COMANDO DA AERONÁUTICA CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL A - Nº 039/CENIPA/2012

OCORRÊNCIA: ACIDENTE

AERONAVE: PP-MUM

MODELO: AS332L2

DATA: 26 FEV 2008



ADVERTÊNCIA

Conforme 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 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 podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

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

O objetivo exclusivo deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência a acatá-las será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou o que corresponder ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual estão sendo dirigidas.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através do Decreto nº 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. A utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, macula o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal.

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

ÍNDICE

SINOPSE	4
GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS	7
1.1 Histórico da ocorrência	7
1.2 Danos pessoais	7
1.3 Danos à aeronave	7
1.4 Outros danos	7
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido	7
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes	7
1.6 Informações acerca da aeronave	8
1.7 Informações meteorológicas	10
1.8 Auxílios à navegação	12
1.9 Comunicações	
1.10 Informações acerca do aeródromo	12
1.11 Gravadores de voo	12
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	16
1.14 Informações acerca de fogo	17
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave	17
1.16 Exames, testes e pesquisas	21
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento	23
1.18 Aspectos operacionais	30
1.19 Informações adicionais	34
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	35
2 ANÁLISE	35
3 CONCLUSÃO	43
3.1 Fatos	43
3.2 Fatores contribuintes	45
3.2.1 Fator Humano	45
3.2.2 Fator Material	
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)	49
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA	55
6 DIVULGAÇÃO	56
7 ANEXOS	56

SINOPSE

O presente Relatório Final é relativo ao acidente com a aeronave PP-MUM, modelo AS332L2, na Bacia de Campos, no litoral do Rio de Janeiro, em 26 FEV 2008, classificado como desorientação espacial.

Após a decolagem de uma plataforma de exploração de petróleo, durante a subida, em curva pela esquerda, o piloto perdeu o controle da aeronave, vindo a colidir contra o mar.

Dos vinte ocupantes da aeronave, treze passageiros e dois tripulantes foram resgatados com vida. O corpo do piloto da aeronave não foi encontrado e quatro passageiros faleceram. A aeronave foi resgatada do fundo do mar para permitir a investigação do acidente.

O helicóptero sofreu danos graves e sua recuperação foi considerada economicamente inviável.

Houve a participação de representante acreditado da França, Estado de Fabricação da aeronave, nos trabalhos de investigação da ocorrência.

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AFCS Automatic Flight Control Subsystem

ANAC Agência Nacional de Aviação Civil

ASV Agente de Segurança de Voo

ATC Air Traffic Control - Controle de tráfego aéreo

BEA Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile

BST Basic Safety Training for Aircraft Crew

CCF Certificado de Capacidade Física

CG Centro de Gravidade

CENIPA Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

CHT Certificado de Habilitação Técnica

CPAA Comissão de Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

CRM Cockpit Resource Management

CTA Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial

CVR Cockpit Voice Recorder

DAC Departamento de Aviação Civil

DECU Digital Engine Control Unit

EEPROM Electrically Erasable Read-Only Memory

EFIS Electronic Flight Instrument System

ELT Emergency Localizer Transmitter

EUROARMS Eurocopter Aircraft Monitoring System

FAB Força Aérea Brasileira FDR Flight Data Recorder

FIEV Ficha de Instrumentos e Equipamentos de Voo

FL Flight Level

FOD Foreign Object Damage

HEED Helicopter Emergency Egress Device

HSI Horizontal Situation Indicator

HUET Helicopter Underwater Escape Training
HUMS Health and Usage Monitoring System
IFDS Integrated Flight and Display System

IFR Instrument Flight Rules

IMC Instrument Meteorological Conditions

LAT Latitude

LOFT Line Oriented Flight Training

RF A- 039/CENIPA/2012

PP-MUM | 26 FEV 2008

LONG Longitude

LSI Local Staff Instructions

LTE Loss of Tail Rotor Effectiveness

LVPS Low Voltage Power Supply

MEL Minimum Equipment List

MGO Manual Geral de Operações

MP Monitoring Pilot

NDB Non Directional Beacon

NMD Navigation Multifunction Display

NTSB National Transportation Safety Board

PAC Pilot at Controls

PFD Primary Flight Display

PLAH Licença de Piloto de Linha Aérea na Categoria Helicóptero

PM Pilot Monitoring

RAB Registro Aeronáutico Brasileiro

RBHA Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica

ROV Remotely Operated Vehicle

RSV Recomendação de Segurança de Voo

SERIPA Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

SIPAER Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

SPECI Informe meteorológico aeronáutico especial selecionado

SSCVFDR Solid State Cockpit Voice and Flight Data Recorder

TBO Time Between Overhaul

TSO Technical Standard Order

UTC Coordinated Universal Time – Tempo Universal Coordenado

VFR Visual Flight Rules

VMC Visual Meteorological Conditions

PP-MUM	26 FEV 2008

AERONAVE	Modelo: AS332L2 Matrícula: PP-MUM Fabricante: EUROCOPTER	Operador: BHS HELICÓPTEROS S.A
OCORRÊNCIA	Data/hora: 26 FEV 2008 / 19:18 UTC Local: Oceano Atlântico Lat. 22°25'34" S – Long. 040°10'37" W Município – UF:	Tipo: Desorientação Espacial

1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou da plataforma P-18, na Bacia de Campos, litoral do Rio de Janeiro, com plano IFR no FL040, com destino a Macaé (SBME), transportando três tripulantes e dezessete passageiros. Durante a subida inicial, em condições visuais (VMC), efetuou curva para a esquerda, ganhando altura, veio a perder velocidade e posteriormente o controle do voo, iniciando uma descida em espiral no sentido anti-horário, vindo a colidir contra o mar, às 16h18min (hora local), estando com os flutuadores inflados.

O impacto da aeronave contra o mar ocorreu aproximadamente a 300 metros de distância da plataforma marítima de decolagem, provocando a separação da cauda da aeronave e o estouro dos flutuadores dianteiros e lateral traseiro direito, permanecendo inflado o flutuador lateral traseiro esquerdo. A aeronave flutuou parcialmente, permanecendo com sua cabine submersa por aproximadamente uma hora devido à atuação do flutuador íntegro.

1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	01	04	-
Graves	-	02	-
Leves	01	09	-
Ilesos	01	02	-

1.3 Danos à aeronave

A aeronave sofreu danos graves decorrentes do impacto e da exposição à água do mar, sendo sua recuperação considerada economicamente inviável.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

HORAS VOADAS		
DISCRIMINAÇÃO	PILOTO	COPILOTO
Totais	18.741:20	4.234:55
Totais nos últimos 30 dias	23:10	18:20
Totais nas últimas 24 horas	04:10	04:20
Neste tipo de aeronave	3.485:20	2.207:55
Neste tipo nos últimos 30 dias	23:10	18:20
Neste tipo nas últimas 24 horas	04:10	04:10

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos através dos registros na Caderneta Individual de Voo (CIV) dos pilotos.

1.5.1.1 Formação

O piloto formou-se piloto de helicóptero no ano de 1975.

O copiloto formou-se piloto de helicóptero no ano de 1999, na Escola Fast Air, em Campinas – SP.

A comissária formou-se pela Escola de Aviação Skylab, no Rio de Janeiro, no ano de 2007.

1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía Licença de Piloto de Linha Aérea na Categoria Helicóptero (PLAH). As habilitações técnicas na aeronave AS332L2 Super Puma e de operação em voo por instrumentos (IFR) estavam válidas.

O copiloto possuía Licença de Piloto Comercial em Helicóptero (PCH). As habilitações técnicas na aeronave AS332L2 Super Puma e de operação em voo por instrumentos (IFR) estavam válidas.

A comissária possuía a respectiva licença, estando a habilitação técnica na aeronave AS332L2 Super Puma válida.

1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo

Ambos os pilotos eram qualificados para o tipo de operação e tinham experiência para a realização do voo. Atuavam na operação *offshore* há mais de 05 anos.

A comissária havia sido admitida na empresa havia menos de seis meses antes do acidente, tendo sido qualificada na aeronave AS332L2 através do treinamento inicial completo para comissários, realizado pela empresa de 08 a 12 de outubro de 2007.

1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com o seu Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

O copiloto estava com o seu Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

A comissária estava com o seu Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

1.6 Informações acerca da aeronave

O helicóptero bimotor, modelo AS 332 L2, número de série (S/N) 2570, fabricado em 2002 pela EUROCOPTER FRANCE, constava no Registro Aeronáutico Brasileiro – RAB, desde setembro de 2002, na categoria TÁXI AÉREO.

Possuía o Certificado de Matrícula nº 16177, estando o seu Certificado de Aeronavegabilidade – CA, na época do acidente, valido até 09 de agosto de 2008, conforme o Sistema Informatizado da Aviação Civil – SIAC.

Na data do acidente, a célula da aeronave possuía 5.889:18 horas de voo e era equipada com dois motores a turbina de modelo MAKILA 1A2, fabricados pela TURBOMECA. O motor esquerdo, de número de série 4003, encontrava-se com 1787:19 horas desde a revisão geral e o motor direito, de número de série 3036, com 583:14 horas

desde a revisão geral, ambos dentro do tempo limite para revisão ou inspeção - "Time Between Overhaul" (TBO) de 3.000 horas.

Em 25 de fevereiro de 2008, com o objetivo de manter a aeronavegabilidade da aeronave, foi realizada manutenção preventiva, cumprindo os cartões de inspeção de 50, 150 e 750 horas pela oficina da empresa BHS. A aeronave foi considerada aprovada pela manutenção em conformidade com os requisitos da regulamentação aeronáutica brasileira em vigor.

A aeronave era homologada para voo IFR e, no momento da decolagem da P-18, havia combustível para aproximadamente 01h50min, suficiente para cumprir o plano de voo IFR aprovado. O peso e o CG da aeronave estavam dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante.

No retorno do último voo de experiência, que antecedeu imediatamente o voo do acidente, foi reportada, verbalmente, uma pane de mau contato intermitente no botão do *trim release* do cíclico do copiloto (P/N 2000171 – punho do cíclico). Esta pane não foi registrada no diário de bordo da aeronave, nem em qualquer outro documento de controle da manutenção.

Esta pane intermitente do botão *trim release* do punho do cíclico do copiloto (assento da esquerda) foi confirmada através de exame laboratorial realizado no CTA.

A alavanca de comando do passo cíclico de um helicóptero é, normalmente, dotada de equilíbrio indiferente, não havendo qualquer posição "neutra" para a qual a mesma tenda a retornar caso cesse a força exercida pelo piloto. Esta característica, perniciosa para o voo por instrumentos, é corrigida através da introdução de um sistema sintético denominado SAS, "Stability Augmentation System". No modelo AS 332 L2, envolvido no acidente, o SAS é uma das funções do subsistema de pilotagem automática que, por sua vez, faz parte do IFDS, "Integrated Flight and Display System". O botão trim release cancela os esforços artificiais do cíclico gerado pelo Stability Augmentation System.

Após o reporte verbal do tripulante sobre a pane do botão do *trim release*, o mecânico fez uma verificação manual do funcionamento do sistema, porém não conseguiu constatar o defeito. O botão do *trim release* é acionado constantemente em voo, durante a pilotagem da aeronave, como alternativa ao uso do botão do *beep trim*, também localizado no punho do cíclico.

Devido à localização lateral do botão *trim release*, em diagonal em relação ao punho, o mesmo é acionado pelo polegar da mão direita dos pilotos em um movimento semelhante ao de "cerrar o punho". Quando este botão era acionado verticalmente em relação ao seu próprio eixo (modo de verificação provavelmente efetuado pelos mecânicos) era constatado o funcionamento satisfatório do botão do *trim release* do copiloto.



Figura 1: Foto do cíclico do copiloto (assento da esquerda) instalado na aeronave PP-MUM. A linha amarela tracejada indica a vertical do eixo do botão do "trim release" e a seta branca indica o vetor da força que tende ser exercida pelo dedo polegar do piloto, em diagonal em relação à linha tracejada.

Entretanto, simulando o acionamento do botão conforme realizado em voo pelo copiloto, constata-se que o movimento de pressão exercida sobre o botão pelo polegar ocorre na direção do eixo do cíclico, sendo exercida, então, uma força em um sentido diagonal em relação ao eixo do botão do *trim release*.

Conforme foi confirmado através de exame laboratorial realizado no CTA, esta pane intermitente de acionamento do botão *trim release* do punho do cíclico do copiloto (assento da esquerda) da aeronave PP-MUM era constatável apenas através da aplicação de pressão no sentido diagonal ao eixo vertical do botão (sentido da força exercida pelo polegar do copiloto).

Foi constatado ainda que a aeronave acidentada não possuía instalado o "clip" de posicionamento da haste esquerda da trava de comando do cíclico no assoalho, conforme previsto para o modelo. Esses "clips", que posicionam as hastes de travamento de comando do cíclico no assoalho, ficam localizados próximo aos pés do piloto do posto de pilotagem da esquerda e são de material não resistente a possíveis pisadas. Este fato foi objeto da Divulgação de Segurança Operacional Aeronáutica, DIVOP 4/C/2008, pelo CENIPA, em 17 de abril de 2008 e gerou a emissão da *Letter* ESTIA nº 348/08, pelo "Technical Support Operations" da EUROCOPTER, em 21 de maio de 2008.

1.7 Informações meteorológicas

O vento prognosticado pela Carta de Vento do Centro Mundial de Washington, relativa ao FL 050 (18:00UTC 26FEV2008), demonstrava haver elevada probabilidade de ocorrer um fluxo contínuo de vento na direção de 170 graus com 20kt nas áreas livres de obstáculos do litoral do sudeste do Brasil.

A região próxima à Plataforma P18 estava sob a influência de um sistema frontal em dissipação que se deslocava para o Nordeste.

A Comissária relatou que começou a chover forte, momentos antes da decolagem da P-18.

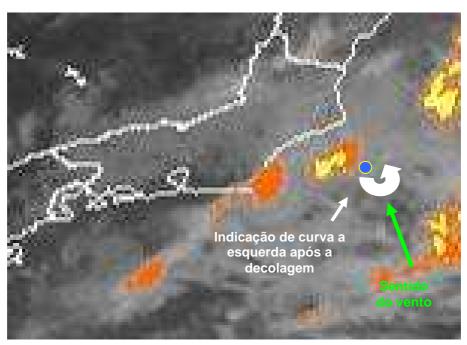


Figura 2: Imagem de satélite mostrando formação meteorológica próxima da plataforma P-18 (círculo azul); a trajetória da aeronave e o sentido do vento (seta verde). As posições das marcações sobre a imagem são aproximadas.

Pelas imagens do Satélite Infra-Vermelho, com realce nas formações do dia 26 de fevereiro de 2008, nos horários próximos ao acidente, observa-se a presença de nuvens do tipo TCU (cumulus congestus) de grande proporção, podendo ter ocorrido nuvens cumuliformes em condições de provocar pancadas de chuva e vento de rajada na superfície em diversas direções (windshear), o que coincide com os depoimentos dos sobreviventes e de comandantes de embarcações que estavam no local para o resgate dos mesmos.

O windshear, também denominado cortante de vento, gradiente de vento ou cisalhamento do vento, pode ser definido como uma variação na direção e/ou na velocidade do vento em uma dada distância, podendo ser classificado em leve, moderado, severo ou extremo.

Suas causas podem ter várias origens: trovoadas, presença de cumulonimbus, virga (tipo de precipitação que ocorre na base de certas nuvens e que não chega ao solo), sistemas frontais, correntes de jato de baixos níveis, ventos fortes na superfície, brisas marítimas e terrestres, ondas de montanha, linhas de instabilidade e fortes inversões de temperatura, dentre outras.

O Centro de Hidrografia da Marinha do Brasil emitiu, no dia 24 FEV 2008, às 13h30min UTC, com validade até as 12h00 UTC do dia 26 FEV 2008, avisos de "vento forte" (Aviso NR 069/2008) e de "mar grosso" (Aviso NR 070/2008) para uma ampla região oceânica que incluía o local do acidente. As condições de "vento forte" e de "mar grosso" continuaram previstas para a região por meio dos Avisos NR 071/2008 e NR 072/2008, emitidos às 15h00 UTC de 25 FEV 2008 e válidos até o dia 28 FEV 2008.

A plataforma de Marlin emitiu duas mensagens SPECI (informe meteorológico aeronáutico especial selecionado), que confirmaram a presença de formações meteorológicas na região, no período do acidente e das operações de resgate: a primeira

às 20h20min UTC, que trazia a informação de chuva forte, visibilidade de 1000m e teto de 400ft; a segunda, às 20h45min UTC, informando visibilidade de 8km e teto com nuvens esparsas à 1000ft.

SBMM 2020 17025KT +RA 1000 OVC004 23/23 Q1010=

SBMM 2045 17020KT 8000 BKN010 BKN060 23/23 Q1010 W///S4=

No momento da decolagem da aeronave PP-MUM, o Controle Marlin informou o vento na região de 150 graus com 22kt.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

Nada a relatar.

1.10 Informações acerca do aeródromo

A plataforma de produção P-18, de propriedade da BOUGANVILLEA MARINE CORPORATION, contratada para serviços da PETROBRAS, possui um "helideck" de 20m x20m, na forma octogonal, a 200ft de altura, de alumínio, com capacidade para nove toneladas. A plataforma está localizada na coordenada geográfica 22º25'00"S e 040º10'00"W, equipada com um NDB, código "BCP", transmitindo na freqüência de 1671 kHz. A plataforma P-18 opera uma rádio de coordenação VHF aeronáutico na freqüência 131,325MHz, com alcance de 30 milhas náuticas, estando autorizados pousos na condição operacional VFR diurna e noturna, conforme a regulamentação vigente.

A plataforma P-18 serviu como base de coordenação para o resgate dos sobreviventes.

1.11 Gravadores de voo

A aeronave PP-MUM era dotada de equipamento SSCVFDR "Solid State Cockpit Voice and Flight Data Recorder" fabricado pela Honeywell, modelo 6021, P/N 980-6021-032 e Serial Number 265, encontrado na cauda da aeronave, sua posição original de instalação.

Também foram localizados e retirados da aeronave o EUROARMS (Eurocopter Aircraft Monitoring System), os dois DECU (Digital Engine Control Unit), equipamentos utilizados para registros de informações dos voos da aeronave para fins de manutenção e as quatro telas do EFIS (Electronic Flight Instrument System).

Estes equipamentos foram transportados para a França e, com o auxílio do BEA (*Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile*), órgão oficial de investigação de acidentes aeronáuticos da França, foi efetuada a leitura dos dados armazenados.

Os dados de voo relativos aos motores, transmissão e comandos do rotor de cauda não apresentaram quaisquer discrepâncias que indicassem falhas antes da colisão com o mar.

O SSCVFDR da aeronave possuía um transmissor acústico denominado pinger.

Para efetuar a busca dos destroços no fundo do mar, foram utilizados robôs submarinos chamados de ROV (*Remotely Operated Vehicle*). Durante tais buscas, os microfones acústicos dos ROV foram configurados para buscar a freqüência de operação do transmissor acústico *pinger*. Entretanto, apesar de encontrar-se dentro do período de validade, nenhum sinal do *pinger* foi captado durante todo o período da busca e nem mesmo quando o equipamento foi encontrado na cauda do helicóptero, através do uso das imagens submarinas fornecidas pelas câmeras de vídeo dos ROV.

Quando o SSCVFDR foi retirado da cauda da aeronave verificou-se que o transmissor acústico encontrava-se totalmente submerso, em contato com a água do mar.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

A fuselagem, a cauda, as pás e os pertences dos ocupantes foram retirados do fundo do mar com o auxílio da Empresa PETROBRAS, através de embarcações que utilizaram guinchos e ROV.

Com a força do impacto da aeronave contra o mar, a cauda partiu-se e os flutuadores lateral traseiro direito e dianteiros explodiram. O flutuador lateral traseiro esquerdo permaneceu inflado após o acidente, fazendo com que a estrutura da aeronave se mantivesse no lume da água por aproximadamente uma hora e trinta minutos, quando submergiu até uma profundidade aproximada de 920 metros.

A cauda permaneceu flutuando por período indeterminado, tendo sido avistada na superfície por tripulantes de algumas das embarcações envolvidas no resgate das vítimas. A mesma foi localizada no fundo do mar, separada da fuselagem e com alguns danos aparentes. Com o auxílio de robôs ROV, foi possível constatar que o SSCVFDR encontrava-se intacto em seu local de instalação, no compartimento eletrônico da cauda.

As testemunhas do acidente, localizadas na P-18, relataram que não viram qualquer parte da aeronave desprender-se desta por ocasião da trajetória de descida até o mar. Os danos observados no cone de cauda e na seção que une o mesmo à fuselagem são compatíveis com ruptura por impacto.

As barras de suspensão da caixa de transmissão principal (CTP) e a haste de comando da pá amarela (biela) foram encontradas partidas.

Duas pás do rotor principal ficaram quase que totalmente destruídas, uma apresentou avarias e outra permaneceu quase intacta.

O eixo de transmissão do rotor de cauda foi encontrado fraturado próximo à linha de ruptura da cauda, apresentando sinais de torção e de empeno em várias partes.

Todas as quatro pás do rotor de cauda foram encontradas fixadas em seus berços, com danos variados, sendo que duas bastante danificadas, uma parcialmente danificada e outra quase que intacta.

As partes da aeronave, bem como os objetos transportados que saíram da mesma foram dispersos em um setor de 30º de abertura, localizado a nordeste da plataforma P-18.

O trem de pouso, do tipo retrátil, foi encontrado na posição "em baixo".

As portas dos pilotos foram encontradas abertas no leito do mar. A trava da porta direita da cabine estava na posição fechada e a da porta esquerda na posição aberta. Houve um enrugamento da estrutura da aeronave, indicando que a abertura das duas portas e das janelas da cabine de passageiros ocorreu devido à colisão da aeronave contra o mar.

Parte da estrutura da aeronave, próxima à caverna 9.000, foi destruída pela ação dos ROV para que fosse possível resgatar o corpo de duas das vítimas que se encontravam no interior da cabine de passageiros.

O exame detalhado dos destroços revelou que a força de impacto da aeronave com a água foi maior do lado direito da mesma. Este fato pode ser comprovado comparando-se as deformações dos escapamentos dos motores direito e esquerdo e dos suportes das pernas principais do trem de pouso.

As tampas das janelas de acesso do armário hidráulico, que abriga os compartimentos dos comandos de voo das aeronaves AS332L2, estão localizadas nas cabines de passageiros, atrás do assento do piloto (lado direito). As mesmas são fixadas à estrutura da aeronave por esferas de pressão e velcro. Uma das tampas da aeronave acidentada não foi localizada.

No interior do armário hidráulico da aeronave, foram encontradas três peças do revestimento do teto da cabine de passageiros, uma borracha de vedação de um abafador de ruídos e uma pilha grande que se encontrava entre os comandos de voo.

A pilha encontrava-se em estágio adiantado de corrosão e vazamento da solução alcalina.

Vários outros objetos foram encontrados soltos em cavidades da fuselagem do helicóptero, em função dos diversos movimentos sofridos pela aeronave decorrentes da ação do mar ao afundar, da ação de correntes marítimas, da ação do ROV, da retirada da aeronave do fundo do mar até o navio, bem como da sua movimentação no porto.

Em nenhuma das peças encontradas foram identificadas marcas de amassamento que pudessem indicar que as mesmas tivessem impedido o movimento da cadeia de comandos de voo.

Este modelo de aeronave possui, como trava de comando do cíclico, duas hastes de metal que se fixam no assoalho do posto de pilotagem da esquerda e no respectivo cíclico, por meio de "pinos bola" e que, quando não estão sendo utilizadas, são acomodadas nas laterais do assoalho do posto de pilotagem da esquerda, permanecendo com uma extremidade encaixada em um "clip" e outra, fixada no pino bola do assoalho.

A aeronave acidentada não possuía o "clip" de posicionamento da haste esquerda da trava de comando do cíclico no assoalho, conforme previsto para o modelo. As demais aeronaves da frota da empresa não possuíam, ou estavam com os "clips" de posicionamento das hastes de travamento de comando do cíclico no assoalho danificados. Esses "clips", que posicionam as hastes de travamento de comando do cíclico no assoalho das aeronaves modelo AS 332L2, ficam localizados próximo aos pés do piloto no posto de pilotagem da esquerda e são de material macio não resistente a possíveis pisadas.

Após o resgate da cabine da aeronave acidentada do fundo do mar, foi observado que a haste esquerda de travamento do cíclico encontrava-se deformada e fora de sua posição original, tendo a parte que se fixa no cíclico se deslocado para trás do console de instrumentos, para uma posição que poderia impedir o pleno acionamento do pedal direito do posto de pilotagem da esquerda.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

Existiam condições médicas prévias relativas ao piloto da aeronave. Na Cópia da Ata da Sessão 222, da Junta Especial de Saúde do Centro de Medicina Aeroespacial, de 27 de novembro de 2007 constam, além do parecer "APTO", as seguintes observações:

Usar lentes corretoras;

Exames para a próxima inspeção: Laudo oftamológico,

Deverá fazer tratamento em clínica de Cardiologia e trazer parecer especializado na próxima inspeção.

O laudo oftalmológico solicitado referia-se a um problema inicial de catarata incipiente em uma das vistas, problema este que era compensado com a visão binocular.

O tratamento em clínica de cardiologia referia-se ao controle de hipertensão arterial controlada por medicamentos e o parecer especializado referia-se a realização de um exame de cintilografia miocárdica. Além disso, o piloto era obeso e tabagista.

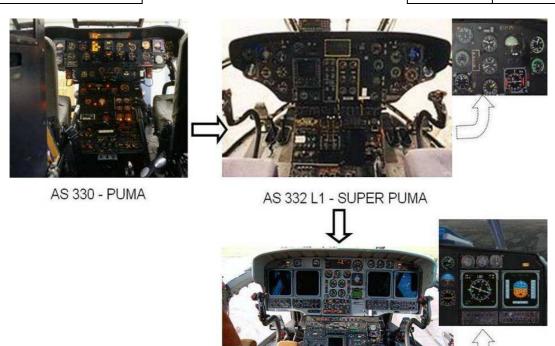
A única condição médica prévia relatada a respeito do copiloto era a obrigatoriedade do uso de lentes corretivas. Não havia nenhuma condição médica prévia relatada sobre a comissária de bordo.

1.13.2 Informações ergonômicas

O modelo de helicóptero Super Puma (AS332) foi concebido a partir do helicóptero Puma (AS330). Apesar de possuírem características estruturais e aerodinâmicas semelhantes, o Super Puma incorporou placas de circuito integrado nos principais sistemas da aeronave, como o de controle dos motores e painéis de alarme, por exemplo. Funções que eram executadas por mecanismos eletromecânicos analógicos no Puma passaram a ter um tratamento eletrônico digital no Super Puma, desde as suas primeiras versões. O Puma representa a tecnologia dos anos 1960, enquanto o Super Puma, em suas versões iniciais (AS 332, AS332L e AS332L1, p.ex.), pode ser considerado um produto típico da tecnologia dos anos 1980. Em relação à cabine de pilotagem, poucas alterações significativas (em termos de conceito do projeto) são percebidas ao compararmos o AS330 ao AS 332L1.

A versão da aeronave envolvida no acidente, AS332L2, possui características de automação avançada. Este modelo é a evolução tecnológica do AS332L1, na qual a maioria dos sistemas de interface piloto-aeronave foi substituída por telas de cristal líquido multifuncionais seguindo o conceito de "glass-cockpit", típico do início do século XXI. A evolução do "lay-out" típico da cabine de pilotagem pode ser observada na figura 3, que mostra a grande semelhança entre o AS330 e o AS332L1 e a diferença destes para o AS 332L2.

Nas versões L1 e L2, observa-se a mudança dos instrumentos básicos de voo, com mostradores analógicos, para duas telas de cristal líquido dispostas em frente a cada um dos pilotos. Estas telas compõem o *Integrated Flight and Display System* (IFDS), sistema de voo e mostrador integrados.



AS 332 L2 - SUPER PUMA

Figura 3: Painéis dos helicópteros AS330 PUMA, AS332 L1 e AS332 L2 SUPER PUMA. Em detalhe os painéis de instrumentos de voo do piloto mostrando os instrumentos eletromecânicos da versão L1 e o sistema EFIS da versão L2.

Dentre as funções do IFDS estão executar a pilotagem automática e exibir dados básicos de voo como, por exemplo: altitude, velocidade, razão de subida/descida, proa, situação horizontal e atitude da aeronave. Além destas utilidades, que substituem os instrumentos de voo de projeto mais antigo como os do sistema anemo-barométrico (altímetro, climb e velocímetro), o HSI e o horizonte artificial, o IFDS exibe mensagens de falha relativas ao subsistema de pilotagem automática da aeronave (*Automatic Flight Control Subsystem* – AFCS) e diversas outras mensagens relativas ao funcionamento do IFDS como um todo ou relativo a algum outro dos seus diversos subsistemas (nas zonas "1A" e "2" do *Pilot Flight Display* – PFD).

Grande parte da experiência de ambos os pilotos da aeronave acidentada foi adquirida em aeronaves com instrumentos convencionais, ou seja, analógicos. Com exceção das horas de voo realizadas nos últimos anos, nas aeronaves AS332 L2 da empresa, todas as demais horas dos pilotos foram realizadas em helicópteros dotados de instrumentos analógicos.

1.13.3 Aspectos psicológicos

Os dados relatados a seguir foram obtidos por meio do SSCVFDR e de entrevistas com tripulantes e funcionários da empresa aérea.

1.13.3.1 Informações individuais

De um total de 18.741 horas de voo, o piloto tinha 3.485 horas no modelo da aeronave acidentada, e provavelmente era o piloto com mais horas de voo naquele equipamento no Brasil. Era a referência profissional para os pilotos mais novos.

PP-MUM	26 FEV 2008
I I IVICIVI	

No entanto, conforme relato dos pilotos da empresa, o piloto tinha dificuldade na operação sob condições de voo por instrumentos e evitava efetuar o voo em condições meteorológicas adversas.

O piloto não possuía domínio da língua inglesa, apresentando dificuldades na compreensão dos manuais da aeronave utilizados pela empresa.

Em função da sua larga experiência no modelo, o piloto era eventualmente procurado por outros aeronavegantes mais jovens, em busca de orientações no tocante à operação da aeronave.

O copiloto possuía quase 3000 horas na função de copiloto. Na ocasião do acidente, ele estava passando por bom momento profissional e, após o seu último treinamento no simulador do AS332L2, os instrutores declararam, através de consenso, que ele se encontrava apto para iniciar o treinamento para comandante no modelo.

1.13.3.2 Informações psicossociais

O relacionamento interpessoal entre os funcionários da empresa era amistoso. Os dois pilotos voavam juntos havia aproximadamente quatro anos. Existia um bom relacionamento interpessoal entre eles e também com os demais funcionários da empresa.

Durante a missão, o relacionamento entre os pilotos ocorreu de maneira harmoniosa.

1.13.3.3 Informações organizacionais

Nada a relatar.

1.14 Informações acerca de fogo

A aeronave impactou contra o mar e não há relato de fogo antes ou após o impacto.

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

O copiloto acionou os flutuadores momentos antes do impacto com o mar, colocando em prática o treinamento recebido no simulador de voo. Tal ação contribuiu para que a maioria dos ocupantes da aeronave conseguisse sair da mesma, alcançando imediatamente a superfície do mar. As portas e janelas da cabine de passageiros desprenderam-se no momento do impacto, facilitando a saída dos passageiros e da comissária de voo.

O Transmissor Localizador de Emergência (ELT) estava instalado no interior da aeronave, porém não foi acionado pela tripulação por ocasião do acidente e não transmitiu na frequência de emergência após a colisão com o mar.

Com o impacto, apenas o flutuador lateral traseiro esquerdo permaneceu íntegro e a cauda separou-se da aeronave, que emborcou para a direita, ficando a flutuar no dorso, com sua cabine submersa.

O ELT foi encontrado no interior da cabine de passageiros, preso a sua antena, sem ter sido acionado automaticamente. A antena do mesmo era localizada sobre a fuselagem, na parte traseira esquerda.

O piloto provavelmente saiu por sua porta da cabine de pilotagem, pois foi encontrado o fio do seu fone de ouvido preso ao suporte lateral de travamento da porta, no seu lado externo. O copiloto saiu por sua porta da cabine de pilotagem. Ele feriu-se no antebraço esquerdo e não lembrou, em entrevista, de ter aberto sua porta (da esquerda). A mesma estava com a trava na posição aberta após a sua recuperação do fundo do mar. É possível que o copiloto tenha aberto a porta com o braço. A porta da direita, de uso do piloto da aeronave, foi encontrada aberta, deformada para dentro, mas com a trava na posição fechada.

A maioria dos passageiros informou que percebeu a queda da aeronave e o acionamento dos flutuadores, preparando-se para o impacto com a água, sendo que não houve problemas para soltar os cintos.

Na maioria dos casos, os passageiros não souberam precisar por onde foi efetuado o abandono da aeronave, mas que no trajeto colidiram com partes da aeronave bem como com destroços e outros objetos soltos.

O bote de sobrevivência da aeronave não foi alijado.

Muitos dos sobreviventes (aproximadamente metade) esqueceram de inflar os coletes salva-vidas que estavam usando, tendo permanecido nadando na superfície da água durante algum tempo até serem orientados pela comissária a inflar os coletes. Em alguns casos, a própria comissária puxou o punho de acionamento dos coletes.

Alguns sobreviventes afirmaram ter visto o corpo do piloto sem o colete enquanto que outros disseram que ele vestia o colete e que o mesmo estava inflado.

As operações de busca e resgate de sobreviventes, dos corpos e destroços foram realizadas na superfície do mar por diversas embarcações. Por via aérea, as buscas foram empreendidas por aeronaves.

As embarcações maiores começaram a chegar 45 minutos após o acidente, auxiliando na vigia do posicionamento das vítimas no mar, orientando as embarcações menores.

A condição do mar era severa, com ondas de 3 a 4 metros e a visibilidade reduzida em decorrência de chuva forte.

Não existia, na Plataforma P- 18, um Plano de Resposta a Emergências específico para o atendimento a um acidente aeronáutico próximo à plataforma, semelhante a um Plano de Emergência Aeronáutica em Aeródromo (PEAA). Da mesma forma, não existia avaliação sistemática da eficácia dos equipamentos de salvamento e resgate, bem como dos procedimentos de emergência.

O procedimento para atendimento à emergência aeronáutica existente na plataforma contemplava apenas a situação de incêndio ou colisão no "helideck". Não existia treinamento específico na plataforma P-18 para a situação ocorrida no acidente com a aeronave PP-MUM, na qual uma aeronave se acidentasse no mar, próximo à plataforma. Também não existia previsão de apoio para emergências aeronáuticas ocorridas em horário próximo ao pôr-do-sol, nas quais o trabalho de resgate se estendesse pelo período noturno.

A enfermaria da plataforma P-18 não possuía médico e lotou quando recebeu os quatro primeiros sobreviventes resgatados pelo bote e os três sobreviventes resgatados pela baleeira.

O corpo do piloto foi avistado flutuando sem sinais de consciência por diversas testemunhas, mas não foi localizado pelas equipes de busca, tendo desaparecido.

Os sobreviventes ressaltaram que o Treinamento Básico de Sobrevivência, bem como o uso do colete salva-vidas do tipo jaqueta, ao invés do colete tipo cinto abdominal com "pochete", também usado no transporte "offshore", foi fundamental para o sucesso no escape da aeronave. A maioria dos sobreviventes afirmou que o colete tipo abdominal com "pochete" iria atrapalhar o desengate do cinto de segurança e a passagem pelas janelas de emergência.

O RBHA 135.167 (a) (1) prevê que exista "para cada ocupante, um colete salvavidas aprovado equipado com lâmpada localizadora de sobrevivência. O colete deve ser facilmente acessível de cada um dos assentos ocupados".

Os coletes salva-vidas que estavam sendo utilizados pelos passageiros foram fabricados pela empresa Switlik Parachute Company, modelo HV-35P, e os utilizados pelos tripulantes, modelo HV-35C. Ambos os modelos são aprovados pela norma TSO C13d, emitida pela Federal Aviation Administration (FAA), norte-americana, e pela norma ARO 1349, emitida pela Civil Aviation Autority (CAA), do Reino Unido.

A norma TSO C13d foi emitida em 03 de janeiro de 1983, estando hoje na categoria "histórica". A versão atual da norma é a TSO C13f, emitida em 24 de setembro de 1992.

O item 4.2.4 do apêndice 1 da TSO C13d afirma que "a cor do colete salva-vidas deve ser uma cor internacional de resgate aprovada".

O item 4.1.15 do apêndice 1 da TSO C13f determina que: "a cor do colete salvavidas deve ser amarelo-laranja ou cor similar de alta visibilidade. A cor do colete salvavidas dos tripulantes deve ser vermelho-laranja ou cor similar de alta visibilidade contrastante."

O que pode ser observado em relação aos coletes em uso no acidente é que os mesmos possuem apenas a sua câmara de flutuação em cor amarela, de alto contraste com o mar. O tecido exterior dos coletes é de cor azul-marinho, o que dificulta a localização dos náufragos que não tenham inflado seus coletes.

Nas duas normas, TSO C13d e TSO C13f, existe menção ao colete salva-vidas como um todo (chamado em inglês de "*life preserver*") e também menção específica à câmara inflável do mesmo (em inglês "*flotation chamber*"). A determinação de cor existente em ambas as normas é referente ao colete como um todo.

Ambos os modelos de colete salva-vidas, HV-35P e HV-35C, foram certificados pela FAA, por meio da TSO C13d, vigente à época, apesar de terem invólucros da cor azulmarinho, contrariando o padrão mínimo de performance exigido pelo referido documento.









Uninflated View

Inflated View

Figura 4: Quatro fotografias mostrando os coletes modelo HV-35P (em cima) e HV-35C (embaixo). As duas fotografias da esquerda mostram a cor azul-marinho não contrastante do tecido externo e as duas fotografias da direita mostram a cor amarela, de alto contraste, da "flotation chamber".

Há também a possibilidade de que tais coletes tenham sido produzidos e exportados em desconformidade com o padrão aprovado pela FAA durante a certificação.

Por debaixo dos coletes salva-vidas, os tripulantes utilizavam o uniforme da empresa e os passageiros utilizavam roupas comuns. O uniforme de voo é composto de calça azul-marinho e camisa branca. A grande maioria dos passageiros utilizava calças jeans de cor azul e camisas de cores diversas.

Atualmente, é prevista a utilização, por todos os empregados que trabalham em instalações "offshore" da PETROBRAS, de um macação RF (resistente ao fogo) na cor laranja (cor orange 021C, conforme tabela pantonegráfica). As características deste uniforme estão descritas no item 5.6.1.1 do Padrão Corporativo código: EP-1E1-00002-A. Não é exigido dos passageiros que estão sendo transportados entre o continente e as instalações "offshore" o uso do referido uniforme a bordo das aeronaves.

Durante a investigação deste acidente, foram observadas algumas tentativas de melhorar as características de visibilidade destes modelos de colete quando não inflados.

Foi sugerida a adoção de uma capa de cor laranja feita para vestir o colete salvavidas. Segundo o seu idealizador, a capa, afixada por velcros, não impediria o funcionamento normal do colete, porém não se tem notícia de que a mesma tenha sido submetida a qualquer processo de certificação.



Figura 5: Fotografias de capas para coletes salva-vidas de cor contrastante.

Operadores aéreos da Bacia de Campos informaram que esta solução foi adotada nas operações "offshore" no Golfo do México, para solucionar o mesmo problema e não foram constatados problemas no acionamento dos coletes modificados.

1.16 Exames, testes e pesquisas

Foram realizados exames em componentes mecânicos e eletrônicos para verificar o seu funcionamento, bem como testes específicos para verificar possibilidade da haste de travamento do cíclico ter se alojado, antes do impacto com o mar, na posição onde foi encontrada após o resgate da fuselagem.

Os danos observados no conjunto motores e na MGB (Caixa de Transmissão Principal), por ocasião da ação inicial, indicaram que havia potência no momento do impacto, o que foi confirmado pelos dados de voo gravados no SSCVFDR "Solid State Cockpit Voice and Flight Data Recorder".

Foram executadas em laboratório análises específicas nos componentes da cadeia de transmissão dos comandos dos pedais da aeronave para o rotor de cauda: quadrantes, cabos de aço e polias. A conclusão da análise nestes componentes não indicou nenhuma pré-trinca, indícios de fadiga, ou qualquer outra condição de mau funcionamento pré-existente.

Foram encaminhados para análise laboratorial no Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial (CTA) diversos componentes retirados dos destroços da aeronave. O resultado dos exames realizados gerou dois laudos técnicos, cada qual redigido pela divisão que realizou os exames, conforme a especificidade requerida para cada componente.

Os atuadores hidráulicos principais, o cabo de comando do rotor de cauda e seus quadrantes de acionamento, bem como o eixo de torque do rotor de cauda foram analisados em laboratório e indicaram que as falhas ocorridas foram devidas à sobrecarga, não tendo sido observados indícios de corrosão, pré-trincas ou defeitos nas regiões de fratura que pudessem ter contribuído para uma redução da resistência mecânica dos componentes analisados.

Nos testes efetuados no atuador hidráulico do rotor de cauda, nos cíclicos do piloto e do copiloto e nos instrumentos do painel da aeronave, foi detectado, em bancada, que

somente o interruptor do "TRIM RELEASE" do cíclico do copiloto apresentava mau contato. Os demais componentes que foram objetos de testes não apresentaram falhas e/ou discrepâncias em relação aos parâmetros requeridos pelo fabricante.

Houve participação do representante acreditado do BEA (*Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile*) e seus assessores técnicos na investigação dos destroços, tendo sido emitido o Technical Document BEA pp-m080226_ext01, "*Wreckage Examination*", de 25 de setembro de 2008.

O mencionado relatório do BEA concluiu que os motores estavam fornecendo potência no momento do impacto. Os exames visuais da cadeia de transmissão de potência dos motores para o rotor principal não revelaram quaisquer anomalias que pudessem causar uma perda de potência para aquele rotor. Não foi encontrada qualquer descontinuidade nos controles do rotor principal. Não foi encontrada qualquer evidência de travamento dos controles.

Concluiu, ainda, que a falha das pás do rotor principal ocorreu no impacto, enquanto o rotor estava fornecendo energia. O exame do canal de controle de transmissão de potência do rotor de cauda não revelou quaisquer evidências de anomalias que pudessem causar uma perda de transmissão de potência ao rotor de cauda. As pás do rotor de cauda falharam ao fazer contato com a superfície do mar, enquanto potência estava sendo aplicada ao rotor de cauda.

O relatório reportou que a haste de travamento do cíclico encontrava-se deformada e fora de sua posição original, tendo a parte que se fixa no cíclico se deslocado para trás do console de instrumentos. Havia marcas coincidentes com a posição de contato com o pedal esquerdo do piloto.

A Eurocopter emitiu, sob a autoridade do BEA, o relatório ESTIA nº 348/08, de 21 de maio de 2008, analisando o posicionamento da haste de travamento do cíclico. O relatório concluiu que a posição em que a haste de travamento foi encontrada e seus danos somente poderiam ter sido causados após o impacto. A posição de travamento sob o painel de instrumentos provavelmente ocorreu quando a aeronave virou de cabeça para baixo no mar. Sua deformação pode estar relacionada à tração dos cabos de controle do rotor de cauda durante a separação da cauda do helicóptero ou a uma ação de força pela *Pitch Mixing Unit*.

O SERIPA 3 realizou um estudo relacionado ao posicionamento da haste de travamento do cíclico, dando origem ao Relatório de Pesquisa 01/SINV/09 – SERIPA III, de 21 de outubro de 2009. No referido relatório, constatou-se que, além da possibilidade de posicionamento da haste de travamento do cíclico na vertical, conforme encontrada após o resgate da aeronave, esta poderia alojar-se entre os dois pedais, em uma posição diagonal.

Na posição vertical, o curso fica restrito de (-)50% a (+)5%, enquanto na posição diagonal o curso fica restrito de (-)50% a (-)35%.

O passeio dos pedais utilizado pelos pilotos e registrado no SSCVFDR após a decolagem da Plataforma P-18 até a queda da aeronave no mar foi de (-)50% a (+) 16%.

Foi possível observar que a haste de travamento do comando do cíclico poderia travar o curso do pedal com o pedal configurado no terceiro ajuste. Porém, uma vez que o passeio do pedal registrado no SSCVFDR não mostra qualquer parada do comando de pedal, nem em +5%, o referido relatório ressalta que a haste de travamento do comando de cíclico da aeronave PP-MUM, não poderia ter influenciado no acidente,

mesmo que esta tivesse se deslocado da sua posição de repouso, ainda durante o voo, antes do choque da aeronave com a água.

Foram encaminhados para análise no BEA os seguintes componentes eletrônicos: dois DECU (*Digital Engine Control Unit*), um EUROARMS (*Eurocopter Aircraft Monitoring System*) e um IFDS (*Instrument Flight Display System*). O BEA emitiu o *Technical Document*, BEA pp-m080226_tec01, "*Avionics Systems Examination*", de 25 de setembro de 2008, contendo a análise dos referidos componentes.

Os *chips* de memória dos equipamentos DECU e IFDS são do tipo EEPROM (*Electrically Erasable Read-Only Memory*) um tipo de *chip* de armazenamento não-volátil usado em computadores e outros aparelhos. Esta tecnologia não depende de fornecimento de energia elétrica ao *chip* de memória para a manutenção dos dados gravados.

O equipamento DECU é a unidade digital de controle do motor, havendo uma para cada motor da aeronave. Na análise efetuada pelo BEA, as memórias não voláteis de ambos DECU foram lidas e decodificadas. Os dados de discrepâncias no funcionamento dos motores (sobretorques, excessos de temperatura e outros) gravados na memória eram relativos ao impacto da aeronave na água. Não foi gravada nenhuma falha de comunicação entre os motores e seus respectivos DECU, o que demonstra que o sistema estava em funcionamento correto até o impacto.

O exame do equipamento IFDS apresentou a conclusão de que as memórias não voláteis 1 e 2 foram lidas e decodificadas e nenhuma falha indicou anomalia do AFCS (*Automatic Flight Control Subsystem*) durante a ativação do modo superior de velocidade no eixo de arfagem.

O EUROARMS é um sistema tipo HUMS (*Health and Usage Monitoring System* – sistema de monitoramento de uso e saúde) desenvolvido pelo fabricante. Este equipamento é composto de diversos acelerômetros e transdutores instalados ao redor dos motores, fuselagem e caixas de transmissão. Sinais da vibração de diversos componentes são monitorados e gravados. Os dados acumulados durante a operação da aeronave são transferidos, normalmente de forma diária, para uma estação em terra (computador) pertencente ao operador da aeronave. Os dados são comparados automaticamente com valores pré-determinados e o sistema informa caso ocorra alguma condição indicativa de falha potencial ou deterioração prematura de componentes.

Os *chips* de memória utilizados no EUROARMS são do tipo volátil, e não do tipo EEPROM, necessitando de fornecimento contínuo de energia elétrica para a manutenção da integridade dos dados gravados. Esta energia é fornecida por uma bateria instalada na placa de circuito integrado na qual estão instalados os *chips* de memória. Com a imersão do equipamento em água salgada, a integridade do sistema ficou comprometida pela possibilidade de ocorrência de curto-circuito e do descarregamento da bateria.

Da análise do equipamento EUROARMS, chegou-se à conclusão de que a placa PCMCIA (*Personal Computer Memory Card International Association*) não continha quaisquer dados. Os testes feitos em laboratório mostraram ao BEA que dados armazenados em memórias voláteis semelhantes foram completamente alterados sob uma fonte de alimentação de 0,2 Volts e os dados extraídos em uma das doze memórias voláteis não eram consistentes.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

A BHS iniciou suas atividades como uma empresa familiar, com sede em São Paulo, em 1992, com apenas dois helicópteros.

Em 1996, iniciou suas atividades na Bacia de Campos, sofrendo um acréscimo acelerado das atividades aéreas, sem o correspondente crescimento da estrutura de apoio às operações aéreas.

Nos anos de 2003, 2004 e 2005, ocorreram três acidentes, dois com vítimas fatais, que abalaram o grupo e afetaram a imagem da empresa. Conforme relatos dos entrevistados, esses acidentes geraram uma crise administrativa e financeira que quase a levou à falência.

Em julho de 2005, o grupo canadense CHC *Global Operations* passou a ter participação acionária na BHS, ocasião em que aquele grupo iniciou um processo de avaliação das condições operacionais e de adequação da empresa aos padrões internacionais da CHC.

Nessa ocasião, se estabeleceu uma parceria com a empresa canadense CHC. Desde então, a empresa passou por uma fase de muitas mudanças em todos os níveis.

Com relação aos gestores, na ocasião do presente acidente, para cada membro da diretoria da BHS existiam dois elementos indicados da CHC. Nas áreas de Operações e Manutenção, ocorria a mesma coisa. Com relação aos supervisores, todos eram da BHS e receberam treinamento fora do Brasil, tudo com o objetivo de padronizar a BHS, conforme o conceito operacional da CHC.

Um ano antes do acidente, iniciou-se uma mudança radical no que se refere ao despacho de aeronaves, atendimento a passageiro, carregamento de aeronaves e escalas de voo, sendo estas mudanças vistas como melhorias na qualidade do atendimento.

Os funcionários passaram a fazer cursos que tiveram como resultado diminuir a carga de tarefas do piloto: por exemplo, o Coordenador de Voo passou a fornecer o METAR, o NOTAM, o planejamento de voo, o peso e balanceamento e o total de passageiros no embarque e desembarque, de modo a facilitar a realização do brifim antes do voo.

Alguns entrevistados disseram que a cultura de segurança cresceu muito nos últimos anos, implicando em mudar o que chamaram de "jeito de voar" de pilotos experientes. Foi criado, por exemplo, um registro de controle de combustível (reserva para táxi, reserva para alternativa) que deveria ser preenchido durante a realização do voo.

Os responsáveis pela implantação tiveram que fazer reuniões longas com os tripulantes para a aceitação dos procedimentos, pois houve muita resistência, inclusive por parte dos pilotos mais novos.

Em entrevista com os principais gestores da empresa, foi observado que eles possuíam um conhecimento geral dos problemas relativos à segurança operacional, possuíam vontade de solucioná-los e contavam com recursos suficientes.

Entretanto, demonstraram pouca percepção sobre os fatores contribuintes que originaram as recomendações de segurança de voo (RSV) emitidas após os acidentes e incidentes anteriores, bem como a certeza da eficácia de sua implantação nos setores de operações e treinamento.

A empresa havia implementado um Sistema de Garantia da Qualidade que tinha como objetivo a qualidade nos processos em todos os serviços prestados, focando a produção.

O responsável pela Segurança de Voo da empresa encaminhava as situações identificadas de perigo para o setor responsável pela garantia da qualidade sem, contudo, possuir autonomia plena para processar a análise de risco.

O Setor de Garantia da Qualidade realizava a análise e encaminhava para a matriz da CHC no Canadá, visando à aprovação das ações corretivas e à liberação dos recursos necessários.

O Doc 9859 da OACI recomenda que o processo de gerenciamento da segurança de voo seja integrado ao Sistema de Garantia da Qualidade, porém atuando de forma independente, com a participação de todo o grupo gestor da organização, de forma a equilibrar a segurança de voo com a produção.

As empresas contratantes dos serviços aéreos *offshore* possuem assessorias especializadas de auditorias externas sobre as empresas aéreas contratadas, incluindo aspectos relevantes para a segurança de voo, entretanto estão voltadas majoritariamente para aspectos de manutenção relativos à disponibilidade das aeronaves.

As auditorias externas executadas pelas assessorias especializadas atuam sobre questões pontuais da execução do serviço, afetas ao Sistema de Garantia da Qualidade, que por sua vez buscam a produção como resultado.

Condições latentes e falhas ativas presentes nos setores de treinamento, manutenção e operações das empresas aéreas contratadas nem sempre são observadas, bem como as recomendações para soluções dos problemas pontuais observados nestas auditorias externas por vezes não são apresentadas.

A empresa estava enfrentando dificuldades na contratação de pilotos dentro do perfil desejado para a operação desenvolvida na Bacia de Campos, que requer bom conhecimento da língua inglesa (para a leitura de documentos técnicos como os manuais da aeronave e para a realização do simulador de voo), familiarização com aeronaves com instrumentos digitais e experiência em voo por instrumentos.

Os pilotos mais antigos foram formados dentro de um perfil diferente do atual, onde o idioma inglês quase não era exigido, o voo por instrumentos em helicópteros era restrito a algumas unidades militares e as aeronaves eram totalmente analógicas.

A BHS estava proporcionando treinamento do idioma inglês para seus tripulantes de voo e mecânicos, mas o processo necessitava de tempo para a sua capacitação.

As empresas de operação offshore só começaram a ser certificadas no Brasil, dentro dos padrões estabelecidos pelo Anexo 6 à Convenção de Aviação Civil Internacional, a partir de 2001, quando o desenvolvimento de procedimentos operacionais detalhados e a elaboração do programa de treinamento passaram a ser avaliados em maior amplitude e profundidade para a operação segundo o RBHA 135.

Uma grande parte dos pilotos de helicópteros que atuavam até essa época não estava habituada à utilização de procedimentos operacionais padronizados, aplicando sua experiência na condução dos voos.

Alguns desses pilotos galgaram posições importantes nas empresas de operação "offshore" devido à sua antiguidade, ocupando funções de destaque no setor de operações e/ou atuando como instrutores em voo e no solo e como examinadores credenciados pela ANAC.

É previsto que a ANAC faça inspeções periódicas nos setores de operações e de manutenção da empresa. Tais inspeções foram realizadas sem constatar algumas

condições latentes presentes na BHS, especialmente relacionadas à aplicação do conteúdo do programa de treinamento da empresa aérea.

Havia uma recomendação de segurança de voo do Agente de Segurança de Voo da empresa, proveniente da investigação de um incidente ocorrido em 2007, que tratava da implementação do LOFT (*Line Oriented Flight Training*) nas reciclagens de simulador.

Na ocasião deste incidente de 2007, o LOFT já estava previsto no programa de treinamento aprovado e não estava sendo cumprido.

O Manual Geral de Operações (MGO) da BHS, na época do acidente com a aeronave PP-MUM, encontrava-se na sétima revisão, de 01 NOV 2003. Nessa revisão, todo o manual foi englobado, denotando uma revisão geral, indicando que na época da revisão existia uma grande defasagem entre os requisitos estabelecidos pelo órgão regulador e as especificações operativas da empresa.

Após 01 NOV 2003 e até a data do acidente, a empresa não efetuou, através do MGO, nenhuma outra atualização e o referido manual estava desatualizado, uma vez que os nomes dos responsáveis pela Chefia de Operações e pelo Treinamento eram de antigos ocupantes desses cargos.

Em 14 de março de 2007, a BHS editou, na língua inglesa, o manual de voo da empresa para a aeronave AS332L2, denominado *Operations Manual AS332L2*.

O requisito RBHA 135.21 (h) determina que: "O detentor de certificado pode fornecer partes de seu manual em língua inglesa, desde que ele assegure-se de que o pessoal que as utiliza é proficiente na leitura e compreensão de tal língua."

O referido manual é bastante detalhado e incluiu procedimentos específicos do operador que não são abordados no AFM (*Aircraft Flight Manual*), desenvolvido pelo fabricante. Entretanto, sua implantação depende de aprovação da Autoridade de Aviação Civil brasileira, no que se refere à conformidade aos regulamentos em vigor no Brasil.

Não havia registro de aceitação do referido manual pela ANAC e o mesmo fazia declaração de conformidade com as normas e autoridades européias.

Também foi observado que grande parte das orientações, instruções e procedimentos eram efetivados durante as reuniões de "troca de turma" (eram duas turmas de tripulantes que se revezavam a cada quinze dias).

Em 18 FEV 2008, a CHC emitiu um documento, através do seu *Departament of Flight Standards* denominado *Local Staff Instructions* LSI 2008-02, estabelecendo a imediata efetivação de um novo *checklist* de procedimentos normais para aeronaves AS332L2.

As referidas alterações no *checklist* de voo da aeronave AS332L2 cobriam somente os procedimentos normais de operação, compreendendo mudanças nos termos utilizados, a inclusão, supressão, fusão e detalhamento de vários procedimentos e, ainda, várias mudanças na ordem de execução dos cheques, sendo estas alterações efetuadas por ordem da Gerência de Operações da BHS.

Nessa ocasião, através da leitura da LSI 2008-02, foi determinado aos pilotos que voassem com a utilização do novo *checklist* de voo e opinassem a respeito, sem que tais procedimentos tivessem sido previamente treinados em simulador ou em voos com objetivo específico para a avaliação da sua adequabilidade ao ambiente operacional das operações na Bacia de Campos.

A modificação dos procedimentos foi implementada sem uma discussão prévia dos itens e sem uma exposição adequada das razões operacionais que justificavam a alteração, sendo recebida com resistência por alguns pilotos, como uma imposição da "matriz".

A tripulação da aeronave acidentada recebeu a ordem da Gerência de Operações para usar o novo *checklist* de voo, durante a reunião de troca de turma do dia 20 de fevereiro de 2008. Os dois pilotos assinaram a ata de reunião de troca de turma no dia 20 FEV 2008, quando foi divulgada a LSI 2008-02.

As gravações do SSCVFDR entre a decolagem e a queda da aeronave demonstram que a tripulação cumpria a seqüência do *checklist* antigo, emitido pela BHS em agosto de 2004, mesclados com alguns procedimentos do *Operations Manual AS332L2*, editado em março 2007.

Não foram identificados cotejamentos dos procedimentos na ordem estabelecida no novo *checklist* emitido pela CHC em 18 de fevereiro de 2008, sendo possível observar que o novo *checklist* em vigor não foi utilizado no voo do acidente.

Programa de Treinamento Operacional

- O Programa de Treinamento Operacional de 03OUT2006, aprovado em 11JAN2007, atendia aos requisitos mínimos de treinamento para formação dos tripulantes da empresa, entretanto, não descrevia pormenorizadamente as manobras e emergências treinadas no simulador de voo e na aeronave.
- O Programa de Treinamento Operacional estabelecia o treinamento de Gerenciamento de Recursos de Cabine (CRM) com treinamento prático em voo na aeronave ou em simulador LOFT, exercícios de dramatização e projeção de vídeos.

O treinamento prático LOFT não foi implementado no simulador e tão pouco em voo, a fim de sedimentar os conhecimentos assimilados no treinamento teórico de CRM, sendo que grande parte dos tripulantes tivera esse tipo de treinamento pela primeira vez.

Treinamento em simulador de voo

Até 2006, a BHS não realizava treinamento em simulador de voo de forma sistemática para todos os seus pilotos. Apenas os pilotos das aeronaves ambulância modelo S76 realizavam este treinamento periodicamente a cada dois anos, por exigência do contratante.

Esse tipo de atividade só fora realizado no treinamento inicial dos pilotos da aeronave AS332L2, em 2003, quando incluído no pacote de aquisição dessas aeronaves.

A partir de 2006, ainda que não fosse um requisito obrigatório no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 135, a BHS implementou o treinamento periódico em simulador para todos os seus pilotos. No caso da aeronave AS332L2, o treinamento recorrente foi realizado em simulador, em Marignane, na França, pelo Centro de Treinamento da CHC (CHC Training Centre).

As tripulações foram treinadas no simulador de voo com a utilização do *checklist* de voo da aeronave AS332L2 padronizado pela BHS.

A descrição pormenorizada das manobras de voo na aeronave e no simulador só era encontrada nas fichas de simulador, elaboradas pela CHC, e nas fichas de voo da BHS.

O Manual de Treinamento da empresa não continha o modelo das fichas de voo utilizadas nos treinamentos, sendo as mesmas apresentadas como um documento avulso.

Desta forma, o conteúdo das mesmas, incluindo a descrição das manobras a serem treinadas, não fazia parte do Manual de Treinamento.

Os tripulantes da aeronave acidentada treinaram, em simulador de voo, situações de emergência decorrentes de falhas mecânicas com efeitos de rotação sobre o eixo de guinada, que afetaram o comportamento da aeronave de modo semelhante à situação enfrentada durante o acidente, a saber:

- falha nos comandos do rotor de cauda;
- falha do controle do rotor de cauda (passo fixo); e
- perda completa de potência do rotor de cauda em voo pairado.

Contudo, não era previsto o treinamento de controle do eixo de guinada em algumas condições de voo, conforme descrito nas Cartas de Serviço nº 1518-67-01 e nº 1673-67-04, emitidas pela Eurocopter. Este treinamento não foi abordado em treinamento teórico e/ou prático e nem em simulador de voo.

Controle do Eixo de Guinada

Em 26 de abril de 2001, a Eurocopter Helicopters, através de sua subsidiária brasileira, Helibras, emitiu a Carta de Serviço nº 1518-67-01, aplicável a todos os helicópteros, alertando sobre a correta aplicação de comando de pedais em situações de guinada de voo próximas ao solo, em voo pairado, em helicópteros equipados com rotores traseiros do tipo Fenestron.

Na época da emissão da Carta de Serviço nº 1518-67-01, a BHS não recebeu a referida carta por não ser operadora de helicópteros de fabricação da Eurocopter, uma vez que a empresa só adquiriu modelos AS-332 MK II no ano seguinte, em 2002.

Em 04 de fevereiro de 2005, o mesmo fabricante emitiu nova Carta de Serviço nº 1673-67-04, para todos os pilotos de helicópteros com rotor traseiro, reforçando a carta anterior emitida em 2001 e complementando as informações com detalhes operacionais e gráficos de performance.

Esse documento descrevia para os operadores de helicópteros, com rotação do rotor principal no sentido horário (visto por cima), que em eventos ocorridos durante voos próximos ao solo, com vento fraco, com a velocidade baixa e curva à esquerda, poderia ocorrer perda do controle de guinada se não houvesse uma correta aplicação de comandos por parte do piloto.

Neste caso, assim que percebesse o início de um giro mais rápido para a esquerda, o piloto deveria aplicar o pedal direito de imediato, com uma amplitude significativa, de forma continuada. A Carta de Serviço alertava que ventos de cauda ou vindo da esquerda aumentam a velocidade de rotação do helicóptero nestes casos.

A Advisory Circular FAA AC 90-95 detalha mais uma característica dos helicópteros, conhecida em inglês como "weathercock stability". Por construção, os helicópteros possuem uma área lateral menor à frente do centro de gravidade do que a área lateral atrás do mesmo, gerando uma estabilidade direcional positiva no voo à frente. Esta característica é reforçada tanto pelo perfil da fuselagem quanto pela construção do estabilizador vertical ao final do cone de cauda. Como consequência, os helicópteros

tendem a alinhar-se com o vento, oferecendo menor resistência ao deslocamento derivada do arrasto parasita da fuselagem.

Por outro lado, ventos de cauda de 120º à 240º causam uma grande carga de trabalho ao piloto. A característica mais significante dos ventos de cauda é que os mesmos provocam a aceleração da razão de guinada pré-existente. Mesmo uma razão de giro suave pode ser acelerada bruscamente a partir do momento que o vento incidir no setor da cauda (de 120º a 240º) caso o piloto não contrarie esta tendência com a aplicação do pedal oposto.

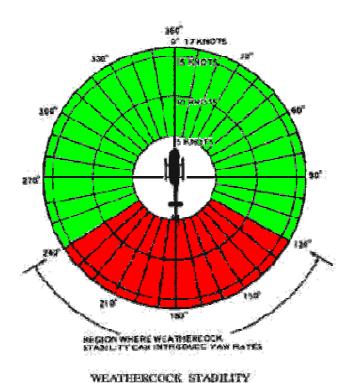


Figura 6: Diagrama demonstrando a região onde ventos de cauda aceleram a razão de giro devido à estabilidade direcional negativa. (fonte: Federal Aviation Administration – FAA AC 90-95 Unanticipated Right Yaw in Helicopters).

A BHS recebeu a Carta de Serviço nº 1673-67-04, através do setor de publicações técnicas, subordinado à Gerência de Manutenção. A Biblioteca Técnica da empresa remeteu para os Pilotos Chefes em 16AGO2005, através das guias de remessa interna de documento nº 128/05 e 129/05, a Carta de Serviço nº 1673-67-04, entretanto a mesma não foi divulgada para os demais pilotos da BHS.

Não existiam procedimentos sistêmicos para a divulgação de tais tipos de informações importantes para a prevenção de acidentes, bem como a incorporação das mesmas nos currículos de treinamento da empresa.

Outras Informações

O manual de cursos de voo por instrumentos estabelecido pelo MMA 58-9, de 25JUL1991, estabelece uma parte teórica e um treinamento prático básico e avançado a ser realizado em avião ou em simuladores e treinadores sintéticos.

No referido manual, não há menção sobre manobras específicas aplicáveis ao voo por instrumentos em helicópteros.

O exercício de recuperação de atitudes anormais não é previsto nas 21 missões em simulador ou em treinador sintético e a utilização desses recursos de instrução não é obrigatória.

Na fase 1 da prática de voo, estabelecida no MMA 58-9, está prevista a realização de recuperação de atitudes anormais em avião, entretanto a maioria das aeronaves de instrução homologadas para voo por instrumentos ou aquelas aprovadas para instrução desse tipo de voo com observador a bordo (voo sob capota), não permitem a execução do treinamento previsto em situações com grandes ângulos de arfagem ou de inclinação, devido a restrições estruturais e do envelope de manobras.

1.18 Aspectos operacionais

O piloto fez seu último treinamento periódico da aeronave AS332L2 no simulador compatível, em Marignane-França, em 13 de abril de 2007, pouco mais de dez meses antes do acidente. Realizou seus últimos cheques, local e em rota, para revalidação do Certificado de Habilitação Técnica (CHT) a bordo de aeronave AS332L2, no dia 09 de agosto de 2007, pouco mais de seis meses antes do acidente.

O copiloto completou satisfatoriamente o treinamento de elevação de nível na aeronave AS332L2 em 10 de novembro de 2006, ficando habilitado à promoção a comandante. Fez seu último treinamento periódico da aeronave AS332L2, antes do acidente, no simulador compatível, também em Marignane-França, em 16 de setembro de 2007, aproximadamente cinco meses antes do acidente.

Nas fichas de avaliação de treinamento e dos cheques de ambos os pilotos não havia registros de dificuldades.

Os pilotos envolvidos no acidente realizaram seu primeiro treinamento de CRM (*Cockpit Resource Management*) nos dias 12 e 13 de janeiro de 2007, ministrado por uma empresa terceirizada. Contudo, o segmento de currículo efetivamente ministrado não foi igual ao previsto no Manual de Treinamento da BHS e também não foram realizados exercícios de dramatização LOFT previstos.

A comissária realizou o treinamento de CRM nos dias 13 e 14 de novembro de 2007, ministrado por outra empresa terceirizada diferente da utilizada pelos pilotos, não tendo realizado treinamento com exercício de dramatização "LOFT" previsto no Manual de Treinamento.

Os três tripulantes realizaram, através de outra empresa terceirizada, o BST (*Basic Safety Training for Aircraft Crew*). O currículo deste treinamento incluía um módulo de primeiros socorros, outro de combate a incêndio em helicópteros, bem como a teoria e prática de escape de helicóptero submerso (HUET - *Helicopter Underwater Escape Training*).

Os registros de voo da tripulação demonstraram que a jornada de trabalho dos tripulantes estava em conformidade com a legislação em vigor.

Os dados registrados no SSCVFDR incluíam as etapas anteriores à decolagem, inclusive o pouso na plataforma P-18, procedente da plataforma P-27. Essa etapa anterior foi conduzida pelo piloto da aeronave, na condição de PAC (*Pilot at control*), sentado no assento da direita, e o copiloto na condição de MP (*Monitoring Pilot*), no assento da esquerda.

Na aproximação para pouso na P-18, quando o piloto relatou que a visibilidade não estava boa, os tripulantes fizeram comentários que induzem a interpretação de uma possível dificuldade em avistar a plataforma ou o de avistar o seu indicativo.

Após o pouso o piloto comentou: "não está fácil não".

Enquanto os passageiros eram desembarcados, o copiloto solicitou o plano de voo IFR, no nível 040, para a rádio Marlin, assumindo as funções de PAC.

Os dados de voo recuperados do SSCVFDR permitiram a reconstrução do perfil de voo da aeronave até o momento do impacto com o mar.

A trajetória do voo, incluindo os parâmetros de altura e de velocidade atingidos, foi reconstituída através da integração dos dados recuperados no SSCVFDR, sendo que abaixo de 25kt o valor de velocidade gravado torna-se inválido. Os valores máximos de deflexão dos pedais variam de +50% para a direita (indicação positiva) até -50% para a esquerda (indicação negativa), enquanto o valor de zero por cento representa a posição de pedais centralizados.

A trajetória do voo pode ser caracterizada através de 20 momentos marcantes até a colisão com o mar, descritos cronologicamente abaixo:

- **16:13:04** Antes da decolagem da Plataforma P-18, o piloto (PM) alertou ao copiloto (PAC) que o ar estava turbilhonado, mostrando a indicação da biruta.
- **16:13:39** O copiloto (PAC), no brifim de decolagem, declarou que após a decolagem iria curvar à esquerda, para livrar chuva próxima à direita, embora a curva pela direita fosse a trajetória mais curta para Macaé.
 - **16:16:36** Foi iniciada uma decolagem vertical, na proa 150 º (no heliponto da P-18);
 - o coletivo foi aplicado em aproximadamente 70% do curso;
- houve aplicação de pedal direito para compensar o aumento de torque na decolagem, dentro dos padrões esperados (de +6% a +8% para a direita no voo pairado).
- **16:16:49** Início da decolagem normal (saída do heliponto em voo nivelado), com o rádio altímetro indicando 200ft, na proa 130 °;
- arfagem de 10º picados para início do deslocamento para a frente, aumento de coletivo até 79% e aplicação do pedal até +12% (para a direita) para compensar o aumento de torque.
- **16:16:54** Início do movimento de elevação de arfagem para uma atitude cabrada, atingindo a proa 125 °, com IAS (velocidade indicada) de 44kt, rádio altímetro indicando 244ft.
- **16:16:57** Ao cruzar IAS de 60kt, o piloto (PM) alertou o copiloto (PAC) para aumentar o ângulo de arfagem;
- o coletivo foi baixado para uma posição de 65% do curso durante a aceleração estabilizada, o que levou a uma aplicação do pedal em -10% (para a esquerda);
- na sequência, a tripulação ampliou a aplicação de pedal, permanecendo aplicado em -20% (para a esquerda), o que deixou a aeronave ligeiramente desalinhada para a esquerda (*sideslip*), mantendo uma razão de curva lenta para a esquerda.
- **16:17:00** Fim da decolagem normal, com o rádio altímetro indicando 231ft, IAS máxima de 76kt, proa 117 °, com atitude de arfagem de 5 ° cabrados;
- a aeronave continuou em voo à frente, porém desalinhada para a esquerda. Este desalinhamento permaneceu durante todas as fases posteriores, chegando até a indicação de 25% (para a esquerda);

- a aeronave mantinha razão de curva à esquerda, no eixo vertical, com variação de proa de aproximadamente um grau por segundo.
- **16:17:04** O piloto (PM) alertou o copiloto (PAC) sobre o ângulo de arfagem, que estava excessivamente alto.
- **16:17:06** Na subida, ocorreu o comando de engajamento do modo superior IAS (velocidade) do AFCS (*Automatic Flight Control Subsystem*), com o rádio altímetro indicando 393ft, IAS decrescendo de aproximadamente 62kt para 57kt e a atitude de arfagem indicando 18º cabrados (aumentando);
- apesar do engajamento do modo superior IAS, os comandos continuaram sendo atuados (movimento permanente do cíclico gravado no SSCVFDR), sem correção efetiva de redução de arfagem. A atitude de cabrada chegou a 20°, o que levou a uma severa redução da velocidade, de 76kt até 30kt em apenas 13 segundos;
- durante esta redução de velocidade, o modo superior IAS (velocidade) do AFCS engajou quando a velocidade (IAS) passou por aproximadamente 57kt e desengajou com 46Kt:
- segundo o Manual de Voo (*Flight Manual*) da aeronave AS332L2, seção 4.2, páginas 2 e 3, uma diferença de 15kt entre a velocidade selecionada e a indicada, caracteriza uma situação de desvio excessivo (*EXCESSIVE DEVIATION*) nas características de operação e condições de voo recomendadas para o acoplamento dos modos superiores do AFCS. Tal condição é indicada aos pilotos por meio de uma luz intermitente "AFCS" piscando em vermelho na Zona 2 do PFD (*Red recover manual control warning flashes*), indicando que o modo superior não está conseguindo manter a velocidade desejada;
- ainda segundo o Manual, o modo superior IAS desacopla quando a velocidade indicada cai abaixo de 30kt.
- **16:17:09** Modo superior IAS do AFCS desengajado, rádio altímetro indicando 509ft, IAS 46kt, proa 105°;
- o cíclico foi comandado 10% para a frente, iniciando a recuperação da atitude cabrada para uma atitude de voo nivelado;
- após o alerta, o modo IAS foi desengajado no momento da maior taxa de redução de velocidade (de 50kt a 43kt em 1 segundo);
 - o pedal continuou aplicado com variações de -18% e 20% (para a esquerda);
- o helicóptero aumentou ligeiramente a razão de curva para a esquerda ainda sem aplicação de pedal direito para compensar o torque aplicado para a velocidade.
- **16:17:13** O piloto advertiu o copiloto para esperar (como se estivesse interferindo nos comandos) sem utilizar a frase padrão para assumir os comandos prevista no MGO;
- naquele momento, o cíclico estava posicionado em neutro, quando a atitude de arfagem ainda era positiva de 10º cabrados.
- **16:17:15** A aeronave atingiu a proa 081°, com IAS de 28kt, com o desalinhamento (*sideslip*) ultrapassando 90° para a esquerda, sem qualquer ação no pedal direito para impedir o giro e entrando na área de estabilidade direcional negativa (*negative weathercock stability*) devido ao vento de cauda informado por Marlin de 150°, com 22kt;
- o pedal continuou aplicado a -19% (para a esquerda), com a razão de curva aumentando para aproximadamente quatro graus por segundo à esquerda.

- **16:17:21** O piloto expressou duas exclamações e repetiu duas vezes para o copiloto esperar (como se estivesse interferindo nos comandos);
 - o coletivo foi aumentado de 65% para 73%;
- a velocidade indicada (IAS) continuou em redução até atingir valores inferiores a 25kt (parâmetro de IAS inválido gravado no SSCVFDR), o pedal permaneceu aplicado a -19% (à esquerda), a razão de curva <u>aumentou para 19º/s (à esquerda)</u>.
 - 16:17:23 Aumento da aplicação de coletivo para 79% do curso;
- a razão de curva <u>atingiu 30º/s(à esquerda)</u>, com o pedal ainda aplicado a -18% (à esquerda), com parâmetro de velocidade inválido (abaixo de 25kt), com o início de variações de atitude de arfagem e de inclinação;
- nesse mesmo instante, o piloto fez algumas exclamações e disse ao copiloto que estava acontecendo alguma coisa;
 - em seguida, o copiloto respondeu pedindo calma ao piloto.
- **16:17:27** Máxima altura alcançada, indicada no rádio altímetro 765ft, IAS permanecendo com indicação inválida (abaixo de 25kt);
- o helicóptero atingiu a altura máxima neste voo com razão de curva acelerada para a esquerda, pedal aplicado a -15% (à esquerda) e passo coletivo aplicado a aproximadamente 70% (ligeiramente abaixo do que seria necessário para manter o pairado fora do efeito solo).
- **16:17:30** O piloto fez algumas exclamações e disse para o copiloto que eles iriam cair, com rádio altímetro indicando 763ft e razão de curva atingindo 100º/s(à esquerda), acompanhada de variações de inclinação e arfagem mais amplas.
- **16:17:34** O comando de pedal foi aumentado até o batente de -50% (à esquerda), com rádio altura de 745ft e indicação de IAS permanecendo inválida (abaixo de 25kt).
- **16:17:37** O helicóptero desceu com grande razão de curva para esquerda no eixo vertical, em baixa velocidade translacional e com grande razão de afundamento (maior que 3000 ft/min), com oscilações nos eixos lateral e longitudinal (*pitch* e *roll*), com grande aplicação de passo coletivo e alto torque sendo fornecido pelos motores ao rotor principal (variações de coletivo entre 70% e 90% do curso).
- **16:17:48** O piloto pediu duas vezes seguidas para o copiloto esperar (dando a entender que solicitava para que o deixasse pilotar).
 - **16:17:50** Hora estimada da colisão do helicóptero com o mar.

Foi possível obter a gravação do microfone do piloto e a do copiloto, porém não foi gravado nenhum som oriundo do microfone ambiente da cabine, não sendo identificado o motivo desta não gravação.

No momento da execução do "cheque antes da decolagem" que precedeu o acidente, ocorreu uma fala do piloto da aeronave para o copiloto, citando um comentário efetuado pelo instrutor durante seu último treinamento de simulador na França, em abril de 2007.

Nesse diálogo, o piloto alertou o copiloto, que estava na condição de PAC, que havia sido ensinado pelo instrutor do simulador que, durante a realização do "cheque antes da decolagem", fossem pré-selecionados os dados de velocidade vertical (VS), proa (Hdg) e curso (Crse).

A fraseologia prevista no MGO (Manual Geral de Operações) para transferência dos comandos entre tripulantes não foi utilizada quando do acidente, sendo verificado o uso, por repetidas vezes, das expressões "espera aí", desde o momento em que o AFCS foi desengajado até a queda da aeronave.

Não foi observada, durante o voo, a utilização de "call out" para alertar ângulo excessivo de arfagem e de redução de velocidade.

1.19 Informações adicionais

Desorientação espacial

A orientação humana se origina da interação entre os sistemas visual, de propriocepção e vestibular. O conjunto de informações que transita por estes três sistemas de forma simultânea permite aos seres humanos saber em que posição se encontram. Entretanto, o ser humano, animal terrestre, tem o ajuste dos "inputs" e "outputs" calibrados para o funcionamento em superfície. Quando o homem é levado do meio em que vive para o ambiente aéreo, podem ocorrer conflitos de informações, que resultam no fenômeno chamado de desorientação espacial.

De maneira geral, divide-se a desorientação em três grupos, com base na possibilidade de o piloto reconhecer ou não a ocorrência do fenômeno, ou mesmo se tornar incapacitado: não-reconhecida (Tipo I), reconhecida (Tipo II) e incapacitante (Tipo III).

O sistema vestibular, localizado na orelha interna, é constituído de três canais, cada qual em uma das posições dos planos do espaço, preenchidos por líquido. O movimento do líquido no interior destes canais informa ao córtex cerebral sobre movimentos, paradas, curvas e outras posições do indivíduo. A decolagem de helicópteros envolve movimentos que abordam os três eixos ortogonais, estando, pois, sujeita aos vários tipos de desorientação.

As ilusões vestibulares ocorrem em função da falta de referência visual, quando passam a predominar os estímulos vestibulares oriundos dos canais semicirculares e dos órgãos otolíticos. As ilusões do tipo somatogiratórias (desnivelamento, a espiral mortal e o efeito Coriolis, por exemplo) estão relacionadas aos canais semicirculares.

O ambiente encontrado nas bacias petrolíferas offshore, situados longe do continente, possui características visuais peculiares. A homogeneidade da superfície do mar oferece pouco contraste de formas e cores. As condições meteorológicas adversas, ao reduzir a luminosidade e as visibilidades horizontal e vertical, podem agravar esta condição. Nas situações mais graves, a baixa visibilidade impede a percepção visual da linha do horizonte, obliterando uma das poucas marcas contrastantes do ambiente.

Será dada especial atenção a dois tipos de ilusões somatogiratórias: a ilusão de Coriolis e a espiral mortal.

Ilusão de Coriolis

Trata-se de uma falsa percepção que pode resultar de uma estimulação dos canais semicirculares. A fim de ilustrar o fenômeno, considera-se que um sujeito está em rotação dentro de uma aeronave o tempo suficiente para ter a sensação de que não está mais em

rotação (por não haver mais aceleração, a endolinfa dos canais semicirculares mantém a cúpula na posição estacionária, ainda que haja movimento). Ao mover a cabeça para frente ou para trás, o indivíduo estimula mais um grupo de canais semicirculares (verticais), ao mesmo tempo em que retira os canais semicirculares horizontais do plano de rotação da aeronave. O estímulo é vigoroso e produz sensação de rolamento para o lado oposto da curva em que se encontrava ou sensação de nariz para baixo ou para cima.



Figura 7 - Ilusão de Coriolis: estimulação simultânea de mais de um par de canais semicirculares. (Fonte: http://www.faa.gov/pilots/safety/pilotsafety/brochures/media/SpatialD.pdf apud ALVES, 2008).

Espiral Mortal

A espiral mortal foi, até o presente, estudada em relação ao voo dos aviões, que efetuam curva através da inclinação do plano das asas. Porém, a dinâmica do movimento do helicóptero ao redor do seu próprio eixo vertical provoca o mesmo efeito fisiológico. Tal fato pode ser inferido pela própria construção das cadeiras de Barani, ferramenta utilizada no treinamento fisiológico de pilotos, que tem seu giro no eixo vertical, como os helicópteros.

A espiral mortal decorre de uma falsa percepção de rotação, ou ausência de rotação, quando o indivíduo é submetido a um movimento de rotação prolongado, ou seja, com velocidade angular constante, em função da incapacidade de os canais semicirculares em detectar, de forma apurada, uma rotação prolongada. O início do movimento é percebido em função da aceleração, sendo que com o passar de alguns segundos (10 segundos), se não houver uma desaceleração e a velocidade permanecer constante, a sensação de curva irá diminuir gradativamente até, eventualmente, desaparecer como estímulo à cúpula, que retornará à posição de repouso (sem movimento). A partir deste momento, a sensação obtida pelo piloto é a de que não está mais em curva. No entanto, ao desacelerar a aeronave, a endolinfa que estava parada deslocará a cúpula na direção oposta, dando a impressão de que a aeronave iniciou uma curva para o outro lado.

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Não houve.

2 ANÁLISE

O PP-MUM estava realizando um voo de transporte de passageiros da plataforma P-18, na Bacia de Campos, para o Aeroporto de Macaé – SBME. Havia uma formação meteorológica pesada no setor sul/sudoeste, à direita do setor de decolagem, aproximando-se da plataforma. O vento reportado pelo Controle Marlin, situado na

plataforma P-20 (distante cerca de 5,4NM da P-18, na marcação 318º), era de 150º com 22kt.

O voo em questão constituía uma atividade de rotina para a empresa, para os tripulantes e passageiros, sendo que os pilotos eram qualificados e possuíam experiência suficiente para realizá-lo.

A aeronave estava com Plano de Voo IFR para SBME, no nível 040.

O copiloto realizou a decolagem da plataforma P-18 em condições visuais. Antes da mesma, os pilotos efetuaram os cheques previstos na lista de verificações, bem como o cálculo de peso da aeronave, que se encontrava dentro do gráfico de balanceamento.

O copiloto, após estabelecer o voo pairado, iniciou um giro para a esquerda e efetuou a decolagem. Após esta, foi iniciada uma suave curva pela esquerda para evitar a formação meteorológica, no setor sudoeste da plataforma.

Após a decolagem do *helideck*, na proa magnética 120°, a aeronave acelerou nivelada a 200ft para a velocidade de subida (70kt), passando por 65kt e atingindo 76kt, iniciando a subida para a altitude de cruzeiro e uma curva de pequena inclinação para a esquerda.

Na subida inicial, o copiloto foi orientado pelo piloto a incrementar o ângulo de arfagem, provavelmente por estar ultrapassando a velocidade prevista para subida, que é de 70kt. Na sequência, foi orientado a reduzir a atitude de arfagem, devido ao grande incremento no ângulo de ataque, com a subsequente diminuição de velocidade. A atitude da aeronave passou de nivelada a 3º cabrados, continuando a aumentar o ângulo de "pitch" até atingir 20º cabrados. Nas gravações de voz foi identificada a preocupação do piloto com essa situação.

Os dados do SSCVFDR, associados ao depoimento do copiloto, permitem inferir que, durante a decolagem, ao perceber que a velocidade ultrapassara 70kt, que é a prevista para subida, o PAC (*Pilot At Controls*), que era o copiloto, realizou um comando de arfagem além do necessário. Acoplou, na sequência, o modo "IAS" do piloto automático com a aeronave não estabilizada, o que gerou, após três segundos, uma situação de desvio excessivo (*Excessive Deviation*), em virtude da diferença entre a velocidade selecionada e a indicada ser superior a 15kt.

Aparentemente, a reação do copiloto para interromper a queda excessiva da velocidade da aeronave não foi atuar nos comandos de voo e sim acoplar o piloto automático para que aquele sistema efetuasse a correção necessária.

Foi possível verificar, nos dados do SSCVFDR, que a aeronave chegou a atingir 20 graus cabrados, com a velocidade decrescendo de 78kt para um valor inferior a 25kt, velocidade mínima de confiabilidade de registro desse parâmetro no SSCVFDR.

O copiloto informou em entrevista que, durante a redução de velocidade, ao passar por 70kt, e sem a aeronave encontrar-se estabilizada nesta condição, acoplou o modo IAS do piloto automático, com a intenção de manter a velocidade dentro do padrão previsto para subida (70kt). De acordo com os dados obtidos do SSCVFDR, o engajamento do modo IAS aconteceu quando a velocidade era de 57kt, e estava decrescendo.

Uma vez que o helicóptero possuía avançada automação, é possível que o copiloto tenha tentado engajar o modo IAS naquela situação por uma confiança excessiva no automatismo da aeronave, deixando de efetuar as correções manualmente.

Segundo o Manual de Voo (*Flight Manual*) da aeronave AS332L2, quando há uma diferença de 15kt entre a velocidade selecionada e a indicada, há um aviso indicando que o modo superior não está conseguindo manter a velocidade desejada (luz AFCS piscando - *red recovery manual control warning flashes*) no PFD, informando da ocorrência de

desvio excessivo. Tal aviso ocorreu na aeronave quando o IAS foi acoplado, de acordo com os dados do SSCVFDR.

Ainda segundo o Manual, o modo superior IAS desacopla quando a velocidade indicada cai abaixo de 30kt.

Segundo os dados obtidos do SSCVFDR, o modo IAS desengajou quando a velocidade indicada encontrava-se em torno de 46kt, após permanecer acoplado por aproximadamente três segundos, depois do engajamento do mesmo pelo copiloto.

A análise dos dados de voo feita pela Eurocopter afirmou que o modo IAS do piloto automático foi muito provavelmente desengajado pela tripulação.

Foram levantadas hipóteses para as causas de o helicóptero ter atingido a atitude de 20 graus cabrados: desorientação espacial, influência de *windshear*, falha do *trim release* e uma combinação de todas as possibilidades.

As informações meteorológicas indicam que havia chuva forte e a presença de nebulosidade nas imediações da plataforma P-18, que reduziram as referências visuais, favorecendo a desorientação espacial na subida após a decolagem, em condições de voo visual.

No momento da transição entre a aceleração nivelada da decolagem e a subida inicial o copiloto estava olhando para a esquerda. Tal fato foi comentado pelo mesmo nas entrevistas realizadas. Existia a intenção declarada de realizar curva a esquerda e é esperado que o piloto olhe para aquele lado para verificar se não há obstáculos ou outras aeronaves que obstruam a passagem do helicóptero.

O movimento da cabeça da esquerda para a direita associado ao movimento de cabrada do helicóptero pode ocasionar a ilusão de Coriolis por envolver movimentos em dois planos ortogonais, o que excitaria mais de um canal semicircular. A ocorrência do efeito de Coriolis sobre o copiloto não pode ser descartada como uma explicação para a atitude excessivamente cabrada que a aeronave adotou na transição entre a aceleração nivelada e a subida inicial.

Na investigação das variáveis meteorológicas, ao serem analisados os dados disponíveis da Bacia de Campos, o relato dos comandantes das embarcações de resgate e da tripulação da P-18, foi possível inferir que as condições para *windshear* estavam presentes no local do acidente.

Havia também a presença de turbulência, conforme observação do piloto antes da decolagem, sendo possível a presença de tesouras de vento que podem ter desestabilizado a aeronave, levando-a a uma atitude excessivamente cabrada no início da subida após a decolagem.

Sendo assim, existiu a possibilidade da aeronave, ao aumentar o ângulo de ataque, por comandamento do copiloto, ter tido o seu movimento amplificado pela ação do fenômeno meteorológico de *windshear*, o que explicaria a atitude excessiva de nariz cabrado (20°). No entanto, não houve qualquer comen tário do copiloto ou do piloto na gravação do SSCVFDR que indicasse que ocorreu a influência do vento durante o aumento do ângulo de arfagem.

Tendo em vista a pane intermitente do *trim release*, é possível que uma falha do referido sistema, se fosse utilizado no início da subida, pudesse desestabilizar o helicóptero e causar uma atitude excessivamente cabrada. No entanto, para que isso ocorresse, o *trim release* teria que ser utilizado naquele momento específico, teria que falhar também naquele momento e seria normal que o copiloto fizesse algum comentário sobre o ocorrido, o que não aconteceu.

Embora as hipóteses de *windshear* e falha do *trim release* não possam ser descartadas, a mais provável é a hipótese de que o copiloto sofreu desorientação espacial no início da subida, o que fez com que colocasse a aeronave em atitude excessivamente cabrada.

Após o excesso de ângulo de arfagem que culminou com a queda de velocidade e aceleração gradual do giro da aeronave, as falas registradas no SSCVFDR são interjeições e expressões que revelaram que a tripulação não possuía a percepção e o entendimento do que estava ocorrendo, para tomarem as ações apropriadas para restabelecer o controle da aeronave. O piloto estava perdendo o controle do eixo de guinada devido à baixa velocidade, à posição do vento relativo e à falta de aplicação do pedal direito.

Na primeira entrevista após o acidente, o copiloto descreveu o movimento da aeronave como "oscilações para ambos os lados, com grande variação de proa", não citando qualquer percepção de que o helicóptero tenha efetuado qualquer giro completo no eixo de guinada (vertical).

Há indícios de que os pilotos também não perceberam o giro da aeronave por meio das informações de proa fornecidas na tela secundária do IFDS, chamada de NMD (*Navigation Multifunction Display*) em uma apresentação gráfica semelhante a um HSI.

Os pilotos, em nenhum momento da gravação, comentaram sobre o desengajamento do piloto automático e o giro acentuado para a esquerda, bem como não efetuaram ações corretivas de pilotagem que contrariassem o giro à esquerda.

O pouco treinamento pregresso dos pilotos em recuperação de uma atitude anormal em condições de poucas referências visuais pode ter afetado a sua capacidade de se reorientar através da leitura dos instrumentos, recobrando a consciência situacional, para agir nos comandos de voo de forma a estabilizar a aeronave.

As reações descritas evidenciam desorientação espacial dos pilotos durante o giro da aeronave, tornando mais difícil que eles identificassem corretamente o que estava acontecendo e tomassem uma ação corretiva adequada.

A análise dos dados gravados no SSCVFDR mostra que o pedal esquerdo foi comandado até o limite de -50% (à esquerda) com o helicóptero girando à esquerda, ao invés da aplicação de pedal direito para contrariar o giro.

É provável que o piloto da aeronave tenha assumido os comandos de voo. A aplicação de pedal esquerdo foi realizada de forma contínua até o batente, enquanto o cíclico e o coletivo continuavam sendo movimentados e os pilotos expressavam consternação pela falta de controle da aeronave, conforme os dados gravados no SSCVFDR.

Considerando-se a velocidade e o tempo de giro da aeronave, é possível que o comando pleno do pedal à esquerda tenha sido efetuado de forma inconsciente, decorrente do efeito de ilusão da espiral da morte.

A gravação de voz da cabine e as entrevistas realizadas com o copiloto mostraram, claramente, que nenhum dos pilotos conseguiu obter a consciência da situação na qual o helicóptero se encontrava.

A análise dos dados de movimento dos comandos de voo mostra uma aparente tentativa de estabelecer um voo pairado em altitude (cíclico próximo entre neutro e 21% para trás e coletivo entre 66% e 86%). Esta ação (de estabelecer um voo pairado) amplificou a tendência de giro para a esquerda, o que exigiria uma aplicação mais significativa de pedal direito para estabilizar o eixo de guinada.

O desconhecimento das situações que podem concorrer para a perda de controle do eixo de guinada, contidas nas Cartas de Serviço nº 1692-67-04 e nº 1673-67-04 da Eurocopter, bem como a falta de treinamento na recuperação de atitudes anormais de voo influenciaram no rebaixamento da consciência situacional, impedindo que os pilotos agissem de forma apropriada para restabelecer o voo em condições normais.

O acionamento pleno do pedal esquerdo a -50%, nos últimos 20 segundos que antecederam o impacto contra a água, pode ter ocorrido, também, em função de uma interpretação equivocada do sentido de rotação da aeronave, através da observação da representação gráfica do HSI na tela secundária do IFDS, cujo limbo girava em sentido horário (para direita), o que poderia induzir uma correção errônea com aplicação de pedal esquerdo, em função da ausência de treinamento de recuperação de atitudes anormais em voo por instrumentos com baixa velocidade.

Considerando que a aeronave encontrava-se em curva suave pela esquerda após a decolagem, ao cruzar a proa 080°, passou à condição de vento de cauda no momento em que a velocidade foi reduzida abaixo de 40kt, sem aplicação de pedal direito, entrando em uma situação favorável a um aumento da velocidade de rotação à esquerda descrita na Carta de Serviço nº 1673-67-04, emitida pela Eurocopter, o que contribuiu para o início do giro descontrolado (pelo menos três voltas).

Além disso, segundo os registros do SSCVFDR, foi possível verificar que os pilotos não comandaram o pedal direito e não reduziram o passo coletivo que, em princípio, teria sido a ação adequada para se recuperar o controle da aeronave.

Foi levantada a hipótese de que os pilotos não teriam aplicado o pedal direito devido a um travamento causado pela haste de travamento do cíclico, a qual foi encontrada, após o acidente, em uma posição que impediria o livre movimento dos pedais.

A hipótese da haste de travamento do comando de cíclico ter se alojado entre o pedal esquerdo do piloto da aeronave e a parte inferior traseira do painel de instrumentos ainda durante o voo do helicóptero (antes do impacto com a água), impedindo a aplicação do pedal direito, foi objeto de diversos estudos, testes e pesquisas. O objetivo dos mesmos foi verificar se o deslocamento da haste para a posição onde foi encontrada contribuiu para o acidente ou se foi consequência do mesmo.

Após a retirada da aeronave do fundo do mar, com a verificação de que a haste de travamento do cíclico encontrava-se fora de sua posição original e deformada, tendo a parte que se fixa no cíclico se deslocado para trás do console de instrumentos, em uma posição que poderia ter impedido o amplo acionamento do pedal direito do posto de pilotagem da direita, foi elaborada e emitida a Divulgação de Segurança Operacional Aeronáutica, DIVOP 4/C/2008, pelo CENIPA, em 17ABR2008, sendo este fato posteriormente objeto de estudo da Letter ESTIA nº 348/08, emitida pelo "Technical Support Operations" da Eurocopter, em 21MAIO2008.

Com relação ao amassamento da haste de travamento do cíclico, duas possibilidades foram levantadas: compressão devido à força exercida entre o console e o assoalho da aeronave ou amassamento ocasionado pelo pedal esquerdo do piloto.

Efetuando simulações em outra aeronave do mesmo modelo, em complemento aos estudos anteriormente efetuados, o Relatório de Pesquisa 01/SINV/09 - SERIPA III descreve o teste de todas as possíveis posições da haste de travamento do cíclico capazes de impedir ou restringir a atuação dos pedais, comparadas com os valores de atuação dos pedais registrados no SSCVFDR da aeronave acidentada.

Entre as diversas posições testadas como possíveis de travamento dos pedais, apenas a posição vertical encontrada após a retirada da aeronave do mar e outra posição em diagonal poderiam promover o travamento.

A hipótese de travamento dos pedais pela haste de travamento do cíclico durante o voo do acidente foi descartada pelos aspectos abaixo:

- a) Nos dados de voo coletados não ocorreram valores negativos de "carga G" que pudessem ocasionar o deslocamento da haste para cima de forma a ocasionar seu posicionamento sobre o pé do piloto, ou mesmo desta se posicionar de forma a impedir ou restringir a atuação dos pedais;
- b) apesar de existirem duas posições em que a haste de travamento do comando do cíclico poderia travar o curso do pedal, o passeio do pedal registrado no SSCVFDR não mostrou qualquer parada do comando de pedal nas posições em que o travamento poderia ocorrer (-35% e +5%); e
- c) o relatório ESTIA nº 348/08 da Eurocopter também concluiu que os danos da haste de travamento somente poderiam ter sido causados após o impacto.

Considerando que desde o acidente até a realização dos trabalhos de análise dos destroços a aeronave sofreu vários movimentos durante sua permanência na superfície do mar (quando o mesmo encontrava-se agitado), por ocasião de sua retirada do fundo do oceano e no solo, é provável que a haste tenha se movimentado na cabine de comando, da mesma forma que diversos outros objetos soltos no interior da aeronave.

Assim sendo, o amassamento observado pode ter sido ocasionado por compressão decorrente de forças exercidas entre o painel de instrumentos e o assoalho da aeronave, em função dos impactos sofridos pela cabine da aeronave no leito do mar, pela tração dos cabos de comando decorrente da separação do cone de cauda ou durante o seu resgate.

Em nenhum dos objetos encontrados no armário hidráulico foram identificadas marcas de amassamento que pudessem indicar que as mesmas impediram o movimento do sistema de comandos de voo. A análise dos dados de voo também não indica que tenha ocorrido impedimento dos movimentos do sistema de comandos de voo durante o acidente.

É provável que os objetos tenham ingressado no referido compartimento após o choque com a água, uma vez que a aeronave ficou de cabeça para baixo e sofrendo oscilações em decorrência das severas condições do mar. Sendo assim, ficou descartada a hipótese de travamento de comandos de voo pelos objetos encontrados no armário hidráulico.

Houve falta de reação, por parte dos pilotos, no início da perda de controle, possivelmente em função de não terem identificado a situação favorável ao aumento da velocidade de giro para a esquerda. A perda de controle pode ter sido agravada pela existência das condições favoráveis para a ocorrência de *windshear*.

Durante os treinamentos em simulador de voo realizados pelos pilotos de aeronaves AS332 não eram simuladas situações com as características descritas na Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter.

Verificou-se que inexistiam provisões para o treinamento de recuperação de atitudes anormais específicas para helicópteros em simulador de voo, no MMA 58-9. A falta de requisitos possibilitou a falta de treinamento nessas situações.

O fato de o voo ser sobre o mar, pobre de referências visuais, aliado a condições de visibilidade restrita devido à presença de chuva, névoa úmida e da proximidade da

aeronave com a base das nuvens, provavelmente dificultou a percepção visual do sentido de giro da aeronave.

Foi afirmado em entrevista que o piloto tinha dificuldades no voo por instrumentos e ambos os pilotos não tinham treinamento para recuperação dessas situações em voo por instrumentos, o que pode ter comprometido a interpretação das indicações dos instrumentos.

Os dados do SSCVFDR indicaram que não houve uma clara definição por parte do piloto de que ele estaria assumindo os comandos, pois existem indícios de que, por alguns instantes, os dois pilotos estariam com as mãos nos mesmos. Isso pode ter aumentado a dificuldade de controlar a aeronave.

Instantes após a aplicação do pedal esquerdo até o seu batente, a aeronave iniciou uma descida, com acentuado giro no eixo vertical (aproximadamente 100º/s), acompanhado de variações acentuadas de arfagem e inclinação.

A excessiva taxa de giro para a esquerda tendeu a reduzir a RPM do rotor principal em relação ao ar atmosférico (uma vez que os sistemas do helicóptero mantêm a RPM em relação ao eixo do mesmo, e não em relação à superfície). A taxa de giro atingiu até 120%, o que representa uma redução de 20 RPM na velocidade do rotor principal em relação ao ar (apesar de estar sendo mantido o seu valor nominal em relação ao helicóptero). Esta redução equivale a 14% menos tração no rotor principal.

Em função da redução de tração no rotor principal decorrente da elevada razão de giro, o helicóptero perdeu sustentação, entrando em condição de anel de vórtex (*vortex ring state*) no rotor principal, implicando na perda de sustentação aerodinâmica e consequente queda até o impacto contra o mar.

A análise dos destroços mostrou que a separação da cauda ocorreu por impacto e as superfícies de fratura indicam marcas compatíveis com rompimento por sobretensão. Estes dados são suficientes para se concluir que a cauda se separou da fuselagem no momento do impacto e devido a este.

A aeronave colidiu com a água em giro de cauda para a direita (espiral para a esquerda). Os ângulos de arfagem e rolamento eram de aproximadamente 0º (zero grau) e a componente de deslocamento longitudinal praticamente nula. Houve uma forte desaceleração no sentido vertical.

Considerando que o impacto da aeronave ocorreu de forma mais violenta no lado direito, é provável que a porta da direita tenha sido aberta pelo impacto com a água, mesmo com a sua trava acionada por dentro da aeronave.

Conforme declarações de sobreviventes, a pressão da água ao inundar a cabine de passageiros pela porta da direita auxiliou a soltura da porta esquerda, já danificada pelo impacto. Parte da água inundou a cabine através das bolhas de acrílico situadas na parte inferior do nariz da aeronave, fazendo com que a proa afundasse mais rapidamente. Como já visto, apenas o flutuador traseiro esquerdo manteve-se íntegro, sustentando a parte traseira do helicóptero próxima à superfície.

Verificou-se que os coletes salva-vidas utilizados possuíam cor azul escura, tendo sido homologados segundo a norma TSO C13d, a qual foi substituída pela norma TSO C13f. A TSO C13d afirma que "a cor do colete salva-vidas deve ser uma cor internacional de resgate aprovada", enquanto a TSO C13f determina que: "a cor do colete salva-vidas deve ser amarelo-laranja ou cor similar de alta visibilidade. A cor do colete salva-vidas dos tripulantes deve ser vermelho-laranja ou cor similar de alta visibilidade contrastante."

Em ambas as normas, a especificação de cor faz referência ao colete como um todo. O colete utilizado possuía apenas a câmara de flutuação na cor amarela, de alto

contraste. Em consequência, nos casos em que o colete não foi inflado houve dificuldade para avistar os ocupantes do helicóptero. As roupas utilizadas pelos passageiros e tripulantes também não eram de alto contraste, o que impossibilitou encontrar o piloto da aeronave.

No entanto, o modelo dos coletes utilizados, do tipo jaqueta (U invertido) foi eficaz quando inflado, mantendo os sobreviventes em uma posição inclinada de barriga para cima, dessa forma com o rosto fora da água e evitando o afogamento.

No tocante aos aspectos organizacionais, a não divulgação da Carta de Serviço nº 1673-67-04, emitida pela Eurocopter, que trata de informações relacionadas ao controle do eixo de guinada, evidenciou carências de comunicação interna entre os diversos setores.

Há evidências de que a CHC agiu de forma positiva, após adquirir parte do capital da empresa, emitindo novos procedimentos detalhados, estabelecendo o treinamento de simulador de voo e o CRM, entretanto desconsiderou fatores locais como a regulamentação brasileira, o clima organizacional, assim como o conjunto de habilidades e limitações do grupo de pilotos e mecânicos da BHS durante a aplicação das mudanças necessárias.

A desconsideração desses fatores pode ter originado resistências em determinados grupos de pessoas que retardaram o processo de transformação da empresa, fazendo com que antigos hábitos persistissem.

Apesar de ter ocorrido uma transformação positiva na empresa, essa não foi acompanhada de um esforço compatível de treinamento, capaz de romper com os hábitos anteriores.

A ausência de aplicação do LOFT, previsto no programa de treinamento aprovado, reduziu a eficácia do treinamento de CRM, recém ministrado aos tripulantes, não possibilitando a quebra das resistências presentes no ambiente organizacional. Além disso, podem ter afetado a recuperação da atitude anormal, pela indefinição de quem estava comandando a aeronave.

Novos manuais e procedimentos foram editados (a exemplo do *Operations Manual* AS332L2) e colocados em vigor com uma quantidade significativa de modificações, sem que fossem adequadamente assimilados pelas pessoas envolvidas na operação e sem a aprovação da ANAC. Esses novos manuais coexistiram com o MGO, que estava desatualizado, mas possuía a aprovação da ANAC.

Verificou-se que a análise dos riscos era efetuada pelo Setor de Garantia da Qualidade, que estava ligado ao incremento da produção. Em consequência, não foi obtida a isenção de ânimo necessária a uma atuação adequada na prevenção de acidentes, que por vezes poderia resultar na diminuição da produção.

A implementação de procedimentos de um novo *checklist* da aeronave AS332L2 sem a aprovação da ANAC evidencia que, enquanto a empresa tentava implementar novos processos, acabava por incentivar indiretamente o clima de informalidade existente.

Como consequência da falta de assimilação dos novos procedimentos e do clima de informalidade, verificou-se que os pilotos, nas gravações de cabine, não demonstraram estar familiarizados com os novos procedimentos e mesclaram cotejamentos previstos no *checklist* antigo com procedimentos do *Operations Manual* AS332L2. Da mesma forma, a aeronave foi liberada para o voo com uma pane intermitente identificada e não sanada que poderia afetar a atuação dos seus comandos de voo.

A ANAC efetuou inspeções periódicas nos setores de operações e de manutenção da empresa, sem constatar algumas condições latentes presentes na BHS, especialmente

relacionadas à aplicação do conteúdo do programa de treinamento da empresa aérea. Isso permitiu que existissem lacunas no treinamento dos pilotos, em especial nos aspectos relacionados ao CRM e recuperação de atitudes anormais.

Foi observado que o treinamento de emergências realizado pelo copiloto, em 2007, no simulador de voo, permitiu que ele adquirisse o reflexo condicionado de acionar os flutuadores de emergência antes do impacto da aeronave com o mar, dando condições para que os passageiros e tripulantes se evadissem da aeronave e chegassem à superfície rapidamente.

Cumpre ressaltar também a eficácia do *Basic Safety Training for Aircraft Crew* (BST) efetuado pelos tripulantes, o qual garantiu uma atuação adequada da comissária de bordo, ao liderar e agrupar a maioria dos sobreviventes, facilitando o resgate.

Por outro lado, a supervisão periódica da autoridade de aviação civil e da empresa contratante, por meio de auditorias externas, não foi suficientemente eficaz para detectar a existência das falhas latentes relacionadas aos aspectos organizacionais e de treinamento.

A falta de registro e de providências adequadas no tratamento da pane do botão do "trim release" dá indícios de que existia uma cultura organizacional tolerante a desvios de padrão.

Embora não tenha influenciado no acidente, verificou-se que o *pinger* do SSCVFDR não transmitiu os sinais acústicos previstos, dificultando a sua localização no fundo do mar.

3 CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) Os pilotos estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos,
- b) os pilotos estavam com as suas habilitações válidas;
- c) os pilotos possuíam experiência para a realização do voo;
- d) tratava-se de um voo de transporte de passageiros da Plataforma P-18 para Macaé (SBME);
 - e) o copiloto realizou a decolagem em condições visuais;
- f) após a decolagem, a aeronave acelerou nivelada até 76kt, quando iniciou a subida e uma curva suave à esquerda;
- g) ao iniciar a subida, o helicóptero atingiu a atitude de 20° cabrados e o copiloto engajou o modo superior IAS do piloto automático com 57kt, com a aeronave desestabilizada;
- h) a aeronave continuou a desacelerar, a luz de aviso de desvio excessivo acendeu e o modo IAS foi desengajado com cerca de 46kt;
- i) havia condições meteorológicas no local de chuva forte, nebulosidade e visibilidade reduzida, o que possibilitava a existência de *windshear*;
 - j) o trim release apresentava uma pane intermitente de funcionamento;
- k) a diminuição da velocidade, a posição do vento relativo e a falta de aplicação de pedal direito, levaram o helicóptero a aumentar a velocidade de giro para a esquerda;

- I) os pilotos sofreram desorientação espacial, não percebendo o giro acentuado da aeronave para a esquerda, chegando a aplicar o pedal esquerdo até o seu limite durante o giro;
- m) os pilotos tentaram controlar a aeronave através de uma aparente tentativa de estabelecer um voo pairado em altitude, ao invés de reduzir o ângulo de arfagem, o coletivo e aplicar o pedal direito, que seria o indicado para a situação;
- n) o operador não divulgou para os seus pilotos a Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter, a qual trazia informações referentes ao controle do eixo de guinada em algumas condições de voo;
- o) a haste de travamento do cíclico foi encontrada nos destroços em uma posição que impedia o livre movimento dos pedais, entretanto os exames e análises realizados indicaram que tal posição ocorreu após o impacto;
- p) não foram encontrados quaisquer outros indícios de travamento dos comandos de voo:
- q) o operador não treinava seus pilotos em simulador nas situações descritas na Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter;
- r) não existiam requisitos no Manual de Curso de Voo por Instrumento (MMA 58-9) para o treinamento de recuperação de atitudes anormais específicas para helicópteros em simulador de voo;
- s) com o giro acentuado para a esquerda, a aeronave entrou em condição de anel de vórtex, perdeu sustentação e altura, vindo a colidir com o mar;
 - t) a cauda separou-se do helicóptero devido ao impacto;
 - u) apenas o flutuador traseiro esquerdo manteve-se íntegro após o impacto;
- v) os coletes utilizados tinham o seu invólucro em cor azul-marinho, dificultando a visualização dos sobreviventes caso não estivessem inflados, entretanto, quando inflados, mantinham os sobreviventes em uma posição adequada;
- w) os passageiros e tripulantes utilizavam roupas de cores não contrastantes com o mar;
- x) o Manual de Treinamento do operador previa a aplicação do LOFT no CRM, entretanto este não foi aplicado aos tripulantes;
- y) manuais e procedimentos foram modificados e utilizados pelo operador sem a aprovação da ANAC;
- z) os treinamentos realizados pelos tripulantes asseguraram que os flutuadores fossem inflados antes do impacto, propiciando tempo para o abandono do helicóptero, e que a comissária atuasse adequadamente, facilitando o resgate dos sobreviventes;
- aa) a aeronave sofreu danos graves, sendo sua recuperação considerada economicamente inviável; e
- bb) um tripulante e quatro passageiros sofreram lesões fatais, dois passageiros sofreram lesões graves, um tripulante e nove passageiros sofreram lesões leves, um tripulante e dois passageiros saíram ilesos.

3.2 Fatores contribuintes

3.2.1 Fator Humano

3.2.1.1 Aspecto Médico

a) Desorientação – contribuiu

A desorientação espacial após a redução da atitude excessivamente cabrada da aeronave impediu que os pilotos identificassem que a aeronave se encontrava em giro pela esquerda.

Uma provável participação da ilusão de Coriolis, durante a curva à esquerda pode ter induzido a ações errôneas de pilotagem, propiciando a entrada da aeronave numa atitude excessivamente cabrada.

A provável participação da desorientação do tipo espiral da morte no evento pode ter culminado com a aplicação total do pedal esquerdo após o aumento da velocidade de rotação.

b) Ilusões visuais – contribuiu

A confusão decorrente de oscilações nos três eixos, durante a perda de altura da aeronave, criou a ilusão no copiloto (PM), de que a aeronave oscilava a proa nos dois sentidos, impedindo a identificação correta do giro.

Uma possível ilusão visual decorrente da verificação da representação pictorial do HSI no *Navigation Mission Display* (NMD), com o limbo girando em sentido horário (para a direita) e/ou a indicação de proa do *Primary Flight Display* (PFD), pode ter induzido o PAC, durante a perda de altura da aeronave, a interpretar equivocadamente que a mesma se encontrava em giro para a direita, aplicando o pedal contrário (esquerdo).

3.2.1.2 Aspecto Psicológico

3.2.1.2.1 Informações Individuais

a) Atitude - contribuiu

O copiloto demonstrou excesso de confiança no sistema do piloto automático ao tentar engajar o modo superior de velocidade para corrigir a atitude da aeronave, em uma condição além da capacidade do sistema (excessivo ângulo de arfagem e diminuição acentuada de velocidade), em vez de efetuar a correção atuando nos comandos de voo.

b) Atenção - indeterminado

Uma provável fixação do copiloto em referências visuais insuficientes para a orientação do voo, enquanto realizava a curva à esquerda após a decolagem, pode ter retardado a percepção da condição de arfagem excessiva.

c) Percepção - contribuiu

A falta de percepção do giro da aeronave por ambos os pilotos, quer através de referências visuais, quer por meio da interpretação dos instrumentos de voo, impediu a adoção de ações corretivas.

A tripulação pode não ter interpretado corretamente a indicação da luz vermelha AFCS no *Primary Flight Display* como uma consequência do excesso de atitude cabrada da aeronave, que ultrapassava a capacidade do *AFCS* de manter a velocidade selecionada.

É possível que tenha ocorrido um erro na identificação do sentido do giro da aeronave, em função de movimentos nos três eixos da aeronave ou ainda do movimento do limbo do *HSI* que, como girava em sentido horário (para a direita), poderia ter induzido o

PAC a atuar de forma errônea nos pedais, comandando o pedal esquerdo até o seu batente mecânico.

d) Processo decisório - contribuiu

A decisão de prosseguir na decolagem da plataforma P-18 apesar da proximidade de uma formação meteorológica pesada, com chuva, vento forte e turbulência, contribuiu para a perda do controle da aeronave em voo.

Houve uma demora na intervenção dos comandos, por parte do piloto, permitindo que a aeronave atingisse uma atitude excessivamente cabrada.

3.2.1.2.2 Informações Psicossociais

a) Comunicação - indeterminado

A falta de assertividade do piloto ao assumir os comandos de voo, sem pronunciar a frase prevista no MGO da empresa, contribuiu para que a transferência da pilotagem ficasse indefinida por alguns momentos, gerando um possível conflito de cabine nos momentos iniciais que antecederam a queda da aeronave.

b) Dinâmica da equipe - contribuiu

A reduzida troca de informações entre os pilotos, após o desengajamento do AFCS, reduziu a capacidade dos mesmos em gerir de forma eficaz os recursos de cabine disponíveis, de modo a identificar corretamente a situação de giro e atuar nos comandos para estabilizar a aeronave.

3.2.1.2.3 Informações organizacionais

a) Organização do Trabalho - indeterminado

A coexistência de manuais e procedimentos distintos (manuais antigos desatualizados em paralelo com novos manuais efetivados sem aceitação/aprovação da ANAC), sem um processo de treinamento estruturado para sedimentar as mudanças que vinham sendo implantadas contribuiu para que os pilotos não conhecessem com exatidão a fraseologia padronizada e a distribuição das tarefas durante o voo do acidente.

O processo de avaliação de riscos centralizado no setor de garantia da qualidade da empresa não permitiu que fosse realizada uma análise apropriada dos riscos que envolvem a operação, em função dos conflitos gerados pelo envolvimento do referido setor com a produção.

b) Formação, capacitação e treinamento - contribuiu

O Manual de Curso de Voo por Instrumentos, MMA 58-9, de 25 JUL 91, não prevê o treinamento, em simulador de voo, de recuperação de atitudes anormais para helicópteros. Caso o referido treinamento fosse contemplado no MMA 58-9, e desta forma efetuado pelos tripulantes, teria aumentado a possibilidade de recuperação da atitude anormal ocorrida.

A aplicação do treinamento de *CRM*, sem os exercícios de *LOFT*, conforme previsto no programa de treinamento aprovado e recomendado pelo ELO-SIPAER da *BHS*, reduziu a eficácia do referido treinamento especialmente no que se refere à percepção das atitudes dos tripulantes preconizadas pela empresa durante as operações de voo.

c) Sistemas de apoio - indeterminado

A existência de manuais e procedimentos operacionais desatualizados, juntamente com novos manuais e procedimentos operacionais editados e distribuídos, sem

aprovação da ANAC e sem que a sua implantação fosse realizada através do programa de treinamento, reduziu a capacidade dos tripulantes da *BHS* de compreenderem padrões operacionais claramente definidos no âmbito da empresa, o que contribuiu para a falta de padronização observada nos procedimentos após a decolagem. A indefinição de quem estava nos comandos do helicóptero pode ter dificultado a recuperação da atitude anormal em que ele se encontrava.

d) Processos organizacionais - contribuiu

A reduzida capacidade do setor de operações e do Setor de Segurança de Voo do operador em promover um acompanhamento dos tripulantes, quanto à padronização da aplicação das mudanças que vinham sendo implantadas, bem como de verificar a adequabilidade de alguns procedimentos estabelecidos, não permitiu que os principais gestores da empresa tivessem a percepção das condições latentes e falhas ativas existentes, inviabilizando a retroalimentação do sistema.

A supervisão da contratante, através de auditorias externas, focando somente aspectos pontuais da empresa aérea não foi capaz de identificar as condições latentes e falhas organizacionais presentes nos setores de treinamento, manutenção e operações na empresa aérea.

Além disso, a pouca capacidade da ANAC para supervisionar a implantação dos procedimentos definidos nos manuais aceitos ou aprovados, bem como da aplicação do conteúdo do programa de treinamento aprovado propiciou a adoção de novos procedimentos na BHS sem o acompanhamento daquela Agência.

e) Cultura organizacional - indeterminado

Uma cultura organizacional baseada na realização de tarefas de maneira informal e tolerante a desvios de padrão concorreu para a inexistência de registro e de providências adequadas no tratamento da pane do *trim release*, a qual pode ter influenciado na atitude excessivamente cabrada da aeronave após a decolagem. Estas características também propiciaram junto ao quadro de pilotos resistência às mudanças que estavam sendo implantadas na BHS.

A edição, distribuição e efetivação de novos manuais e procedimentos no idioma inglês, sem a aprovação da ANAC e sem uma carga de treinamento suficiente para promover a assimilação e a mudança de hábitos, acabou por reforçar a cultura organizacional anterior (informal e tolerante a desvios) pela confusão decorrente da diversidade de procedimentos.

3.2.1.3 Aspecto Operacional

3.2.1.3.1 Concernentes a operação da aeronave

a) Aplicação dos comandos - contribuiu

A aplicação permanente de pedal esquerdo enquanto a aeronave girava para a esquerda com baixa velocidade e vento de cauda, permitiu o aumento da velocidade de rotação e inviabilizou a sua recuperação.

A ausência de ação corretiva de pedal direito e arfagem, além da permanência da aplicação do coletivo acima de 65%, com uma atitude de nariz nivelado e com baixa velocidade permitiu que a aeronave permanecesse em voo pairado, aumentando a velocidade de giro, entrando na condição de anel de vórtex (*vortex ring state*), perdendo sustentação e vindo a colidir com o mar.

b) Condições meteorológicas adversas - contribuiu

As condições de visibilidade do ambiente contribuíram para a ocorrência da desorientação espacial.

O vento estimado de 20Kt contribuiu para o aumento da velocidade de rotação à esquerda.

A provável presença de "windshear" na área do acidente pode ter influenciado na elevação de arfagem da aeronave até 20° cabrados ap ós a decolagem.

c) Coordenação de cabine – indeterminado

A indefinição de quem estava pilotando a aeronave, após o piloto pedir para o copiloto esperar, pode ter afetado a capacidade de gerenciamento da situação em voo.

Os pequenos conflitos de cabine em alguns instantes que precederam a queda da aeronave podem ter afetado a pilotagem da aeronave.

g) Influência do meio-ambiente – contribuiu

O pouco contraste resultante da forte chuva, nebulosidade, visibilidade restrita em ambiente de alto mar contribuiu para a ocorrência de desorientação espacial.

As severas condições de mar e a visibilidade reduzida, em função de chuva e névoa úmida, dificultaram as operações de resgate dos sobreviventes.

h) Instrução - contribuiu

A falta de realização do LOFT, conforme o programa de treinamento aprovado não possibilitou a completa assimilação dos conceitos de CRM.

A ausência de instrução teórica e prática em simulador, referente à situação de perda de controle do eixo de guinada descrita na Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter, impossibilitou a identificação e a recuperação dessa condição da aeronave durante o voo.

i) Julgamento de pilotagem – contribuiu

A tentativa de corrigir uma atitude anormal com o engajamento do piloto automático, pelo copiloto, sem considerar o ângulo de arfagem excessivo e a grande razão de decréscimo da velocidade, impossibilitou que fosse restabelecida a condição de voo normal, pela sua atuação nos comandos, antes que a aeronave atingisse uma situação de instabilidade e perda de controle de guinada no eixo vertical.

j) Manutenção da aeronave – indeterminado

A possível falha do botão do "trim release" durante o voo pode ter influenciado na atitude cabrada de 20° e pode ter comprometido a pilotagem quando da recuperação da arfagem excessiva da aeronave em um ambiente de poucas referências de voo visual.

k) Supervisão gerencial – contribuiu

A falta de supervisão relativa à divulgação da Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter, datada de 04FEV2005, impossibilitou que o conteúdo do referido documento fosse divulgado para os tripulantes técnicos, de forma a elevar o nível de alerta situacional sobre os aspectos relacionados à perda de controle de guinada.

A falta de parâmetros de aferição da qualidade e eficácia do treinamento ministrado, quanto à padronização, afetou a percepção do nível de aderência aos procedimentos operacionais preconizados pela empresa aérea.

A falta de acompanhamento da implementação de Recomendações de Segurança de Voo, decorrentes de um incidente anterior, permitiu que falhas ativas conhecidas permanecessem presentes no âmbito da organização.

I) Outro – contribuiu

A incompatibilidade da cor do invólucro do colete tipo "jaqueta" ("U" invertido) com o padrão estabelecido nas TSO C13d e TSO C13f, que estabelecem a cor vermelho-laranja ou cor similar de alta visibilidade contrastante, afetou a localização do corpo de um dos tripulantes, o qual não foi encontrado.

3.2.2 Fator Material

Não contribuiu.

4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)

É o estabelecimento de uma ação que a Autoridade Aeronáutica ou Elo-SIPAER emite para o seu âmbito de atuação, visando eliminar ou mitigar o risco de uma condição latente ou a consequência de uma falha ativa.

Sob a ótica do SIPAER, é essencial para a Segurança de Voo, referindo-se a um perigo específico e devendo ser cumprida num determinado prazo.

Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo SERIPA 3:

À BHS, recomenda-se:

RSV (A) 01/C/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

1. Padronizar os diversos manuais e procedimentos existentes na empresa em conformidade com a regulamentação brasileira e torná-los efetivos somente após a aceitação/aprovação da ANAC.

RSV (A) 02/C/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

2. Incluir no conteúdo do programa de treinamento, instruções relativas ao fenômeno da desorientação espacial e ilusões somatogiratórias, incluindo as de Coriolis e da Espiral mortal, devido à homogeneidade da superfície do mar oferecer pouco contraste de formas e cores no ambiente operacional, onde a baixa visibilidade pode impedir a percepção visual da linha do horizonte, obliterando uma das poucas marcas contrastantes do ambiente.

RSV (A) 03/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

3. Incluir no Programa de Treinamento a descrição detalhada das manobras e procedimentos a serem executados no treinamento de simulador de voo.

RSV (A) 04/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

4. Reforçar o treinamento teórico e prático de voo por instrumentos em treinador sintético, incluindo a execução de manobras básicas e recuperação, visual e por instrumentos, de atitudes anormais, incluindo todas aquelas que resultem em perda de controle de guinada no eixo vertical.

RSV (A) 05/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

5. Ministrar instrução adicional aos pilotos relativa à condição de perda da efetividade de rotor de cauda e de técnicas de sua recuperação, observando a "Advisory Circular (AC) 90-

95: Unanticipated Right Yaw in Helicopters (FAA AC 90-95)", a "Flight Operations Departament Communication 1/2004: Loss of Tail Rotor Effectiveness (UK CAA FODCOM 1/2004") e Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Helibras.

RSV (A) 06/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

6. Ministrar instrução adicional aos pilotos relativa ao estudo da adaptação para a operação de aeronaves dotadas de sistemas que seguem o conceito de "glass cockpit", contido no Relatório de Pesquisa 02/SINV/09 - SERIPA III, de 29OUT2009.

RSV (A) 07/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

7. Ministrar instrução de reforço aos pilotos, relativa aos alerta/alarmes/avisos e limites operacionais dos diversos sistemas automatizados de suas aeronaves, ressaltando as situações que exijam a retomada da pilotagem manual.

RSV (A) 08/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

8. Ministrar instrução adicional aos pilotos relativa ao fenômeno de "windshear" e sua possível influência sobre aeronaves de asas rotativas.

RSV (A) 09/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

9. Incluir no Programa de Treinamento manobras no simulador que auxiliem a identificação e recuperação de atitudes anormais inclusive a "perda da efetividade do rotor de cauda" em situações de voo visuais e por instrumentos.

RSV (A) 10/C/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

10. Implementar o LOFT estabelecido no programa de treinamento da empresa, ressaltando os "call out" estabelecidos nos manuais aceitos/aprovados, as situações em que o Pilot Monitoring (PM) deve assumir os comandos de voo e a assertividade durante a transferência de pilotagem.

RSV (A) 11/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

11. Promover medidas permanentes para o acompanhamento e a supervisão do conteúdo do treinamento ministrado, estabelecendo parâmetros de aferição da qualidade e eficácia do treinamento ministrado, quanto à padronização e adequabilidade dos procedimentos contidos nos manuais, de forma a identificar possíveis condições latentes e falhas ativas.

RSV (A) 12/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

12. Estabelecer procedimentos para o tratamento e registro de panes que possam se apresentar de forma intermitente e não constatadas pela manutenção, condicionando a liberação das aeronaves para o voo, aos procedimentos estabelecidos na Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) da aeronave, considerando que a pane provavelmente se manifestará novamente em voo.

RSV (A) 13/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

13. Promover ações para que os tripulantes técnicos e mecânicos possuam proficiência no(s) idioma(s) utilizado(s) nos documentos da empresa, de forma que estejam capacitados a compreender o conteúdo dos manuais e demais atividades que requeiram a aplicação do referido idioma.

RSV (A) 14/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

14. Adequar as atividades do ELO SIPAER da empresa aos padrões estabelecidos na NSCA 3-2 e na NSCA 3-3, ambas de 31OUT2008, garantindo sua autonomia para o processamento das análises de risco de forma independente das funções exercidas pelo setor de garantia de gualidade.

RSV (A) 15/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

15. Promover Reuniões da Comissão de Segurança Operacional (CSO), composta pela diretoria da empresa, de forma que sejam apresentadas todas as RSV emitidas em decorrência dos acidentes/incidentes aeronáuticos envolvendo a empresa aérea, visando a aumentar o nível de percepção de todos sobre os fatores contribuintes que as originaram e ao estabelecimento de ações corretivas.

RSV (A) 16/C/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

16. Realizar estudos para a adoção na operação *offshore*, no âmbito da BHS, de uma capa para vestir o colete de sobrevivência em cor contrastante com a água do mar, visando ao aproveitamento dos coletes de sobrevivência atualmente em uso, cujos invólucros não estejam em conformidade com o padrão estabelecido nas TSO C13d e TSO C13f, submetendo a referida modificação à ANAC para aprovação.

RSV (A) 17/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

17. Adotar a utilização de colete de sobrevivência com invólucro em cor de alta visibilidade contrastante com a água do mar, visando a facilitar a localização de sobreviventes que não tenham inflado os seus coletes quando do salvamento e resgate.

RSV (A) 18/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

18. Promover a melhoria das instalações na base de operações de Macaé e elevar o nível de organização do trabalho naquela localidade.

RSV (A) 19/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

19. Adotar procedimentos de auditoria externa nos diversos setores da empresa capazes de identificar possíveis falhas ativas e condições latentes, que possam afetar o nível de segurança operacional da empresa.

Às empresas aéreas operadoras OFFSHORE, recomenda-se:

RSV (A) 20/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

1. Incluir, no conteúdo do programa de treinamento, instruções relativas aos dois tipos de ilusões somatogiratórias: a ilusão de Coriolis e a Espiral mortal, devido a homogeneidade da superfície do mar oferecer pouco contraste de formas e cores da operação *offshore*, onde a baixa visibilidade pode impedir a percepção visual da linha do horizonte, obliterando uma das poucas marcas contrastantes do ambiente.

RSV (A) 21/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

2. Ministrar instrução adicional aos pilotos, relativa à condição de perda da efetividade de rotor de cauda e de técnicas de sua recuperação, observando a Advisory Circular (AC) 90-95: Unanticipated Right Yaw in Helicopters (FAA AC 90-95) e a Flight Operations

Departament Communication 1/2004: Loss of Tail Rotor Effectiveness (UK CAA FODCOM 1/2004).

RSV (A) 22/B/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

3. Ministrar instrução adicional aos pilotos relativa ao fenômeno de *windshear* e sua possível influência sobre aeronaves de asas rotativas.

RSV (A) 23/C/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

4. Realizar estudos, junto à PETROBRAS, para a adoção na operação "offshore", de uma capa para vestir o colete de sobrevivência em cor contrastante com a água do mar, visando ao aproveitamento dos coletes de sobrevivência atualmente em uso, cujos invólucros não estejam em conformidade com o padrão estabelecido nas TSO C13d e TSO C13f, submetendo a modificação à ANAC para aprovação.

RSV (A) 24/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

5. Adotar o uso de colete de sobrevivência com invólucro em cor de alta visibilidade contrastante com a água do mar, visando a facilitar a localização de sobreviventes que não tenham inflado os seus coletes quando do salvamento e resgate, na operação.

À Administração Aeroportuária do Aeroporto de Macaé, recomenda-se:

RSV (A) 25/D/2010 - SERIPA III

Emitida em 08/01/2010

1. Prover condições para que as empresas aéreas baseadas no Aeroporto de Macaé possam investir e ampliar suas instalações de forma compatível com as suas necessidades organizacionais.

Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA:

À PETROBRAS, recomenda-se:

RSV (A) 055/A/2008 - CENIPA

Emitida em 14/04/2008

1. Tomar providências para que os tripulantes e passageiros transportados por helicópteros, na operação *offshore* sob seu contrato, utilizem vestimentas de cor contrastante com o mar, objetivando facilitar a localização dos mesmos em caso de resgate.

RSV (A) 056/A/2008 - CENIPA

Emitida em 14/04/2008

2. Realizar, antes do embarque em aeronaves para voos sobre áreas marítimas, um *briefing* específico ao tipo de aeronave, ressaltando as suas peculiaridades relativas aos procedimentos de emergência, identificando estas, com fotos ou filmagens, evitando desenhos esquemáticos.

RSV (A) 057/A/2008 - CENIPA

Emitida em 14/04/2008

3. Estudar a viabilidade da implantação do marcador de localização pessoal (*Personal Locator Beacon* – PLB), em todos os tripulantes e passageiros que participam da operação *offshore*, objetivando facilitar a localização dos mesmos em caso de resgate no mar.

À BHS Helicópteros S.A, recomenda-se:

RSV (A) 058/A/2008 - CENIPA

Emitida em 14/04/2008

1. Padronizar os procedimentos operacionais de voo (SOP), implementando, de imediato, sua utilização por todos os tripulantes.

Às empresas aéreas operadoras Offshore, recomenda-se:

RSV (A) 059/A/2008 - CENIPA

Emitida em 14/04/2008

1. Providenciar para que seus tripulantes e funcionários transportados utilizem vestimenta/coletes de cor contrastante com o mar (mesmo que o colete não esteja inflado), objetivando facilitar a localização dos mesmos em caso de resgate.

Aos proprietários e operadores das aeronaves de modelo AS332, recomenda-se:

RSV (A) 079/A/2008 - CENIPA

Emitida em 18/04/2008

1. Verificar a existência e as perfeitas condições dos clips de posicionamento das hastes da trava de comando do cíclico no assoalho e verificar, após o destravamento dos comandos e antes de cada voo, o correto posicionamento das hastes de travamento do cíclico nos clips, no assoalho.

Ao fabricante da aeronave, recomenda-se:

RSV (A) 080/A/2008 - CENIPA

Emitida em 18/04/2008

- 1. Realizar estudos voltados para a verificação da possibilidade de travamento ou restrição no curso do comando do pedal ou de outro comando de voo, em decorrência de deslocamentos inadvertidos de uma das hastes de travamento de comando do cíclico para trás do painel dos instrumentos ou outro local possível, quando a aeronave estiver em voo. Nesse estudo, analisar:
- a conveniência de retirada das hastes de travamento de comando do cíclico do assoalho da aeronave, transportando-as em outro local, quando em voo, somente utilizando-as no solo, por ocasião do travamento do cíclico;
- a conveniência de reposicionamento das hastes de travamento do comando do cíclico; e
- a modificação dos clips de posicionamento das hastes de travamento de comando do cíclico no assoalho, visando a efetiva fixação das mesmas quando em voo, evitando qualquer possibilidade de travamento inadvertido ou comprometimento do curso dos comandos de voo.

Obs: A Eurocopter já respondeu a esta recomendação.

À ANAC, recomenda-se:

RSV (A) 173 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

1. Revisar o Manual de Curso de Voo por Instrumentos, MMA 58-9, de 25JUL1991, estabelecendo treinamento específico em treinadores sintéticos de helicópteros que inclua

recuperação de atitudes anormais e situações de perda de controle do eixo de guinada descritas na Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter.

RSV (A) 174 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

2. Fazer uma auditoria na empresa BHS, visando verificar a atualização e aprovação dos manuais utilizados, a aplicação do Programa de Treinamento aprovado e o tratamento das panes intermitentes pela manutenção.

RSV (A) 175 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

3. Intensificar a fiscalização nas empresas aéreas *offshore* quanto à abrangência, à adequação e à implementação dos procedimentos contidos nos diversos manuais das empresas, bem como a sua atualização e aprovação/aceitação dos mesmos, antes de sua efetivação.

RSV (A) 176 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

4. Intensificar a fiscalização nas empresas aéreas *offshore* quanto aos aspectos relacionados à aplicação do conteúdo do programa de treinamento aprovado.

RSV (A) 177 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

5. Incluir requisito adicional para os programas de treinamento das empresas aéreas que efetuam operação offshore, abordando instruções relativas ao fenômeno da desorientação espacial e ilusões somatogiratórias, incluindo as de Coriolis e da espiral mortal, devido à homogeneidade da superfície do mar oferecer pouco contraste de formas e cores no ambiente operacional, onde a baixa visibilidade pode impedir a percepção visual da linha do horizonte, ocultando uma das poucas marcas contrastantes do ambiente.

RSV (A) 178 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

6. Estabelecer requisito adicional, para a operação *offshore*, referente à utilização de colete salva-vidas com invólucro em cor de alta visibilidade contrastante com a água do mar, em conformidade com o padrão estabelecido nas TSO C13d e TSO C13f, visando a facilitar a localização de sobreviventes que não tenham inflado os seus coletes quando do salvamento e resgate no mar.

RSV (A) 179 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

7. Realizar estudos para regulamentação do uso de dispositivos de acionamento com retardo automático do colete de sobrevivência quando em contato com a água do mar, visando aumentar as chances de sobrevivência em caso de acidente aeronáutico, na operação "offshore".

RSV (A) 180 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

8. Realizar estudos visando determinar se o colete salva-vidas do tipo jaqueta (U invertido) é mais adequado para o uso na operação *offshore*, levando em consideração, entre outras, a posição de flutuação do corpo em caso de inconsciência e a facilidade de abandono da aeronave no mar.

RSV (A) 181 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

9. Estabelecer requisito adicional para as operações *offshore*, que obrigue a utilização de marcador de localização pessoal (*Personal Locator Beacon* – PLB), por todos os tripulantes e passageiros durante os voos de operação *offshore*, objetivando facilitar a localização dos mesmos em caso de resgate no mar.

RSV (A) 182 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

10. Coordenar, junto à Autoridade Primária de Certificação, a revisão do cumprimento dos requisitos do SSCVFDR no tocante ao transmissor acústico (*pinger*), tendo em vista assegurar-se de seu adequado funcionamento quando submerso.

RSV (A) 183 / 2012 – CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

11. Atuar junto aos operadores aéreos da aviação *off-shore* visando revisar os seus mecanismos de controle de publicações, a fim de assegurar-se de que as informações relacionadas à Segurança de Voo recebidas do fabricante de suas aeronaves e de outras fontes sejam transmitidas aos seus tripulantes.

À PETROBRAS, recomenda-se:

RSV (A) 184 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

1. Acrescentar procedimentos de auditorias que possibilitem identificar as condições latentes e falhas ativas existentes nos setores de treinamento, manutenção e operações das empresas aéreas contratadas, de forma a efetuar ações orientadoras e corretivas.

RSV (A) 185 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

2. Elaborar Plano de Resposta à Emergência específico para o atendimento a um acidente aeronáutico no mar, próximo às plataformas de apoio à operação offshore, semelhante a um Plano de Emergência Aeronáutico em Aeródromo (PEAA), no tocante à avaliação sistemática da eficácia dos procedimentos e da adequabilidade dos equipamentos de salvamento e resgate, levando em consideração a possibilidade do resgate se estender pelo período noturno, bem como de ocorrer em condições de mar severo.

RSV (A) 186 / 2012 - CENIPA

Emitida em 04 / 06 / 2012

3. Promover ações para a melhoria das informações das condições meteorológicas nas plataformas sob sua responsabilidade.

5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

Foi emitida, pelo CENIPA, a DIVOP 04/C/2008, em 17 de abril de 2008.

Foi realizado, em Macaé, um Seminário de Prevenção de Acidentes na Aviação *Offshore*. Neste seminário foi realizada palestra sobre a "perda da efetividade do rotor de cauda" e sobre "procedimentos de manutenção". Este seminário envolveu 950 pessoas da comunidade aeronáutica de Macaé-RJ.

A PETROBRAS implementou o uso obrigatório de colete de tecido (não é o colete de sobrevivência), sem mangas, na cor laranja, usado sobre a camisa, embaixo do colete de sobrevivência.

6 DIVULGAÇÃO

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)
- BHS Helicópteros S.A
- Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA)
- Eurocopter
- Organização de Aviação Civil Internacional (OACI)
- PETROBRAS
- SERIPA 1,2,3,4,5,6 e 7.

7 ANEXOS

- 1- Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter.
- 2- Comentários do BEA / Eurocopter sobre o Relatório Final.

Em, 04 / 06 / 2012

Brig Ar LUÍS ROBERTO DO CARMO LOURENÇO Chefe do CENIPA

APROVO O RELATÓRIO FINAL:

Ten Brig Ar JUNITI SAITO Comandante da Aeronáutica

ANEXO-1 Carta de Serviço nº 1673-67-04 da Eurocopter



Service à la Clientèle Direction Technique Support

13725 Marignane Cedex - France Tél +33 (0)4.42.85.85.85 - Fax. +33(0)4.42.85.99.66 Télex HELIC 420506 Télégramme : EUROCOPTER Marignane DIFFUSION / ISSUE AUSGABE / PUBLICATION Q G

Lettre-Service No. 1673-67-04

Marignane, 04.02.05

To all Pilots, for all types of helicopters fitted with a tail rotor.

Main rotor rotating clockwise

SUBJECT: Reminder concerning the YAW axis control for all helicopters in some flight conditions

The technical comments in this Service-Letter apply to main rotors rotating clockwise when seen from above. For rotors rotating anticlockwise, see Service-Letter No. 1692-67-04.

Ref.: First reminder = S.L. No. 1518-67 dated 26.04.2001





Dear Customer,

The analysis of the causes of severe helicopter incidents or accidents leads EUROCOPTER to issue a few reminders as regards YAW axis control in some flight situations.

1 - BACKGROUND:

Various events which occurred during flight near the ground and at very low speed in light wind conditions on aircraft fitted either with conventional tail rotors or with Fenestrons, took place as follows:

From hover flight at take-off at very low speed, the Pilot initiates a left turn a few meters above the ground by applying yaw pedals towards the neutral position: the aircraft starts its rotation which increases until the Pilot attempts to stop it by applying the RH yaw pedal.

In the various cases which resulted in the loss of yaw axis control, the action applied to the RH yaw pedal was not enough (amplitude/duration) to stop rotation as quickly as the Pilot wished.

As the aircraft continues its rotation, the Pilot generally suspects a (total or partial) tail rotor failure and decides either to climb to gain speed or to get closer to the ground.

In the first case, increasing the collective pitch results in increasing the main rotor torque and consequently further speeds up leftward rotation. This results in the loss of aircraft control.

In the second case, sharp decrease in collective pitch can make the aircraft tilt to the side whilst rotating and cause it to touch the ground.

The investigations carried out following such events have never revealed any defect as regards flight controls and tail rotor assembly.

Furthermore, given their altitude and weight conditions the tail rotors were far from their maximum performance limits.

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

2 - IMPORTANT REMINDERS

AIRCRAFT SEEN FROM ABOVE



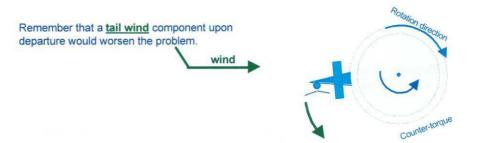
In hover flight or in very low speed flight:

The Pilot counteracts the leftward aircraft rotation by applying RH yaw pedal.

When adding a light unfavourable wind,

never forget that a leftward **rotation** departure can result in the aircraft's initiating a high rotation rate, if no adequate and additional action is immediately applied to the yaw pedals.





In a quick leftward rotation, if the Pilot attempts to <u>counteract this rotation</u> by applying the RH yaw pedal up to a position corresponding to that of hover flight, the aircraft will not decelerate significantly!

In this situation, **immediate action of significant amplitude** applied to the RH yaw pedal must be initiated and <u>maintained</u> to stop leftward rotation. <u>Never hesitate to go up to the RH stop</u>.

Any delay when applying this correction will result in an increase in rotation speed.

Intentional or accidental initiation of this **rotation phenomenon** can therefore be **physically explained** and is in no way connected to the tail rotor performance; **in all cases, when adequate correction is applied, <u>rotation will stop!</u>**

Finally, it **should also be remembered** that any intentional manoeuvre to **initiate leftward rotation** in hover flight conditions or at very low speed, must be performed through a **moderate action** on the LH yaw pedal!

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

RH stop (yaw p

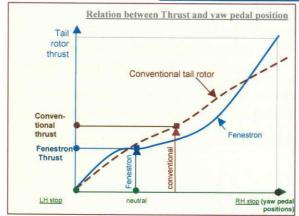
3 - ADDITIONAL TECHNICAL INFORMATION relative to various tail rotor types

Yaw pedal positions around the hover flight

Relation between Thrust and yaw pedal position The « yaw pedal position / tail rotor thrust » law Tail curve shape is not the same for a « conventional » rotor Fenestron rotor and a « Fenestron ». thrust Same thrust value Consequently: in hover flight Conventional tail roto For the same thrust value needed for hover flight, the Fenestron requires a little more action to be applied to the RH yaw pedal. But in hover flight, the same variation of yaw pedal position will result in more significant effect with the Fenestron than with the conventional rotor.

LH stop

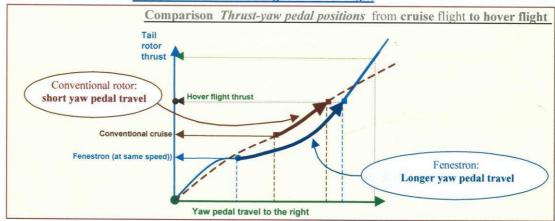
Yaw pedal position in cruise flight



In cruise flight, the conventional rotor delivers a thrust which comes in addition to its vertical stabilizer profile effect, so as to maintain zero sideslip.

As regards the Fenestron, since the fairing effect is higher due to its large surface, the thrust to be applied by the tail rotor is lower.

Transition from cruise flight to hover flight



With a Fenestron, when changing from cruise flight to hover flight, be prepared for a significant movement of the foot to the right.

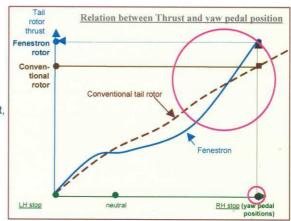
Insufficient application of pedal would result in a leftward rotation of the aircraft during the transition to hover.

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

Using maximum thrust

To stop rotation to the left, whether it is intentional or not, never hesitate to go up to the yaw pedal RH stop!

It can be noticed that near the RH stop, the Fenestron efficiency is very high (curve slope).



Conclusion

- 1 In hover flight or at very low forward flight speed, stopping a quick rotation to the left must be performed by **immediately applying** the RH yaw pedal with a significant and maintained amplitude, regardless of the tail rotor type.
- 2 In hover flight or at very low speed, intentional initiation of a turn to the left shall always be made by moderate action on the yaw pedals.
- 3 Wind coming from the left or tail wind increases the aircraft rotation speed.

Yours sincerely,

Technical Support Operations Department
Customer Service

M. SOULHIARD

Anexo-2 Comentários do BEA / Eurocopter sobre o Relatório Final

EUROCOPTER considers to have already conducted studies in order to analyze the possibility of blocking or restricting the course of the control pedal or other flight control due to inadvertent displacement of the locking rods of the cyclic in flight. This study/analysis has been subjected to the letter ESTIA n°348/08 dated 21/05/2012 and completed by an e-mail dated 10/07/2008 which have demonstrated that the hypothesis of such blocking or restricting was not possible prior to the accident.

This analysis referenced in the final report has been considered and accepted as it is stated that the damage on the locking rod was resulting from the consequence of the accident.

The repositioning of the cyclic control locking rods has also been studied and EUROCOPTER has concluded that such repositioning was not relevant as the cyclic control locking rods have to be available easily and quickly by the pilot just after landing to lock the cyclic sick if necessary and the present positioning was the most appropriate location.

Concerning the cyclic control locking rods positioning clips on the floor the issue is not related to their efficiency as such clips are efficient when they are in a satisfactory condition. These clips are considered as some "on condition" component and their condition are basically checked/verified every day when the pilot have to lock/unlock the control rods on the ground. As all equipment monitored on this "on condition" concept, they have to be changed when they are not in a satisfactory or operational condition.