

ÍNDICE

NOTA PRELIMINAR	3
GLOSSÁRIO	4
SINOPSE	6
1 INFORMAÇÃO PRELIMINAR	7
1.1 Histórico do Voo	7
1.2 Lesões Pessoais	9
1.3 Danos à Aeronave	9
1.4 Outros Danos	9
1.5 Informações Sobre o Pessoal Envolvido	9
1.6 Informação Sobre a Aeronave	11
1.7 Informação Meteorológica	15
1.8 Ajudas à navegação Aérea	16
1.9 Comunicações	16
1.10 Informação Sobre o Local de Ocorrência	16
1.11 Gravadores de Voo	17
1.12 Informação Sobre o Impacto e os Destroços	19
1.13 Informação Patológica e Médica	19
1.14 Dados Sobre Fogo	20
1.15 Aspectos de Sobrevivência	20
1.16 Pesquisas e Testes	20
2 ANÁLISE	30
2.1 Considerações Gerais	30
2.2 Sequência do Acidente	30
2.3 Factor Humano	33
2.4 Factor Material	34
2.5 Factor Operacional	35
2.6 Registo de Dados e Informações do Voo do Acidente	37
2.7 Profissionalismo do Piloto	39
3 CONCLUSÃO	40
3.1 Factos	40
3.2 Provável Causa do Acidente	44
4 RECOMENDAÇÕES	45
4.1 O Operador Heli Malongo Deverá	45

4.2 A Bell Helicopter Deverá	46
4.3 O Instituto Nacional da Aviação Civil (INAVIC) Deverá	46
5 ANEXOS	48
Anexo I – Despacho de Nomeação da Comissão de Investigação	49
Anexo II – Retratos Fotográficos dos Destroços da Aeronave Sinistrada	51
Anexo III – Informação Sobre os Testes de Exames Toxicológicos	56
Anexo IV – Alguns Detalhes Sobre o Cumprimento dos Requisitos de Manutenção da Aeronave D2-EYI	59
Anexo V - Informação meteorológica Sobre o Acidente.....	61
Anexo VI - Informação Sobre a Descodificação do Gravador de Voo	65
Anexo VII – Informação Sobre a Descodificação das Unidades de Controlo dos Motores (ECUs)	77
Anexo VIII – Acta Técnica dos Testes metalográficos do Rotor Principal e Outros Componentes	84

NOTA PRELIMINAR

O presente relatório visa apresentar as conclusões técnicas saídas do processo de investigação do acidente ocorrido com a aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, operada pelo operador aéreo Heli Malongo, conduzido pela Comissão de Investigação nomeada através do Despacho nº 002/GPIAA/GAB.DIR/18 de 23/05/18, que revogou o despacho nº 003/GPIAA/GAB.DIR/2016, de 21 de Outubro de 2016, por motivos de deficiente desempenho dos integrantes da Comissão anterior, conforme constante do anexo I ao presente relatório.

Em conformidade com os preceitos do Anexo 13 à Convenção de Chicago sobre a Aviação Civil Internacional relacionados com a investigação e prevenção de acidentes e incidentes aeronáuticos, levando em consideração as orientações da Legislação Aeronáutica Angolana em vigor sobre a matéria e tendo em conta a responsabilidade de Angola como parte signatária da referida Convenção, o principal objetivo do presente relatório é a prevenção de futuras ocorrências, através dos ensinamentos nele propositados.

A informação constante do presente relatório tem como medida temporal as horas locais e não as horas UTC, excepto quando for mencionada outra referência.

Visto
O Director Nacional

Luís António Solo

GLOSSÁRIO

ASAP – Programa de Accção de Segurança de Aviação direccionada ao incentivo de reporte de situações de perigo para a tomada de acções imediatas

Bell Helicopter Textron Company (“Bell Helicopter”) – Empresa construtora de aeronaves do tipo Bell dos Estados Unidos da América

CRM – Crew Resource Management (Gestão de Recursos da Tripulação)

CVR – Cockpit Voice Recorder (Gravador da Voz de Cabine)

D2-EYI – Matricula da aeronave, que serviu de indicativo de voo atribuído à aeronave sinistrada para a sua identificação em voo no dia do acidente.

ECU – Engine Control Unit (Unidade de Controlo dos Motores)

FDR – Flight Data Recorder (Gravador de Dados de Voo)

FOQA – Flight Operation Quality Assurance (Garantia de Qualidade das Operações de Voo)

GPIAA – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes Aeronáuticos de Angola

HM – Heli Malongo-Aviação e Serviços de Angola Lda (“Heli Malongo”)

Heli Malongo – AOC 005/11-08/17YYY, Empresa Responsável pela Manutenção Localizada no heliporto da base do Malongo

Heli Malongo – Empresa responsável pela operação em Angola da aeronave sinistrada (D2-EYI)

Hora UTC - Hora do Tempo Universal Coordenado

INAVIC – Instituto Nacional da Aviação Civil de Angola

IIDS – Integrated Instrument Display System (Sistema integrado de visualização dos parâmetros dos motores)

ICAO – Organização da Aviação Civil Internacional

LOSA – Line Operations Safety Audit (Auditoria de Segurança das Operações de Linha)

NTSB - Autoridade Americana de Investigação de Acidentes (National Transportation Safety Board).

PLAH – Piloto de Linha Aérea de Helicópteros

PNT – Pessoal Navegante Técnico

PNC – Pessoal Navegante de Cabine

Rolls Royce Company – Fabricante de motores do tipo Rolls Royce

SMS – Safety Management System (Sistema de Gestão da Segurança Operacional)

Substâncias Psicoativas – Substâncias que quando ingeridas, alteram o estado psico-emocional dos usuários

Seagold Investment Limited – Proprietário da aeronave sinistrada.

TMA – Técnicos de Manutenção de Aeronaves

VMC – Visual Meteorological Conditions (Condições Meteorológicas Visuais)

Wet Lease – Aluguer da aeronave juntamente com a tripulação

SINOPSE

No dia 26 de Setembro de 2016, a aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, pretendendo realizar um voo comercial não regular no percurso heliporto da Base de Malongo/Tombua-Landana Offshore, não atingiu o seu objectivo.

Às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38) isto é, quinze minutos após a descolagem do heliporto da Base do Malongo, a aeronave despenhou-se nas águas do mar do campo petrolífero do Malongo a aproximadamente dezasseis milhas náuticas (16 NM) do ponto de partida.

Do acidente, resultou a morte do único piloto, dos cinco (5) passageiros e a perda total da aeronave.

A Comissão de Investigação determinou que a provável causa do acidente está ligada ao envolvimento de factores contribuintes do grupo material.

As condições operacionais, aprovadas para a realização do voo em questão, faziam referência à operação em condições meteorológicas visuais, conhecido em inglês por Visual Meteorological Conditions (VMC) que, conforme dados meteorológicos e confirmação dos Serviços de Informação de Voo (Despacho) do heliporto da base do Malongo, eram boas, para a realização do voo pretendido.

Para o presente processo de investigação, foram emitidas recomendações de segurança para três entidades, nomeadamente, o operador aéreo Heli Malongo, o fabricante Bell Helicopter e o Instituto Nacional da Aviação Civil.

1 INFORMAÇÃO FACTUAL

Conforme referenciado na nota preliminar do presente relatório, a informação factual tem como medida temporal as horas locais e não horas UTC, excepto quando for mencionado outra referência.

1.1 HISTÓRICO DO VOO

Às quinze horas e vinte e três minutos (15:23) do dia vinte e seis de Setembro de dois mil e dezasseis, a aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, que operava em Angola sob responsabilidade do operador aéreo Heli Malongo, descolou do heliporto da base do Malongo, para realizar um voo comercial não regular no percurso heliporto do Malongo/Tombua-Landana offshore.

Para realizar o voo, no percurso planificado, à aeronave foi atribuído o indicativo de chamada “D2-EYI”, isto é, a própria matrícula.

As informações colhidas sobre os ocupantes da aeronave indicaram, que para além do piloto, a bordo da mesma estavam cinco (5) passageiros, todos de nacionalidade angolana, um piloto de nacionalidade sul africana e uma carga quantificada em 73 kg em forma de bagagem de mão.

Às quinze horas e trinta e um minutos (15:31), a aeronave manteve o contacto via VHF com os serviços de despacho da plataforma do Tombua-Landana, informando que estimava a posição às quinze horas e cinquenta e cinco minutos (15:55), West Tucana às dezasseis horas e oito minutos (16:08).

De acordo com as informações em posse da Comissão de Investigação, no percurso heliporto do Malongo/Tombua-Landana offshore o piloto estabeleceu contacto com a aeronave D2-EYS, reportando sobre as condições meteorológicas registadas no momento.

Segundo as informações dos serviços de despacho do heliporto, aproximadamente às quinze horas e quarenta minutos (15:40), a aeronave D2-EYI deixou de ser visualizada através do sistema de monitorização de voo, conhecido em inglês por Sky Connect.

Às quinze horas e quarenta e nove minutos (15:49), o sistema de monitorização de voo (Sky Connect) notificou, via e-mail, os Serviços de

Informação de Voo (Despacho Operacional) da Heli Malongo sobre o desaparecimento da aeronave D2-EYI via e-mail.

Às quinze horas e cinquenta e cinco minutos (15:55), hora prevista para aterragem da aeronave D2-EYI na posição da plataforma do Tombua – Landana, os serviços de despacho não confirmaram a aterragem da referida aeronave.

Às quinze horas e cinquenta e seis minutos (15:56), após o desaparecimento da aeronave do sistema de monitorização do voo (Sky Connect), foram realizadas sem sucesso várias tentativas de contacto, através das frequências de rádio 131.55 e 131.82 VHF para localização da aeronave D2-EYI.

Às dezasseis horas e dois minutos (16:02), os serviços de despacho do heliporto da base do Malongo notificaram às operações de voo da Heli Malongo, o seu supervisor de segurança e o superintendente da Aviação da CABGOC, informando-os sobre o desaparecimento da aeronave D2-EYI.

No período compreendido entre às dezasseis horas e três minutos (16:03) e às dezasseis horas e treze minutos (16:13) os serviços de despacho do heliporto da base do Malongo efectuaram múltiplas chamadas às plataformas localizadas no offshore do campo petrolífero do Malongo sobre a possível aterragem da aeronave D2-EYI nas referidas posições.

Segundo as informações colhidas junto dos serviços de despacho do heliporto da base do Malongo, às dezasseis horas e treze minutos (16:13) tiveram início as operações de busca e salvamento no offshore do campo petrolífero do Malongo, numa extensão de aproximadamente cinquenta milhas náuticas (50 NM).

Às dezassete horas e vinte minutos (17:20), foram localizados os primeiros destroços da aeronave D2-EYI, assim como os corpos de dois ocupantes da referida aeronave. As operações de busca e recuperação prosseguiram durante um período de aproximadamente vinte e cinco (25) dias, até à recuperação de 95% dos destroços e dos restantes corpos das vítimas.

De acordo com as informações em posse da Comissão de Investigação, durante o voo no percurso heliporto do Malongo/Tombua-Landana offshore, o piloto da aeronave sinistrada não reportou qualquer tipo de emergência que pudesse pôr em causa a sua operação.

1.2 LESÕES PESSOAIS

De acordo com os dados em posse da Comissão de Investigação, foram registadas seis (6) fatalidades, das quais um (1) piloto e cinco (5) passageiros, conforme constante do quadro 1.

Lesões	PNT	PNC	Passageiros	Outros	Total
Fatais	01	--	05	--	06
Graves	--	--	--	--	--
Leves	--	--	--	--	--
Illesos	--	--	--	--	--
Total	01	--	05	--	06

Quadro 1 – Lesões Pessoais Resultantes do Acidente

1.3 DANOS À AERONAVE

A aeronave ficou totalmente destruída pelas forças de impacto com as águas do mar após o despenhamento, conforme constante do anexo II, onde estão ilustrados os retratos fotográficos sobre o sinistro.

1.4 OUTROS DANOS

Nada constou das evidências constatadas durante a inspeção visual feita no local do acidente.

1.5 INFORMAÇÕES SOBRE O PESSOAL ENVOLVIDO

1.5.1 Pessoal Navegante Técnico (PNT)

De acordo com os dados em posse da Comissão de Investigação, a tripulação da aeronave sinistrada era composta por um (1) piloto.

1.5.1.1 Piloto

O piloto, de nacionalidade sul-africana, com cinquenta e um (51) anos de idade, era portador de uma licença aeronáutica de Piloto de Linha Aérea de Helicópteros, PLAH n°3523602, emitida pela Autoridade Aeronautica Americana (FAA) aos 3 de Abril de 2010 e o certificado de validade n° 009/CVAE/PLAH, emitido pelo Instituto Nacional de Aviação Civil de Angola (INAVIC) aos 29 de Outubro de 2013 e válido até 30 de Setembro de 2016 e um Certificado Médico Classe 1, emitido pela Autoridade da Aviação Civil dos Estados Unidos da América aos 08 de Março de 2016 e válido até 31 de Março de 2017.

O piloto exerceu a sua actividade aérea em Angola sob responsabilidade do operador Heli Malongo, através de um contrato de trabalho sob regime de turno de 28 dias de trabalho e 28 dias de folga (28/28).

Além do Operador Heli Malongo, o piloto trabalhou em três (3) instituições sul-africanas, nomeadamente a empresa “Aeronautical Solutions”, a empresa “Sapphire Air (ESKOM)” e a “South African National Defense Force”.

Os registos de voo do Operador Heli Malongo indicaram que o piloto acumulou 10711:48 horas totais de voo, das quais 969 no comando da aeronave do tipo Bell, modelo Bell430. Voou 412 horas nos últimos doze (12) meses, 106 horas nos últimos noventa (90) dias, 72 horas nos últimos trinta (30) dias, 03 horas nos últimos sete (7) dias e vinte e quatro (24) horas antes do acidente.

O último treinamento de refrescamento do piloto em simulador, para a actualização dos conhecimentos da sua proficiência profissional ocorreu no Centro de Treinamento da Flight Safety de Dallas, Estados Unidos da América.

A pesquisa dos registos da Autoridade Aeronáutica Angolana (INAVIC) revelou ausência de dados sobre o envolvimento do piloto em acidentes ou incidentes aeronáuticos ou qualquer acção de violação dos procedimentos operacionais ou eventuais penalizações.

De acordo com as informações em posse da Comissão de Investigação, até ao momento do acidente o piloto gozava de uma boa saúde físico-mental.

Não estava sujeito a qualquer receita ou observação médica e não estava doente nas últimas quarenta e oito horas (48) que antecederam o acidente.

De acordo com as informações fornecidas pelo operador Heli Malongo, durante os últimos oito (8) anos não houve mudanças significativas na sua vida profissional como piloto da Heli Malongo.

A maior parte dos pilotos experientes, que conheciam e voaram com o mesmo antes do acidente, fizeram comentários favoráveis sobre a sua habilidade profissional como piloto.

Outros pilotos, que conheciam e interagiram com o piloto em referência, afirmaram não ter sido uma pessoa de risco, quanto à sua habilidade técnico-profissional e nunca ter tido eventuais divergências ou discussões durante o cumprimento das missões de serviço antes do acidente.

Após a recuperação dos restos mortais do piloto, os mesmos foram submetidos a testes e exames toxicológicos para a análise e a consequente avaliação de uma possível presença e o nível de substâncias psicoativas, conforme constante do anexo III.

1.5.1.2 Pessoal Navegante de Cabine (PNC)

Não aplicável para o tipo de aeronave sinistrada devido ao número de assentos inferior a dezanove (19) passageiros.

1.5.1.3 Passageiros

Além da tripulação, na aeronave sinistrada viajavam cinco (5) passageiros, todos de nacionalidade Angolana.

1.6 INFORMAÇÃO SOBRE A AERONAVE

1.6.1 Informação Geral Sobre a Aeronave

A aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, número da série 49102, foi fabricada pela empresa construtora Bell Helicopter Textron dos Estados Unidos da América em Julho de 2004.

Adquirida pela Seagold Investment Limitada, sob contrato de compra e venda, a referida aeronave foi registada em Angola aos 11 de Janeiro de 2006 e até à data do acidente possuía toda a documentação técnica necessária para o tipo de operações aéreas que estava certificada e explorada em Angola, incluindo os manuais técnicos de manutenção e de exploração aérea.

Até ao momento do acidente, a aeronave acumulava aproximadamente dez mil e setenta e nove (10.079:00) horas totais de voo e quarenta e um mil quatrocentos e vinte (41.420) ciclos.

Na altura do acidente, a aeronave estava equipada com dois (2) motores do tipo Rolls Royce, modelo 250 C40B.

Para uma percepção julgada pertinente sobre o tipo e o modelo da aeronave sinistrada, nas figuras 1 e 2 estão ilustradas a sua configuração externa e o seu retrato fotográfico.

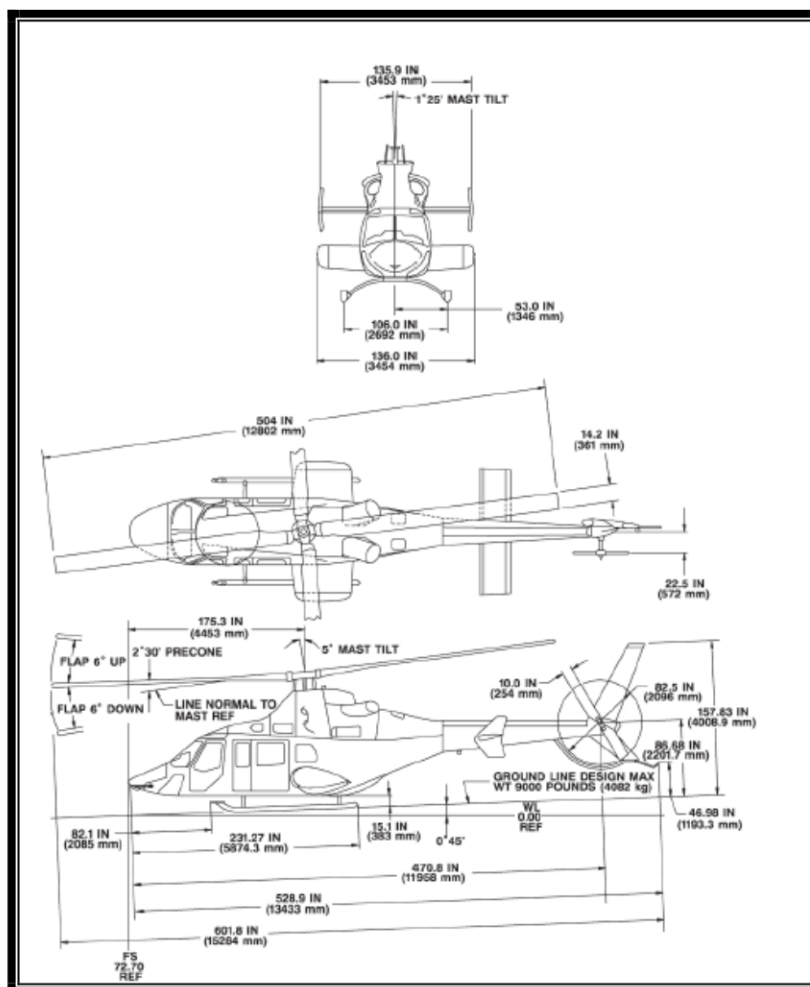


Figura 1 – Configuração Externa da Aeronave Sinistrada (vista de proa, cima e lateral)



Figura 2 – Retrato Fotográfico da Aeronave Sinistrada

1.6.2 Sistema de Propulsão

A aeronave sinistrada estava equipada com dois (2) motores do tipo Rolls Royce, modelo 250 C40B.

O motor nº 1, com o número da série CAE844278, foi fabricado pela empresa construtora Rolls Royce Company, aos 01 de Junho de 2007 e instalado na aeronave aos 14 de Julho de 2016. Até à data do acidente tinha acumulado aproximadamente cinco mil, quatrocentas e setenta e oito (5478) horas totais de serviço e quatro mil, setecentos e vinte e três (4723) ciclos desde novo. Foi submetido a duas (2) intervenções maiores de manutenção, das quais a última do tipo “Grande Inspeção Periódica de 1750 horas” realizada aos 26 de Abril de 2016.

Após a última intervenção maior de manutenção, o motor acumulou aproximadamente cento e setenta e nove (179) horas de serviço e cento e oitenta e cinco (185) ciclos.

O motor nº 2, com o número da série CAE844245, foi fabricado pela empresa construtora Rolls Royce Company aos 12 de Maio de 2005 e instalado na aeronave aos 04 de Dezembro de 2014. Até à data do acidente tinha acumulado aproximadamente seis mil, duzentas e sessenta e oito (6268) horas totais de serviço e cinco mil quatrocentos e oitenta (5480) ciclos desde novo. Foi submetido a duas (2) intervenções maiores de manutenção, das quais a última do tipo “Grande Inspeção Periódica de 1750 horas” realizada aos 31 de Julho de 2014.

Após a última intervenção maior de manutenção, o motor acumulou aproximadamente mil quatrocentas e trinta e cinco (1435) horas de serviço e mil, trezentos e oitenta e dois (1382) ciclos.

1.6.3 Registos de Manutenção da Aeronave

O programa de manutenção do operador Heli Malongo para o tipo de aeronaves como a sinistrada prevê os seguintes serviços de manutenção:

- 1) Serviços de inspecção diária;
- 2) Inspecções de manutenção operativa:
 - a) Despacho da aeronave, antes do voo;
 - b) Recepção da aeronave, depois do voo;
- 3) Inspecções de manutenção periódica:
 - a) Cada cinquenta (50) horas de voo (evento 1)
 - b) Cada seiscentas (600) horas de voo (evento 12)

De acordo com os dados em posse da Comissão de Investigação, o último serviço do check de manutenção periódica foi realizado aos 24 de Setembro de 2016 e os últimos checks diários e operativos de despacho do aeronave foram realizados aos 26 de Setembro de 2016, isto é, no dia do acidente, conforme evidenciado no anexo IV, não tendo sido registadas quaisquer anomalias ou discrepâncias que pudessem afectar o desempenho da aeronave.

Por outro lado, a pedido da Comissão de Investigação, o operador Heli Malongo disponibilizou a informação sobre os trabalhos da última lubrificação dos componentes do rotor principal realizados a 23/09/2016, conforme ilustrado no Anexo IV.

A última inspecção dos motores, considerada de intervenção maior de manutenção periódica de mil setecentas e cinquenta (1750) horas foi realizada na Base de Manutenção da Keystone, Estados Unidos da América, quando a aeronave acumulava nove mil, setecentas e quarenta e uma (9741) horas totais e quarenta mil e sessenta e quatro (40064) ciclos aos 01 de Maio de 2016.

Os registos da caderneta técnica e dos manuais da aeronave nos últimos cinco (5) anos até à data do acidente não evidenciaram quaisquer discrepâncias relacionadas com as circunstâncias do presente acidente.

1.7 INFORMAÇÃO METEOROLÓGICA

As observações meteorológicas no heliporto de partida (Base do Malongo) são feitas através de uma estação meteorológica automática acoplada a um aplicativo específico de um sistema de tecnologia de informação instalado no heliporto em referência.

A estação meteorológica regista e disponibiliza, de forma contínua, informações relacionadas com as condições atmosféricas, com maior incidência para os dados sobre a direcção e velocidade do vento, cobertura de núvens, temperatura, precipitação e visibilidade.

De acordo com os dados em posse da Comissão de Investigação, as condições meteorológicas do tempo significativo no heliporto da Base do Malongo e nas regiões circunvizinhas no momento da ocorrência eram boas para a realização do voo no percurso pretendido, conforme os dados constantes do boletim StormGeo ilustrado no Anexo V.

Durante o voo no percurso heliporto do Malongo/Tombua/Landana offshore, a aeronave sinistrada estabeleceu contacto com uma outra aeronave em voo (D2-EYS), informando as condições meteorológicas favoráveis às operações aéreas no heliporto de partida, que apresentavam os dados constantes do quadro 2.

N/O	PARÂMETRO	VALOR
01	Vento	290°/04
02	Visibilidade	Superior a 6.000 m
03	Tempo presente	Céu limpo com algumas nuvens
03	Nuvens	Few019
04	Temperatura	20°C/16°C
05	QNH	1015 HP
06	HR	70%

Quadro 2 – Dados da Informação Meteorológica do Local do Acidente

1.8 AJUDAS À NAVEGAÇÃO AÉREA

Os locais da descolagem e das aterragens pretendidas (heliporto da Base do Malongo/Tombua/Landana offshore), incluindo a região sobrevoada pela aeronave sinistrada não dispõem de equipamentos de ajudas à navegação aérea.

1.9 COMUNICAÇÕES

O Heliporto da Base do Malongo e a Plataforma Tombua-Landana Offshore fazem cobertura dos serviços de comunicações através de rádios VHF nas frequências de 131.82/131.55 MHZ, respectivamente.

Segundo as informações colhidas sobre o assunto, tanto os emissores/receptores da aeronave sinistrada, como os dos serviços de despacho da Base do Malongo e da plataforma Tombua-Landana offshore encontravam-se em funcionamento normal, não tendo sido registadas quaisquer anomalias e nem reportes de eventuais emergências por parte do tripulante.

De acordo com o piloto de uma aeronave de matrícula D2-EYS, que se encontrava também em voo, alguns minutos após a descolagem da aeronave sinistrada (D2-EYI), o piloto estabeleceu contacto com ele, informando sobre as condições meteorológicas registadas no heliporto de partida (heliporto da base do Malongo).

O último contacto entre a aeronave sinistrada e os serviços de despacho da plataforma Tombua - Landana foi estabelecido em VHF nas frequências de rádio 131.82 MHZ.

1.10 INFORMAÇÃO SOBRE O LOCAL DA OCORRÊNCIA

O local do acidente situa-se ao nível médio das águas do mar numa área que dista aproximadamente dezasseis (16) milhas náuticas no offshore do heliporto do Campo Petrolífero do Malongo, na Província de Cabinda.

É uma localidade de difícil acesso, situada na latitude de 5°29'9.91"S e longitude de 12° 0'9.99"E, caracterizada por uma área do oceano atlântico, coberta por águas do mar com uma profundidade de cento e quinze (115) pés ou aproximadamente quarenta (40) metros de profundidade.

1.11 GRAVADORES DE VOO

A aeronave sinistrada estava equipada com um dispositivo de registo do tipo CVR/FDR, modelo L-3 Communications 2300 MADRAS, constituído por dois módulos de gravadores de voo, nomeadamente um Gravador da Voz de Cabine, conhecido em inglês por Cockpit Voice Recorder (CVR) e um Gravador de Dados do Voo, conhecido em inglês por Flight Data Recorder (FDR).

Os dois (2) módulos de gravadores de voo, também conhecidos tradicionalmente por “Caixas Pretas”, estavam instalados na aeronave de forma combinada pelo facto de estarem acoplados a um único dispositivo (CVR/FDR), diferenciando-se apenas pelas respectivas funções específicas de registos, conforme ilustrado no anexo VI.

Após a ocorrência do acidente, o dispositivo dos gravadores de voo foi recuperado da água do mar aos 15 de Outubro de 2016 e remetido aos laboratórios da Autoridade de Investigação de Acidentes Aéreos dos Estados Unidos da América (NTSB) aos 10 de Janeiro de 2017 para a decodificação, leitura e análise dos registos sobre o acidente.

1.11.1 Gravador da Voz de Cabine (CVR)

A aeronave estava equipada com um Gravador da Voz de Cabine (CVR) do tipo L-3 Communications 230 (2316-1201-00) com o número da série 00045433, conforme a descrição constante do anexo VI.

É um gravador digital, que regista em quatro (4) canais as informações audio dos últimos 120 minutos de operação, onde um canal para cada membro da tripulação, um canal para um observador do cockpit e um canal para o microfone da área do cockpit.

Entretanto, de acordo com as informações do fabricante da aeronave, todas as posições de informação áudio dos tripulantes foram acoplados ao primeiro canal, o segundo e o terceiro canais sem qualquer uso, isto é, não conectados e o quarto canal para o microfone da área do cockpit.

De acordo com o laboratório áudio do NTSB dos Estados Unidos da América, o gravador sofreu danos consideráveis em consequência das forças de impacto da aeronave com a água e sua exposição à água salgada.

A memória interna foi removida da unidade de sobrevivência do gravador e foi posta, por 4 horas, numa banheira com água desionizada e posteriormente foi desmontada e limpa com etanol para se evitar a presença de eventuais vestígios de sal e corrosão da superfície.

Os componentes foram retirados e postos, por 4 horas, num forno de vacuum de operação de $\frac{1}{2}$ atmosfera e 40°C antes de serem removidos e colocados durante a noite num ambiente de temperatura do quarto.

Após este tratamento, os componentes foram novamente montados, fazendo uso de novos conectores elásticos e suportes do chassis de L-3 configurados para a leitura de registos de gravadores do tipo FA-2300, modelo 4 MADRAS. A leitura foi feita com o uso do programa ROSE do equipamento de suporte para leitura de dispositivos do tipo L-3 e do arquivo resultante dos dados binários descarregados em 4 arquivos individuais com o uso do programa Áudio L-3 e Rede de Dados no ambiente de Windows.

Os registos áudios constantes do módulo de gravador CVR fazem referência à voz do tripulante da aeronave sinistrada, incluindo sons audíveis do microfone de área do cockpit durante o voo do acidente.

1.11.2 Gravador de Dados de Voo (FDR)

A aeronave estava equipada com um Gravador de Dados do Voo (FDR) do tipo L-3/Fairchild FA2300 256 wps de comunicações, com o número da série 000405433, conforme constante do Anexo VI ao presente relatório.

É um gravador digital cujo meio de registo é composto de um dispositivo em formato digital de memória do estado sólido que permite o registo contínuo das últimas vinte e cinco (25) horas dos parâmetros de voo da aeronave.

De acordo com o laboratório áudio do NTSB dos Estados Unidos da América, à semelhança do módulo CVR, o Gravador de Dados de Voo (FDR) também sofreu danos consideráveis em consequência das forças de impacto da aeronave com a água e sua exposição à água salgada.

A memória do Gravador de Dados de Voo tinha registos de parâmetros de voo de aproximadamente 160 horas, onde o último evento de voo registado foi o da ocorrência com uma duração de aproximadamente quinze (15) minutos.

Os registos constantes do módulo do gravador FDR fazem referência a um total de cinquenta e três (53) parâmetros do voo, com maior destaque para os relacionados com a velocidade, altitude, aceleração, curso magnético e os parâmetros de funcionamento dos motores.

1.12 INFORMAÇÃO SOBRE O IMPACTO E OS DESTROÇOS

Pelas evidências observadas nas partes danificadas da aeronave e no local do acidente, conforme constante do anexo II, a Comissão de Investigação estabeleceu o seguinte:

- 1) O despenhamento da aeronave nas águas do mar ocorreu a uma distância de aproximadamente dezasseis milhas náuticas (16 NM) do local da descolagem, isto é, do heliporto da Base do Malongo;
- 2) O primeiro contacto da aeronave com as águas do mar foi através da sua parte frontal, originando o afundamento da mesma nas águas do mar no sentido proa parte traseira;
- 3) O impacto da aeronave com as águas do mar resultou na destruição total da aeronave, incluindo:
 - (a) A desintegração dos motores, rotores principal e traseiro da estrutura principal da aeronave;
 - (b) A quebra dos patins (suportes) de aterragem e das portas de acesso à aeronave;
 - (c) A danificação das pás dos rotores principal e traseiro da aeronave.
- 4) A desintegração dos principais componentes da aeronave, incluindo dos motores, resultou na movimentação da maior parte dos corpos das vítimas para o exterior da aeronave.

1.13 INFORMAÇÃO PATOLÓGICA E MÉDICA

De acordo com as informações médicas constantes do processo individual do único piloto envolvido, o mesmo estava em condições normais de saúde para o exercício da actividade aérea.

Foram realizados exames toxicológicos aos restos mortais do único tripulante para a análise de eventuais consumos de substâncias psicoativas pelo mesmo, conforme constante do Anexo III.

Em consequência do despenhamento da aeronave, foram registadas lesões pessoais caracterizadas por múltiplas fracturas corporais que resultaram na morte dos seis (6) ocupantes da aeronave, conforme constante dos registos do quadro 1.

1.14 DADOS SOBRE FOGO

Segundo as informações colhidas sobre o assunto e de acordo com as evidências constatadas no local do sinistro, conforme ilustrado no Anexo II ao presente documento, a ocorrência teve lugar sem quaisquer indícios de fogo.

1.15 ASPECTOS DE SOBREVIVÊNCIA

De acordo com os exames médicos a que os restos mortais das seis (6) vítimas foram submetidos, as causas das fatalidades foram as múltiplas lesões traumáticas.

As condições de difícil acesso ao local do acidente não facilitaram, sobre maneira, o desenvolvimento das operações de busca e salvamento, assim como o resgate imediato dos corpos das vítimas.

1.16 PESQUISA E TESTES

1.16.1 Pesquisa do Peso e Centragem da Aeronave

O Operador Heli Malongo disponibilizou à Comissão de Investigação informação sobre o peso da aeronave no momento da sua descolagem do heliporto de partida (heliporto do Malongo), cujos dados estão ilustrados no quadro 3.

N/O	Descrição do Parâmetro	Valor (Kg)
01	Peso Vazio da Aeronave	2963,00
02	Peso do Combustível	728,00
03	Peso dos Ocupantes da Aeronave	374,00
04	Peso da Bagagem	73,00

05	Peso à Descolagem	4138,00
06	Peso Máximo Recomendado à Descolagem	4227,00

Quadro 3 – Cálculo do Peso da Aeronave à Descolagem

De acordo com os resultados dos cálculos, o peso da aeronave à descolagem foi de quatro mil, cento e trinta e oito (4.138) kgs, conforme ilustrado no quadro 3.

Quanto à centragem da aeronave, os resultados dos cálculos demonstraram que o centro de gravidade (CG = 24,9%) no momento da ocorrência foi considerado dentro dos limites recomendados para o tipo de aeronave sinistrada, isto é, entre 24,8% e 25,5%.

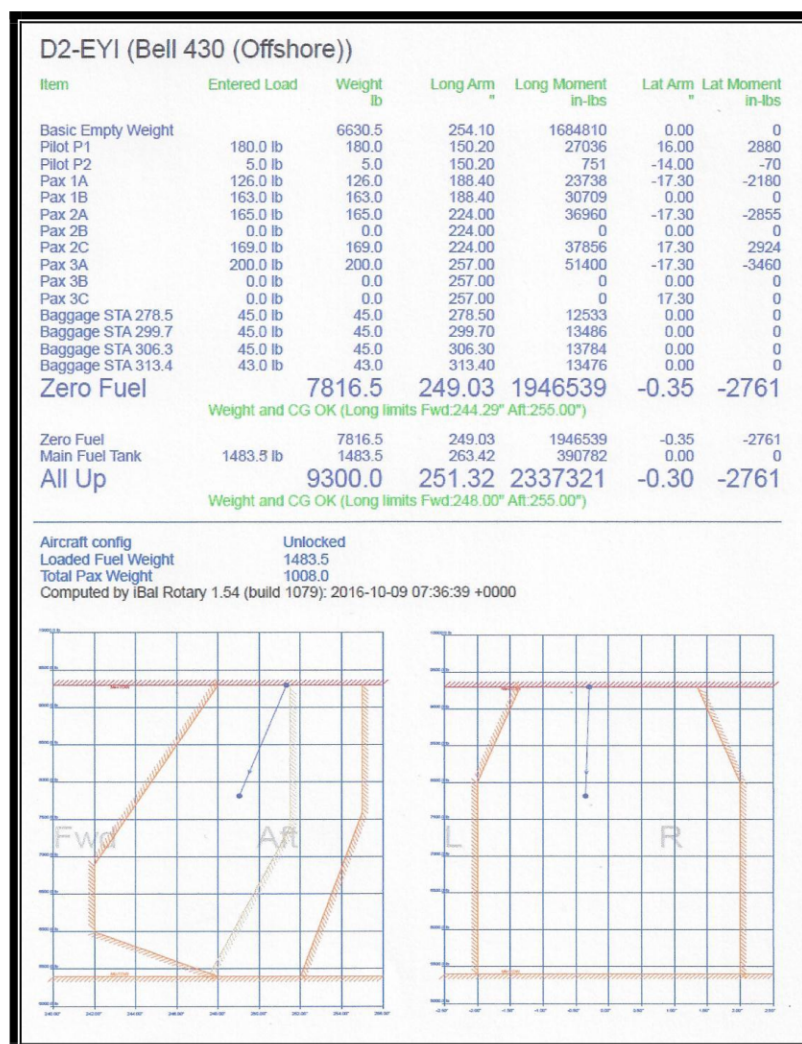


Figura 3 – Informação sobre o peso e centragem da aeronave sinistrada (D2-EYI)

1.16.2 Pesquisa dos Destroços

Pelos resultados das evidências colhidas no local do sinistro e dos destroços resultantes da ocorrência, a Comissão de Investigação estabeleceu o seguinte:

- 1) Descarta-se qualquer hipótese de uma possível presença de engenhos explosivos a bordo da aeronave sinistrada;
- 2) Dos destroços disponíveis foi efectuado um controlo pontual e superficial, tanto da célula, como do sistema de propulsão, incluindo instrumentos e órgãos do comando da aeronave;
- 3) A natureza dos destroços e das deformações dos componentes afectados ditou a necessidade de se fazer testes metalográficos e análises específicas direccionadas, com uma particularidade aos componentes do rotor principal, conforme a informação constante da acta técnica dos resultados dos testes no anexo VIII;
- 4) As deformações e danificações presentes na estrutura e nos rotores principal e traseiro, incluindo os veios de transmissão, faziam parte do tipo de acidente ocorrido, isto é, despenhamento de aeronave;
- 5) Foram também alvos de pesquisa direccionada os seguintes componentes:
 - a) Paineis dos instrumentos da cabine da tripulação;
 - b) Instrumentos pertinentes à pilotagem da aeronave;
 - c) Estado técnico do manche e dos pedais;
 - d) Posição das manetes de potência dos motores;
 - e) Deformações características da fuselagem e das pás;
 - f) Posicionamento dos destroços dos patins de aterragem e a natureza das deformações;
 - g) Estado técnico dos elementos dos motores.

1.16.3 Estudo da Performance da Aeronave

A Comissão de Investigação conduziu um estudo da performance da aeronave, através dos dados obtidos dos módulos do Gravador de Voo

(CVRFDR), para o desenvolvimento da sequência temporal do movimento da aeronave sinistrada desde o momento de lançamento dos motores, a decolagem, subida para a altitude do cruzeiro até o despenhamento, conforme constante do anexo VI.

1.16.3.1 Lançamento dos Motores

De acordo com os dados constantes dos registos dos dois módulos do gravador de voo (CVRFDR), o tripulante fez o lançamento do motor nº 1 às quinze horas e dezoito minutos (15:18) e passados dois minutos e quarenta e dois segundos, lançou o motor nº 2, isto é, às quinze horas, vinte minutos e quarenta e dois segundos (15:20:42).

1.16.3.2 Decolagem da Aeronave e Subida para o Cruzeiro

Os dados constantes do módulo de registo de dados de voo (FDR) do Gravador de Voo (CVRFDR) indicaram que a decolagem da aeronave, do heliporto da Base do Malongo, ocorreu às quinze horas e vinte e três minutos (15:23).

Após a decolagem da aeronave, do heliporto da Base do Malongo, foi registado o incremento considerável do ângulo de inclinação longitudinal e da velocidade, tendo iniciado, às quinze horas e vinte e quatro minutos e cinquenta segundos (15:24:50), a subida para a altitude de cruzeiro.

1.16.3.3 Voo de Cruzeiro e Despenhamento da Aeronave

As informações constantes dos dois módulos do gravador de voo (CVRFDR) indicaram, que às quinze horas e vinte e seis minutos e trinta e sete segundos (15:26:37), a aeronave alcançou uma altitude de aproximadamente mil e duzentos pés (1200').

O despenhamento da aeronave ocorreu quinze minutos após a decolagem da aeronave, isto é, às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38), quando a aeronave se encontrava a uma distância de aproximadamente dezasseis milhas náuticas (16 NM) e uma altitude de cruzeiro de aproximadamente mil e quinhentos pés (1500').

1.16.4 Pesquisa dos Registos do Gravador de Voo (CVRFDR)

A Comissão de Investigação participou dos trabalhos da descodificação, leitura e análise dos registos dos dois módulos do gravador de voo

(CVRFDR) da aeronave sinistrada, realizados sob assistência da Autoridade de Investigação de Acidentes Aeronáuticos dos Estados Unidos da América (NTSB).

1.16.4.1 Registos do Módulo de Gravação da Voz de Cabine

Os registos áudios constantes do módulo de gravação CVR fazem referência à voz do tripulante da aeronave sinistrada, incluindo sons audíveis do microfone de área do cockpit durante o voo do acidente, conforme a informação constante do anexo VI.

Durante o processo da descodificação, leitura e análise dos registos do módulo de gravação da voz de cabine da aeronave, foi constatado o seguinte:

- 1) O primeiro canal tinha registos de informação áudio da interacção do único tripulante com as estações de informação de voo dos locais de partida (heliporto da Base do Malongo) e de chegadas (plataformas previstas para aterragens durante o voo do acidente) incluindo o registo de um reporte com uma outra aeronave que estava em voo;
- 2) Os canais 2 e 3 não tinham quaisquer registos de informação áudio, pelo facto dos mesmos não terem sido conectados pelo fabricante ao sistema de gravação áudio da cabine da tripulação da aeronave;
- 3) O Quarto canal tinha registos de informação áudio relacionada com alguns sons e ruídos no cockpit e do ambiente externo captados pelo microfone de área do cockpit (cabine da tripulação).

Para a pesquisa em causa, foi feita uma correlação entre as informações registadas no módulo de gravação da voz (CVR) e no microfone do módulo de gravação dos parâmetros de voo (FDR) para o registo das comunicações entre o tripulante, os serviços de informação de voo e outras aeronaves em voo.

De acordo com os registos do módulo de gravação da voz de cabine, conforme constante do anexo VI, durante o voo do acidente foram constatados os seguintes principais momentos:

- 1) O primeiro contacto do tripulante com os serviços de informação de voo (serviços de despacho), no heliporto de partida (heliporto

- da Base do Malongo) ocorreu, aproximadamente, às quinze horas e dezassete minutos (15:17), quando o tripulante solicitou autorização para o lançamento dos motores;
- 2) Às quinze horas e dezoito minutos (15:18), o tripulante fez o lançamento do motor nº 1;
 - 3) Às quinze horas, vinte minutos e quarenta e dois segundos (15:20:42) o tripulante lançou o motor nº 2;
 - 4) Às quinze horas e vinte e três minutos (15:23), a aeronave descolou do heliporto da Base do Malongo para realizar o voo no percurso heliporto da Base do Malongo/Tombua-Landana Offshore;
 - 5) Às quinze horas e vinte e seis minutos e trinta e sete segundos (15:26:37), a aeronave reportou aos serviços de informação de voo (serviços de despacho) do local de partida, que tinha alcançado uma altitude de aproximadamente mil e duzentos pés (1200');;
 - 6) Às quinze horas e trinta minutos (15:30), o tripulante estabeleceu contacto com a aeronave de matrícula D2-EYS, que também estava a realizar um voo offshore, para informar sobre as condições meteorológicas do local de partida (heliporto da base do Malongo) no momento da descolagem da aeronave sinistrada.
 - 7) Das quinze horas e trinta minutos (15:30) às quinze horas e trinta e quatro minutos (15:34), o tripulante efectuou várias chamadas via rádio, para reportar às várias plataformas de destinos as estimativas dos tempos das respectivas chegadas;
 - 8) Às quinze horas e trinta e sete minutos (15:37), houve registo de um ruído instantâneo, que excedeu o nível normal do ruído de funcionamento dos motores;
 - 9) Às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38), o módulo de gravação da voz de cabine deixou de funcionar, presumindo ser o momento da falha de alimentação da corrente eléctrica e consequentemente o momento do despenhamento da aeronave.

1.16.4.2 Registos do Módulo de Gravação dos Parâmetros de Voo

O módulo do gravador de dados de voo (FDR) continha aproximadamente cento e sessenta (160) horas de registos de dados de parâmetros de voo da aeronave sinistrada, conforme constante do anexo VI.

O voo do acidente consta dos registos do módulo em questão como sendo o último evento com uma duração de aproximadamente quinze (15) minutos.

Durante o processo da decodificação, leitura e análise dos registos do módulo de gravação dos parâmetros de voo da aeronave, foi constatado o seguinte:

- 1) Visualização de cinquenta e três (53) parâmetros relacionados com o voo do acidente, tendo maior destaque os relacionados com a velocidade, altitude, aceleração, curso magnético e os parâmetros de funcionamento dos dois motores;
- 2) Os eventos de lançamento dos dois motores tiveram um intervalo de aproximadamente dois minutos e quarenta e dois segundos (00:02:42), tendo-se registado o aumento da temperatura dos gases de exaustão até $EGT_{(1,2)} \approx 500^{\circ}\text{C}$, aumento da potência das turbinas até $NDS_{(1,2)} \approx 60\%$ rpm, aumento do torque em média até $NDS_{(1,2)} \approx 20\%$, o incremento da temperatura do óleo das principais caixas de engrenagem em até $t_{MGB(1,2)} \approx 22^{\circ}\text{C}$, conforme constante da figura 4 das características gráficas do anexo VI;
- 3) No momento do lançamento dos dois motores foram registados oito (8) principais parâmetros de desempenho da aeronave, nomeadamente a velocidade indicada $V_i \approx 0$ kts, a altitude $H \approx 420$ pés, rumo magnético HDNG $\approx 000^{\circ}$, a aceleração vertical $V_{TA} \approx 1,0$ g, conforme constante da figura 3 das características gráficas do anexo VI;
- 4) Antes do lançamento do motor nº 1, os passos colectivo P_{CP} , cíclico lateral P_{CLatP} , cíclico longitudinal P_{CLongP} , incluindo o pedal do rotor traseiro P_{TRP} , estavam nas suas posições iniciais de zero graus, conforme constante da figura 7 das características gráficas do anexo VI. Após o lançamento dos dois motores, foi registado a

alteração das posições do passo colectivo $P_{CP} \approx 100$ graus, passo cíclico lateral $P_{CLatP} \approx 10,0$ graus, passo cíclico longitudinal $P_{CLongP} \approx 313,0$ graus e o pedal do rotor traseiro $P_{TRP} \approx 150,0$ graus, conforme constante da figura 7 das características gráficas do anexo VI;

- 5) Aproximadamente, dois minutos após a descolagem, isto é, às quinze horas e vinte e cinco minutos (15:25), foram registados os seguintes valores dos principais parâmetros de desempenho da aeronave, nomeadamente a temperatura dos gases de exaustão até $EGT \approx 700^{\circ}\text{C}$, a potência das turbinas até $NDS_{(1,2)} \approx 100\%$ rpm, o torque em média até $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$, o incremento da temperatura do óleo das principais caixas de engrenagem em até $t_{MGB(1,2)} \approx 32^{\circ}\text{C}$, a velocidade indicada $V_i \approx 62,5$ kts, a altitude $H \approx 600$ pés, o rumo magnético HDNG $\approx 230^{\circ}$, a aceleração vertical $V_{TA} \approx 1,2$ g, as posições do passo colectivo $P_{CP} \approx 49$ graus, passo cíclico lateral $P_{CLatP} \approx 12,0$ graus, passo cíclico longitudinal $P_{CLongP} \approx 320,0$ graus e o pedal do rotor traseiro $P_{TRP} \approx 150,0$ graus, conforme constante das figuras 3, 4 e 7 das características gráficas do anexo VI;
- 6) Às quinze horas e vinte e seis minutos e trinta e sete segundos (15:26:37), o piloto reportou aos serviços de informação de voo (serviços de despacho) do local de partida, que tinha alcançado uma altitude de aproximadamente mil e duzentos pés, tendo sido registados os seguintes principais parâmetros: a temperatura dos gases de exaustão até $EGT_{(1,2)} \approx 700^{\circ}\text{C}$, a potência das turbinas até $NDS_{(1,2)} \approx 100\%$ rpm, o torque em média até $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$, o incremento da temperatura do óleo das principais caixas de engrenagem em até $t_{MGB(1,2)} \approx 37^{\circ}\text{C}$, a velocidade indicada $V_i \approx 125$ kts, a altitude $H \approx 1200$ pés, o rumo magnético HDNG $\approx 230^{\circ}$, a aceleração vertical $V_{TA} \approx 1,0$ g;
- 7) Das quinze horas e trinta minutos (15:30), quando o tripulante estabeleceu contacto com a aeronave de matrícula D2-EYS, sobre as condições meteorológicas do local de partida até ao momento da interrupção dos registos do gravador de voo, a maior parte dos parâmetros mantiveram os seus valores, com excepção da

temperatura do óleo das principais caixas de engrenagem dos dois motores que tiveram uma tendência de incremento.

Nas figuras 5 e 6 do anexo VI estão visualizadas as características gráficas discretas relacionadas também com o desempenho da aeronave e dos dois motores, quanto aos possíveis avisos de deficientes funcionamentos de sistemas específicos, com maior destaque para os sistemas hidráulico, de combustível, incêndio a bordo, pressão de óleo e estado das baterias.

Nas tabelas A-1 e A-2 do anexo em referência constam as descrições dos parâmetros providenciados e verificados no relatório da decodificação dos registos do gravador de voo (CVR/FDR), onde a tabela A-1 apresenta a lista dos parâmetros e a tabela A-2 descreve as abreviações das unidades usadas no relatório em causa.

1.16.5 Pesquisa dos Registos das Unidades de Controlo dos Motores (ECU)

Os resultados da decodificação, leitura e análise dos registos das duas Unidades de Controlo dos Motores, conhecidas em inglês por “Engine Control Unit (ECU)”, conforme ilustrado no anexo VII, não revelaram quaisquer indícios de mau funcionamento dos dois motores.

1.16.6 Testes

Devido à escassez de informação sobre a validação das hipóteses levantadas em torno da provável causa e dos factores contribuintes na ocorrência do acidente em análise, nos períodos de 28 a 29 de Março e 10 a 11 de Julho de 2017 nos laboratórios do campo de investigações da Bell, Estados Unidos da América, foram submetidos a testes metalográficos alguns componentes do rotor principal, incluindo as pás, que estavam instaladas na aeronave sinistrada, conforme ilustrado na figura 1 do anexo VIII.

De acordo com os resultados alcançados com os testes metalográficos em referência, foram feitas as seguintes constatações:

- 1) O gancho de segurança do tirante do passo da pá de cor de laranja do rotor principal estava fracturado por fadiga material,

resultando na perda de controlo do passo da pá em referência, conforme ilustrado nas figuras 2 e 3 do anexo VIII;

- 2) A fadiga material foi originada por acção de corrosão com uma profundidade de aproximadamente 0.001 polegada, conforme ilustrado nas figuras 3, 4 e 5 do anexo VIII;
- 3) O rolamento universal da cor de laranja gripou como consequência de corrosão com uma quantidade insuficiente de massa lubrificante no seu interior, conforme ilustrado na figura 6 do anexo VIII;
- 4) O parafuso de fixação do rolamento universal da pá azul quebrou em consequência da sobrecarga e danificação do joelho do gancho de segurança do passo da pá em referência, durante a sua colisão com a cabine da aeronave, conforme ilustrado na figura 7 do anexo VIII;
- 5) A forma de fracturação, a natureza e a intensidade dos danos da pá de cor de laranja evidenciaram a informação de ter sido a primeira a colidir com a cabine da aeronave sinistrada, conforme ilustrado na figura 8 do anexo VIII;
- 6) Os outros componentes quebrados ou com fracturas, conforme ilustrado nas figuras 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15 e 16 do anexo VIII, que foram submetidos a testes metalográficos nos laboratórios de investigação da Bell dos Estados Unidos da América, evidenciaram sobrecargas características de danos secundários em consequência do acidente e dos esforços da sua recuperação;
- 7) As amostras de fluidos hidráulicos recolhidos de três actuadores foram submetidas a exames específicos no banco de testes dos laboratórios da Bell dos Estados Unidos da América, conforme ilustrado nas figuras 17 e 18 do anexo VIII, tendo sido identificados como sendo do fluido do tipo MIL-PRF-5606 e sem qualquer contaminação.

Para mais detalhes sobre os resultados dos testes metalográficos e a análise dos fluídos hidráulicos constantes dos componentes seleccionados, na parte denominada “DISCUSSÃO” do anexo VIII foi propositada uma informação para o efeito.

2 ANÁLISE

2.1 CONSIDERAÇÕES GERAIS

Os dados colhidos, sobre a ocorrência, levaram a concluir que a aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, dotada de recursos tecnológicos adequados, pretendendo realizar o voo no percurso heliporto do Malongo/Tombua-Landana offshore, não atingiu o seu objectivo.

Tal facto deveu-se ao despenhamento da mesma no mar numa área que dista aproximadamente dezassies (16) milhas náuticas do campo petrolífero do Malongo, na Província de Cabinda, que culminou com a morte do único piloto e dos cinco (5) passageiros, incluindo a destruição total da aeronave.

De acordo com os dados colhidos sobre a ocorrência, a Comissão de Investigação estabeleceu que os requisitos básicos para a realização do voo estavam dentro dos limites operacionais aceitáveis, incluindo as condições meteorológicas do local da descolagem e de toda a área sobrevoada pela aeronave sinistrada.

2.2 SEQUÊNCIA DO ACIDENTE

A sequência do acidente foi analisada do ponto de vista do desempenho da aeronave sinistrada a partir do momento de lançamentos dos dois motores, seguindo-se as fases de voo da descolagem e voo do cruzeiro no percurso heliporto da Base do Malongo/local do seu despenhamento.

2.2.1 Lançamento dos motores

Analisando os registos constantes do módulo do gravador da voz de cabine (CVR) sobre o processo de lançamento dos dois motores da aeronave, a Comissão de Investigação concluiu que o piloto observou todos os procedimentos operacionais previstos para o efeito.

Quanto à análise incidida aos registos constantes do módulo gravador de dados do voo (FDR), foi possível concluir-se que o lançamento dos dois motores ocorreu numa localidade de aproximadamente 420 pés de altitude ao nível médio das águas do mar, numa posição cujo rumo magnético foi de HDNG $\approx 000^\circ$. Todos os parâmetros de funcionamento dos dois motores estavam nos respectivos intervalos aceitáveis do ponto

de vista operacional, com maior destaque para a temperatura dos gases de exaustão ($EGT_{(1,2)} \approx 500^{\circ}\text{C}$), a potência das turbinas ($NDS_{(1,2)} \approx 60\%$ rpm), o torque ($NDS_{(1,2)} \approx 20\%$), a temperatura do óleo das principais caixas de engrenagem ($t_{MGB(1,2)} \approx 22^{\circ}\text{C}$).

Durante a operação de lançamento dos dois motores da aeronave, que aconteceu no intervalo entre às quinze horas e dezoito minutos (15:18) e quinze horas e vinte minutos e quarenta e dois segundos (15:20:42), o piloto não reportou qualquer anomalia que pudesse por em causa as condições técnico-operacionais, tanto da própria aeronave como das operações da missão pretendida.

2.2.2 Descolagem do Heliporto da Base do Malongo

De acordo com os estudos e as pesquisas feitas sobre o assunto, a descolagem da aeronave do heliporto da Base do Malongo, que aconteceu dois minutos e doze segundos depois do lançamento dos motores, isto é, às quinze horas e vinte e três minutos (15:23), foi realizada em condições normais, sem quaisquer problemas técnico-operacionais, pelo facto de ausência de reportes sobre eventuais anomalias operacionais.

A descolagem da aeronave ocorreu numa localidade de 420 pés de altitude, com a alteração do seu rumo magnético de HDNG $\approx 000^{\circ}$ para HDNG $\approx 230^{\circ}$.

Durante toda a fase da descolagem, incluindo a de subida até à altitude equivalente a mil e duzentos pés (1200'), o piloto não reportou qualquer anomalia, que pudesse requerer especial atenção para uma eventual emergência.

2.2.3 Voo Estabilizado (Cruzeiro)

De acordo com os registos constantes dos dois módulos do gravador de voo, que estava instalado na aeronave, a etapa do voo estabilizado (cruzeiro) no percurso pretendido, iniciada às quinze horas, vinte e seis minutos e trinta e sete segundos (15:26:37), com o alcance da altitude de mil e quinhentos pés (1500') pela aeronave até ao momento de despenhamento, foi realizada também sem registo de reportes sobre

eventuais anomalias de operação da aeronave sinistrada e do desempenho do piloto.

2.2.4 Despenhamento da Aeronave

Fazendo uma correlação das informações colhidas dos dois módulos do gravador de voo (CVRFDR) da aeronave sinistrada e das unidades de controlo dos motores (ECU), a Comissão de Investigação concluiu que o despenhamento da aeronave ocorreu quinze (15) minutos após a sua descolagem, excluindo, desta forma, a hipótese de duração de nove (9) minutos levantada pelos órgãos de monitoramento dos voos da Base do Malongo, baseada na perda de contacto do sistema de monitorização de voo, conhecido em inglês por “Sky Connect”.

As condições e a natureza da interrupção dos registos dos dois módulos do gravador de voo, levaram a concluir que o despenhamento da aeronave resultou de uma falha material abrupta que privou, de forma súbita, a alimentação eléctrica do gravador em questão e consequentemente a ausência de registos dos momentos críticos do acidente.

Analisando os resultados dos testes metalográficos feitos aos componentes do rotor principal da aeronave sinistrada, a Comissão de Investigação estabeleceu que o despenhamento da aeronave em questão foi uma consequência da falha material originada pela quebra do gancho de segurança do tirante do passo da pá cor de laranja.

2.2.5 Gestão da Carga de Trabalho da Tripulação de Voo

Analisando as evidências constantes dos dois módulos de registos áudios da cabine e dos parâmetros de voo do gravador de voo (CVRFDR) que estava instalado na aeronave sinistrada, a Comissão de Investigação estabeleceu que, desde a descolagem até antes do despenhamento da aeronave, o piloto geriu, de forma aceitável, os recursos disponíveis para a operação normal da aeronave durante o voo do acidente.

Os contactos mantidos pelo piloto com os órgãos de informação de voo das plataformas petrolíferas envolvidas e com uma outra aeronave em voo, incluindo as características gráficas da trajectória e do desempenho da aeronave registados pelos dois módulos do gravador de voo,

conforme ilustrado no anexo VI, fortaleceram os argumentos de validação da hipótese de uma eficiente gestão da carga de trabalho por parte do único piloto.

Entretanto, a Comissão de Investigação estabeleceu que a forma súbita da falha material, que resultou no despenhamento momentâneo da aeronave, privou o piloto de qualquer oportunidade para a eficiente gestão dos recursos disponíveis para evitar a ocorrência, levando em consideração o factor “escassez de tempo” característico para o tipo e a natureza do acidente.

2.3 FACTOR HUMANO

Analizando os elementos recolhidos durante o processo de investigação do grupo factor humano, a Comissão de Investigação estabeleceu o seguinte:

2.3.1 Pessoal Navegante Técnico (PNT)

O Pessoal Navegante Técnico (PNT) era composto por um piloto, que, do ponto de vista operacional, é uma condição considerada normal e aceitável com relação aos requisitos da tripulação mínima exigida para o tipo de aeronave sinistrada.

O piloto, de nacionalidade sul africana, estava licenciado e qualificado como piloto de Linha Aérea de Helicópteros, com licença de voo nº 3523602, emitida pela Administração Federal da Aviação Americana (FAA) aos 3 de Abril de 2010 e o certificado de validação nº 009/CVAE/PLAH, emitido pelo Instituto Nacional de Aviação Civil de Angola (INAVIC) aos 29 de Outubro de 2013 e válido até 30 de Setembro de 2016.

De acordo com as informações constantes do certificado médico de aptidão física, Classe 1, emitido pela Autoridade Aeronáutica Americana aos 8 de Março de 2016 e válido até 31 de Março de 2017 o piloto encontrava-se em condições psico-fisiológicas adequadas para o exercício da sua actividade aérea.

Até à data do acidente, o piloto voou em aeronaves do tipo Bell, modelos 205, 206, 407, 427 e 430, MI8, Eurocopters EC120 e AS350,

MD 500/600, BK117, PUMA SA330, Oryx SA332, Squirrel B2 AS350, Squirrel B3 AS350, Enstron 480, Alouette III e R44.

Possuía uma larga experiência de voo de aproximadamente dez mil, setecentas e onze horas e quarenta e oito minutos (10711:48) de horas totais de voo e acumulava no tipo de aeronave envolvida (Bell430) aproximadamente mil e uma horas e seis minutos (1001:06) horas de voo.

Quanto à experiência de voo e as horas voadas como piloto e de acordo com as declarações prestadas por outros pilotos e técnicos que conheceram o tripulante em vida, a Comissão de Investigação considerou que o mesmo (piloto) possuía uma larga e boa experiência.

2.3.2 Pessoal Navegante de Cabine (PNC)

Não aplicável para o tipo de aeronave sinistrada, pelo facto do número de assentos ser inferior a dezanove (19).

2.3.3 Desempenho do Piloto

Os tempos e serviços de voo, incluindo os períodos de descanso do tripulante envolvido estavam de acordo com a classe e o tipo de serviço afecto, dentro das normas e recomendações nacionais e internacionais vigentes.

O tripulante apresentava adequadas condições psico-fisiológicas para a realização do voo e a Comissão de Investigação não identificou qualquer deficiência na actuação psicomotora do único piloto, que tivesse contribuído na ocorrência do acidente.

2.4 FACTOR MATERIAL

De acordo com os dados em posse da Comissão de Investigação, a aeronave envolvida estava devidamente certificada, possuía toda a documentação técnica exigida, incluindo o certificado de navegabilidade válido para o tipo de operação para a qual estava sendo explorada em Angola.

A Comissão de Investigação considerou o programa de manutenção e os Checks disponibilizados pelo operador Heli Malongo adequados para o tipo de aeronave envolvida, incluindo o seu peso e centragem da

aeronave à descolagem dentro dos limites recomendados para o tipo de aeronave sinistrada.

Não obstante a ausência de evidências de anomalias de operação da aeronave e de mau funcionamento dos seus sistemas e dos dois motores ao longo da trajetória do voo, desde a descolagem até ao local do despenhamento, e levando em consideração também a ausência de reportes do piloto sobre eventuais emergências em voo, conforme constante dos anexos VI e VII sobre os registos do gravador de voo (CVR/FDR) e das duas Unidades de Controlo de Motores (ECU), a Comissão de Investigação, baseando-se nos resultados dos testes metalográficos feitos a alguns componentes do rotor principal, conforme ilustrado no anexo VIII, validou a hipótese da falha material caracterizada por quebra do gancho de segurança do passo da pá cor de laranja do rotor principal em questão.

As pesquisas dos destroços e das evidências no local do acidente indicaram, que o primeiro contacto da aeronave com as águas do mar foi através da parte frontal, tendo em seguida os destroços espalhados numa área de aproximadamente trezentos (300) metros do local do impacto da aeronave sinistrada.

Pelas evidências das constatações feitas no local do acidente, conforme ilustrado nos retratos fotográficos dos destroços contantes do Anexo II ao presente relatório, a Comissão de Investigação estabeleceu que em consequência do impacto com as águas do mar, a aeronave sofreu danos que a tornaram irrecuperável e todos os ocupantes sofreram traumas que resultaram em lesões fatais.

2.5 FACTOR OPERACIONAL

O fundamento analítico do factor operacional foi baseado nos aspectos relacionados com a meteorologia, infra-estruturas, aspectos operacionais, coordenação do tráfego e o desempenho da aeronave desde a descolagem do heliporto da Base do Malongo até ao local do despenhamento.

2.5.1 Aspectos meteorológicos

De acordo com os dados constantes do quadro 2 e do boletim meteorológico “StormGeo” da Base do Malongo ilustrado no anexo V, a

Comissão de Investigação estabeleceu que as condições meteorológicas do tempo significativo do dia 26 de Setembro de 2016 no heliporto da Base do Malongo e em toda a região sobrevoada pela aeronave D2-EYI, incluindo a plataforma petrolífera do destino (Tombua-Landana) eram boas e satisfatórias para a realização do voo em condições meteorológicas visuais (VMC).

2.5.2 Infra-Estrutura

O voo da aeronave D2-EYI teve como suporte a rádio de comunicação em VHF do heliporto da Base de Malongo e as estações de rádio VHF dos serviços de informação de voo (despacho) das plataformas Tombua-Landana e West Tucana.

Durante o voo, foram estabelecidas comunicações via rádio entre a aeronave e as plataformas Tombua-Landana e West Tucana, para a confirmação das horas estimadas de chegada aos referidos destinos.

O local do acidente situa-se numa altitude do nível médio das águas do mar no offshore do campo petrolífero do Malongo, Província de Cabinda, localizado na latitude de 5°29'9".91"S e longitude de 12°09'.99"E, caracterizado por uma área do oceano atlântico, que dista dezasseis milhas náuticas (16 NM) do heliporto de partida (heliporto da base do Malongo) e por uma profundidade de aproximadamente cento e quinze (115) pés.

2.5.3 Aspectos Operacionais

A Comissão de Investigação considerou o peso da aeronave à descolagem dentro dos limites recomendados para o tipo de aeronave sinistrada, incluindo a centragem que foi avaliada com base nos dados obtidos sobre o assunto.

Pelos factos e circunstâncias presentes no processo de investigação, foi estabelecido que os aspectos operacionais do ponto de vista do desempenho do único tripulante não tiveram qualquer contribuição para o despenhamento da aeronave sinistrada.

2.5.4 Coordenação do Tráfego

A coordenação do tráfego do voo do acidente contou com o apoio dos serviços de informação de voo (despacho) do heliporto da Base do Malongo, das plataformas Tombua-Landana e West Tucana.

Este facto possibilitou o controlo e o contacto permanente da aeronave com as plataformas petrolíferas em questão até ao momento da perda de comunicações e da sua visualização (possível momento do despenhamento) no sistema de monitoramento de voos “Sky Connect” da plataforma da base do Malongo, que aconteceu às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38).

2.5.5 Desempenho da Aeronave Durante o Voo do Acidente

Analisando os dados e informações constantes dos registos do gravador de voo, que estava instalado na aeronave (CVRFDR), relativamente ao desempenho da aeronave durante o voo do acidente, a Comissão de Investigação estabeleceu que, desde a descolagem da aeronave até ao momento do despenhamento da mesma, não foram registados quaisquer reportes de situações de emergência, que pudessem pôr em causa os requisitos técnico-operacionais da aeronave em referência.

2.6 REGISTOS DE DADOS E INFORMAÇÕES DO VOO DO ACIDENTE

Durante o processo de investigação, a Comissão nomeada para o efeito estabeleceu que a aeronave sinistrada estava equipada com um dispositivo de registo do tipo CVRFDR constituído por dois módulos de registos áudio (CVR) e paramétrico (FDR), que continham, além de outros registos, os relacionados com o voo do acidente.

De acordo com os dados e as informações registadas, foi estabelecido o seguinte:

- 1) O voo do acidente consta dos registos como sendo o último evento com uma duração de aproximadamente quinze (15) minutos;
- 2) Validação dos registos áudios como sendo da voz do tripulante da aeronave sinistrada, incluindo sons e ruídos do cockpit e do ambiente externo captados pelo microfone de área do cockpit;

- 3) Determinação das margens temporais dos registos das comunicações entre o tripulante, os serviços de informação de voo e outras aeronaves em voo, através da correlação entre as informações registadas no módulo de gravação da voz (CVR) e no microfone do módulo de gravação dos dados de voo (FDR);
- 4) Confirmação e validação das margens temporais de execução dos procedimentos operacionais pelo piloto e do desempenho da aeronave durante o voo do acidente, com maior incidência para os seguintes momentos:
 - a) Solicitação, pelo tripulante, da autorização para o lançamento dos motores às quinze horas e dezassete minutos (15:17);
 - b) Lançamento do primeiro e do segundo motores às quinze horas e dezoito minutos (15:18) e às quinze horas e vinte minutos e quarenta e dois segundos (15:20:42), respectivamente, com o registo de parâmetros como a temperatura dos gases de exaustão $EGT_{(1,2)} \approx 500^{\circ}\text{C}$, potência das turbinas $NDS_{(1,2)} \approx 60\%$ rpm, torque $NDS_{(1,2)} \approx 20\%$ e temperatura do óleo das caixas de engrenagem $t_{MGB(1,2)} \approx 22^{\circ}\text{C}$;
 - c) Descolagem da aeronave do heliporto da Base do Malongo, às quinze horas e vinte e três minutos (15:23), situado a uma altitude de aproximadamente $H \approx 420$ pés;
 - d) Dois minutos após a descolagem, a aeronave realizou a primeira curva à direita ao cruzar a altitude de aproximadamente 600 pés, com uma velocidade indicada de $V_i \approx 62,5$ kts, rumo magnético HDNG $\approx 230^{\circ}$, aceleração vertical $V_{TA} \approx 1,2$ g, temperatura dos gases de exaustão $EGT \approx 700^{\circ}\text{C}$, potência das turbinas $NDS_{(1,2)} \approx 100\%$ rpm, torque $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$, temperatura do óleo das caixas de engrenagem $t_{MGB(1,2)} \approx 32^{\circ}\text{C}$;
 - e) Três minutos e trinta e sete segundos depois da descolagem, a aeronave alcançou a altitude de aproximadamente 1200 pés, com uma velocidade indicada de $V_i \approx 125$ kts, rumo magnético HDNG $\approx 230^{\circ}$, aceleração vertical $V_{TA} \approx 1,0$ g, temperatura dos gases de exaustão $EGT \approx 700^{\circ}\text{C}$, potência das turbinas $NDS_{(1,2)}$

$\approx 100\%$ rpm, torque $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$, temperatura do óleo das caixas de engrenagem $t_{MGB(1,2)} \approx 37^{\circ}\text{C}$;

- f) Sete minutos após a descolagem, já na altitude de aproximadamente 1500 pés, a aeronave reportou para uma outra de matrícula D2-EYS, que se encontrava também em voo, informações relacionadas com as condições meteorológicas no local de partida e nas áreas sobrevoadas, tendo sido mantidos inalteráveis os principais parâmetros do desempenho da aeronave;
 - g) Realização, via rádio, no intervalo das quinze horas e trinta minutos (15:30) às quinze horas e trinta e quatro minutos (15:34), de várias chamadas pelo tripulante às plataformas de destinos, quando reportou as estimativas dos tempos das respectivas chegadas;
 - h) Interrupção do funcionamento do módulo de gravação da voz de cabine ocorrido às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38) por falta da corrente eléctrica de alimentação, assumindo ser o momento do despenhamento.
- 5) Adicionalmente aos registos dos dois módulos do gravador de voo (CVR/FDR), também foram alvos de uma análise direccionada os registos das duas Unidades de Controlo dos Motores (ECU), que não revelaram indícios de um eventual mau funcionamento dos dois motores.

2.7 PROFISSIONALISMO DO PILOTO

Analizando as evidências constatadas sobre o profissionalismo do tripulante, incluindo os vários pronunciamentos dos pilotos e de outros técnicos que conheciam o mesmo, a Comissão de Investigação estabeleceu o seguinte:

- 1) O piloto tinha uma larga experiência de voo e apresentava qualidades de um profissional com conhecimentos credíveis na sua área de actuação como pessoal navegante técnico (PNT);
- 2) Relativamente ao caso específico do voo do acidente em análise, o tripulante observou os procedimentos estabelecidos para as

operações de voos diurnos em condições meteorológicas visuais, aderindo, desta forma, a filosofia de segurança operacional;

- 3) O tripulante observou, de forma eficiente e profissional, as técnicas de gestão dos recursos de cabine, mantendo um perfil de voo seguro e estabilizado desde a descolagem até ao momento do acidente (despenhamento da aeronave).

3 CONCLUSÃO

3.1 FACTOS

A partir dos resultados da análise efectuada sobre as evidências do acidente, a Comissão de Investigação estabeleceu, para o presente processo de investigação, os seguintes factos:

- 1) A aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, operada pela Heli Malongo, não atingiu o seu objectivo durante o voo pretendido no percurso Base do Malongo/Tombua-Landana offshore, devido ao seu despenhamento num local de águas do mar a uma distância de dezasseis (16) milhas náuticas da Base do Malongo, que resultou em lesões fatais ao piloto e aos cinco (5) passageiros e na destruição total da aeronave sinistrada;
- 2) Os parâmetros do desempenho da aeronave, após o lançamento dos motores foram considerados dentro dos níveis aceitáveis do ponto de vista técnico-operacional.
- 3) A descolagem da aeronave para realizar o voo no percurso pretendido aconteceu às quinze horas e vinte e três minutos do dia 26 de Setembro de 2016 no heliporto do Malongo, localizado a uma altitude de aproximadamente 420 pés do nível médio das águas do mar;
- 4) Na condução da aeronave estava um piloto, que na prática é considerada de tripulação mínima permitida para o tipo de aeronave sinistrada;
- 5) Durante o voo do acidente, o piloto efectuou vários reportes relacionados com o desempenho da aeronave, as condições meteorológicas do local da descolagem e as estimativas dos tempos de chegadas às plataformas dos destinos pretendidos.

- 6) O último contacto da aeronave com os serviços de informação de voo (despacho) da plataforma Tombua-Landana ocorreu às quinze horas e trinta e um minutos, quando informou sobre a estimativa da hora de aterragem na referida plataforma;
- 7) Segundo as informações dos serviços de informação de voo da Base do Malongo, às quinze horas e trinta e oito minutos (15:38) a aeronave D2-EYI deixou de ser visualizada no sistema de monitoramento de voo “Sky Connect”, presumindo ser o momento do despenhamento da aeronave sinistrada;
- 8) Para o grupo do factor humano, foi estabelecido o seguinte:
 - a) O tripulante estava devidamente qualificado e certificado pelas autoridades aeronáuticas americana e angolana e possuía a respectiva licença de qualificação e o certificado de aptidão física válidos para a realização da missão pretendida;
 - b) Ausência de evidências sobre eventuais condições físico-patológicas que pudessem interferir ou mesmo afectar o desempenho do piloto durante o voo do acidente;
 - c) Nas quarenta e oito horas que antecederam o acidente não foi registado qualquer evento que pudesse ter interferido no desempenho do tripulante;
 - d) A investigação do factor humano considerou o tripulante em condições fisiológicas e psicológicas adequadas para a realização do voo;
 - e) O resultado do material de análise do desempenho do piloto considerou eficiente a sua actuação como tripulante, tendo observado os procedimentos técnico-operacionais previstos para o tipo da missão e consequentemente o cumprimento da doutrina operacional.
 - f) Com base nas informações e nos dados constantes do material de pesquisa e análise do presente processo, a Comissão de Investigação afastou qualquer hipótese de uma possível contribuição do factor humano na ocorrência do acidente.
- 9) Para o grupo factor material foi estabelecido o seguinte:

- a) A aeronave sinistrada estava devidamente certificada e possuía toda a documentação técnica exigida, incluindo o certificado de navegabilidade válido, para o tipo de operações para as quais estava sendo explorada em Angola;
 - b) A manutenção e as revisões da aeronave foram consideradas adequadas e dentro das recomendações estabelecidas pelo fabricante para o tipo e modelo de aeronave envolvida;
 - c) Não obstante a aeronave ter sido considerada devidamente certificada, possuir toda a documentação técnica exigida para sua exploração em Angola e a manutenção ter sido considerada adequada, o material dos testes metalográficos submetidos a alguns componentes do rotor principal da aeronave revelaram a presença de corrosão no gancho de segurança do passo da pá cor de laranja do rotor principal em referência, que resultou na sua quebra por fadiga material;
 - d) Por outro lado, os resultados dos testes em referência revelaram também a diminuição da quantidade necessária da massa de lubrificação do rolamento universal do gancho do passo da pá cor de laranja, devido ao excesso de temperatura do corpo de protecção do rolamento em referência, que resultou na sua calcinação, tendo, desta forma, dificultado a livre movimentação do gancho de segurança do passo da pá em questão, que ficou submetido a vibrações e sobrecargas de forças internas e externas;
 - e) Com base nas informações e nos dados constantes do material de pesquisa e análise do presente processo, a Comissão de Investigação concluiu que o factor material teve uma contribuição significativa na ocorrência do acidente.
- 10) Para o grupo factor operacional foi estabelecido o seguinte:
- a) As cartas meteorológicas do tempo significativo visualizado no boletim “StormGeo”, no dia 26 de Setembro de 2016, indicavam boas condições meteorológicas no heliporto da Base de Malongo e em toda a região sobrevoada pela aeronave sinistrada;

- b) Todas as rádios de comunicação em VHF do heliporto da Base de Malongo, incluindo as estações de rádio dos Serviços de Informação de Voo (Despacho) das plataformas Tombua-Landana e West Tucana encontravam-se operativas e as suas comunicações estavam sendo recebidas por todas as aeronaves que sobrevoaram as respectivas áreas no dia do acidente;
- c) O peso e a centragem, no momento da decolagem da aeronave do heliporto da Base do Malongo, foram considerados dentro dos limites recomendados para o tipo de aeronave sinistrada;
- d) A coordenação do tráfego do voo do acidente contou com o apoio dos Serviços de Informação de Voo (despacho) do heliporto da Base do Malongo e das plataformas petrolíferas do Tombua-Landana e West Tucana;
- e) A decolagem da aeronave, para realizar o voo do acidente, aconteceu às quinze horas e vinte e três minutos (15:23) no heliporto de partida (Base do Malongo), situado a uma altitude de aproximadamente 420 pés;
- f) Às quinze horas e vinte e cinco minutos, a aeronave realizou a primeira curva à direita ao cruzar a altitude de aproximadamente 600 pés, tendo sido registados os seguintes parâmetros:
- Velocidade indicada, $V_i \approx 62,5$ kts;
 - Rumo magnético, HDNG $\approx 230^\circ$;
 - Aceleração vertical, $V_{TA} \approx 1,2g$;
 - Temperatura dos gases de exaustão, EGT $\approx 700^\circ\text{C}$;
 - Potência das turbinas $NDS_{(1,2)} \approx 100\%$ rpm;
 - Torque $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$; e
 - Temperatura do óleo das caixas de engrenagem $t_{MGB(1,2)} \approx 32^\circ\text{C}$.

- g) Às quinze horas e vinte e seis minutos e trinta e sete segundos, a aeronave alcançou a altitude de 1200 pés, tendo mantido inalterados os valores dos principais parâmetros, com exceção da velocidade indicada, do torque e da temperatura do óleo das caixas de engrenagem que registaram um incremento de até $V_i \approx 125$ kts, $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$; e $t_{MGB(1,2)} \approx 37^\circ\text{C}$, respectivamente;
- h) No intervalo das quinze horas e trinta minutos às quinze horas e trinta e quatro minutos, a aeronave sinistrada manteve contactos com a aeronave D2-EYS, que se encontrava também em voo e com as plataformas petrolíferas de destinos (Tombua-Landana e West Tucana), reportando as condições meteorológicas do local de partida e das áreas sobrevoadas e as estimativas das horas de chegada;
- i) Às quinze horas e trinta e oito minutos, foi registada a interrupção do funcionamento dos dois módulos (CVR e FDR) do gravador de voo por falta de corrente eléctrica de sua alimentação, assumindo-se ter sido o momento do despenhamento da aeronave, onde foram registados os seguintes parâmetros:
- Velocidade indicada, $V_i \approx 125$ kts;
 - Rumo magnético, $HDNG \approx 230^\circ$;
 - Aceleração vertical, $V_{TA} \approx 1,0g$;
 - Temperatura dos gases de exaustão, $EGT \approx 700^\circ\text{C}$;
 - Potência das turbinas $NDS_{(1,2)} \approx 100\%$ rpm;
 - Torque $NDS_{(1,2)} \approx 65\%$; e
 - Temperatura do óleo das caixas de engrenagem $t_{MGB(1,2)} \approx 37^\circ\text{C}$.
- j) Com base nas informações e nos dados constantes do material de pesquisa e análise do presente processo, a Comissão de Investigação afastou qualquer hipótese de uma possível contribuição do factor operacional na ocorrência do acidente.

3.2 PROVÁVEL CAUSA DO ACIDENTE

Pelos factos presentes no processo de investigação, a Comissão de Investigação estabeleceu que a provável causa do acidente foi a quebra do gancho de segurança do passo da pá cor de laranja.

Foram identificados os seguintes quatro principais factores contribuintes na ocorrência do acidente em análise:

- 1) Presença de corrosão no gancho de segurança do passo da pá cor de laranja do rotor principal, que resultou na sua quebra por fadiga material;
- 2) Diminuição considerável da quantidade de massa de lubrificação do rolamento universal, provocada por excesso de temperatura do corpo de protecção das esferas do rolamento em referência;
- 3) Deficiente movimentação do gancho do passo da pá cor de laranja, resultante da calcinação das esferas do rolamento universal do gancho em referência;
- 4) Presença de vibrações e sobrecargas resultantes da deficiente movimentação do gancho do passo da pá cor de laranja em questão.

4 RECOMENDAÇÕES

4.1 O Operador Heli Malongo deverá:

- 1) Melhorar os mecanismos de interacção com os fabricantes de aeronaves que operam em Angola sob sua responsabilidade, visando a constante actualização de informações relacionadas com os procedimentos de manutenção e/ou reparação das aeronaves em questão;
- 2) Melhorar as estratégias e os mecanismos de garantia de qualidade dos seus serviços de manutenção e engenharia, incluindo dos serviços técnicos terceirizados;
- 3) Dotar o seu pessoal responsável, das diferentes áreas de manutenção e engenharia, de capacidade técnico-profissional aceitável para a eficiente monitorização dos trabalhos técnicos;

- 4) Melhorar os mecanismos da cultura de realização de encontros de concepção de estratégias para o início da execução dos trabalhos planificados (briefings) e de avaliação do desempenho dos técnicos no final de cada tipo de trabalho (debriefings);
- 5) Conceber e implementar instrumentos de registo e controlo da efectividade dos especialistas seleccionados para a execução de determinados trabalhos técnicos, incluindo o carácter imperativo de assunção das responsabilidades pelos mesmos através das respectivas assinaturas.

4.2 A Bell Helicopter deverá:

- 1) Rever, em termos funcionais, o esquema do projecto do gancho de segurança do passo das pás do rotor principal das aeronaves do tipo Bell, modelos Bell430, de seu fabrico;
- 2) Avaliar e, se possível, rever os procedimentos de inspecção e manutenção relacionadas com a operação e substituição dos componentes do rotor principal, em particular para os ganchos de segurança dos passos das pás do rotor principal e os respectivos rolamentos universais;
- 3) Rever, em termos de segurança operacional, as suas recomendações emitidas sobre os requisitos a serem observados com relação às margens temporais (10.000 h) estabelecidas para a substituição dos ganchos de segurança dos passos das pás dos rotores principais de aeronaves do tipo Bell, modelo Bell430;
- 4) Conceber instrumentos de carácter imperativo, que obriguem a realização, em períodos de tempos determinados, testes não destrutivos (NDT) aos ganchos de segurança dos passos das pás dos rotores principais das aeronaves do tipo Bell, modelo Bell430;
- 5) Emitir recomendações de segurança aos operadores de aeronaves Bell430, que viabilizem a identificação de eventuais evidências de mau funcionamento dos rolamentos universais, estabelecendo também as respectivas margens de tolerância em função dos valores das deficiências identificadas.

4.3 O Instituto Nacional da Aviação Civil (INAVIC) deverá:

- 1) Proceder ao controlo mais eficaz dos programas de manutenção do operador Heli Malongo;
- 2) Aperfeiçoar os mecanismos de supervisão do estado técnico operacional das aeronaves do tipo Bell, modelo Bell430;
- 3) Proceder ao controlo e supervisão contínua dos requisitos curriculares do pessoal técnico empregue pelo operador Heli Malongo, na manutenção e engenharia das aeronaves que operam em Angola sob responsabilidade do operador em questão;
- 4) Programar, num curto espaço de tempo possível, uma auditoria às áreas operacionais do operador Heli Malongo, visando aferir a sua capacidade técnico-operacional instalada quanto ao cumprimento dos requisitos de exercício da sua actividade aérea.

COMISSÃO DE INVESTIGAÇÃO DO ACIDENTE, Em Luanda, aos 28 de Agosto de 2018.

A COMISSÃO DE INVESTIGAÇÃO

1. Luís António Solo (GPIAA) – Coordenador
2. Nunda de Carvalho (Operador da HM)
3. Artur Custodio (Assistente do Operador)

5 - ANEXOS

ANEXO I
DESPACHO DE NOMEAÇÃO DA COMISSÃO DE INVESTIGAÇÃO



REPÚBLICA DE ANGOLA
MINISTÉRIO DOS TRANSPORTES
GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS

DESPACHO Nº 002/GPIAA/GAB.DIR/18

Tendo-se constatado algumas dificuldades no prosseguimento dos trabalhos do processo de investigação do acidente ocorrido a 26/09/2016 em Cabinda, que envolveu a aeronave do tipo Bell, modelo Bell430, matrícula D2-EYI, propriedade do Operador Aéreo Heli Malongo, e

Havendo necessidade de se ultrapassar tais dificuldades, por forma a se conseguir o desfecho do processo em questão, é revogado o despacho nº 003/GPIAA/GAB.DIR/16, datado de 21/10/2016, cuja cópia em anexo, e constituída uma Comissão de Investigação composta pelos seguintes elementos:

- **Luís António Solo – Coordenador;**
- **Domingos Nunda de Carvalho – Operador;**
- **Artur Custódio - Assistente do Operador.**

A Comissão ora criada deverá, num prazo de seis (6) meses, a contar da presente data, apresentar o relatório final sobre a ocorrência em causa.

CUMPRASE

GABINETE DO DIRECTOR DO GPIAA, Em Luanda, aos 23 de Maio de 2018.-

O DIRECTOR NACIONAL

LUÍS ANTÓNIO SOLO



Rua Miguel de Melo nº 96, 6º Andar, Tel.: 244 222 391186, Fax: 244 222 391596 - Luanda - República de Angola

ANEXO II

**RETRATOS FOTOGRÁFICOS DOS DESTROÇOS DA AERONAVE
SINISTRADA**



Figura 1 – Detalhes Sobre a Operação de Recuperação dos Destroços da Aeronave D2-EYI, no Local do Acidente



Figura 2 – Detalhes Sobre os Meios Utilizados na Recuperação dos Destroços da Aeronave D2-EYI



Figura 3 – Alguns Detalhes Sobre os Danos da Pá Cor de Laranja da Aeronave D2-EYI



Figura 4 – Alguns Detalhes Sobre os Destroços do Sistema de Propulsão da Aeronave D2-EYI



Figura 5 – Alguns Detalhes dos Destroços da Cauda da Fuselagem da Aeronave D2-EYI



Figura 6 – Detalhes Sobre o Veio de Transmissão do Rotor Traseiro Desintegrado da Aeronave D2-EYI



Figura 7 – Detalhes Sobre a Reconstituição da Aeronave D2-EYI Após o Acidente



Figura 8 – Rotor Principal e Caixa Principal de Engrenagens da Aeronave D2-EYI

ANEXO III

INFORMAÇÃO SOBRE OS TESTES E EXAMES TOXICOLÓGICOS

V&M Analytical Toxicology Laboratory Services (Pty) Ltd

83 Victoria Street, George, 6529 • PostNet Suite 254, P. Bag X6590, George, 6530
Tel: +27 (0) 44 874 8484/ 873 4153 • Fax: +27 (0) 86 725 8919
Mobile: +27 (0) 82 520 2210/ +27 (0) 82 775 6932
Accurate • Reproducible • Cost effective • **RESULTS** • On time-Every time



CONFIDENTIALITY CAUTION

This message is intended only for the use of the individual or entity to which it is addressed and contains information that is privileged and confidential. If the reader of this message is not the intended recipient, you are hereby notified that any dissemination, distribution or copying of this communication is strictly prohibited. If you have received this communication in error, please notify us immediately by telephone and return the original message to us at the address above at our cost.

Test Report

Date	03 August 2017	Report	170803 VM11238
To	INTERNATIONAL SOS	Samples Received	14 July 2017
Contact Person	Dr Clyde Green-Thompson Medical Director Occupational Health Southern Africa Region	Tel. No.	+27(0)11 541 1453
Email	clvde.green-thompson@internationalsos.com	Fax No.	

Description of sample(s) received:

V&M No.	Patient/ Deceased	Sample	Container
VM11238/1	N/A (see Fig 1)	Liver (section)	Plastic screw cap cup

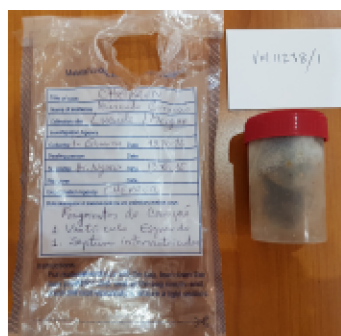


Figure 1 Sample and package

Sample condition upon arrival:

The sample was securely packaged within a polystyrene cooler box. The sample was received frozen.

Analysis requested: Forensic drug testing on post-mortem tissue stored in formalin (see below)

Date tested: 2017-08-01

Test method(s): LC-MS/MS

Analysis results:

Comprehensive drugs of abuse screen No.1 by LC-MS/MS	VM11238/1
Methaqualone (Mandrax)	Negative
Amphetamine	Negative

V&M Analytical Toxicology Laboratory Services (Pty) Ltd

83 Victoria Street, George, 6529 • PostNet Suite 254, P. Bag X6590, George, 6530
 Tel: +27 (0) 44 874 8484/ 873 4153 • Fax: +27 (0) 86 725 8919
 Mobile: +27 (0) 82 520 2210/ +27 (0) 82 775 6932
 Accurate • Reproducible • Cost effective • **RESULTS** • On time-Every time



Comprehensive drugs of abuse screen No.1 by LC-MS/MS	VM11238/1
Methamphetamine (tik)	Negative
Ephedrine	Negative
Methcathinone	Negative
Methylenedioxyamphetamine (MDMA)	Negative
Methylenedioxyamphetamine (MDA)	Negative
Methylenedioxy-N-ethylamphetamine (MDEA)	Negative
Cocaine and benzoylecgonine	Negative
THC (Cannabis)	Negative
Heroin	Negative

Conclusion

The test conducted did not yield any positive results for the analytes tested

Should you have any queries about the test results, please contact V&M-ATLS.

Kind regards

V. R. Schillack (Pr. Sci. Nat.)

*This report relates to the specific sample(s) tested as identified herein. It does not imply V&M-ATLS approval of the quality of the samples in question and the test results do not apply to any similar sample(s) that has (have) not been tested.
 This report may not be reproduced, except in full, with the written approval of V&M-ATLS. The acceptance of the sample for test and the issuing of a test report are subject to V&M-ATLS conditions of test. This document is available on request.*

ANEXO IV

INFORMAÇÃO SOBRE A ÚLTIMA INSPECÇÃO DE 450 HORAS (EVENTO 9)



Heli-Malongo Task Card: **161616-69**

Aircraft: D2-EYI	S/N: 40102	Template: B430	Customer: HM - HELI-MALONGO
-------------------------	-------------------	-----------------------	------------------------------------

Task ID: 0500-500 Log Entry	DEM Ref.: SCHEDULED
Description: Progressive Inspection Event 9.	
ATA: 05-00-00 PERIODIC INSPECTIONS	Pos. Path: 00: NullZone
Pty: --	S/N: --
Document: 430 Flightline Compl	Descr: --
Triggered by: --	Check: 0500-500 Phase

Skill Req.: MECHANICAL	Shop Est.: 0.00 H	Created: 2016-09-24
Base: MAL	Due At: --	DUE: --

Task Description:

*Progressive Inspection Event 9.

Corrective Action:

Complied with Progressive Inspection Event #9 L.A.W. BHT 430 NM Chapter 05-00-00, Rolls Royce 250 C40B MM and Heli Malongo Maintenance Publications

	Part Number	Serial Number	Description	Batch #
OFF				
ON				
OFF				
ON				

Log: 00 / 21	HRS	CYCS	LDGS	ENG1CYCS	ENG2CYCS
Date: 2016-09-24	10,079.2	41,420	41,420	10,447.00	10,452.00

☒ Work complete	Signature:  License:  Date: 24 SEP 2016
☒ Required independent inspection completed as per applicable maintenance standards.	Signature:  License:  Date: 24 SEP 2016
☒ "The maintenance described above has been performed in accordance with the applicable standards of airworthiness." AND:	Signature:  License:  Date: 24 SEP 2016



CHECKED Printed: 2016-09-24 23:27
26 SEP 2016
ENG-008
AIRWORTHINESS CONTROL

BELL 430
DAILY SERVICEABILITY CHECK

Name: NZAU / Jerry Date: 23 Sep 2016 Aircraft # D2 - EYI

ENGINE SECTION

1	Check both engines for general condition, security of engine mounts. Check impellers for F.O.D. and dirt accumulation. Check all lines, accessories and connections for chafing, security, and check for fuel or oil leaks. If installed, check IBF filters and components for condition and security.	INITIAL
2	Check outer combustion case for cracks, especially weld seams near igniter, dummy plugs, drain valves, fuel nozzle bosses, and adjacent areas.	INITIAL
3	Check engine fluid levels, oil filter bypass indicators, scavenge oil filter bypass indicators, and fuel filter bypass indicators for bypass.	INITIAL
4	Check oil cooler blowers for condition and security and oil coolers for condition and evidence of leakage. Check condition of cooler drive shaft and couplings and surrounding area.	INITIAL
5	Check engine main drive shafts for condition and evidence of overheating.	INITIAL
6	Check that no loose items, rags, etc. are in the intake areas and check condition of the intake screens, IBF filters.	INITIAL
7	Check the engine fire bottles for proper charge. Check plumbing and wiring for condition and security.	INITIAL

MAIN GEARBOX - MAIN ROTOR HEAD & BLADES

1	Ensure transmission oil level is in normal range. Check for evidence of oil leaks and check sight glass for condition.	INITIAL
2	Check condition and security of lift links, fluid isolators, and fittings. Check all wiring and plumbing in this area.	INITIAL
3	Check rotor brake fluid level and brake components for condition, security and evidence of leakage, overheating.	INITIAL
4	Check tail rotor drive coupling for condition or evidence of grease leakage. Check temperature strips for evidence of overheating as indicated by black dots.	INITIAL
5	Check swash plate levers and swash plate drive assembly for bearing wear, condition and security.	INITIAL
6	Check Main Rotor Hub, upper and lower static stops, main rotor attachment bolts and pitch links for security and condition. Check that all hardware is secure and properly safetied.	INITIAL
7	Check main rotor blades for overall condition. Pay special attention to areas around trim tabs for skin cracks.	INITIAL
8	Check fluidlastic dampers for condition, security and leakage.	INITIAL
9	Check hydraulic filter bypass indicators, hydraulic pump, servos and lines for leaks and condition.	INITIAL
10	Purge Lubricate Main Rotor PC links with grease MIL -G-81322 (Grease 28)	INITIAL
11	Check condition and security of inlet fairings and forward upper fairings. Make sure all attaching hardware is tight.	INITIAL

FUSELAGE

1	Check baggage compartment for condition, fuel leaks and electrical panel for security. Check baggage door hinges, switch, and smoke detector for condition.	INITIAL
2	Check condition, security and due dates of all installed emergency equipment, survival kit, life vest, life raft, first aid kit and fire extinguishers.	INITIAL
3	Check operation and security of the position lights and anti-collision light.	INITIAL
4	Check overall fuselage for security of access panels, nose compartment, antennas, float panels and float bottle. Check overall condition and security of windshield, doors and windows.	INITIAL
5	Check pitot tubes and static ports for condition and being clear.	INITIAL
6	Check float bottle for proper pressure in accordance with the pressure limit chart. Pressure <u>3100</u> PSI	INITIAL
7	Check skid gear for security and condition. Check cross tubes and saddles for shifting.	INITIAL
8	Check left and right wings for condition and evidence of fuel leaks. Check wing tip fairings for security.	INITIAL
9	If installed check condition and operation of cargo hook. <u>N/A</u>	INITIAL
10	Check LH and RH forward float assemblies for condition and security. Check that snaps are all in place and secure.	INITIAL
11	Check Maintenance Log, Journey log, MELMDF & MDF for any due inspection and maintenance items or open Write ups. Check Airworthiness Certificate for condition.	INITIAL

LIFE RAFT INSTALLATION

1	Check security of external release handle and cover. Check internal release lever for locked position and engagement of life raft container hooks. Check life raft inspection due date markings on cover.	INITIAL
2	Check that the life raft release lever safety pin is fully engaged, the red pennant is attached and the breakable cover is intact with no visible damage.	INITIAL
3	Check that the life raft securing line is attached to the tie-down ring.	INITIAL
4	Check that the dam is secured to the plug and is not damaged.	INITIAL

TAIL BOOM

1	Check condition and security of driveshaft cover, horizontal stabilizer, and auxiliary vertical fins.	INITIAL
2	Check tail rotor actuator for leaks.	INITIAL
3	Check tail rotor hub, blades, pitch change control links, and all bearings for condition and security.	INITIAL
4	Check tail rotor gearbox oil level and for evidence of oil leakage. Check sight glass for condition.	INITIAL
5	Check condition and security of tail rotor guard, tail skid, and vertical fin.	INITIAL
6	Lubricate Tail Rotor Output Shaft Wear Sleeve with WD40.	INITIAL
7	Inspect the Gas Detector for condition and check count down counter for expiry, depicted by the hour glass symbol on the respirator. Replace if expired. (see Maintenance Memo Helicopter 021.)	INITIAL
8	Inspect the Respirator for condition and expiry date. Replace if expired. (see Maintenance Memo Helicopter 021.)	INITIAL
9	Sign off DSC in the A/C Journey log in the Action Taken section with name, certificate type number, ACTT and date.	INITIAL

BHT-430-MM-2

Bell Helicopter
A Textron Company

NOTES

- 1 Purge lubricate.
- 2 Special lubrication requirements.
 - a. After each day of operation in rain showers or snow or after washing helicopter, all exposed control bearings should be purge lubricated to remove trapped moisture and make sure that a lube film is applied to susceptible surfaces.
 - b. Parking helicopter outside in a heavy dew environment requires that all exposed control bearings be purge lubricated every 7 days to make sure that no voids exist that could trap moisture.
 - c. If helicopter is stored for a period in excess of 45 days without operation, or service, purge lubricate all bearings.
- 3 Lubricate more frequently if conditions warrant.
- 4 The grease 204-040-755-005 has a 4-year shelf life/expiration date. Expiration date is determined by adding 4 years to the manufacturing date marked on the grease tube. If grease is used from more than one tube, and if the tubes have different manufacturing dates, then the expiration date shall be calculated as noted above using the earliest manufacturing date. An assembled component that is not put into service prior to the expiration date of the grease used during assembly, must be re-greased prior to installation on a helicopter.
- 5 Service the tail rotor blade feathering bearings every 6 hours of operating time when operating in temperatures of -10°C (14°F) or colder. Clean the tail rotor blade in the area adjacent to the bearings, but do not clean the ball surface. While you move the tail rotor from full left to full right position, spray the ball surface until wet with lubricating oil per MIL-PRF-6085, but do not flush the bearing or cause substantial runoff. Lubricating oil per MIL-PRF-6085 should be applied, as required, after helicopter washing.
- 6 Lubricate bearing(s) until clean grease purges from the seals on both sides of bearing.
- 7 Grease MIL-G-25013 has a 3-year shelf life expiration date. Expiration date is determined by adding 3 years to the manufacturing date marked on the grease container.
- 8 Collect the grease that comes out of the swashplate bearing. Place collected grease in a clean container and dissolve grease with fuel or solvent. Run a permanent magnet through the solution. If metal particles are attracted to the magnet, the swashplate bearing must be replaced.
- 9 The 50-hour lubrication interval and special lubrication requirements are only applicable to rotating ring assembly 430-010-401-101 and duplex bearing assembly 430-310-450-101.

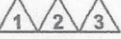
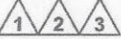
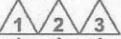
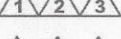
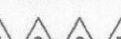
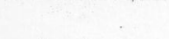
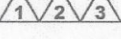
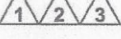
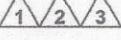
Figure 12-5. Lubrication (Sheet 4 of 4)

430_MM_12_0005d

12-00-00
Page 30

Rev. 18 9 SEP 2011

ECCN EAR99

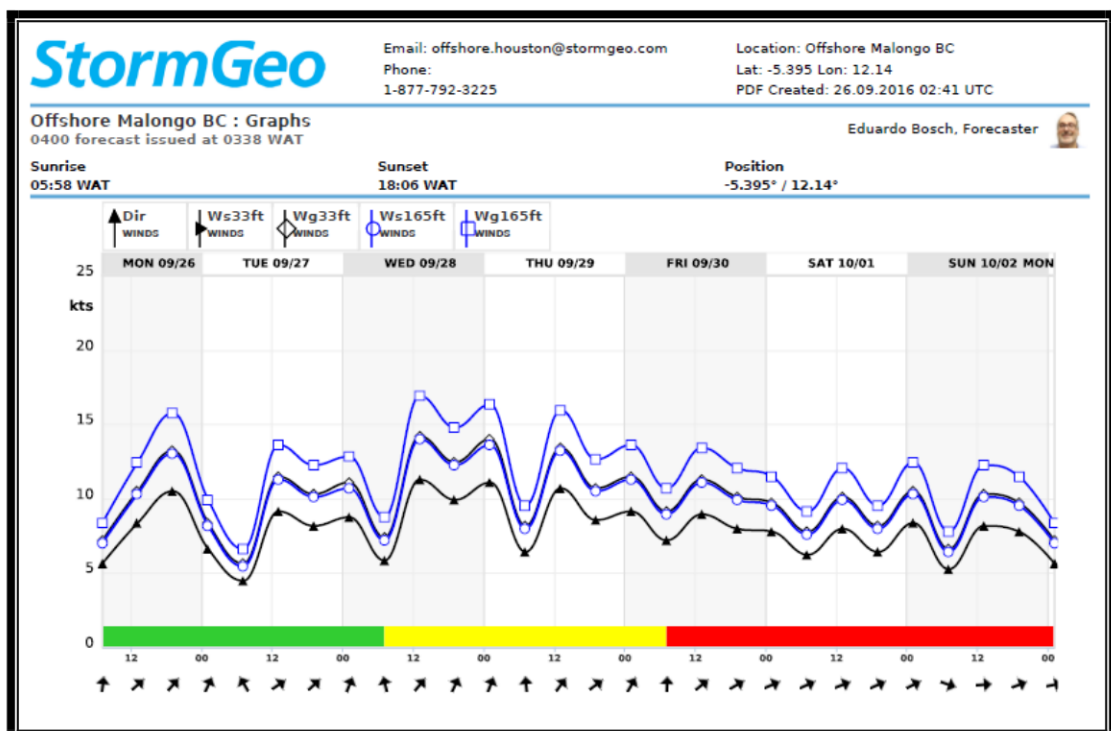
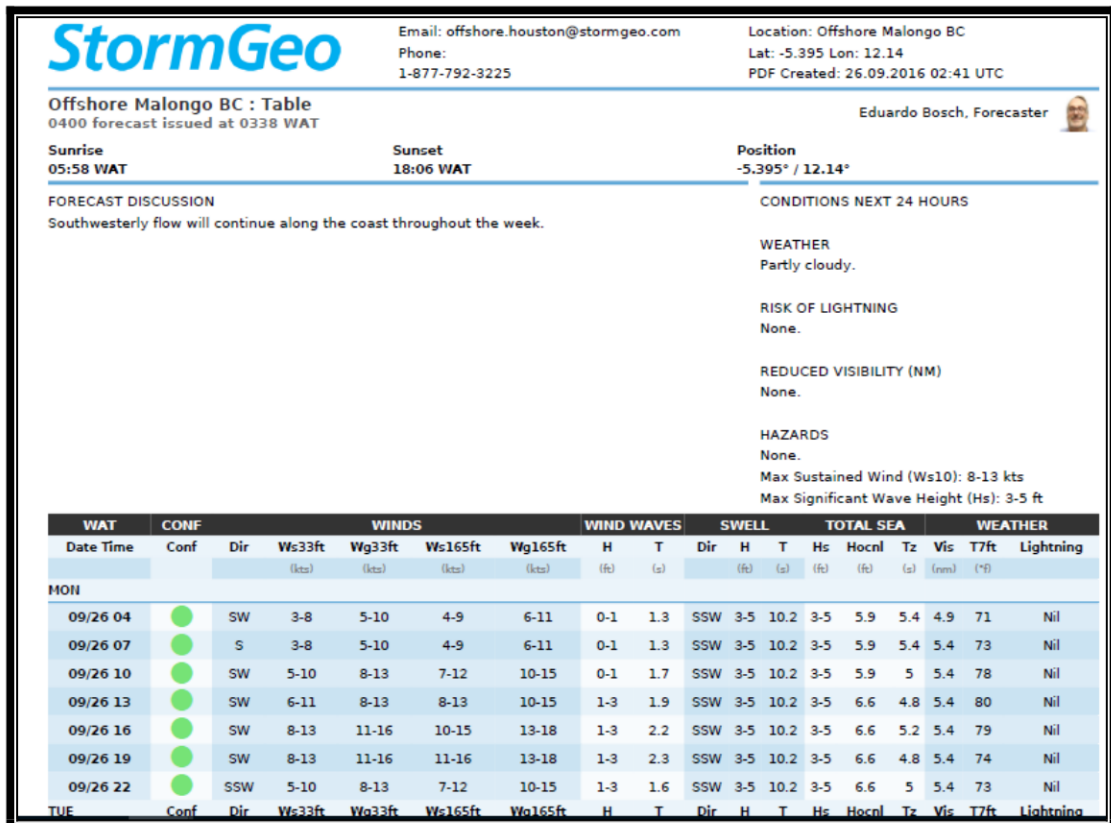
INTERVAL	ITEM	COMPONENT	LUBRICANT (GREASE)	NOTES
6 hours	19	Tail rotor feathering bearing (4 places)	MIL-PRF-6085	
→ 25 hours	1	Pitch link universal (4 places)	MIL-G-81322 (Hand gun and nozzle 314150)	
50 hours	2	Rotating ring assembly (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
100 hours	2	Rotating ring assembly (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	4	Cyclic lever (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	9	Tail rotor input lever bearing	MIL-G-81322 (Hand gun and nozzle 314150)	
300 hours	3	Idler link (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	5	Collective lever (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	6	Tail rotor driveshaft hanger (3 places)	Only Royco 13 per MIL-G-25013 (Hand gun and nozzle 314150)	
	10	Crosshead bearing housing (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	11	Counterweight bellcrank housing (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun)	
	12	Flapping bearing housing (2 places)	MIL-G-81322 (Hand gun and nozzle 314150)	
300 hours or 12 months, whichever comes first	17	Main landing gear wheel (2 places)	MIL-G-81322 (Hand)	
300 hours or 12 months, whichever comes first	18	Nose landing gear wheel (1 place)	MIL-G-81322 (Hand)	
6 months	13	Axle pivot point (2 places)	MIL-G-81322 (Hand Gun)	
	14	Cylinder trunnion (2 places)	MIL-G-81322 (Hand Gun)	
	15	Wheel bearings (2 places)	MIL-G-81322 (Hand)	
	16	Pin Assembly (2 places)	MIL-G-81322 (Hand Gun)	
600 hours or 12 months, whichever comes first	8	Engine to transmission driveshaft (2 places)	204-040-755-005 (Hand)	
	7	Tail rotor driveshaft coupling	204-040-755-005 (Hand)	

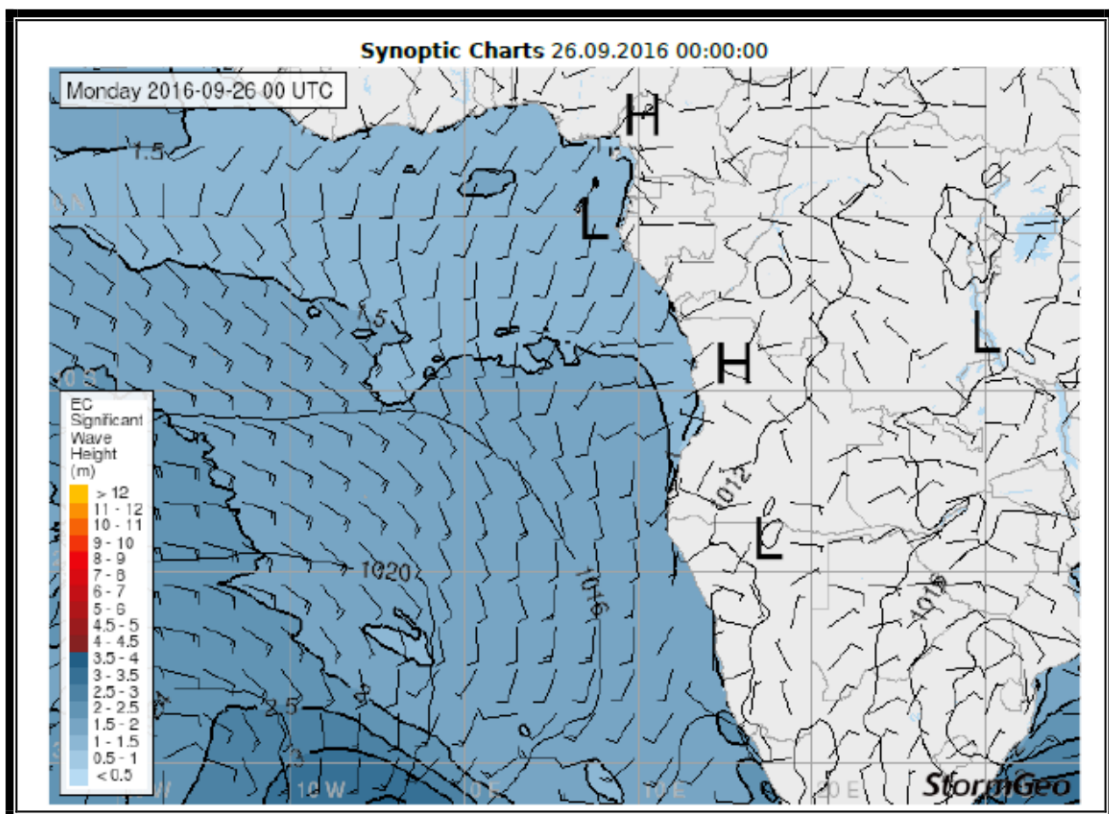
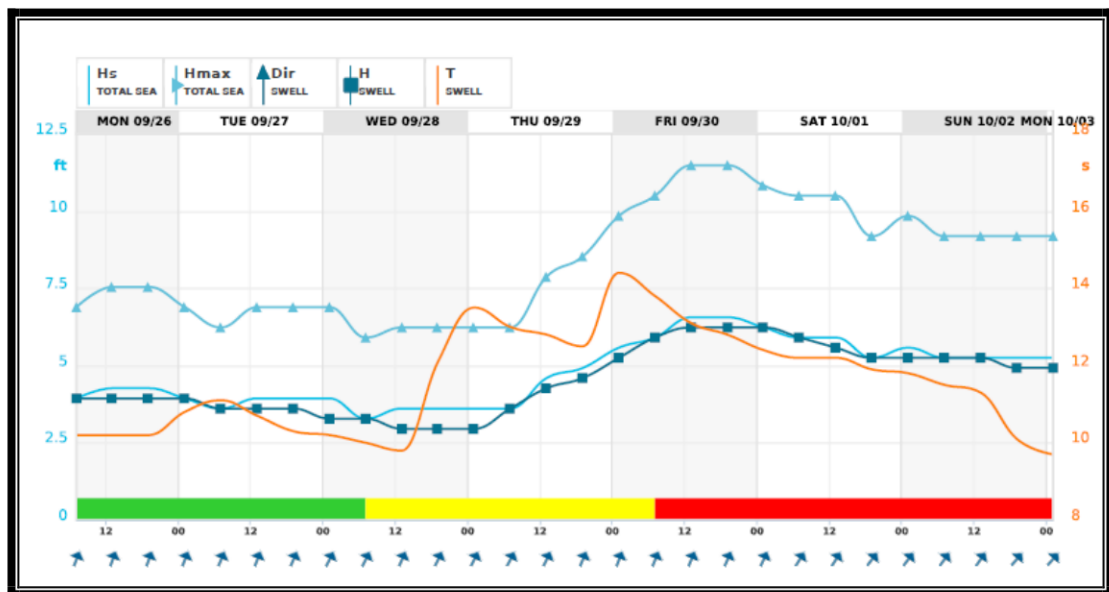
430_MM_12_0005c

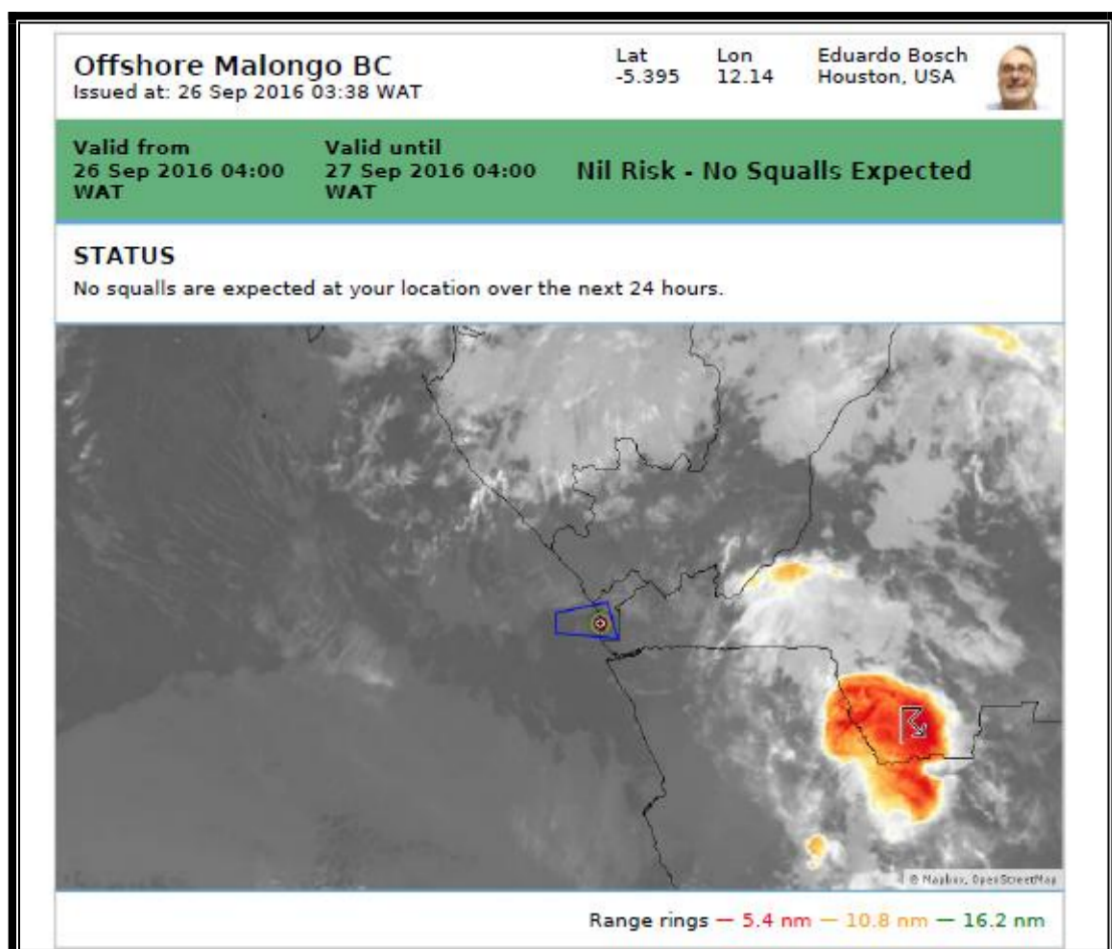
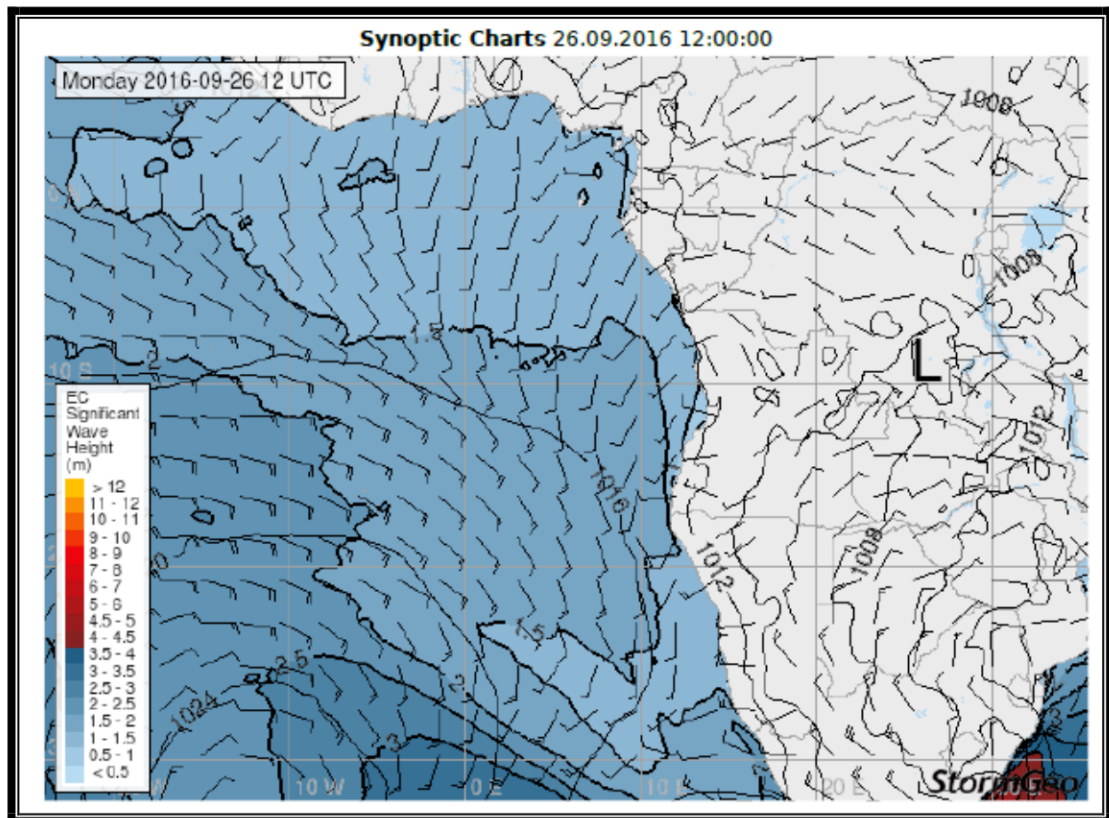
Figure 12-5. Lubrication (Sheet 3 of 4)

ANEXO V

INFORMAÇÃO METEOROLÓGICA SOBRE O ACIDENTE







ANEXO VI

**INFORMAÇÃO SOBRE A DESCODIFICAÇÃO DOS REGISTOS DO
GRAVADOR DE VOO**

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Vehicle Recorder Division
Washington, D.C. 20594

January 11, 2016

Cockpit Voice Recorder

Specialist's Factual Report
By Joseph A. Gregor, Ph.D.

A. EVENT

Location: Cabinda, FN, Angola
Date: September 16, 2016
Aircraft: Bell 430
Registration: YI
Operator: Chevron
NTSB Number: DCA16WA232

C. SUMMARY

On September 16, 2016, a Bell 430, registration YI, crashed into the water near Cabinda, FN, Angola. The accident is being investigated by the Aircraft Accident Prevention and Investigation Board (GPIAA).

D. DETAILS OF INVESTIGATION

On January 10, 2016, Pedro Manuel Carlos Gonçalves, Head of the Aircraft Accident Prevention and Investigation Board, hand carried the following Cockpit Voice and Flight Data (CVFDR) to the National Transportation Safety Board (NTSB) Vehicle Recorder Division:

Recorder Manufacturer/Model: L-3 Communications 2300 (2316-1201-00)
Recorder Serial Number: 000405433

Recorder Description

This model CVFDR, the L-3 Communications 2300 MADRAS, is a solid state combination Cockpit Voice Recorder (CVR) / Flight Data Recorder (FDR) that records at least 120 minutes of digital audio. Specifically, the CVR portion contains data for a 4-channel recording of the last 120 minutes of operation: one channel for each flight crew, one channel for a cockpit observer, and one channel for the cockpit area microphone (CAM).

Recorder Damage

Upon arrival at the audio laboratory, it was evident that the CVR had sustained significant impact damage and salt-water exposure. The internal memory module was removed from the crash survivable memory unit (CSMU) and immersed for 4 hours in a

DCA16WA232
CVR Factual Report, Page 1

gently flowing pure de-ionized water* bath. The module was then disassembled and further cleaned of any remaining salt deposits and surface corrosion using ethanol. The components were then baked out for 4 hours in a vacuum oven operating at ½ atmosphere and 40° C before being removed and allowed to relax overnight at room temperature. After this treatment, the components were re-assembled using new elastomeric connectors and interfaced with a surrogate L-3 chassis properly configured to read out an FA-2300 Mod. 4 MADRAS recorder. Readout was accomplished using the L-3 readout support equipment software, ROSE, and the resulting binary raw data file (named DCA16WA232.cvr) decompressed into 4 individual wave files using the L-3 Audio and Datalink Player software running on a Windows PC.

Audio Recording Description

The 2-hour recording consisted of four channels of useable audio information. Each channel's audio quality† is indicated in the table. The filenames of the audio provided to the South African Civil Aviation Authority are also noted. The first 3 channels were up-sampled to 16 kHz to match the raw sample rate of channel 4.

Content/Source	Quality	File Name	Duration
All Crew Positions	Excellent	DCA16WA232_H1_rs.wav	02:04:14.6‡
None	N/A	DCA16WA232_H2_rs.wav	02:04:14.6
None	N/A	DCA16WA232_H3_rs.wav	02:04:14.6
CAM	Good	DCA16WA232_H4.wav	02:04:14.6

The first channel contained audio information from the captain's headset microphone. According to the aircraft manufacturer, this channel was wired to the headset audio for all crew positions. The second and third channels contained no usable audio information. The fourth channel contained audio information from the cockpit area microphone.

Due to the loss of the data read/write pointers residing in the damaged portion of the recorder, the decompressed audio files consist of audio information that is recorded out of order. Specifically, the first 1 hour, 34 minute, 24.7 seconds of the file represent a contiguous audio recording leading up to and including the accident event. This audio information is referred to as section 1. At 01:34:24.7 elapsed time, the audio signal level drops to zero for approximately 13.6 seconds. The remaining portion of the file represents the earliest audio data recorded by the CVR, actually occurring before the audio starting at the beginning of the file. This audio information is referred to as section 2.

The audio in section 1 recorded a power transition at 01:18:59 elapsed time consistent with the helicopter main electrical power coming on for the accident flight. From approximately 01:30:11 to 01:34:13 elapsed time, the pilot made several radio call to report the estimated time of arrival (ETA) to multiple destinations. At 01:34:23.2 elapsed time, the CVR recorded a brief noise that significantly exceeded the level of the ambient wind / engine noise present during the time. This sound lasted for approximately

* Pure water was produced using a commercial reverse osmosis / deionization filter.

† See attached CVR Quality Rating Scale.

‡ All times are expressed in elapsed time as hours:minutes:seconds from the beginning of the audio file.

1/3 second before the recorded audio dropped to zero, marking the beginning of the 13.6 second silent period in the audio file and subsequent transition to section 2.

Word and Acrobat documents containing this report, in addition to three copies of the audio in electronic form, and photographs documenting the recovery process, were provided to the Aircraft Accident Prevention and Investigation Board. Copies of the raw download data, filename DCA16WA232.cvr, were also provided.

CVR Quality Rating Scale

The levels of recording quality are characterized by the following traits of the cockpit voice recorder information:

Excellent Quality	Virtually all of the crew conversations could be accurately and easily understood. The transcript that was developed may indicate only one or two words that were not intelligible. Any loss in the transcript is usually attributed to simultaneous cockpit/radio transmissions that obscure each other.
Good Quality	Most of the crew conversations could be accurately and easily understood. The transcript that was developed may indicate several words or phrases that were not intelligible. Any loss in the transcript can be attributed to minor technical deficiencies or momentary dropouts in the recording system or to a large number of simultaneous cockpit/radio transmissions that obscure each other.
Fair Quality	The majority of the crew conversations were intelligible. The transcript that was developed may indicate passages where conversations were unintelligible or fragmented. This type of recording is usually caused by cockpit noise that obscures portions of the voice signals or by a minor electrical or mechanical failure of the CVR system that distorts or obscures the audio information.
Poor Quality	Extraordinary means had to be used to make some of the crew conversations intelligible. The transcript that was developed may indicate fragmented phrases and conversations and may indicate extensive passages where conversations were missing or unintelligible. This type of recording is usually caused by a combination of a high cockpit noise level with a low voice signal (poor signal-to-noise ratio) or by a mechanical or electrical failure of the CVR system that severely distorts or obscures the audio information.
Unusable	Crew conversations may be discerned, but neither ordinary nor extraordinary means made it possible to develop a meaningful transcript of the conversations. This type of recording is usually caused by an almost total mechanical or electrical failure of the CVR system.

DCA16WA232
CVR Factual Report, Page 3

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD
Vehicle Recorder Division
Washington, D.C. 20594

January 13, 2017

Flight Data Recorder

Specialist's Factual Report
By Charles Cates

1. EVENT SUMMARY

Location: Cabinda, FN Angola
Date: September 16, 2016
Aircraft: Bell 430
Operator: Heli Malango
NTSB Number: DCA16WA232

2. FLIGHT DATA RECORDER GROUP

A flight data recorder (FDR) group was not convened.

3. DETAILS OF FDR INVESTIGATION

On January 9, 2017 a team of investigators from The Republic of Angola Aircraft Accident Prevention and Investigation Board (GPIAA) hand carried the following FDR to the National Transportation Safety Board (NTSB) Vehicle Recorder Division:

Recorder Manufacturer/Model: L-3/Fairchild FA2300 256 wps
Recorder Serial Number: 000405433

The investigation team also included representatives of the aircraft manufacturer, Bell Helicopter, the aircraft owner, Heli Malango, and the aircraft operator, Chevron Cabinda Gul Oil Company Limited.

3.1. L-3/Fairchild FA2300 256 wps Description

The FA2300 Modular Airborne Data Recording/Acquisition System (MADRAS) Combination Voice and Data Recorder (CVDR) records aircraft flight information in a digital format using solid-state flash memory as the recording medium. Both cockpit audio and parametric flight data are recorded on the device. The FA2300 can receive data in the ARINC 573/717/747 configurations and can record a minimum of 25 hours of flight data and two hours of audio data.

For parametric data, it is configured to record 256 12-bit words of digital information every second. Each grouping of 256 words (each second) is called a subframe. Each subframe has a unique 12-bit synchronization (sync) word identifying it as either subframe 1, 2, 3, or 4. The sync word is the first word in each subframe. The data stream is "in sync" when successive sync words appear at proper 256-word intervals. Each data parameter (e.g.

DCA16WA232
FDR Factual Report, page 1

altitude, heading, airspeed) has a specifically assigned word number within the subframe. The FA2300 is designed to meet the crash-survivability requirements of TSO-C124a.

3.1.1. Recorder Condition

The recorder was recovered from sea water on October 15, 2016 and held in salt water until January 8, 2017, at which time it was placed in fresh water. The recorder was damaged in the event by impact forces and subsequently by sea water. The extent of the damage is shown in figure 1. The extraction of the memory module is shown in figure 2.

Figure 1. Exterior of flight recorder showing mechanical impact damage and broken casing.



DCA16WA232
FDR Factual Report, page 2

Figure 2. Extracted memory module showing discoloration from contact with salt water.



3.1.2. Recording Description

The FDR recording contained approximately 160 hours of data. Timing of the FDR data is measured in subframe reference number (SRN), where each SRN equals one elapsed second. The event flight was the last flight of the recording and its duration was approximately 15 minutes.

3.1.3. Engineering Units Conversions

The engineering units conversions used for the data contained in this report are based on documentation from the aircraft owner, Heli Malango. Where applicable, the conversions have been changed to ensure that the parameters conform to the NTSB's standard sign convention that climbing right turns are positive (CRT=+).¹

Not all conversions could be verified to be to be accurate. Specifically, conversions for flight controls which were recorded by synchro transducers could not be validated, and are presented as valid for trend purposes, but may not be accurate in their raw positions.

¹ CRT=+ means that for any parameter recorded that indicates a climb or a right turn, the sign for that value is positive. Also, for any parameter recorded that indicates an action or deflection, if it induces a climb or right turn, the value is positive. Examples: Right Roll = +, Pitch Up = +, Elevator Trailing Edge Up = +, Right Rudder = +.

Table A-1 lists the FDR parameters verified and provided in this report. Additionally, table A-2 describes the unit abbreviations used in this report. Data which are not presented in plots are included in comma separated value format as attachment 1 to this report.

3.2. Time Correlation

The recorded GMT² time was not valid in the recording. Therefore, all timing in this report is referenced in SRN.

3.3. FDR Plots and Corresponding Tabular Data

The following five figures contain FDR data recorded during the September 16, 2016 event. All plots cover the time period from the start of the recorder prior to the accident flight to the end of the data.

There are periods when the aircraft was on the ground that a non-computed data (NCD) pattern was present. This is indicative that the raw data is not available at the time, and is normal.

The data began at SRN 575845, indicative of the avionics being powered on at this time. Engine 1 was running at SRN 575937, and engine 2 was running at SRN 576065. The data ended abruptly at SRN 576771.

The data show that after engine start, the aircraft pitch increased consistent with entering a low hover at SRN 576205. Airspeed began to increase at SRN 576245 and altitude began to climb at SRN 576465 to a cruise pressure altitude of about 1200 ft, 1500 ft radar altitude. No warnings or alerts were recorded for the duration of the flight. At the end of the recording the aircraft was at a level altitude in forward flight consistent with cruise.

These figures are configured such that right turns are indicated by the trace moving toward the bottom of the page, left turns towards the top of the page, and nose up attitudes towards the top of the page.

The corresponding tabular data used to create these five plots are provided in electronic comma separated value (.csv) format as attachment 1 to this report.

² GMT is Greenwich Mean Time which is also known as Coordinated Universal Time (UTC).

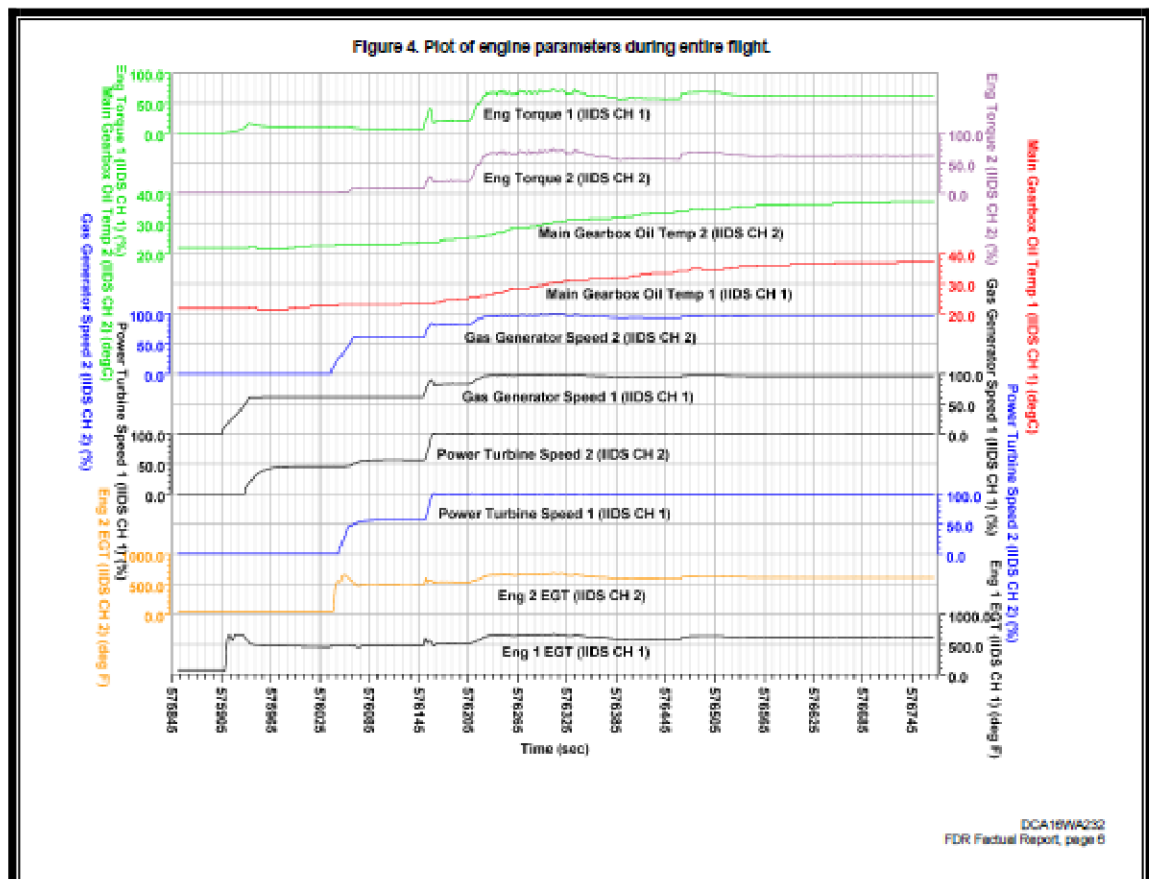
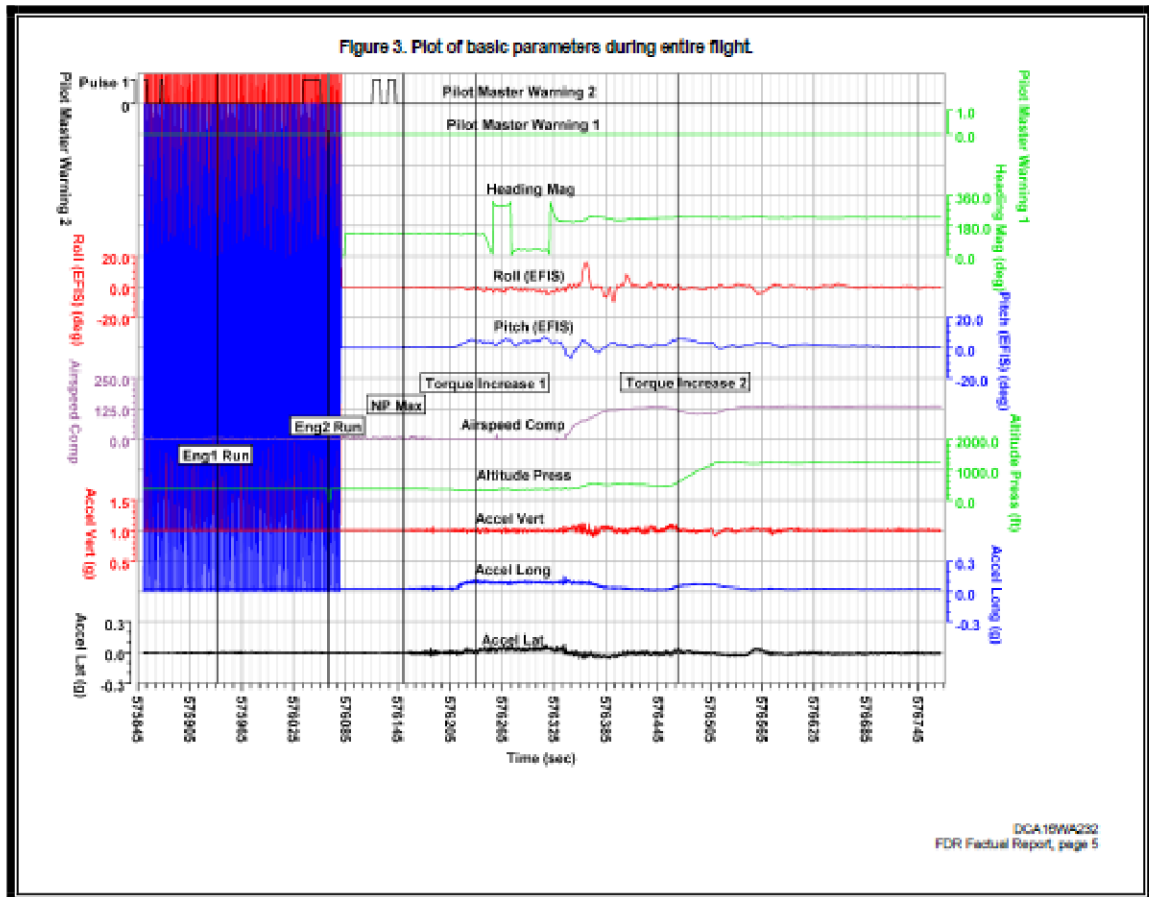
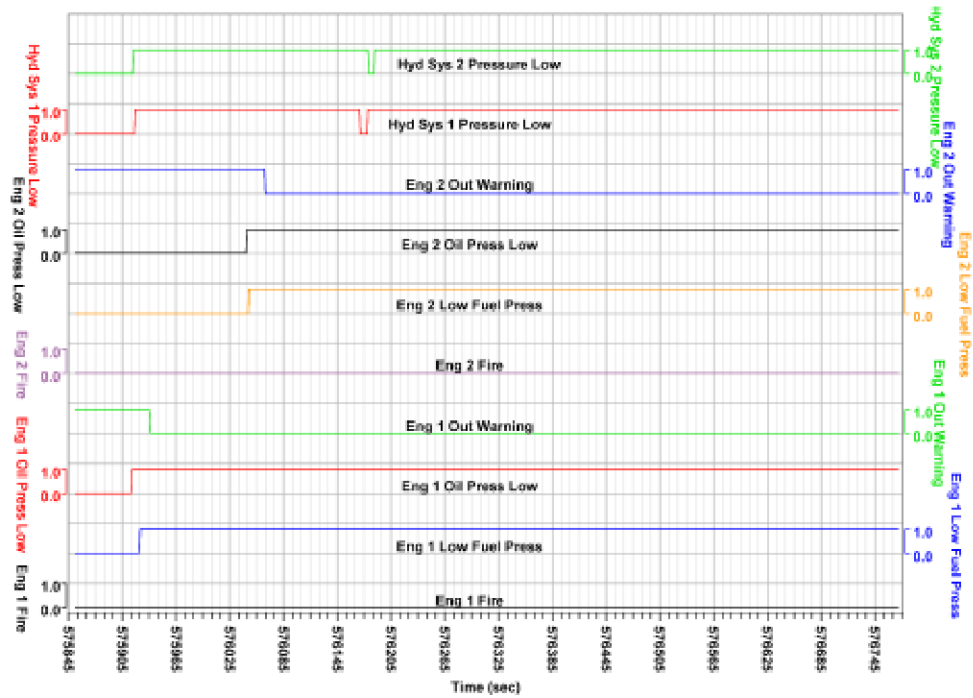
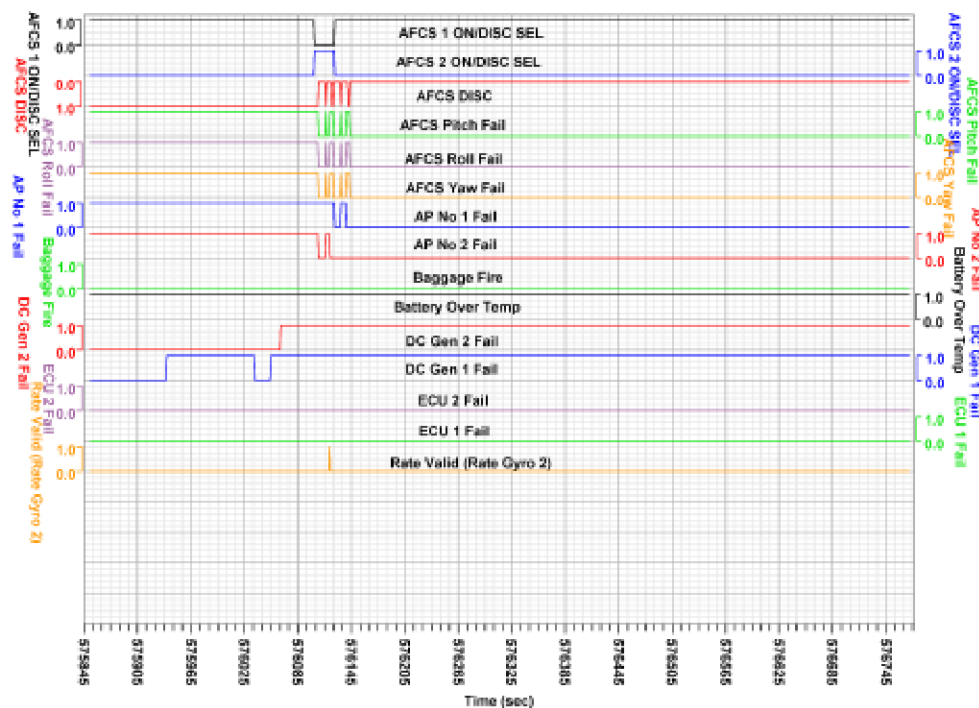


Figure 5. Plot of engine discretes during the entire flight.

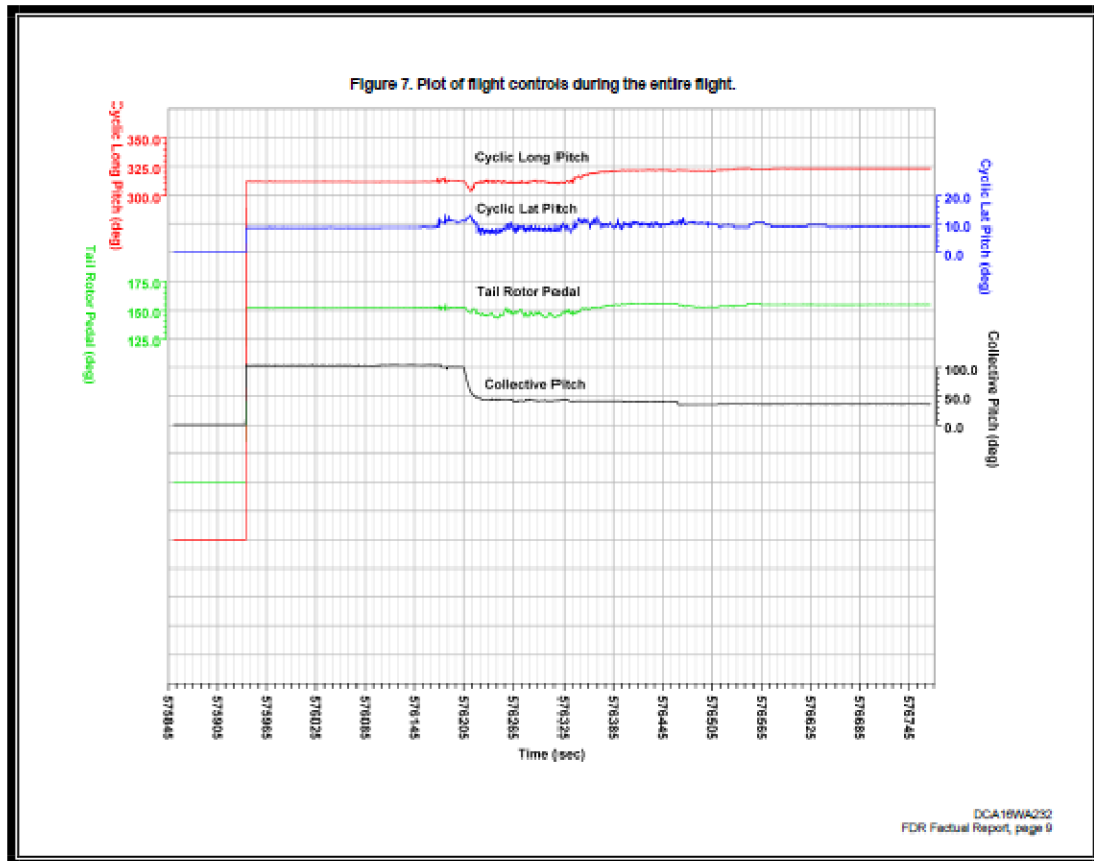


DCA18WA232
FDR Factual Report, page 7

Figure 6. Plot of aircraft discretes during the entire flight.



DCA18WA232
FDR Factual Report, page 8



APPENDIX A

This appendix describes the parameters provided and verified in this report. Table A-1 lists the parameters and table A-2 describes the unit abbreviations used in this report.

Table A-1. Verified and provided FDR parameters.

Parameter Name	Units	Description
1. Accel Lat	g	Lateral Acceleration
2. Accel Long	g	Longitudinal Acceleration
3. Accel Vert	g	Vertical Acceleration
4. AFCS DISC	discrete	Autoflight Control System (AFCS) Disconnect
5. AFCS Pitch Fail	discrete	AFCS Pitch Failure
6. AFCS Roll Fail	discrete	AFCS Roll Failure
7. AFCS Yaw Fail	discrete	AFCS Yaw Failure
8. Airspeed Comp	kts	Computed Airspeed
9. Altitude Press	ft	Pressure Altitude
10. AP 1/2 Sel	discrete	Selected Autopilot
11. AP No 1 Fail	discrete	Autopilot 1 Failed
12. AP No 2 Fail	discrete	Autopilot 2 Failed
13. Autopilot	discrete	Autopilot off/on
14. Baggage Fire	discrete	Baggage Fire Detected
15. Battery Over Temp	discrete	Battery Overtemperature Detected
16. Collective Pitch	deg	Collective Pitch
17. Cyclic Lat Pitch	deg	Lateral Cyclic Pitch
18. Cyclic Long Pitch	deg	Longitudinal Cyclic Pitch
19. DC Gen 1 Fail	discrete	Generator 1 Failed
20. DC Gen 2 Fail	discrete	Generator 2 Failed
21. ECU 1 Fail	discrete	Engine Control Unit (ECU) 1 Failed
22. ECU 2 Fail	discrete	ECU 2 Failed
23. Eng 1 EGT (IIDS CH 1)	deg F	Engine 1 Exhaust Gas Temperature
24. Eng 1 Fire	discrete	Engine 1 Fire Detected
25. Eng 1 Low Fuel Press	discrete	Engine 1 Low Fuel Pressure
26. Eng 1 Oil Press Low	discrete	Engine 1 Low Oil Pressure
27. Eng 1 Out Warning	discrete	Engine 1 Out
28. Eng 2 EGT (IIDS CH 2)	deg F	Engine 2 Exhaust Gas Temperature
29. Eng 2 Fire	discrete	Engine 2 Fire Detected
30. Eng 2 Low Fuel Press	discrete	Engine 2 Low Fuel Pressure
31. Eng 2 Oil Press Low	discrete	Engine 2 Low Oil Pressure
32. Eng 2 Out Warning	discrete	Engine 2 Out
33. Eng Torque 1 (IIDS CH 1)	%	Engine 1 Torque Output
34. Eng Torque 2 (IIDS CH 2)	%	Engine 2 Torque Output
35. Gas Generator Speed 1 (IIDS CH 1)	% rpm	Engine 1 Gas Generator Speed
36. Gas Generator Speed 2 (IIDS CH 2)	% rpm	Engine 2 Gas Generator Speed
37. Heading Mag		Magnetic Heading

DCA16WA232
FDR Factual Report, page A-1

	Parameter Name	Units	Description
38.	Hyd Sys 1 Pressure Low	discrete	Hydraulic System 1 Low Pressure
39.	Hyd Sys 2 Pressure Low	discrete	Hydraulic System 2 Low Pressure
40.	Main Gearbox Oil Temp 1 (IIDS CH 1)	deg C	Main Gearbox Oil Temperature 1
41.	Main Gearbox Oil Temp 2 (IIDS CH 2)	deg C	Main Gearbox Oil Temperature 2
42.	Pilot Master Warning 1	discrete	Master Warning 1
43.	Pilot Master Warning 2	discrete	Master Warning 2
44.	Pitch (EFIS)	deg	Pitch Attitude
45.	Power Turbine Speed 1 (IIDS CH 1)	% rpm	Engine 1 Power Turbine Speed
46.	Power Turbine Speed 2 (IIDS CH 2)	% rpm	Engine 2 Power Turbine Speed
47.	Radio Alt (EFIS)	ft	Radio Altitude
48.	Roll (EFIS)	deg	Roll Attitude
49.	Tail Rotor Pedal	deg	Tail Rotor Pedal Position
50.	Transmission Oil Pressure 1 (IIDS CH 1)	psi	Main Gearbox Oil Pressure 1
51.	Transmission Oil Pressure 2 (IIDS CH 2)	psi	Main Gearbox Oil Pressure 2
52.	VHF 1 Mic Key	discrete	VHF 1 Radio Mic Keyed
53.	VHF 2 Mic Key	discrete	VHF 2 Radio Mic Keyed

NOTE: This FDR records pressure altitude, which is based on a standard altimeter setting of 29.92 inches of mercury (in Hg). The pressure altitude information presented in the FDR plots and in the electronic data has not been corrected for the local altimeter setting at the time of the event.

Table A-2. Unit abbreviations.

Units Abbreviation	Description
%	percent
deg	degrees
deg C	degrees Celsius
deg F	degrees Fahrenheit
ft	feet
kts	knots
psi	pounds per square inch
rpm	revolutions per minute

NOTE: For parameters with a unit description of discrete, a discrete is typically a 1-bit parameter that is either a 0 state or a 1 state. The provided documentation did not describe the states of each discrete parameter however parameters appeared to be consistent with 1 representing On and 0 representing off.

DCA18WA232
FDR Factual Report, page A-2

ANEXO VII

INFORMAÇÃO SOBRE A DESCODIFICAÇÃO DOS REGISTOS DAS UNIDADES DE CONTROLO DOS MOTORES (ECU)

 Triumph Engine Control Systems a Triumph Group Company																															
ENGINEERING DEPARTMENT																															
SHORT REPORT SUMMARY																															
REPORT TITLE: EMC-35A Bell 430 Angola Accident Investigation - ECU SNs JG7AME0550 & JG7AME0552 Customer PN: 23075229, Triumph PN: 114200-4A2-4303																															
Triumph Engine Control Systems REPORT NO. S-4117																															
DATE: April 21, 2017																															
DEPT. NO. D934																															
SCOPE OF REPORT: Provide a record of ECU examination proceedings, findings, and analysis.																															
This document is the property of Triumph Engine Control Systems, LLC (TRIUMPH). You may not possess, use, copy or disclose this document or any information in it, for any purpose, including without limitation to design, manufacture, or repair parts, or obtain FAA or other governmental approval to do so, without TRIUMPH's express written permission. Neither receipt nor possession of this document alone, from any source, constitutes such permission. Possession, use, copying or disclosure by anyone without TRIUMPH's express written permission is not authorized and may result in criminal and/or civil liability.																															
BACKGROUND																															
On September 26, 2016, a Bell 430 aircraft crashed offshore of Cabinda, Angola, resulting in six fatalities. The helicopter transport was enroute to a Chevron offshore oil platform. The twin-engine aircraft, operated by Heli Malongo, was equipped with two EMC-35A Electronic Control Units (ECUs), which were recovered along with other remnants of the helicopter. Currently, the cause of the incident is under investigation by the aviation authorities of the Republic of Angola.																															
DESCRIPTION																															
Appointed representatives of an investigation team convened at the Triumph facility in West Hartford, CT, over a two-day period (January 17 - 18, 2017). Furthermore, representatives from Heli Malongo hand-carried onto the premises the two ECUs, which were involved in the incident; the units were enclosed within one container (see Appendix A), and they remained at Triumph during the two days.																															
Members of the investigation team in attendance were																															
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Name</th> <th>Company/Organization</th> <th>Title</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Nicholas Shepler</td> <td>Rolls-Royce Corp.</td> <td>Air Safety Investigator</td> </tr> <tr> <td>Pedro Goncalves</td> <td>GPIAA/Angola</td> <td>Head of the Investigation Dept.</td> </tr> <tr> <td>Miguel Naiunga</td> <td>INA/IC - Angolan (CAA)</td> <td>Operations Inspector</td> </tr> <tr> <td>James Burg</td> <td>Chevron (CABGOC)</td> <td>Incident Investigation Team Member</td> </tr> <tr> <td>Nunda de Carvalho</td> <td>Heli Malongo</td> <td>Director of Safety</td> </tr> <tr> <td>Joseph Seymour</td> <td>Heli Malongo</td> <td>Maintenance Superintendent</td> </tr> <tr> <td>Salvatore Vinci</td> <td>Triumph</td> <td>Sr. Product Support Engineer</td> </tr> <tr> <td>Dennis McBrine</td> <td>Triumph</td> <td>Sr. Systems Engineer</td> </tr> <tr> <td>Carl Gorman</td> <td>Triumph</td> <td>Sr. Electrical Engineer</td> </tr> </tbody> </table>		Name	Company/Organization	Title	Nicholas Shepler	Rolls-Royce Corp.	Air Safety Investigator	Pedro Goncalves	GPIAA/Angola	Head of the Investigation Dept.	Miguel Naiunga	INA/IC - Angolan (CAA)	Operations Inspector	James Burg	Chevron (CABGOC)	Incident Investigation Team Member	Nunda de Carvalho	Heli Malongo	Director of Safety	Joseph Seymour	Heli Malongo	Maintenance Superintendent	Salvatore Vinci	Triumph	Sr. Product Support Engineer	Dennis McBrine	Triumph	Sr. Systems Engineer	Carl Gorman	Triumph	Sr. Electrical Engineer
Name	Company/Organization	Title																													
Nicholas Shepler	Rolls-Royce Corp.	Air Safety Investigator																													
Pedro Goncalves	GPIAA/Angola	Head of the Investigation Dept.																													
Miguel Naiunga	INA/IC - Angolan (CAA)	Operations Inspector																													
James Burg	Chevron (CABGOC)	Incident Investigation Team Member																													
Nunda de Carvalho	Heli Malongo	Director of Safety																													
Joseph Seymour	Heli Malongo	Maintenance Superintendent																													
Salvatore Vinci	Triumph	Sr. Product Support Engineer																													
Dennis McBrine	Triumph	Sr. Systems Engineer																													
Carl Gorman	Triumph	Sr. Electrical Engineer																													
The objective of the investigation was to extract any data that had been stored in each ECU's non-volatile memory (NVM) device; the data was subsequently to be analyzed for additional details relative to the incident.																															
Written by: S. Vinci <i>S. Vinci</i> 4-21-2017																															
Approved by: D. McBrine <i>D. McBrine</i> 4/21/2017																															
Approved by: T. Lewis <i>T. Lewis</i> 4/24/17																															
Distribution: C. Gorman, J. Brennan																															
FORM 135-0070 Rev. 03/04/07 Page 1 of 4																															
Charter Oak Boulevard • P.O. Box 330651 • West Hartford, CT 06133-0651 • Tel: 860-236-0651 • Fax: 860-232-1873 • www.triumphgroup.com																															
THESE COMMODITIES, TECHNOLOGY OR SOFTWARE ARE CONTROLLED BY THE U.S. EXPORT ADMINISTRATION REGULATIONS (EAR). DIVERSION CONTRARY TO U.S. LAW IS PROHIBITED. ECCN: 9999																															

ECU Hardware Evaluation

The two ECUs, which were transported in a container, were observed to be wrapped in a plastic bag sitting in water (see Appendix A). The bag was removed from the container and unwrapped. Water was drained from each unit's internal cavity due to a breach in the exterior housings.

A more thorough inspection of the severity of damage that each ECU incurred is shown in Appendix B. The serial numbers identified on the ECU nameplates were: 1.) SN JG7AME0550 (PN 114200-4A2-4303); 2.) SN JG7AME0552 (PN 114200-4A2-4303). Henceforth, the last three digits of the unit serial numbers will be used to refer to a specific ECU.

Upon removal of the cover from each ECU, exposing the Computer Board, there were many broken electronic components, as well as signs of dirt and sediment material. The extent of the damage, both externally and internally, prohibited the units from being powered on. However, visual inspection of the non-volatile memory devices (U40) on the Computer Boards appeared to indicate that the parts were intact.

NVM Component Removal & Data Retrieval

After the Computer Boards were removed from SNs 550 and 552, the U40 device was un-installed from each sub-assembly – see Appendix C. SN 550's device appeared to be physically well preserved. However, for SN 552's device, it became apparent that the component's external package had been damaged as a result of the accident; the NVM data was eventually retrieved several weeks later with the assistance from the part manufacturer (Microchip). Therefore, only SN 550's NVM data could be extracted at Triumph.

The investigation proceeded by installing SN 550's NVM device in a test ECU, which had a socket at the U40 location on the Computer Board, to accommodate the component; the unit was of the same configuration as the ECUs involved in the field incident. The test ECU was subsequently interfaced to the computer workstation used to perform the NVM data retrieval (see Appendix D). The fault and engine history data, as well as the Incident Recorder data, were successfully obtained for review and analysis. The same evaluation was also performed for SN 552's data, once Microchip retrieved it from the damaged NVM device.

Data Analysis

Maintenance Terminal Data

Functional Description

The Maintenance Terminal (M/T) software tool was used to retrieve the fault and engine history data from the non-volatile memory. The fault data is stored in the "Last Engine Run," "Accumulated," and "Time-Stamped" areas of the NVM.

Maintenance Terminal Data for SN 550:

The fault and engine history data (Appendix E, pg. E-1 to E-3) were successfully retrieved from SN 550's NVM device. No faults had been recorded in any of these three fault areas of the non-volatile memory.

The engine history data indicates that the ECU had accumulated 3288.54 hours since last shipped from Triumph. The data also indicates that the engine had accumulated 1962.13 hours and 1,432 start cycles since the last time these parameters were cleared. The engine history data shows that no torque, Ng, Np, MGT limit exceedance events, or OEI (Other Engine Inoperable) events were detected.

Maintenance Terminal Data for SN 552:

The fault and engine history data (Appendix J, pg. J-1 to J-3) were successfully retrieved from SN 552's NVM device. No faults had been recorded in any of these three fault areas of NVM memory.

The engine history data indicates that the ECU had accumulated 12132.55 hours since last shipped from Triumph. The data also indicates that the engine had accumulated 2498.79 hours and 2,147 start cycles since the last time these parameters were cleared. The engine history data shows that no torque, Ng, Np, MGT limit exceedance events, or OEI events were detected.

Incident Recorder Data:*Functional Description*

The Incident Recorder (IR) function operates as a part of the FADEC System engine control cycle, monitoring engine operating parameters every 24 ms for conditions that are considered abnormal or an "incident." If an incident is detected, it causes a trigger and a "snapshot" of the incident-related engine parameters is stored in the ECU non-volatile memory (NVM). There are fifteen different incident types that can be detected and are coded in the "Type Word" of the snapshot record. The detection of an incident also results in the NVM storage of ten pre-incident data records and forty post-incident records; each record has 1.2 second resolution and is timestamped. The time stamping of IR data is the accumulating engine operating time tracked by the FADEC System ECU processor function. The IR data records stored in the ECU are not recovered as a part of aircraft maintenance and require the authorization of Rolls-Royce to perform the data extraction.

The following list contains the engine parameters recorded in the Incident recorder data. The names of the parameters that appear in the IR report heading as well as a definition of those parameters are included in the list:

Parameter	Description	Parameter	Description
Ng	Gas Turbine Speed	ESW,ESW2-6	Engine Status Words
Nr	Rotor Speed	NDOTWRCd	NDOT Win or Reset Code
MGT	Measured (engine) Gas Temperature	PLA	Throttle Position
Q	Engine Torque	T1	Ambient Temperature
Np	Power Turbine Speed	EngRunTm	Engine Run Time (6 minute counter)
Wf	Fuel Metering Valve Position	EngRunCtr	Engine Run Counter (24 ms counter)
NDOT	Ng Rate of Change (filtered)	PLAO	Throttle Position from Other Engine's ECU
P1	Ambient Pressure	QO	Engine Torque from Other Engine's ECU
Mode	FADEC System operating Mode	NgO	Gas Turbine Speed from Other Eng.'s ECU
CP	Collective Pitch	ESWO	Engine Status Word from Other Eng.'s ECU

Analysis of Incident Recorder Data for SN 550

SN 550's IR data is displayed in two reports, the Incident Recorder Snapshot Records (Appendix E, pg. E-4) and the Incident Recorder Data (Appendix E, pg. E-5 to E-8). Only one IR snapshot was recorded before the ECU lost power (Airframe 28VDC and Alternator). However, the ECU had no time to record any IR trend data. The snapshot (TypeWord1 = 0x000C) was recorded due to the detection of high Nr and high Np incidents, as these speeds were above the IR trigger limits of 108.0%. At the time the incidents were detected, Ng was at 95%, Nr/Np were at 110%, MGT was at 1,220°F, torque (Q) was at 12%, and fuel flow (WfAct) was at 272 pph. Ambient temperature was 72°F and ambient pressure was 13.93 psia, which corresponded to a pressure altitude of approximately 1,500 feet. Collective pitch (CP) was set at 52% and the throttle (PLA) was set at 96°, which was a nominal 'Fly' position. Engine Status Word (ESW) indicated that the control mode was 'Man-to-Auto' (0x02004) and that an unconfirmed fault for the other engine Np increment (beep) was detected (0x2004). Engine Status Word 5 (ESW5) indicated that fuel was enabled and the engine was running (0x0080). The NDOT Win/Reset Code (NDOTWRCd) indicated that the ECU was not in Auto mode (11).

The control mode (Mode) is set to 4 ('Man-to-Auto') for a few seconds after power-up or after switching from Manual mode to Auto mode. During this time, the ECU limits the metering valve rate in the decreasing direction in order to allow the loading piston within the HMU to retract to the parked position. Once the piston is parked, the control mode would be set to 1 ('Auto-Run') and the metering valve could be moved at the full rate in either direction. The fact that the NDOT Win/Reset Code was set to 'Not Auto' at the same time Mode was set to 'Man-to-Auto' (which technically is Auto mode operation) indicated that the ECU had just powered up when the high Nr and high Np incidents were detected. For 288 ms after a power-up, the NDOT Win/Reset Code was set to 11 (Not Auto mode) to allow input signals to settle out before activating the output drivers.

The unconfirmed fault for the other engine Np increment (beep) was detected (ESW = 0x2004) because the value was not being received from the other engine via ARINC. Once an unconfirmed fault has been detected for 96 ms, it becomes a confirmed fault and would be reflected in ESW as 0x1004. This further supports the conclusion that the high Nr and high Np incidents were detected shortly after the ECU had powered-up.

Analysis of Incident Recorder Data for SN 552

SN 552's IR data is displayed in two reports, the Incident Recorder Snapshot Records (Appendix J, pg. J-4) and the Incident Recorder Data (Appendix J, pg. J-5 to J-8). Only one partial IR snapshot was recorded before the ECU lost power (Airframe 28VDC and Alternator). However, no IR trend data was recorded. The snapshot (TypeWord1 = 0x0400) was recorded due to the detection of a torque rate incident as torque increased at a rate of greater than 1,500%/sec. At the time the incident was detected, Ng was at 94%, Nr/Np were at 95%, MGT was at 1,200°F, torque (Q) was at 44%, and fuel flow (WfAct) was at 260 pph. No other parameters were captured in the IR snapshot before the ECU lost power.

SUMMARY / CONCLUSIONS

Over the two-day period of the accident investigation, Triumph evaluated the condition of the two ECUs and was able to successfully recover the fault, engine history, and incident recorder data from one of the two units (S/N JG7AME0550). Damage to SN JG7AME0552's U40 NVM device precluded data retrieval.

SN 550's data review indicated that no faults had been stored in the fault history. The engine history data showed no detection of torque, Ng, Np, MGT limit exceedance events, or OEI (Other Engine Inoperable) events. SN 550's Incident Recorder (IR) did capture one record of high Nr and high Np event. The record's data suggested the presence of a power interruption, with the IR event being detected after power was briefly restored, and then completely lost; however, the absence of pre- and post-incident data provides no additional insight into what precisely transpired surrounding the IR event.

With the limited information that was obtained from SN 550's data, the Angolan representatives concurred that Triumph pursue contacting the manufacturer of the NVM devices (Microchip); this was done in the subsequent days that followed the investigation, to explore the possibility of retrieving data from SN 552's damaged NVM component.

Upon conclusion of the on-site investigation, on Jan. 18th, the NVM devices from both ECUs (SNs 550 and 552) were packaged as shown in Appendix F, to secure the appropriate chain-of-custody of the parts while in Triumph's possession. The ECUs were also re-packaged as shown in Appendix G, along with a letter of intent to hand-carry the hardware for transport, outside the Triumph facility.

During the time frame between Feb. 7th and 8th, Microchip was able to evaluate the NVM devices removed from the two ECUs. As documented in Microchip's technical report (Appendix H), data was retrieved from both devices. Upon providing the electronic files to Triumph, the raw data was uploaded to the test ECU that had a fully functional NVM device; the unit was interfaced to the NVM download workstation and the NVM data retrieval was performed, as shown in Appendix D. The NVM data from SNs 550 and 552 are located in Appendix I and Appendix J, respectively.

SN 550's data, retrieved by Microchip (Appendix I), was the same as the data that was retrieved at Triumph (Appendix E); this dispelled any concerns whether the complete data set was obtained during the on-site investigation at Triumph, due to latent component damage to the U40 device. With respect to SN 552's data (Appendix J), no faults had been stored in the fault history, and the engine history data showed no detection of torque, Ng, Np, MGT limit exceedance events, or OEI (Other Engine Inoperable) events. Furthermore, SN 552's Incident Recorder captured only a partial snapshot record before the unit lost complete power; it was a record of a torque rate event, whereby the rate was greater than 1,500%/sec; however, the values of whichever parameters were stored did not lend any additional information.

To whom it may concern:

I Joseph Seymour, employed at Heli- Malongo, will take ownership of the two Bell 430 ECU's SN 0550 & 0552 and deliver them to the storage facility of D2-EYI's wreckage located at the SASBU Malongo Camp, Cabinda Angola via Air France.

I can be reached via my work email maint.superintendent@helimalongo.com, personal email jsphseymour@yahoo.com or my personal cell 251- 610-3706.

Regards, Joseph Seymour





Erik Fasnacht
Applications Engineer
MPO Applications

CONCLUSIONS:

When the data extraction process occurred, four data sets were generated, Analysis Device X in hex.txt, device X addr and data in hex from expected vector.txt, RAW ANALYSIS DATA device X.txt, and Vector device X.txt. In each of the four data sets, the way the data is formatted is different, but the actual read data should be the same.

The Microchip team was able to successfully extract data from Part #1 (ECU#1 550) and is confident in the integrity of the data. The four data sets for Part#1 can be seen below.



ANALYSIS device 1 in hex.txt



device 1 addr and data in hex from expc



RAW ANALYSIS DATA device 1.txt



VECTOR device 1.txt

The Microchip team was also able to extract data from the damage Part#2 (ECU#2 552). However, each time the team read data, the most significant bit of the data byte would be inconsistent. The four data sets for Part #2 can be seen below.



ANALYSIS device 2a in hex.txt



device 2a addr and data in hex from expc



RAW ANALYSIS device 2a.txt



VECTOR device 2a.txt

The most consistent data the Microchip Team extracted from the damage device (Part #2) can be found in ANALYSIS device 2a in hex.txt and device 2a addr and data in hex from expected vector.txt. Because the pads were so corroded, the team had to touch down on better metal. The more times the team exercised the device, the more inconsistent the data became. Therefore it is our recommendation that both of these data sets should be used for analysis. Also the device-2a addr and data in hex from expected vector.txt data was the most consistent from test to test.

Because the extracted data from the damage Part#2 was inconsistent, the Microchip team, in order to validate the extracted data, decided to touch down again on the device and take another dataset. Our reasoning behind it was to "scrub" away some of the corrosion and maybe get more consistent data. The data extracted turned out to be extremely erratic and the Microchip team suspects that the data is corrupt. Note that the third dataset can be provided at any time in the future if it is deemed necessary.

Microchip Corporation
1150 E. Chrysalis Nls. Blvd.
Colorado Springs, CO 80906
USA

T: (719) 546-1018
F: (719) 546-1789
erik.fasnacht@microchip.com
www.microchip.com

ANEXO VIII

ACTA TÉCNICA DOS TESTES METALOGRÁFICOS DO ROTOR PRINCIPAL E OUTROS COMPONENTES



Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 1 of 23

Engineering Laboratories

SUBJECT: EXAMINATION OF VARIOUS MAIN ROTOR HUB, CONTROLS, BLADES, AND AIRFRAME COMPONENTS FROM A MODEL 430 OPERATED BY HELI-MALONGO AVIACAO E SERVICOS IN CAMP MALONGO, ANGOLA

History and Related Data:

- 1) Part Name: Pitch Link Clevis (Orange)
- 2) Part Number: 430-010-432-101
- 3) Part Serial Number: TY 0655

- 4) Part Name: Controls and Mast Assembly
- 5) Part Number: 430-110-400-105A
- 6) Part Serial Number: A-108

- 7) Part Number: Main Rotor Blade (1 Each)
- 8) Part Number: 430-015-001-113
- 9) Part Serial Number: A-2368

- 10) Part Number: Main Rotor Blade (3 Each)
- 11) Part Number: 430-015-001-129
- 12) Part Serial Number: A-1941, A-1812, A-2169

- 13) Part Name: Fitting Assembly (2 Each)
- 14) Part Number: 430-031-521-101
- 15) Part Serial Number: TI 77, TI 51
- 16) RMA Numbers: 65054294, 65054296

- 17) Part Name: Fitting Assembly
- 18) Part Number: 430-031-521-102
- 19) Part Serial Number: TI 78
- 20) RMA Number: 65054319

- 21) Part Name: Fitting Assembly
- 22) Part Number: 430-031-592-102
- 23) Part Serial Number: TI 55
- 24) RMA Number: 65054504

- 25) Part Name: Hydraulic Actuator (3 Each)
- 26) Part Number: 222-382-001-111
- 27) Part Serial Number: HR592A (Left), HR591AB (Center), HR633AB (Right)
- 28) RMA Numbers: 65054330, 65054332, 65054331

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec 2751, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Disseminate in accordance with provisions of DoD Directive 5230.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECON 9E991
August 14, 2017
Page 2 of 23

29)Part Name: Adapter (Green Blade)
30)Part Number: 430-010-109-101
31)Part Serial Number: A524
32)RMA Number: 65054333

33)Part Name: Forward Lift Link
34)Part Number: 430-010-201-101
35)Part Serial Number: TI 419, TI 420
36)RMA Numbers: 65054310, 65054298

37)Part Name: Aft Lift Link
38)Part Number: 430-010-201-103
39)Part Serial Number: TI 422, TI 507
40)RMA Numbers: 65054311, 65054313

41)Part Name: Fluid Mount
42)Part Number: 430-310-200-107
43)Part Serial Number: LK0391, LK0323
44)RMA Numbers: 65054314, 65054318

45)Part Name: Fore/Aft Restraint
46)Part Number: 430-010-211-105
47)Part Serial Number: LK0450

48)Aircraft Model: 430
49)Serial Number: 49102
50)Helicopter Time: 10,082 Hours

INTRODUCTION

Components from the main rotor hub, controls, airframe, yokes, and blades from a Model 430 were submitted to the Field Investigations Laboratory for examination. The aircraft had a total of 10,082 flight hours and was operated by Heli-Malongo Aviação E Serviços (contracted to transport Chevron employees) and presumably impacted the ocean approximately 16 nautical miles southwest of Camp Malongo, Angola on September 26, 2016. The examination of the air frame components and Green blade adapter was conducted 28-29, March, 2017 in the Bell Field Investigations Laboratory and observed by a Bell Helicopter Air Safety Investigator, a representative from the FAA, and two Chevron representatives. A second examination of the rotor assembly and blades was held 10-11, July, 2017 with representatives from the same organizations.

CONCLUSIONS

The upper pitch link clevis for the Orange main rotor blade was found to have fractured via fatigue. The fatigue originated at corrosion pitting, which was less than 0.001 inch deep. This fracture would have resulted in the Orange blade losing pitch control.

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Disseminate in accordance with provisions of EO 13526. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
 Export Class. C, EOCN 9E991
 August 14, 2017
 Page 3 of 23

The Orange universal bearing was seized as a result of corrosion with no notable amount of grease inside. The remaining universal bearings required atypically high and inconsistent amounts of torque to rotate. The Red universal bearing was sectioned and was still grease packed.

Wiring found tangled in fractured spar, and the extent of damage to the spar, indicated the Orange blade was the first to impact the cabin as a result of an atypical downward flapping movement.

The rest of the fractured parts submitted to the Field Investigations Laboratory exhibited overload features consistent with secondary damage as a result of the incident and recovery efforts. There was no fatigue observed on the transmission pylon, airframe, blade, or rotor parts (with the exception of the aforementioned Orange clevis).

Hydraulic fluid samples collected, in the lab, from the three hydraulic actuators were identified as MIL-PRF-5606 and were not visibly contaminated. The water content of the fluid samples pulled from two of the hydraulic actuators conformed to the specified limit. The hydraulic actuators were bench tested and each demonstrated full travel with two of the actuators extending or retracting with hesitation.

DISCUSSION

Pitch Control Components

The lower end of the pitch links had a spherical bearing rod end, which attached to the swashplate's rotating ring. The upper end of the pitch links had a clevis, which attached to the pitch horn via a universal bearing. The Red, Green, and Blue pitch links remained attached to the rotating ring with varying degrees of secondary damage (see Figure 1). The Orange pitch link was not recovered.

An examination of the Orange blade adapter showed impact damage to the edge of the lower bump stop pad and to the surface of the shear restraint (see Figure 2). This damage indicated that the Orange blade flapped downwards to a large angle. Similar damage to the upper side of the Green blade adapter corresponded with an atypical flapping event of the two blades (Green and Orange blades share a common yoke).

The Orange clevis (threaded into the upper end of the pitch link and connected to the pitch horn's universal bearing) was fractured in the fillet radius just above the threaded portion. The clevis fractured as a result of fatigue, which originated at two separate corrosion pits on the trailing side of the clevis. The fatigue joined into a single fatigue crack, which covered approximately 95% of the surface area before fracturing in overload (see Figure 3). The fatigue origins were located at corrosion pits less than 0.001 inch deep (see Figure 4). The concavity of the beach marks near the fatigue origins indicated the pitting was present at the time of origination and did not occur while the aircraft was under water. Figure 5 shows the corrosion pitting on the surface of the clevis in the area near the fatigue origins. Energy dispersive spectroscopy (EDS) analysis detected cadmium around the bolt holes. The engineering drawing required the clevis to be cadmium plated. The cadmium plating was only present in the areas protected by the faying surfaces of the bolt.

The hardness of the stainless steel clevis met engineering drawing requirements. The fatigue fracture occurred in the fillet radius between the threaded portion and the clevis. The radius and diameter at the fatigue fracture location met the engineering drawing requirements.

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec 2151, et seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, U.S.C., App. 2401 et seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Classification is accordance with provisions of DoD Directive 5200.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 4 of 23

The Orange universal bearing (attached to the fatigue fractured clevis) was seized as a result of corrosion. The bearing was sectioned in the lab to observe the bearing surfaces (see Figure 6). There was no noticeable amount of grease present. The other three universal bearings required atypically high and inconsistent torque to turn. The Red universal bearing was sectioned and was still grease packed.

The Blue blade's universal bearing attachment bolt fractured via bending overload and the Blue pitch horn clevis splayed open. These observations are consistent with the Blue blade having flapped up to an atypical angle, at some point during the sequence of events, and pulling up and away from the pitch link (see Figure 7). The rest of the pitch link connection fractures were bending overload, and no specific directionality could be determined.

Blades and Yokes:

The four blades and yokes were received as shown in Figure 8. All fractures observed on the blades and yokes were consistent with overload. There was no rubbing damage, indicative of a delamination prior to fracture, observed between the piles of the composite yokes.

Orange: The abrasion strip was missing from the outer third of the Orange blade's span and the spar was broken from impact damage. The wiring tangled in the fractured spar material was reportedly traced to wiring found only in the cabin. The extent of the damage to the blade and the presence of the wiring suggested the Orange blade was the first to strike the cabin.

Red: The Red blade followed the Orange in rotation and had impact damage to its leading edge in a similar location (span-wise), but to a lesser extent.

Green: The Green blade fractured from the portion attached to the leading edge blade adapter bolt. The blade remained attached to the yoke and adapter at the aft adapter bolt.

Blue: The Blue blade fractured in the cuff portion between the adapter and the blade attachment bolts. The aft tip weight package was missing. It could not be determined if the tip weights were lost during the accident sequence or as part of the recovery process.

Blade Stops and Other Hub and Drive Components:

The blade stops, rotor brake disk, hydraulic actuator support, main drive shaft assemblies, and assorted drive link components were submitted to the lab as shown in Figure 9. These components were visually inspected and all the damage was determined to be secondary.

Transmission Pylon/Airframe Components

The transmission pylon and airframe components are shown, as-received, in Figure 10. The fractures through the aluminum airframe beams exhibited overload fracture features (see Figure 11). Material and condition of the aluminum airframe components met the engineering drawing requirements.

There were a number of torn screw holes on portions of the skin and structural panels submitted to the lab. The surfaces were too damaged for an examination under the scanning electron microscope (SEM), but the appearance is consistent with ductile overload as the screws were torn from the holes.

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended; Title 50, U.S.C., App. 2451 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination in accordance with provisions of DoD Directive 5000.26. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 5 of 23

In the panels and skin. There were no features on the torn screw holes that would suggest progressive fatigue cracking (see Figure 12).

All four lift links were submitted to the laboratory. Each link was bent as shown in Figure 13. The transmission side rod end of the left-hand aft lift link fractured as a result of overload (see Figure 14). The fractured stainless steel rod end bearing housing met the engineering drawing material and hardness requirements.

There was yielding and a "cup and cone" fracture, both typical of overload, through the center of the stainless steel right-hand aft link.

The rod end of the fore/aft restraint was fractured. The fracture face features were consistent with ductile bending overload (see Figure 15).

The four lift link fittings, which act as the attachment point between the lift links and the airframe, were visually inspected. No notable damage, cracks, or fractures were observed.

The fluid filled vertical pylon mounts did not exhibit notable damage. Fluid was visible through the sight glass (see Figure 16).

Hydraulic Actuators

The three hydraulic actuators were submitted to the lab as shown in Figure 17. Hydraulic fluid samples were taken from ports on each of the actuators, in the lab, and submitted to the Chemical Process Laboratory for analysis using Fourier Transform Infrared Spectroscopy (FTIR). The samples were found to be chemically similar to MIL-PRF-5606 (see Attachment 1).

The hydraulic actuators were then tested with an input pressure of 1,500 PSI on a hydraulic test bench with fluid supplied from the test bench (see Figure 18). Each actuator demonstrated full extension and retraction. The lateral actuator (S/N: HR633AB) extended and retracted at typical speed. The longitudinal actuator (S/N: HR592A) retracted at typical speed, but extended relatively slowly. The collective actuator (S/N: HR591AB) extended at typical speed, but retracted slowly.

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Disseminate in accordance with provisions of EAO Directive 5000 05. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 6 of 23

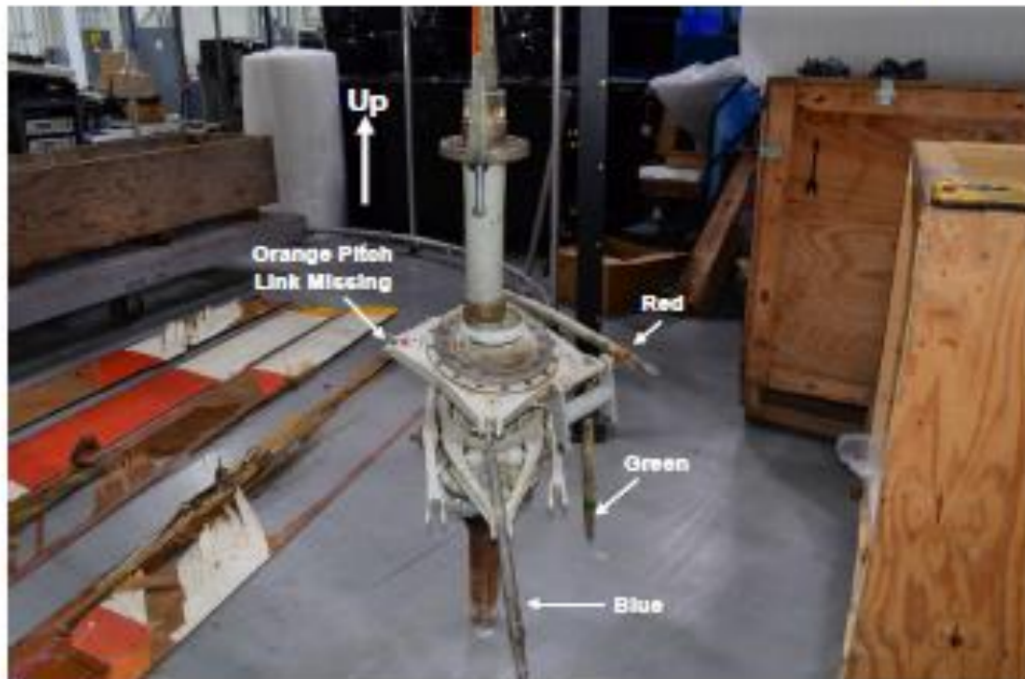
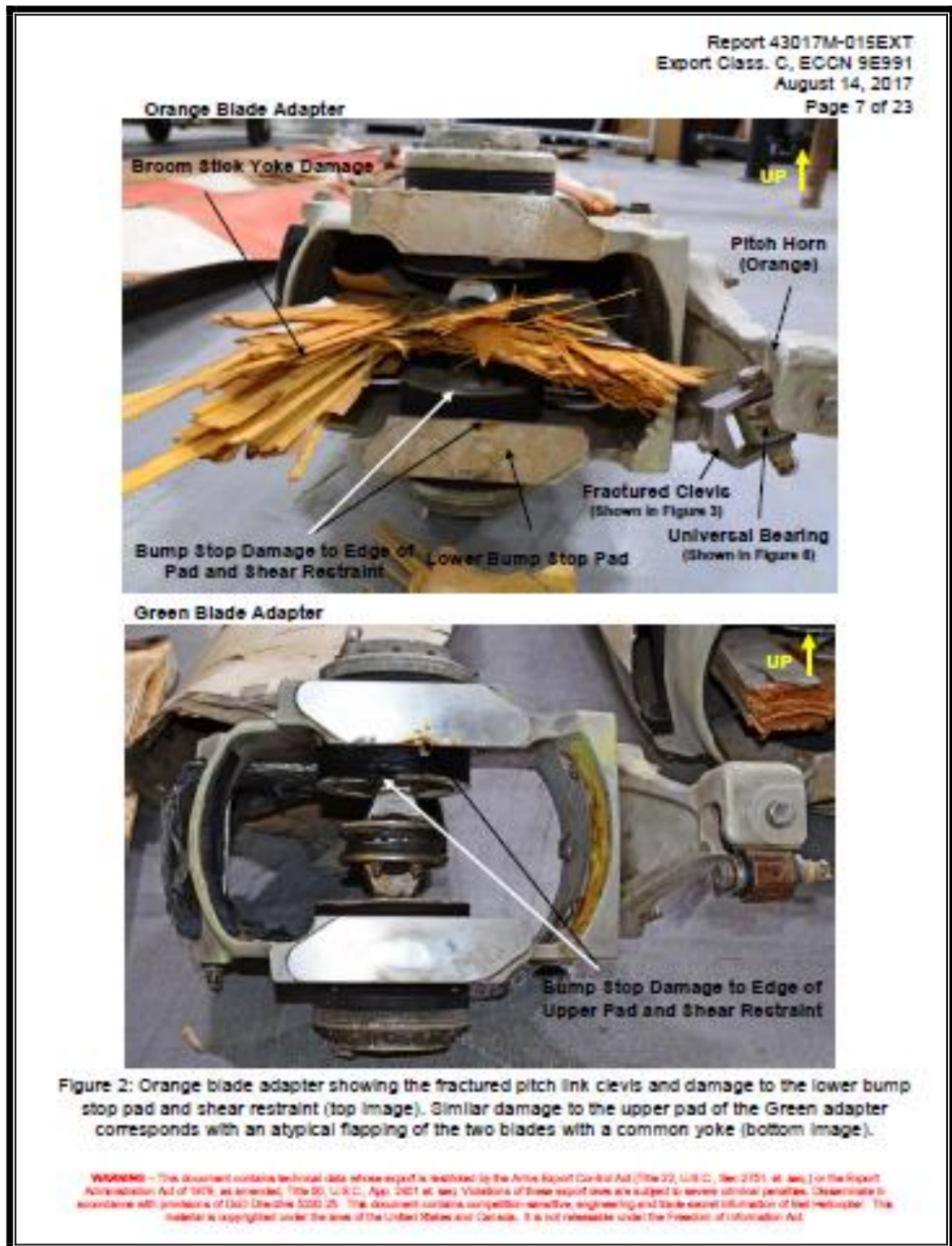
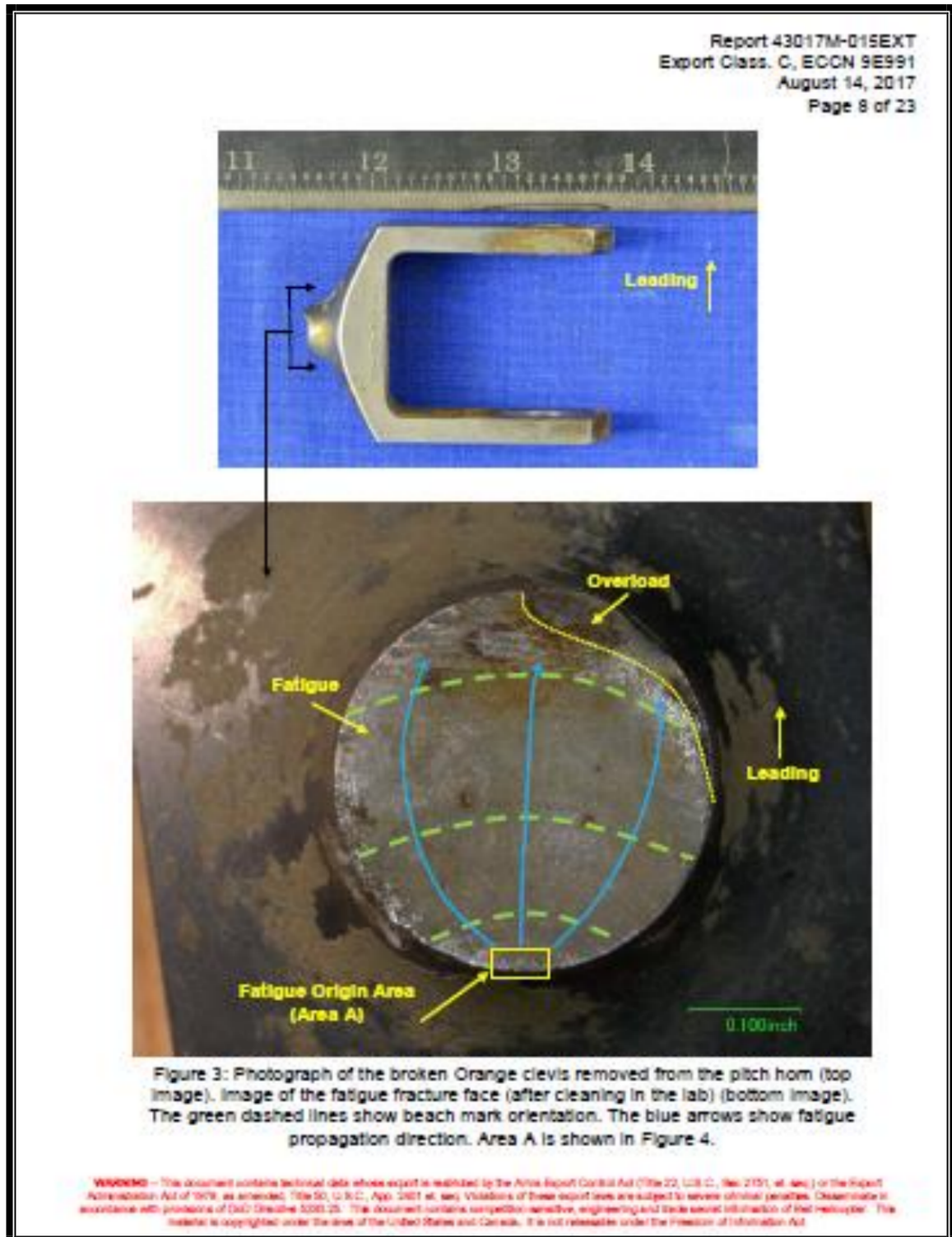
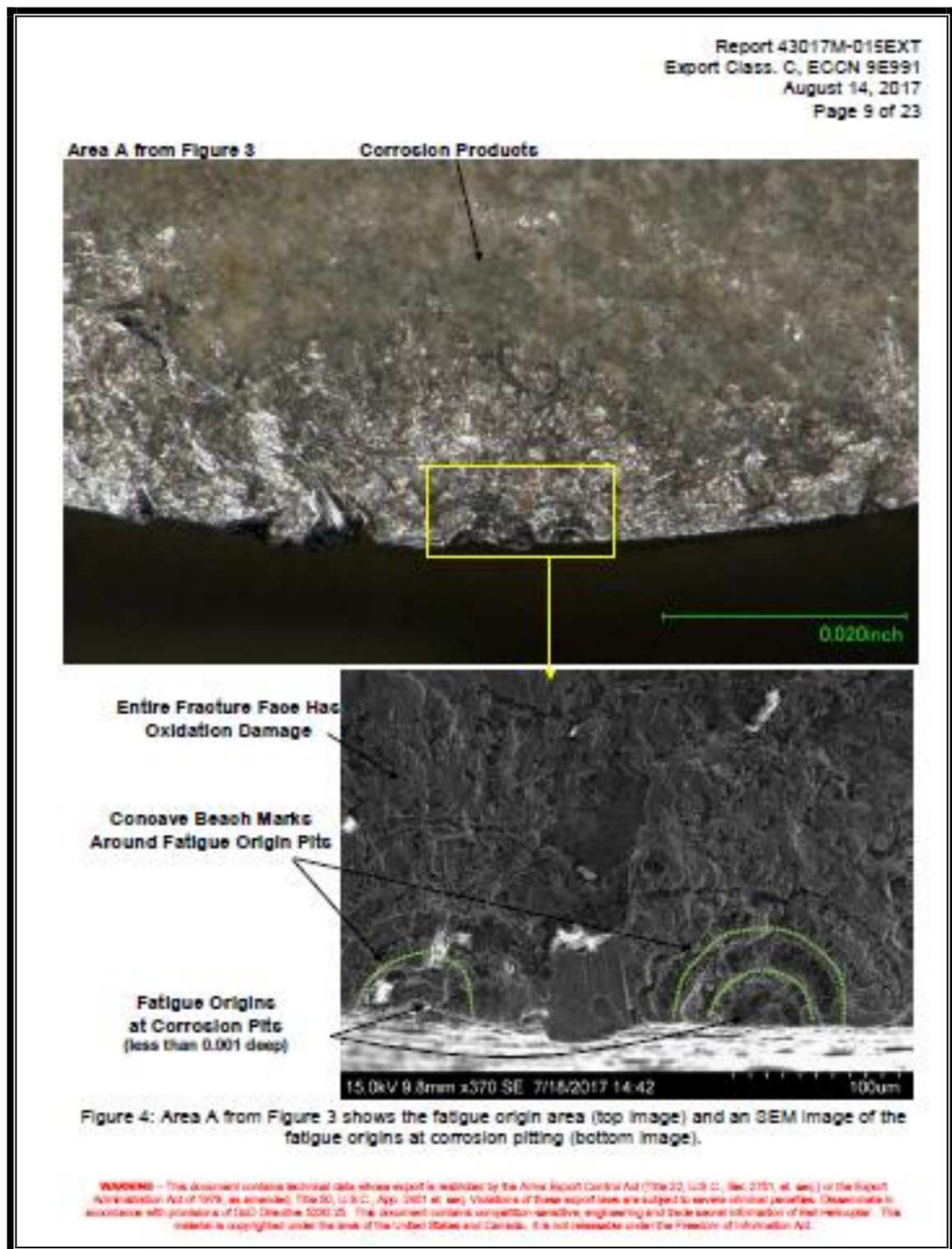


Figure 1: Photograph of the mast and controls assembly as-received by the Field Investigations Laboratory.

WARNING -- This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, USC 32, Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, USC 2401, et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Compliance is required with provisions of DoD Directive 5050.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Intel Helicopters. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.







Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 10 of 23



Figure 5: High magnification optical image showing fatigue origin location tilted to show the condition of the clevis surface.

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2751, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 30, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination in accordance with provisions of DoD Directive 5000.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 11 of 23

Orange Universal
Bearing



Lower Orange Universal Bearing
(Representative of Both Ends)



Red Universal Bearing After Sectioning
(Lower End of Bearing)



Figure 6: The Orange universal bearing was seized by corrosion products and no noticeable amount of grease was present on either end of the bearing. The Red universal bearing required atypically high and inconsistent torque to rotate, but had significantly less corrosion product and a noticeable amount of grease.

WARNING: This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, U.S.C., App. 2051 et. seq.). Violation of these export laws are subject to severe criminal penalties. Characterize in accordance with provisions of DoD Directive 5050.26. This document contains competition-sensitive engineering and trade secret information of Intel Products. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 12 of 23

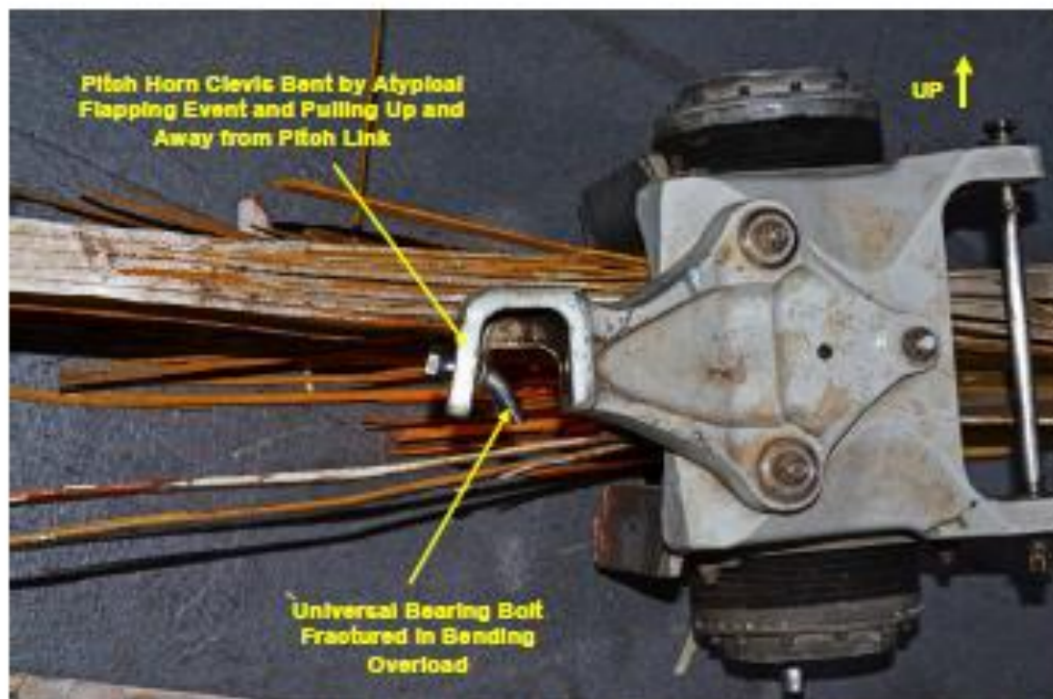


Figure 7: Bending damage resulting from the Blue blade pulling up and away from the pitch link during an atypical flapping event.

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination is inconsistent with provisions of Data Directive 5000.25. This document contains competition sensitive, engineering and trade secret information of that helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class: C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 13 of 23



Figure 8: Overview of the blades (top image). The aft tip weight package was missing from the Blue blade (bottom image)

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2751, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Classification is accordance with provisions of DoD Directive 5200.25. This document contains competition sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the provisions of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 14 of 23

Fractured Bump Stops



Hydraulic Support, Hub Adapter, Drive Link Collar, and Attachment Hardware



Drive Shaft Components

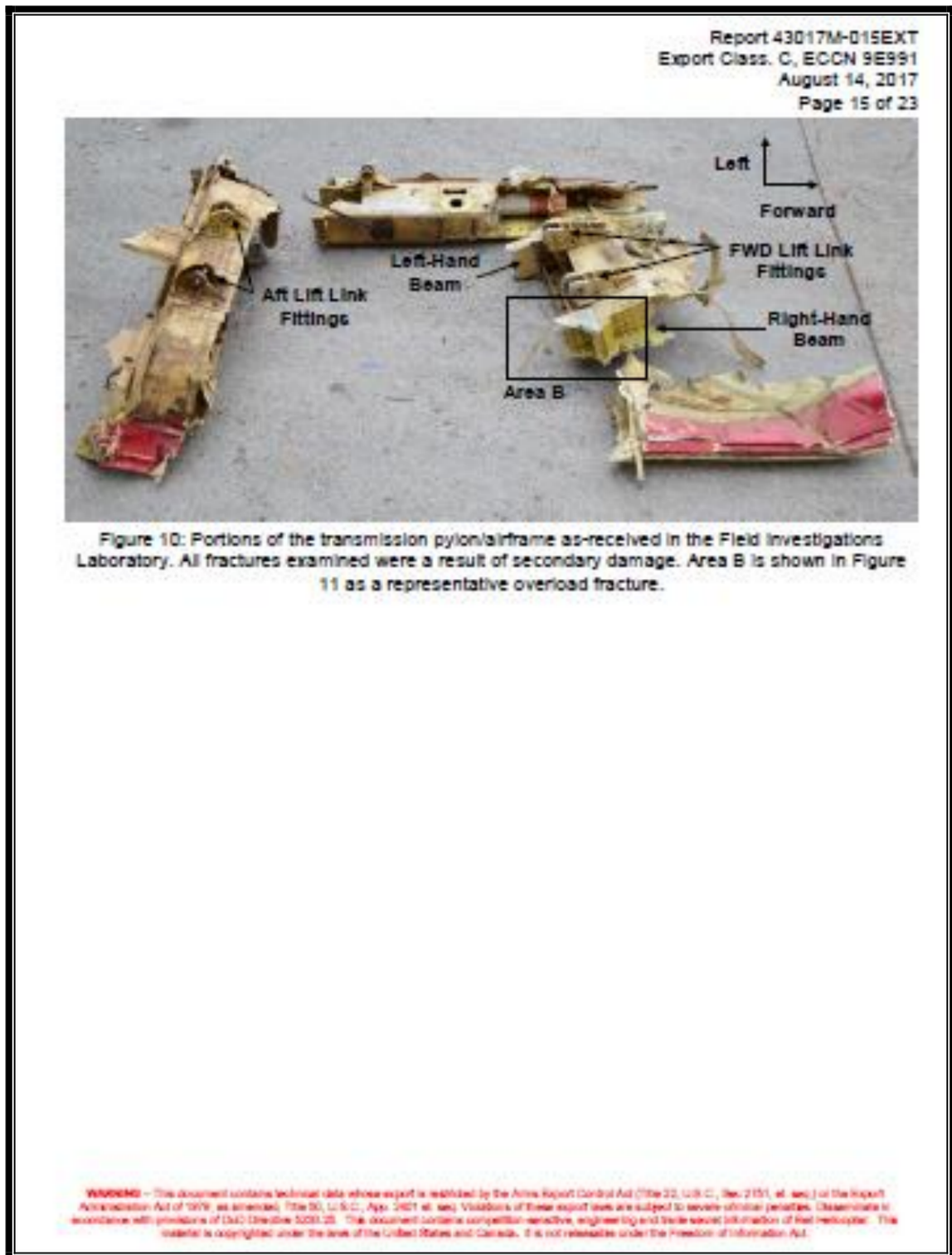


Rotor Brake Disk



Figure 9: Assorted components exhibiting secondary damage

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, U.S.C., App. 2401, et seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination in accordance with provisions of DoD Directive 5200.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.



Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 16 of 23

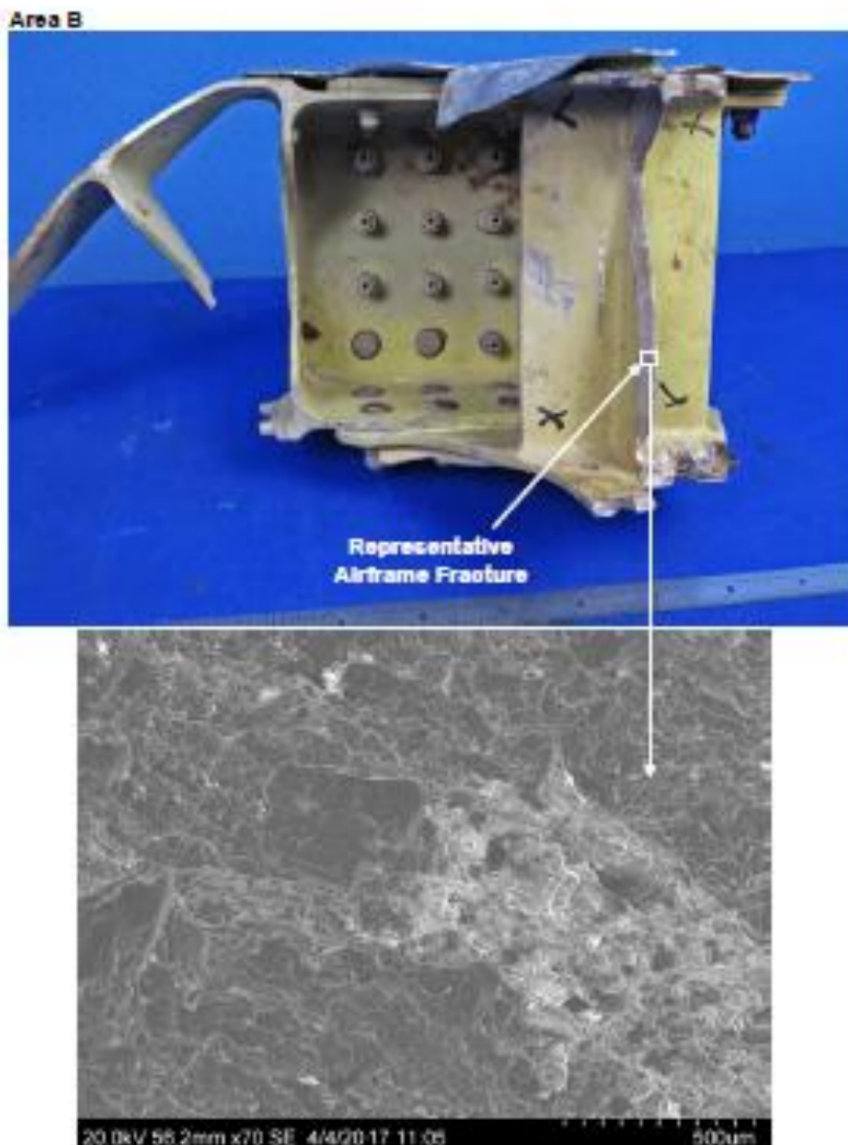
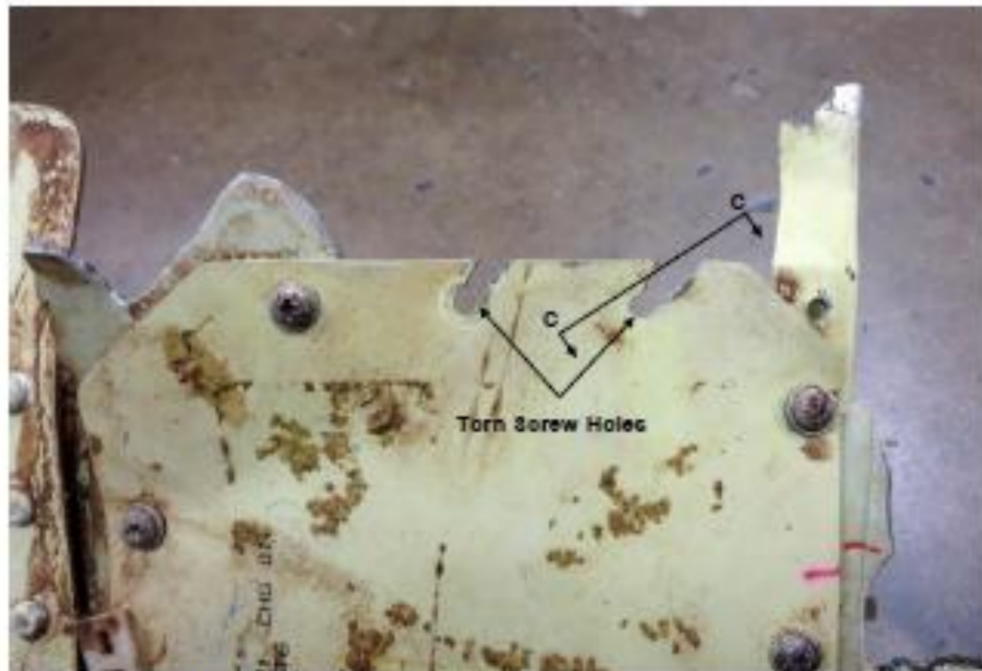


Figure 11: Area B from Figure 10 (top image). The SEM image (bottom image) is representative of the fractures in Area B and the other airframe fractures. The remnants of overload dimples are visible under oxidation products.

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 30, U.S.C., App. 2401 et. seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Compliance is accordance with provisions of DoD Directive 5050.26. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Lockheed Martin. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the provisions of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, EOCN 9E991
August 14, 2017
Page 17 of 23



View C-C Rotated 45° CW



Figure 12: Representative condition of the torn screw holes on submitted skin/structural panel sections removed in the lab from the airframe components.

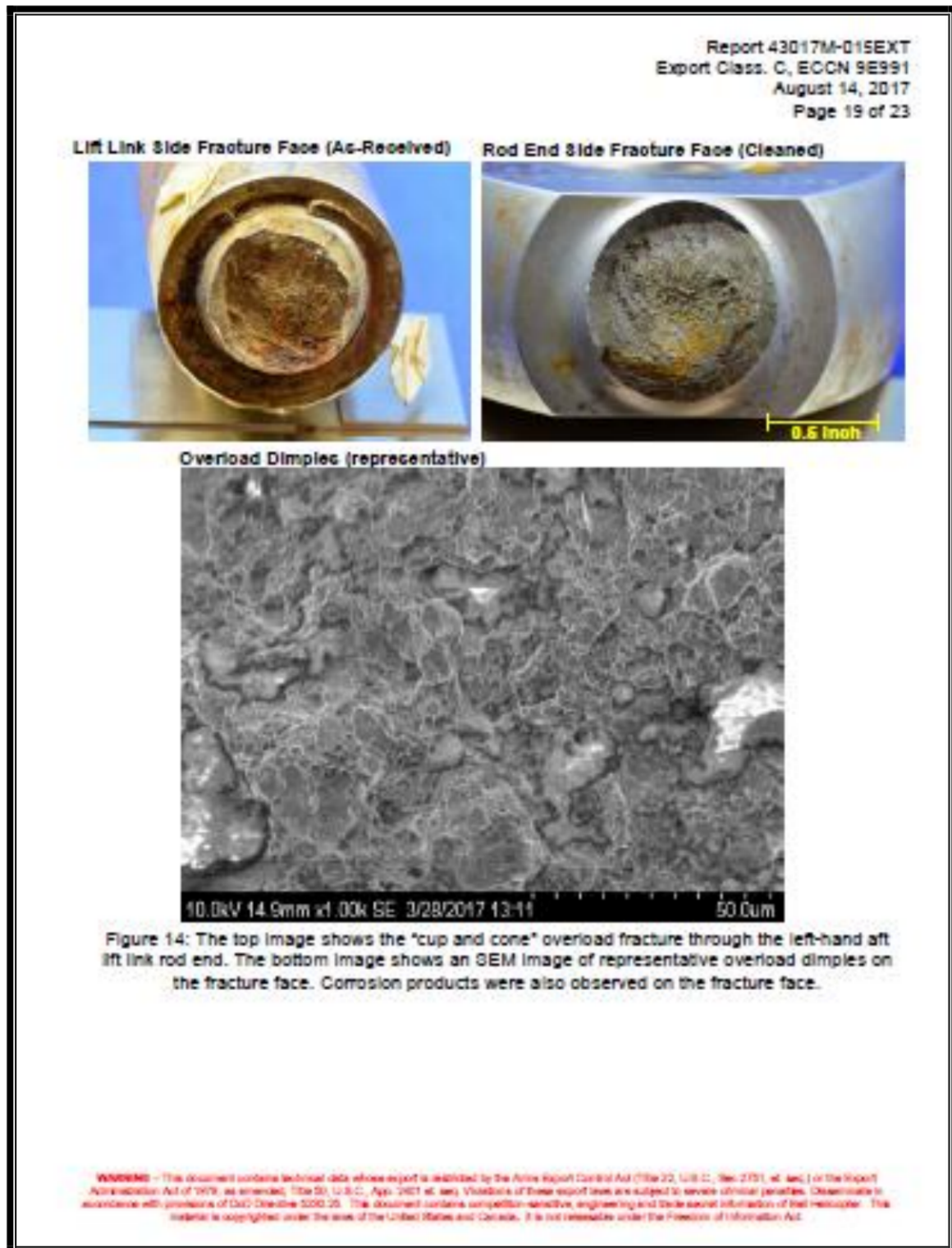
WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, USC 62, Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, USC 62, App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination to unauthorized persons is prohibited by E.O. 12958. This document contains proprietary information, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 18 of 23



Figure 13: View of the bent lift links with the bend locations and angles provided. A view of the fractured rod end attached to the left-hand aft lift link is shown in Figure 14.

WARNING – This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 30, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Disseminate in accordance with provisions of DoD Directive 5000.25. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.



Report 43017M-D15EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 20 of 23

Fore/Aft Restraint



Figure 15: The threaded portion of the fore/aft restraint rod end was fractured. The ductile deformation and "cup and cone" features of the fracture are consistent with overload. The fracture face itself was heavily corroded.

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, USC 6201, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended (Title 50, USC 2401, et. seq.). Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Dissemination in accordance with provisions of DOD Directive 5000.25. This document contains competition sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECCN 9E991
August 14, 2017
Page 21 of 23

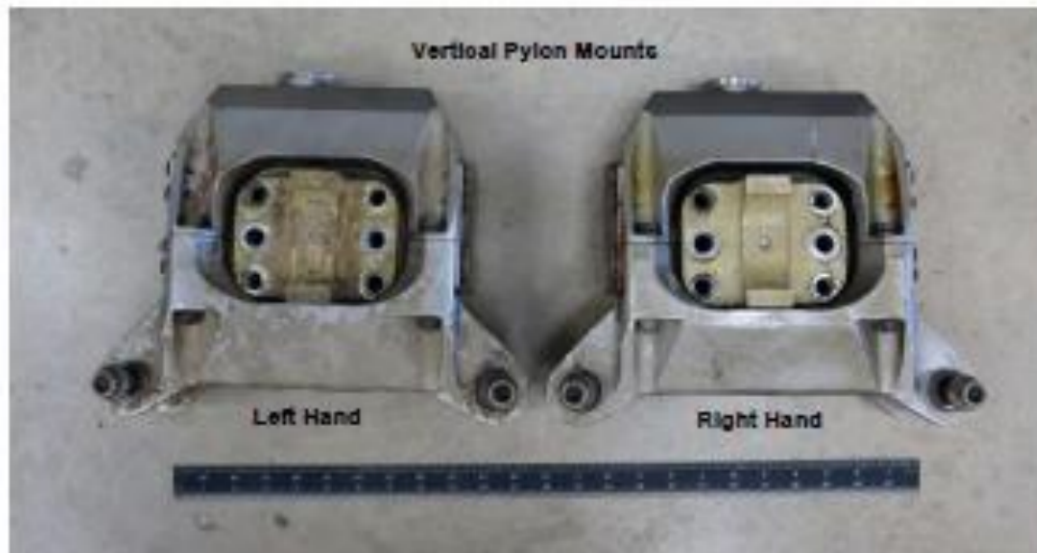


Figure 15: Overview of vertical pylon mounts (top image). Fluid was visible through the sight glass on the top of each mount (bottom image).

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec. 2151, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, U.S.C., App. 2401 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Obsolete in accordance with provisions of Executive Order 13526. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.

Report 43017M-015EXT
Export Class. C, ECON 9E991
August 14, 2017
Page 22 of 23



Figure 17: The hydraulic actuators as-received in the lab.



Figure 18: Setup used for hydraulic bench testing.

WARNING - This document contains technical data whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, USC 2, Sec. 2751, et. seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, Title 50, USC 2, App. 2481 et. seq. Violations of these export laws are subject to severe criminal penalties. Compliance is necessary with provisions of 15a) Executive Order 12065. This document contains competition-sensitive, engineering and trade secret information of Bell Helicopter. This material is copyrighted under the laws of the United States and Canada. It is not releasable under the Freedom of Information Act.