 1 será perdido instantaneamente e o sistema hidráulico 2 ficará dependente do funcionamento da TRSOV.

Apesar do tipo de ocorrência poder estar dentro de um número aceitável quanto à probabilidade de falha na certificação, a possibilidade de desbalanceamento dinâmico do rotor de cauda existe e poderá ocorrer novamente de forma similar ao presente acidente. Ou seja, desprendimento da TGB e rompimento das linhas de pressão.

Nesse sentido, faz-se necessária uma reavaliação no que se refere à efetiva redundância do sistema hidráulico da aeronave AW139 quanto à sua aderência à questão da duplicidade tendo como referência a Seção 29.695, considerando a TRSOV como um componente do *Power Operated Control System*.

Investigações dos acidentes anteriores não evitaram o terceiro

O primeiro acidente em que ocorreu a falha estrutural das pás do rotor de cauda do AW139 se deu em 03JUL2010, em Hong-Kong, na China, com a aeronave B-MHJ, pouco mais de treze meses antes da ocorrência com a aeronave PR-SEK.

No início da investigação, a autoridade de investigação chinesa (CAD) declarou que a principal hipótese para o acidente teria sido a ocorrência de colisão com pássaros (*bird strike*). Este fato fez com que a falha estrutural da pá do rotor de cauda permanecesse latente e toda a frota do AW139 operando com esta condição insegura por aproximadamente dez meses, quando ocorreu o segundo acidente em 02MAI2011, em Doha - Qatar, com a aeronave A7-GHA. Este novo acidente ocorreu três meses antes da ocorrência com a aeronave PR-SEK.

Tanto o CAD, a EASA e a *Agusta*, no período entre julho de 2010 a maio de 2011, não tomaram uma ação direta quanto à mitigação da falha estrutural da pá do rotor de cauda do AW139. Isto ocorreu pelo fato de ter sido considerada apenas a hipótese da ocorrência de colisão com pássaros no acidente na China em 2010.

Segundo a EASA e a *Agusta*, não houve o acompanhamento da investigação do acidente ocorrido na China, após a declaração do CAD de que a principal hipótese teria sido a ocorrência de colisão com pássaros.

A hipótese de colisão com pássaro no primeiro acidente pode ter induzido a EASA e a *Agusta* a reavaliarem as pás do rotor de cauda quanto à sua resistência e não quanto ao seu processo de fabricação. Este fato pode ter contribuído para o retardo da eliminação da condição insegura que permaneceu latente.

Após o acidente com a aeronave A7-GHA, em 02MAI2011, a EASA emitiu a AD 2011-0081 em 09MAI2011. Nesse momento a EASA não tinha conhecimento do resultado da análise realizada nas pás do rotor de cauda do primeiro acidente.

A EASA só tomou conhecimento de que a falha da pá do rotor de cauda da aeronave B-MHJ ocorreu devido a problemas na fabricação em junho de 2011, quando relacionou este acidente com a ocorrência envolvendo a aeronave A7-GHA.

Com a emissão da AD 2011-0081 pela EASA, a aeronave PR-SEK foi inspecionada em maio de 2011 de acordo com o previsto pela diretriz e aprovada para retorno ao serviço. Durante a inspeção, que foi acompanhada por técnicos da *Agusta*, em duas pás foram encontradas rachaduras e estas foram retiradas de serviço. Nas outras, incluindo a que se desprendeu no acidente em questão, não foram encontradas quaisquer discrepâncias.

Em julho de 2011, a EASA iniciou a revisão da certificação da produção das pás do rotor de cauda junto à ENAC e *Agusta*, enquanto a frota de aeronave AW139 encontrava-se aeronavegável sob as diretrizes de aeronavegabilidade da AD 2011-0081.

A emissão da AD 2011-0081 teve como objetivo mitigar a condição insegura à que estava submetida a frota do AW139. Entretanto, os procedimentos de cumprimento da AD, através do BT n° 139-251, não foram suficientes para eliminar a condição insegura, haja vista que a aeronave PR-SEK estava com 254h após o cumprimento da mesma, quando ocorreu o acidente.

Ocorreu um lapso temporal entre o acidente envolvendo a aeronave B-MHJ, em julho de 2010 e a apresentação dos resultados do QinetiQ quanto aos problemas de fabricação das pás, em junho de 2011. Naquele ínterim ocorreu o acidente com a aeronave A7-GHA e logo em seguida com a aeronave PR-SEK.

<u>Possível razão pela qual os flutuadores e o ADELT não foram acionados automaticamente após o impacto com a água</u>

A análise das condições do acidente mostrou que a aeronave encontrava-se fora de controle no momento do impacto. Segundo dados do CVFDR, o ângulo da trajetória do impacto foi de aproximadamente 80°, com uma razão de descida de aproximadamente 8.000ft/min. A aeronave apresentava ângulo de rolagem de 80° para direita, 15° de picada e baixa velocidade angular em relação ao eixo vertical.

As avarias observadas nos destroços em consequência do impacto possuem congruência com os dados obtidos do gravador de voo. As regiões com maior severidade de avarias são a parte dianteira e o lado direito da fuselagem da aeronave, o que demonstra o nível de exatidão dos dados do gravador de voo.

O fato de o cone de cauda ter permanecido fixado na fuselagem da aeronave evidencia que, no momento do impacto, a aeronave encontrava-se com uma baixa velocidade angular em relação ao seu eixo vertical, como lido no gravador de voo.

A falha catastrófica fez com que a aeronave impactasse com a superfície marinha completamente fora de controle, diminuindo significativamente as chances de sobrevivência dos ocupantes. A causa mortis dos quatro ocupantes foi hemorragia cerebral por traumatismo craniano.

O impacto da aeronave com a água foi tão violento que é possível que tenha partido a conexão elétrica entre a caixa de comando na cabine e a unidade de *deploy* do ADELT, antes que pudesse ser acionado. Entretanto, a falha no acionamento e funcionamento do ADELT, não causou impacto na atividade de busca pelos destroços.

De forma análoga, é possível que o sistema automático de flutuação da aeronave também não tenha funcionado devido ao impacto, porém, sem qualquer influência na sobrevivência dos ocupantes.

Muito embora não tenha causado transtorno para a busca da aeronave, é extremamente desejável que os navios envolvidos nas buscas de aeronaves acidentadas possuam TPL, para que localizem as emissões do *Underwater Locator Beacon*, considerando, principalmente, o transporte *offshore.*

Para tanto, é fundamental que o Plano de Resposta à Emergência dos operadores *offshore* preveja a utilização do TPL, ou similar.

3. CONCLUSÃO

3.1 Fatos

a) os pilotos estavam com seus Certificados Médico Aeronáuticos (CMA) válidos;

b) os pilotos estavam com as Habilitações Técnicas válidas;

c) os pilotos eram qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;

d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;

e) a aeronave estava dentro dos limites de peso, balanceamento e CG;

f) a escrituração das cadernetas de célula, motores e rotores estavam atualizadas;

g) dois outros acidentes anteriores tiveram como fator contribuinte a falha estrutural da pá do rotor de cauda;

h) o sistema de controle de qualidade da AGUSTA não detectou defeitos de fabricação de pás superiores aos limites permitidos;

i) informações preliminares sobre o primeiro acidente indicavam a falha da pá do rotor de cauda devido a uma possível colisão com pássaro;

j) o segundo acidente teve como fator contribuinte a falha estrutural da pá do rotor de cauda;

k) a análise destes dois primeiros acidentes ensejou a emissão da AD 2011-0081 pela EASA baseada no BT 139-251, estabelecendo inspeção visual e *hammer tapping test*;

l) os procedimentos da AD 2011-0081 não detectaram defeitos de fabricação que provocaram o início de trincas da pá do rotor de cauda da aeronave PR-SEK em virtude da referida AD ser destinada a identificar oportunamente falhas em curso e não defeitos de fabricação;

m) os procedimentos de inspeção previstos no Programa de Inspeção e Manutenção do AW139 não detectaram o defeito de fabricação da pá ;

n) uma das pás do rotor de cauda da aeronave separou-se durante o voo, desprendendo-se do conjunto;

o) a perda de uma pá do rotor de cauda provocou o arrancamento da TGB por desbalanceamento severo;

p) o arrancamento da TGB provocou a ruptura das linhas hidráulicas dos dois sistemas hidráulicos independentes da aeronave;

q) a ausência de TRSOV no sistema hidráulico 1 causou a perda imediata do fluido hidráulico daquele sistema;

r) a existência de TRSOV no sistema hidráulico 2 preservou 28% de volume de fluido hidráulico, permitindo a pilotagem da aeronave;

s) o treinamento em simulador de voo não reproduzia com precisão a falha do rotor de cauda ocorrida em alta velocidade;

t) a perda do rotor de cauda em alta velocidade provocou violenta guinada à direita;

u) a guinada do helicóptero em grande velocidade causou abrupta redução de velocidade, tendência de rolagem do helicóptero para esquerda e grande força G lateral;

v) a tendência de rolagem para a esquerda, causada pela guinada para a direita em grande velocidade, associadas ao comandamento do cíclico à frente e à esquerda resultaram na entrada do helicóptero em atitude anormal;

w) a tripulação controlou a atitude anormal com o uso dos comandos de voo;

x) o helicóptero manteve uma autorrotação estabilizada enquanto o sistema hidráulico 2 forneceu energia hidráulica para o *Power Operated Control System*;

y) o funcionamento do sistema hidráulico 2 com 28% de nível de fluido hidráulico provocou ciclos de comutação sucessivos de ON-OFF-ON na TRSOV;

z) o fio da bobina da *pilot valve*, da TRSOV do sistema hidráulico 2, rompeu por superaquecimento após 7,5 segundos de uso continuado;

aa) o sistema hidráulico 2 perdeu os 28% de volume restantes do fluido hidráulico;

bb) a falha do sistema hidráulico 2 devido à falta de fluido levou a perda total do *Power Operated Control System*;

cc) a perda total do *Power Operated Control System* impossibilitou o controle da aeronave em voo;

dd) a aeronave colidiu violentamente contra o mar;

ee) a aeronave ficou totalmente destruída; e

ff) todos os ocupantes faleceram.

3.2 Fatores contribuintes

- **Fabricação - contribuiu**

O processo de produção das pás do rotor de cauda não foi capaz de impedir a fabricação da pá do rotor de cauda com estruturas primárias fora das especificações da certificação, o que resultou na quebra de uma das pás do rotor de cauda com a aeronave em voo. A consequência direta foi a separação abrupta da TGB e o rompimento das linhas hidráulicas do rotor de cauda.

- **Projeto - contribuiu**

A aplicação da AD 2011-0081 pela EASA não mitigou a condição insegura relacionada à falha estrutural das pás do rotor de cauda. A pá da aeronave PR-SEK que falhou encontrava-se aprovada para retorno ao serviço, após o cumprimento dos procedimentos descritos pela AD.

- **Projeto - indeterminado**

Durante o processo de certificação da aeronave AW139, a conformidade certificada do requisito JAR 29.695 pode não ter atendido à duplicidade requerida. A falta da instalação de uma TRSOV para cada um dos dois sistemas hidráulicos pode ter contribuído para a perda de controle da aeronave em voo devido à falha da única TRSOV instalada.

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

Medida de caráter preventivo ou corretivo emitida pelo CENIPA ou por um Elo-SIPAER para o seu respectivo âmbito de atuação, visando eliminar um perigo ou mitigar o risco decorrente de condição latente, ou de falha ativa, resultado da investigação de uma ocorrência aeronáutica, ou de uma ação de prevenção e que, em nenhum caso, dará lugar a uma presunção de culpa ou responsabilidade civil, penal ou administrativa.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo, devendo ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 "Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro".

Recomendações emitidas anteriormente à data de publicação deste relatório.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomendou-se:

A-181/CENIPA/2011 Emitida em: 25/08/2011

Tendo em vista a emissão do Boletim Técnico n° 139-265 pela AGUSTA, a emissão da Diretriz de Aeronavegabilidade de Emergência AD n° 2011-0156-E pela EASA, os reportes de dificuldades em serviço e os fatos conhecidos até o presente momento em relação às pás do rotor de cauda do helicóptero modelo AW139, avaliar junto à Autoridade Primária de Certificação (EASA) se as medidas mitigadoras adotadas são suficientes para assegurar um controle adequado das falhas nas referidas pás e permitem que a aeronave seja operada no Brasil em conformidade com os requisitos de certificação de tipo aplicáveis.

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:

A-546/CENIPA/2015 - 01 Emitida em: 22/06/2017

Reavaliar, em conjunto com a EASA e a AGUSTA, o processo de certificação do helicóptero AW139 em relação ao cumprimento da seção JAR 29.695 (b), de forma a considerar a necessidade de duplicidade da TRSOV nos dois sistemas hidráulicos.

A-546/CENIPA/2015 - 02 Emitida em: 22/06/2017

Reavaliar, em conjunto com a EASA e a AGUSTA, os testes previstos na TRSOV, realizados ao término da produção, com a finalidade de verificar a sua confiabilidade diante das condições enfrentadas no acidente em questão.

A-546/CENIPA/2015 - 03 Emitida em: 22/06/2017

Verificar, em conjunto com a EASA e AGUSTA, no programa de instrução da aeronave AW139 recomendado, a necessidade de incluir exercícios que adestrem os tripulantes com relação às forças laterais de inércia de alta intensidade que ocorrem em caso de falha do rotor de cauda em altas velocidades.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

Durante a investigação do acidente as seguintes ações corretivas e/ou preventivas foram tomadas:

- Em 25AGO2011, foi emitido o BT n° 139-265 pelo fabricante da aeronave. Este boletim teve como objetivo introduzir uma inspeção preventiva e um limite de quarentena para as pás do rotor de cauda com suspeita de falhas no processo de fabricação. Na mesma data, o boletim se tornou mandatório por intermédio da AD 2011-0156-E. Esta AD substituiu a AD 2011-0081, emitida em razão do acidente ocorrido em Doha, no Qatar, envolvendo a aeronave A7-GHA, em 02MAI2011;
- Em 30SET2011, foi emitido o BT n° 139-269 pelo fabricante da aeronave. Este boletim teve como objetivo confirmar a correta funcionalidade dos sistemas hidráulicos 1 e 2 e introduzir o cheque operacional periódico de 600 horas para verificar o correto funcionamento dos componentes dos sistemas hidráulicos. Em 20OUT2011 este boletim se tornou mandatório por intermédio da AD 2011-0207;
- Em 03OUT2011, a ANAC informou que a Recomendação de Segurança n° 181/CENIPA/2011 fora parcialmente cumprida em virtude da emissão da DA de emergência n° 2011-0156-E, de 25AGO2011, e uma vez que as ações requeridas eram consideradas interinas, o setor responsável daquela Agência entendera que a recomendação poderia permanecer em aberto até que uma solução final fosse desenvolvida pelo fabricante;
- Em 11FEV2012, foi emitido o BT n° 139-285 pelo fabricante da aeronave. Este boletim teve como objetivo introduzir uma inspeção preventiva e um limite de quarentena para as pás do rotor de cauda com suspeita de falhas no processo de fabricação. Em 17FEV2012 este boletim se tornou mandatório com a entrada em vigor da AD 2012-0030;

- Em 13ABR2012, foi emitido o BT n°139-286 pelo fabricante da aeronave. Este boletim teve como objetivo introduzir uma nova pá, com inspeção preventiva, além de um limite de quarentena para as novas pás do rotor de cauda. Em maio 2012 este boletim se tornou mandatório por intermédio da AD 2012-0076;
- Em 26NOV2014 foi emitido o BT n° 139-391 pelo fabricante da aeronave. Este boletim teve como objetivo checar a integridade e melhorar a proteção contra corrosão da TRSOV;
- Em 21SET2015 a ANAC informou que a AD 2012-0076 já estava na sua revisão n° 2, de 20FEV2014, e que esta superou as ADs emitidas anteriormente. Informou, também, que estava acompanhando o item junto à autoridade certificadora primária, a EASA, e que, junto com o fabricante, já realizara vários testes e análises necessárias para a solução do problema, desde o acidente ocorrido em 2011.

Em, 22 de junho de 2017.

ANEXO A - COMENTÁRIOS DA ANSV NÃO INCORPORADOS AO RELATÓRIO

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pela *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV), oriundos da *Leonardo Helicopter* (antiga *AgustaWestland*), que não foram incorporados ao texto deste Relatório Final.

COMENTÁRIO 1

Com relação ao seguinte trecho do item “1.16 - Pá do Rotor de Cauda”:

“Os exames e testes realizados na pá fraturada confirmaram a presença de falhas durante o processo de fabricação. Porosidade, vazios e delaminações na estrutura da pá deram início a trincas que se propagaram até a quebra da mesma”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Os exames e testes realizados na pá fraturada confirmaram a presença de falhas durante o processo de fabricação. Porosidade, vazios e delaminações na estrutura da pá deram início a trincas que se propagaram até a quebra da mesma.

A instalação do *elastomeric bearing* foi inspecionada quanto à conformidade dos espaçadores, um dos lados não pôde ser visualizado enquanto que o outro lado foi possível, na avaliação foi considerado que estava ligeiramente subdimensionado. A verificação realizada pela QinetiQ em outra pá instalada no rotor identificou uma instalação de espaçador subdimensionado e de forma invertida. A adequada instalação de espaçadores foi identificada como um importante fator contribuinte para a indução da delaminação na área das raízes das pás.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

A avaliação da falha da pá foi realizada no laboratório do DCTA no Brasil.

Comentário do CENIPA

O DCTA ficou encarregado somente da pesquisa na pá que falhou. Não houve participação de Fator Material do SIPAER que pudesse referendar as verificações feitas no *elastomeric bearing* e nas demais pás do rotor de cauda.

COMENTÁRIO 2

Com relação ao seguinte trecho do item “1.18 - Informações operacionais / Treinamento em simulador de voo”:

“Em todas as panes simuladas, o funcionamento dos sistemas é similar ao que ocorre na aeronave. Nas panes de travamento dos pedais, a reação do simulador é semelhante às reações aerodinâmicas que ocorrem no helicóptero. Nas panes de quebra do eixo de acionamento do rotor de cauda, a simulação da reação da aeronave mostra uma guinada rápida para a direita, porém, sem qualquer força de aceleração lateral ou tendência de rolagem do helicóptero para a esquerda, mesmo em altas velocidades”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Em todas as panes simuladas, o funcionamento dos sistemas é similar ao que ocorre na aeronave. Nas panes de travamento dos pedais, a reação do simulador é semelhante às reações aerodinâmicas que ocorrem no helicóptero. Nas panes de quebra do eixo de acionamento do rotor de cauda, a simulação da reação da aeronave mostra uma guinada rápida para a direita, mas sem tendência de rolamento à esquerda, mesmo em altas velocidades.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

Rápidas variações da guinada, grosso modo, resultam em aceleração lateral, possivelmente julgadas não representativas no caso real pelo piloto.

Comentário do CENIPA

O texto se refere aos testes realizados em simulador. Nestes testes específicos, o simulador não apresentou aceleração lateral ou tendência de rolar para esquerda.

COMENTÁRIO 3

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Treinamento de emergências em simulador de voo”:

“A simulação não foi capaz de replicar a violenta aceleração lateral experimentada na cabine. Em outras palavras, o simulador de voo não foi capaz de reproduzir fisicamente a forte aceleração lateral experimentada em falhas do rotor de cauda. Também não há qualquer referência a esses fatores de carga nos manuais de treinamento ou no capítulo referente às emergências no Manual de Voo do helicóptero AW139”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

A simulação não foi capaz de replicar a violenta aceleração lateral experimentada na cabine. Em outras palavras, o simulador de voo não foi capaz de reproduzir fisicamente a forte aceleração lateral experimentada em falhas do rotor de cauda. O procedimento de emergência do *Rotorcraft Flight Manual* para a falha de rotor de cauda, de qualquer forma, adverte sobre a taxa de guinada muito alta e a variação de *pitch* e de rolamento da aeronave a serem controlados com o uso de comandos amplos de cíclico.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

O procedimento publicado no RFM não se refere a fatores de carga, mas a altas razões de guinada associadas a razões de *pitch* e *roll*, obviamente resultando em acelerações associadas e, portanto, em fatores de carga. Por conseguinte, acredita-se que a descrição das sugestões associadas a uma perda de rotor de cauda já é descrita adequadamente.

Comentário do CENIPA

A crença de que o texto existente permite uma interpretação de que altas razões de guinada implicam em aceleração não são óbvias. A importância de essa informação constar, claramente, nos manuais do fabricante é reforçada pelo fato de que essas acelerações não podem ser reproduzidas em simulador.

COMENTÁRIO 4

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Treinamento de emergências em simulador de voo”:

“Com isto, não é possível preparar a tripulação para evitar a tendência de levar o cíclico para a esquerda até o batente máximo, o que agrava a condição de emergência, pois leva o helicóptero a uma atitude anormal. A rolagem decorrente da atuação inadvertida nos comandos provoca elevada variação de cargas G verticais, positivas e negativas e facilita a perda do controle da NR”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Excluir.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

Sugere-se remover a declaração porque o RFM adverte sobre condição crítica desta emergência. Além disso, o movimento impróprio do piloto induzido pelas forças de inércia geradas é uma possibilidade, da mesma forma que este pode ter sido consequência de uma atuação exagerada nos controles como resultado de o piloto assumir o cíclico para corrigir a condição de emergência.

Comentário do CENIPA

O texto se refere à impossibilidade de preparar a tripulação para a situação vivenciada, em termos de forças de aceleração vertical e lateral. A incapacidade de reproduzir essas forças em simulador e a ausência de avisos nos manuais, não possibilita aos tripulantes conhecerem as características do evento como estudado na investigação deste acidente.

COMENTÁRIO 5

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Falha da bobina da TRSOV (*pilot valve*)”:

“Vale ressaltar que todos os testes previstos pela certificação foram realizados ao término da produção da TRSOV que falhou neste acidente e não foram encontrados indícios de falha latente na bobina elétrica. Isto enseja duas possibilidades: ou o teste de aceitação não está adequado ou a TRSOV não foi adequadamente dimensionada para suportar a contingência emergencial que se desenvolveu no acidente com a aeronave”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Vale ressaltar que todos os testes previstos pela certificação foram realizados ao término da produção da TRSOV que falhou neste acidente e não foram encontrados indícios de falha latente na bobina elétrica. Isso traz a possibilidade de que o teste de aceitação não permitiu identificar uma possível falha na qualidade de produção.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

Os testes realizados excluem a ativação permanente ou intermitente da bobina conforme observado no acidente e que poderia causar a falha da bobina. A operação contínua durante 280 horas e 5.000 ciclos a quente são consideradas na especificação. Ambos os requisitos estão muito acima das condições do acidente os quais decorreram por segundos de operação contínua e por poucos ciclos de ativação intermitente. O procedimento de teste de aceitação foi, de fato, melhorado, incluindo um ensaio de prova de sobretensão destinado a identificar a depreciação da condição da bobina.

Comentário do CENIPA

Trata-se de uma hipótese levantada na análise da investigação. Os testes executados não reproduziram as condições do acidente de forma que não puderam excluir a possibilidade de um dimensionamento inadequado.

COMENTÁRIO 6

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Relação entre a falha do rotor de cauda e de ambos os sistemas hidráulicos”:

“Inicialmente, foi considerada a hipótese das falhas não estarem relacionadas, porém, as análises e testes realizados identificaram a possibilidade de haver relação entre uma falha e outra, em um efeito cascata”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Embora a falha da pá do rotor de cauda e a falha TRSOV não tenham relação entre si, um efeito cascata pode ser identificado.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

A afirmação proposta é considerada mais apropriada devido à certeza de que não há relação entre os dois modos de falha, embora um efeito cascata possa ser identificado.

Comentário do CENIPA

Infere-se que pode ter havido um efeito cascata. Embora essa questão não seja afirmada, admite-se a hipótese.

COMENTÁRIO 7

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Relação entre a falha do rotor de cauda e de ambos os sistemas hidráulicos”:

“A possível relação existente entre a falha de uma das pás do rotor de cauda e a queima da bobina da *pilot valve* pode ser demonstrada pela sequência de eventos que ocorreram entre uma falha e a outra, conforme Figura 17”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

O efeito cascata das falhas de uma das pás do rotor de cauda e a queima da bobina da válvula piloto é mostrada na sequência.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

A declaração proposta é considerada mais apropriada porque a sequência dos eventos foi comprovada.

Comentário do CENIPA

O texto original compõe a análise da hipótese. A modificação não contemplaria esta análise e o texto ficaria sem sentido. Tecnicamente a informação sobre o efeito cascata é a mesma.

COMENTÁRIO 8

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Figura 17”:

“Número de comutação da TRSOV indeterminado”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Comutação da TRSOV.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

Embora o número de ativações não pudesse ser determinado por dados de FDR, o teste hidráulico em bancada, equipado com instrumento em alta taxa de amostragem, permitiu simular as falhas de sistemas hidráulicos e identificar apenas três comutações TRSOV.

Comentário do CENIPA

O quadro se refere à hipótese do acidente e, não, ao teste de bancada.

COMENTÁRIO 9

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Figura 17”:

“Possível relação entre a falha da pá do rotor de cauda e a queima da bobina da *pilot valve*”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

Sequência de eventos entre a falha da pá do rotor de cauda e a queima da bobina da *pilot valve.*

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

O texto proposto é considerado mais apropriado porque a sequência dos eventos foi comprovada.

Comentário do CENIPA

O quadro destina-se a demonstrar a possibilidade de conexão entre os eventos.

COMENTÁRIO 10

Com relação ao seguinte trecho do item “2 - Análise / Investigações dos acidentes anteriores não evitaram o terceiro”:

“A emissão da AD 2011-0081 teve como objetivo mitigar a condição insegura à que estava submetida a frota do AW139. Entretanto, os procedimentos de cumprimento da AD, através do BT n° 139-251, não foram suficientes para eliminar a condição insegura, haja vista que a aeronave PR-SEK estava com 254h após o cumprimento da mesma, quando ocorreu o acidente”.

Texto proposto pela *Leonardo Helicopter*

A publicação da AD 2011-0081 tinha o objetivo de mitigar a condição insegura da frota de AW139. No entanto, os procedimentos de conformidade com a AD por meio do Boletim Técnico n° 139-251 não foram suficientes para suprimir a condição insegura, uma vez que o acidente ocorreu quando a aeronave tinha 254 horas de voo após o cumprimento da AD. A contribuição para a propagação da fissura na área da raiz da pá devido a possível instalação incorreta do *elastomeric bearing shimming*, não pôde ser avaliada.

Argumentação da *Leonardo Helicopter*

O texto proposto é considerado relevante como possível explicação para uma propagação da fissura afetada por um *shimming* inadequado.

Comentário do CENIPA

Não aceito, pois isso introduziria um dado novo que não foi pesquisado anteriormente.