

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-050/CENIPA/2015

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PP-LLS
MODELO:	EC 155 B1
DATA:	02ABR2015



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PP-LLS, modelo EC 155 B1, ocorrido em 02ABR2015, classificado como “com comandos de voo”.

Durante o início do taxiamento para a realização de balanceamento dinâmico do rotor principal, a aeronave decolou. Pouco tempo depois, o helicóptero foi avistado em voo descendente e descontrolado até colidir contra edificações.

A aeronave ficou completamente destruída.

Todos os ocupantes faleceram no local do acidente.

Houve a designação de representante acreditado da França – BEA (*Bureau d'Enquête et d'Analyses pour la Sécurité de L'Aviation Civile*), Estado de fabricação da aeronave e dos motores.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.....	7
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	33
1.8. Auxílios à navegação.....	33
1.9. Comunicações.....	33
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	33
1.11. Gravadores de voo.....	34
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	34
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	35
1.13.1. Aspectos médicos.....	35
1.13.2. Informações ergonômicas.....	35
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	35
1.14. Informações acerca de fogo.....	36
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	36
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	36
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	57
1.18. Informações operacionais.....	59
1.19. Informações adicionais.....	61
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	62
2. ANÁLISE.....	62
3. CONCLUSÃO.....	72
3.1. Fatos.....	72
3.2. Fatores contribuintes.....	74
4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA	75
5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	76

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AP	<i>Automatic Pilot</i>
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i>
APM	<i>Automatic Pilot Module</i>
ALS	<i>Airworthiness Limitations Section</i>
AFCS	<i>Automatic Flight Control System</i>
AHRS	<i>Attitude and Heading Reference System</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional do Petróleo
BEA	<i>Bureau d'Enquête et d'Analyses pour la Sécurité de L'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHE	Certificado de Homologação de Empresa
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CI	Comissão de Investigação
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
COM	Certificado de Organização de Manutenção
CTP	Caixa de Transmissão de Potência
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
ea	<i>Each</i>
EC55	Habilitação de Tipo - Eurocopter EC 155 B1
EMM	<i>Engine Maintenance Manual</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i>
FOG	<i>Fiber Optic rate Gyro</i>
h	Horas
Hover IGE	<i>Hover In Ground Effect</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i>
ILS	<i>Instrument Landing System</i>
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i>
Kg	Quilogramas
Kt	Nós
Lat	Latitude

LOC	<i>Localizer</i>
Long	Longitude
Ltda	Limitada
m ²	Metros quadrados
MHz	Megahertz
min	Minutos
mm	Milímetros
MOM	Manual da Organização de Manutenção
MPR	Manual de Procedimentos (ANAC)
MSM	<i>Master Servicing Manual</i>
MTC	Manual de Técnicas Correntes
NA	Não Aplicável
NI	Não Incorporado
NM	<i>Nautical Miles</i>
NSCA	Norma do Sistema do Comando da Aeronáutica
OS	Ordem de Serviço
PA	Piloto Automático
PAMA-SP	Parque de Material Aeronáutico de São Paulo
P/N	<i>Part Number</i>
PLH	Piloto Linha Aérea - Helicóptero
PO	<i>Perform Once</i>
PPR	Piloto Privado - Avião
RI	Relatório de Investigação
RPM	Rotações por Minuto
S/N	<i>Serial Number</i>
S365	Habilitação de Tipo - Eurocopter SA 365
SAS	<i>Stability Augmentation System</i>
SBSP	Indicativo de Localidade - Aeródromo de Congonhas
SERIPA IV	Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
THM	<i>Theory Helicopter Manual</i>
TSN	<i>Time Since New</i>
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i>
VIP	<i>Very Important Person</i>

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: EC 155 B1	Operador: Seripatri Participações Ltda
	Matrícula: PP-LLS	
	Fabricante: Eurocopter France	
Ocorrência	Data/hora: 02ABR2015/ 20:00 (UTC)	Tipo(s): Com comandos de voo
	Local: Bairro Fazendinha	
	Lat. 23°33'57"S Long. 046°51'14"W	
	Município – UF: Carapicuíba - SP	

1.1. Histórico do voo.

A aeronave, com quatro tripulantes e um passageiro a bordo, após procedimentos de análise de vibração do rotor de cauda (*Fenestron*), iniciou o taxiamento no solo, do ponto de estacionamento número 2 para o heliponto, com a finalidade de realizar balanceamento dinâmico do rotor principal.

Durante o taxiamento, a aeronave saiu do solo antes da chegada ao heliponto. Após a saída do solo, a aeronave ganhou altura e se afastou do local de partida até colidir contra duas residências aproximadamente distantes 1,27NM do local da decolagem.

A aeronave ficou destruída.

Todos os ocupantes faleceram no local do acidente.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	4	1	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais em toda a sua estrutura, ficando destruída.

1.4. Outros danos.

Houve danos em duas edificações no local do impacto.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	Piloto
Totais	3.582:00
Totais, nos últimos 30 dias	05:00
Totais, nas últimas 24 horas	00:00
Neste tipo de aeronave	302:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	00:00
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00

Obs.: Os dados relativos às horas de voo foram obtidos por meio de dados fornecidos pela empresa operadora da aeronave e por consulta à Caderneta Individual de Voo (CIV) eletrônica, constante em sistema da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Itápolis, SP, em 1973. A primeira habilitação em helicópteros, registrada no sistema de controle da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), era datada de fevereiro de 1990.

1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero (PLH), e estava com as habilitações técnicas de aeronave tipo EC55, S365, Helicóptero Multimotor Terrestre (HMLT) e voo por instrumentos de helicópteros (IFRH) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O piloto estava qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 6909, foi fabricada pela *Eurocopter France*, em 2010, e estava registrada na categoria Serviços Aéreos Privados (TPP).

O modelo EC 155 B1, helicóptero bimotor, de longo alcance, possuía capacidade para até 13 passageiros.

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) encontrava-se válido.

As cadernetas de célula, do motor 1 e do motor 2 estavam com a Parte 1 desatualizadas. A última escrituração das cadernetas referia-se ao mês de JUN2014 e com registro de 792,2 horas totais de operação.

Entretanto, na ficha de inspeção referente à OS 164/15, constava que a aeronave estava com 1842 ciclos e 892,7 horas totais de operação.

A aeronave pertenceu ao mesmo operador desde a data de sua fabricação.

1.6.1 Comandos de Voo Primários

Os comandos de voo primários são duplicados, um para cada piloto, interligados mecanicamente e são do tipo irreversíveis (assistidos hidráulicamente). Uma das características dos sistemas assistidos hidráulicamente é a pequena força necessária para a sua movimentação.

Para o controle da aeronave, os pilotos atuam por intermédio dos comandos cíclico, coletivo e pedais. De maneira geral, os *inputs* dos pilotos são transmitidos aos servocomandos por meio de hastes flexíveis do tipo *flexible ball type controls* e de alavancas do tipo *bellcranks*. Os *flexible ball type controls* são conectados nas caixas misturadoras por meio dos *bellcranks*. Estes, por sua vez, mudam a direção dos *inputs* dos pilotos, permitindo que a cadeia de comando acione os servocomandos de controle do rotor principal.

O comando cíclico tem a função de inclinar a resultante aerodinâmica do rotor principal em relação ao centro de gravidade da aeronave, criando um momento de arfagem e/ou rolamento.

O comando coletivo provoca a variação idêntica de ângulo de passo em todas as pás, variando a intensidade da força resultante no rotor principal.

O comando de pedais atua no ângulo de passo das pás do rotor de cauda, variando a sua resultante aerodinâmica e, conseqüentemente, proporciona o controle de guinada da aeronave.

Dado que os comandos cíclico e coletivo atuam no rotor principal, os movimentos de ambos os comandos são inseridos em um arranjo de componentes que controla o prato cíclico da aeronave. Todo este conjunto, por sua vez, é responsável pelo controle de ângulo de passo das pás, sendo sua movimentação realizada por três servocomandos (*servo controls*).

O deslocamento idêntico dos servocomandos irá causar uma variação idêntica de ângulo de passo em todas as pás, resultando na variação somente da intensidade da resultante aerodinâmica do rotor principal (comando coletivo).

A movimentação não idêntica dos servocomandos irá resultar na mudança de direção da força resultante, o que gera um momento de arfagem e/ou rolamento da aeronave.

A Figura 1, retirada do *Theory Helicopter Manual (THM)* da *Eurocopter*, mostra como são interligados os comandos de voo acessíveis ao piloto, bem como os servocomandos que movimentam o prato cíclico da aeronave.

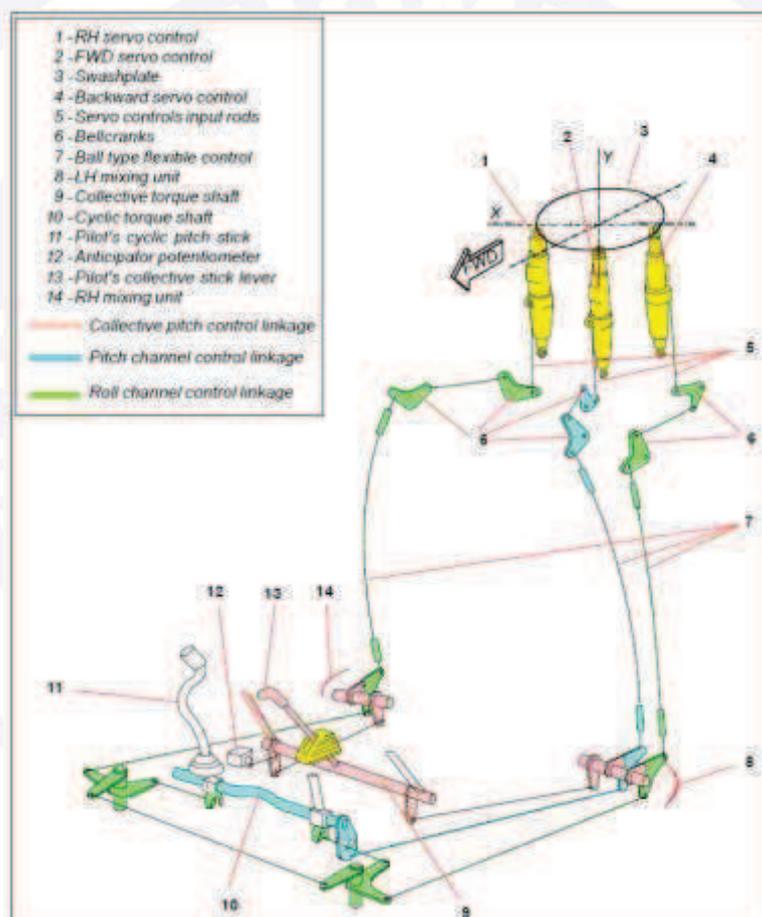


Figura 1 - Comandos de voo primários do rotor principal.(THM, *Eurocopter*).

A Figura 2 apresenta, mais detalhadamente, a nomenclatura dos componentes da cadeia de comando do rotor principal.

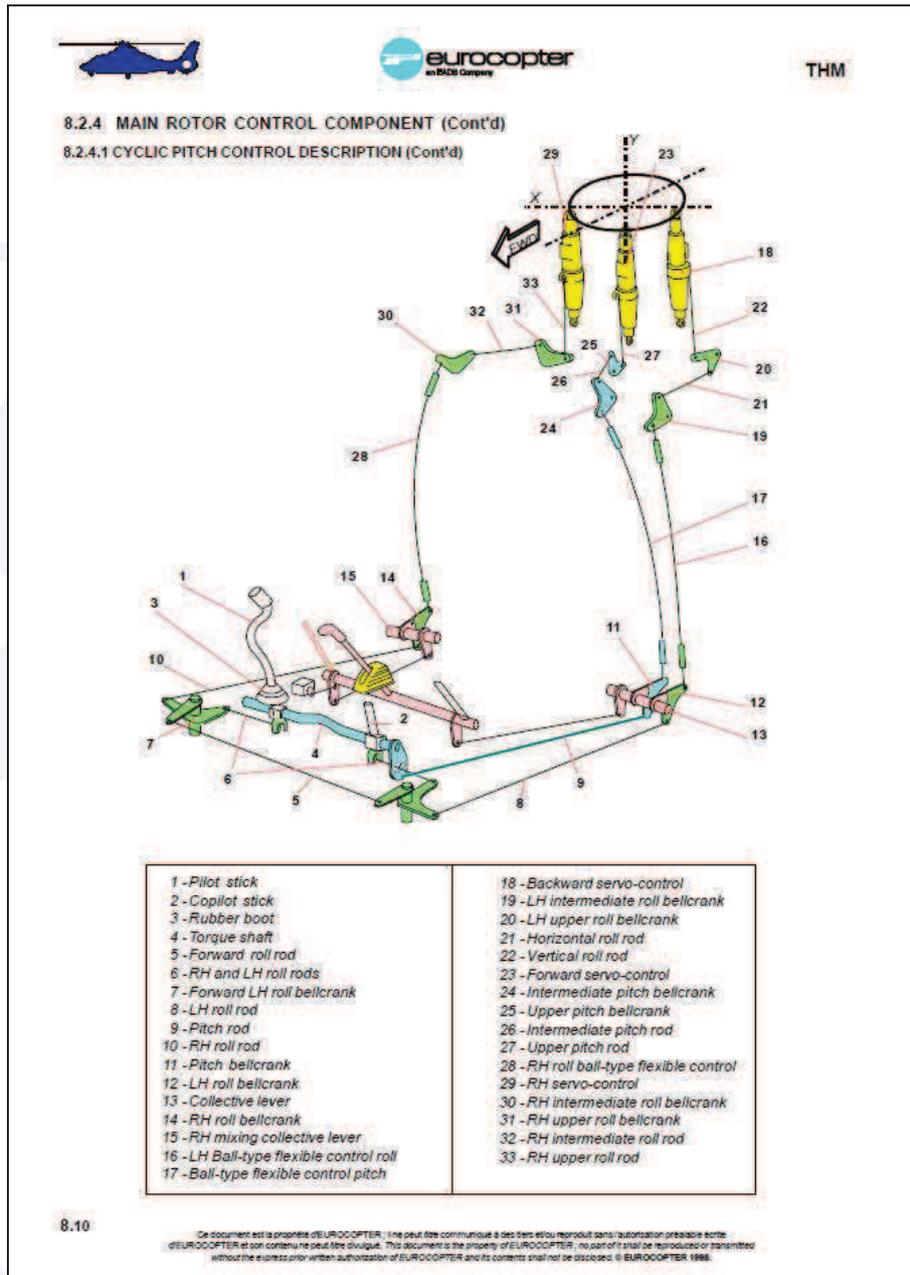


Figura 2 - Principais componentes dos comandos de voo do rotor principal. (THM, Eurocopter).

O modelo acidentado possuía três servocomandos, assim identificados pelo fabricante: *Right Hand servocontrol* (A), *Forward servocontrol* (B) e *Backward servocontrol* (C). A Figura 3 mostra uma vista superior da disposição dos três servocomandos.

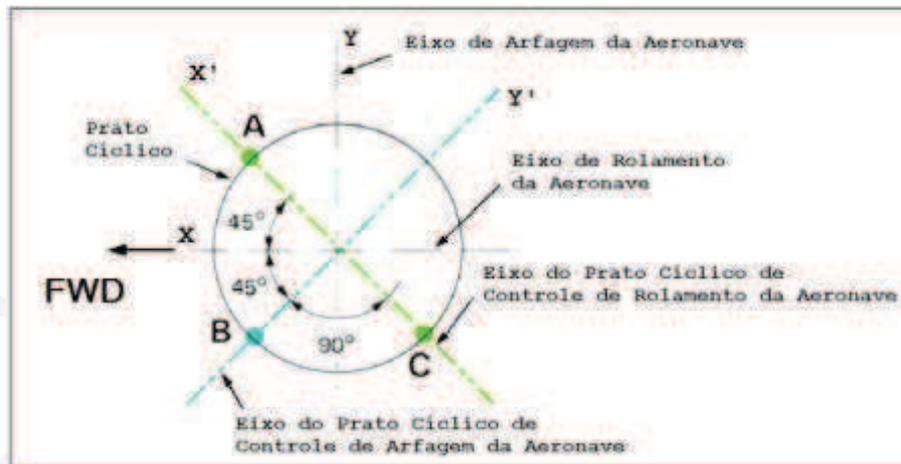


Figura 3 - Vista superior da disposição dos servocomandos A, B e C (Adaptado do THM, Eurocopter).

Para um movimento de arfagem (rotação em torno do eixo y), apenas o servocomando B será movimentado para cima ou para baixo, ocasionando uma rotação do prato cíclico em torno do eixo x' .

Para um movimento de rolamento da aeronave (rotação em torno do eixo x), os servocomandos A e C serão movidos em sentidos contrários, permanecendo o servocomando B fixo, o que ocasiona uma rotação do prato cíclico em relação ao seu eixo y' .

O comando coletivo atua movimentando os três servocomandos igualmente, provocando um movimento paralelo do prato cíclico em relação a sua posição inicial, apenas deslocando-o verticalmente.

A Figura 4 ilustra a movimentação dos servocomandos causada pela atuação em cada um dos comandos de voo.

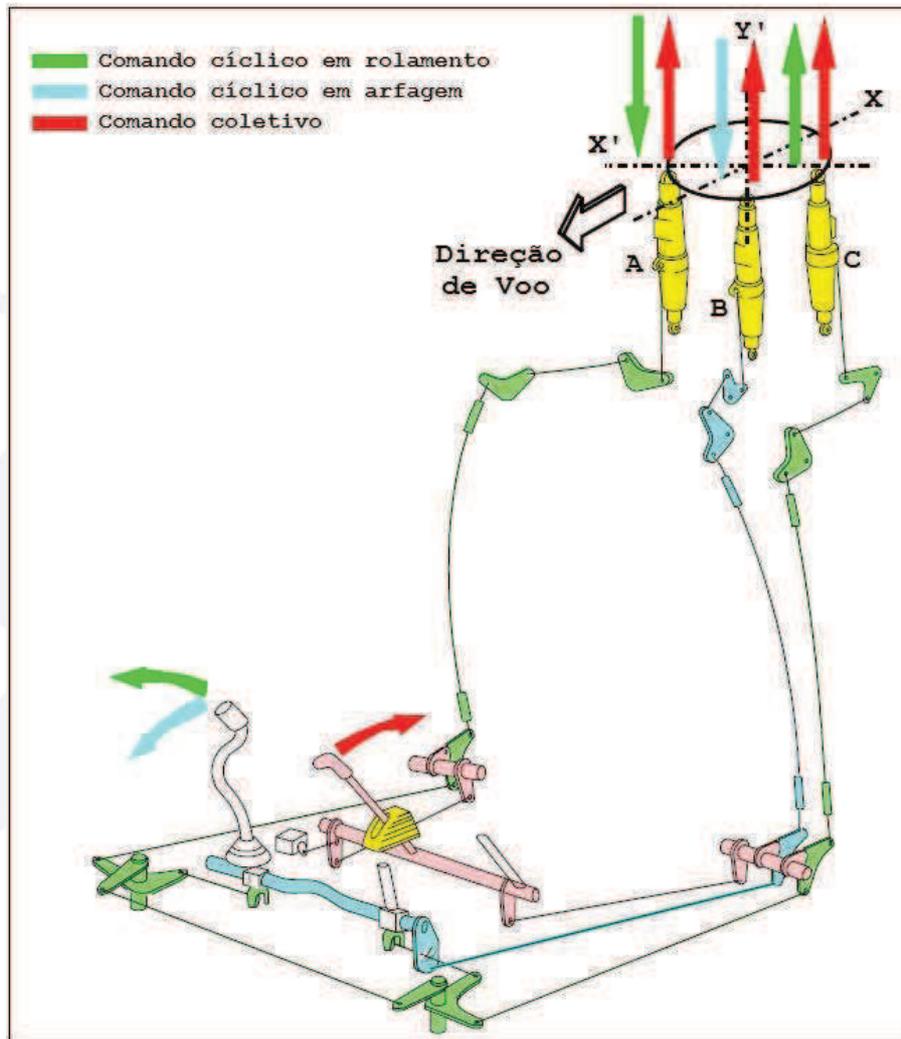


Figura 4 - Movimento dos servocomandos de acordo com a atuação nas alavancas de comando cíclico e coletivo. (Adaptado do THM, Eurocopter).

Os servocomandos atuam no prato cíclico por meio de pressão hidráulica, de acordo com a posição dos comandos de voo. A arquitetura e os principais componentes dos servocomandos são mostrados na Figura 5.

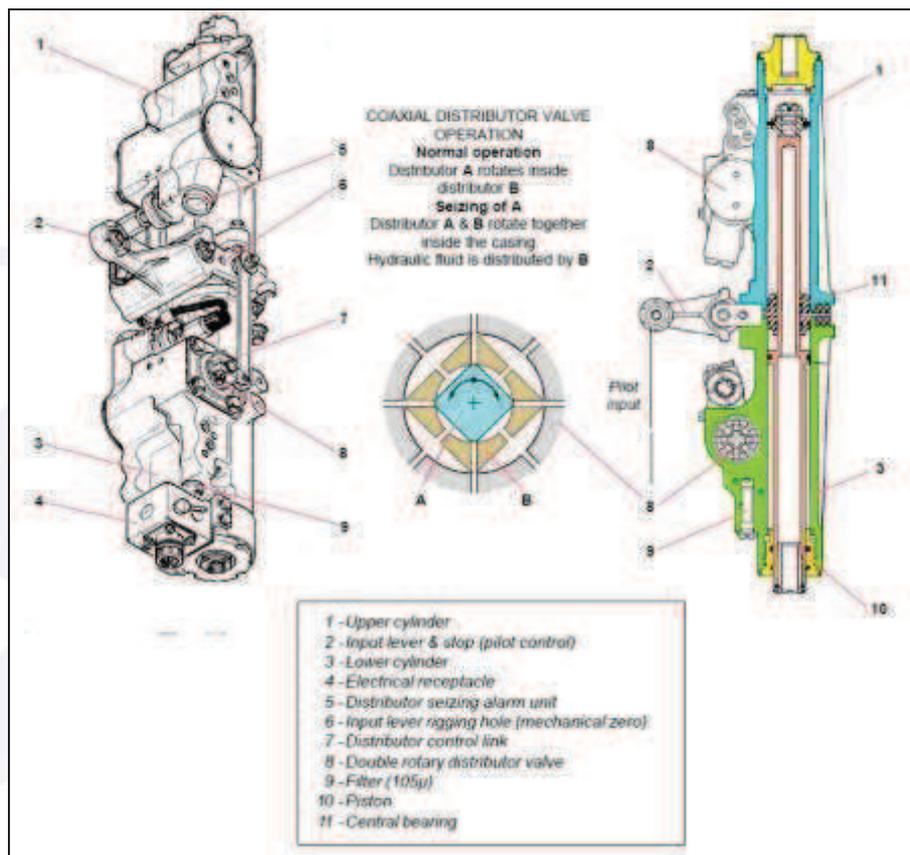


Figura 5 - Arquitetura e principais componentes de um servocomando da aeronave EC 155 B1. (THM, Eurocopter).

A aeronave não possuía um sistema que indicasse a posição dos servocomandos. A Figura 6 mostra esquematicamente detalhes do funcionamento dos servocomandos.

O movimento do servocomando é controlado diretamente pela ação do piloto. Enquanto o *input lever* (item 2 da Figura 5) está sendo movimentado, o servocomando acompanha seus movimentos. Quando os movimentos cessam, a válvula distribuidora é centralizada e o servocomando cessa os seus movimentos.

A Figura 6 mostra o servocomando durante um movimento de retração. Por intermédio de uma ação nos comandos de voo, o *input lever* é movimentado para baixo, atuando na válvula distribuidora, causando a retração no servocomando, abrindo a linha de pressão hidráulica para a câmara A e a linha de retorno para a câmara B.

Na Figura 6, a coloração vermelha representa as linhas de pressão do fluido hidráulico, e a coloração verde representa as linhas de retorno. Existem duas válvulas *Rotary distributor valve* devido à redundância dos sistemas hidráulicos.

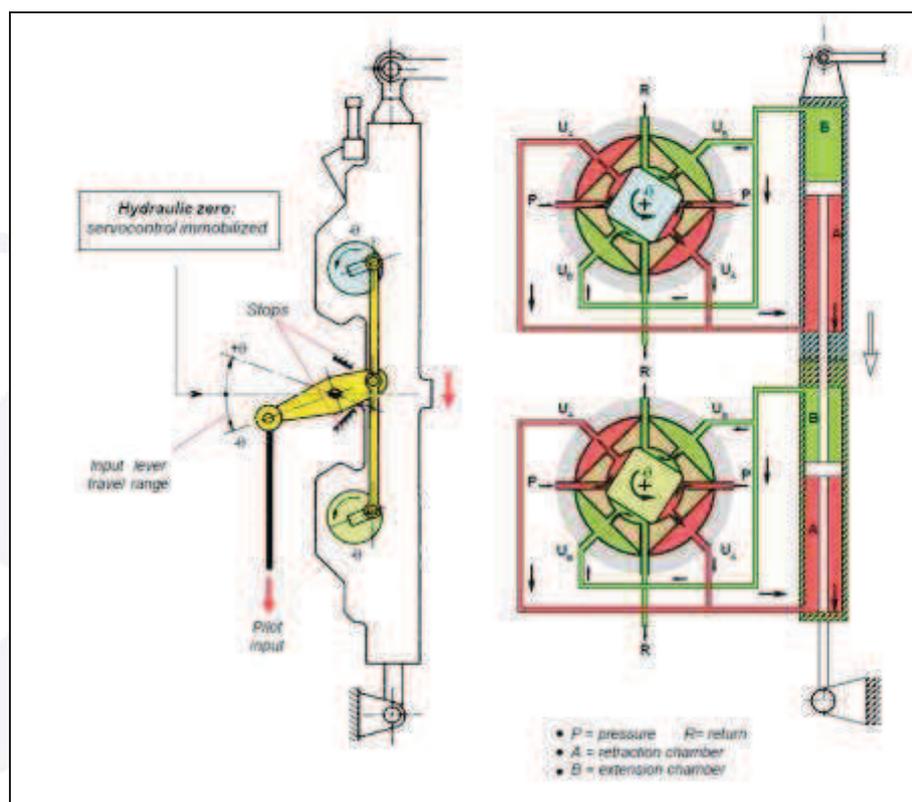


Figura 6 - Operação de um servocomando da aeronave EC 155 B1. (Adaptado do THM, Eurocopter)

1.6.2 Automatic Flight Control System (AFCS)

O *Automatic Flight Control System* (AFCS) é um sistema de controle do voo automático de quatro eixos, capaz de reduzir consideravelmente a carga de trabalho do piloto, permitindo-o realizar o voo sem operar diretamente nos controles de voo.

O sistema possui dois modos de operação: básico e guiamento (avançado). No modo básico, o sistema realiza a estabilização nos eixos de rolamento, arfagem e guinada (*SAS - Stability Augmentation System*). Nos modos de guiamento, o sistema permite o controle da trajetória do helicóptero ao longo de todas as fases de voo.

O componente central do AFCS é o APM (*Automatic Pilot Module*). Este módulo recebe e processa informações de diversas fontes da aeronave e envia sinais aos atuadores de acordo com o modo de operação selecionado.

Dentre as funcionalidades do APM, destaca-se a de realizar testes internos em seu módulo e nos atuadores em série, bem como monitorar os dados de velocidade angular fornecidos pelo *Attitude and Heading Reference System* (AHRS) e pelos *Fiber Optic rate Gyros* (FOG). Além disso, o APM ainda é capaz de gravar mensagens de falhas ocorridas e exibir para a tripulação mensagens a respeito do *status* do sistema.

O AFCS possui também um modo de *backup* do sistema SAS, “*SAS BACK UP*”, que proporciona o aumento da estabilidade nos eixos de rolamento e guinada da aeronave em caso de falha do modo normal.

A Figura 7 ilustra os principais componentes que integram o sistema AFCS. Neste relatório, será abordado o funcionamento de apenas alguns dos componentes do sistema.

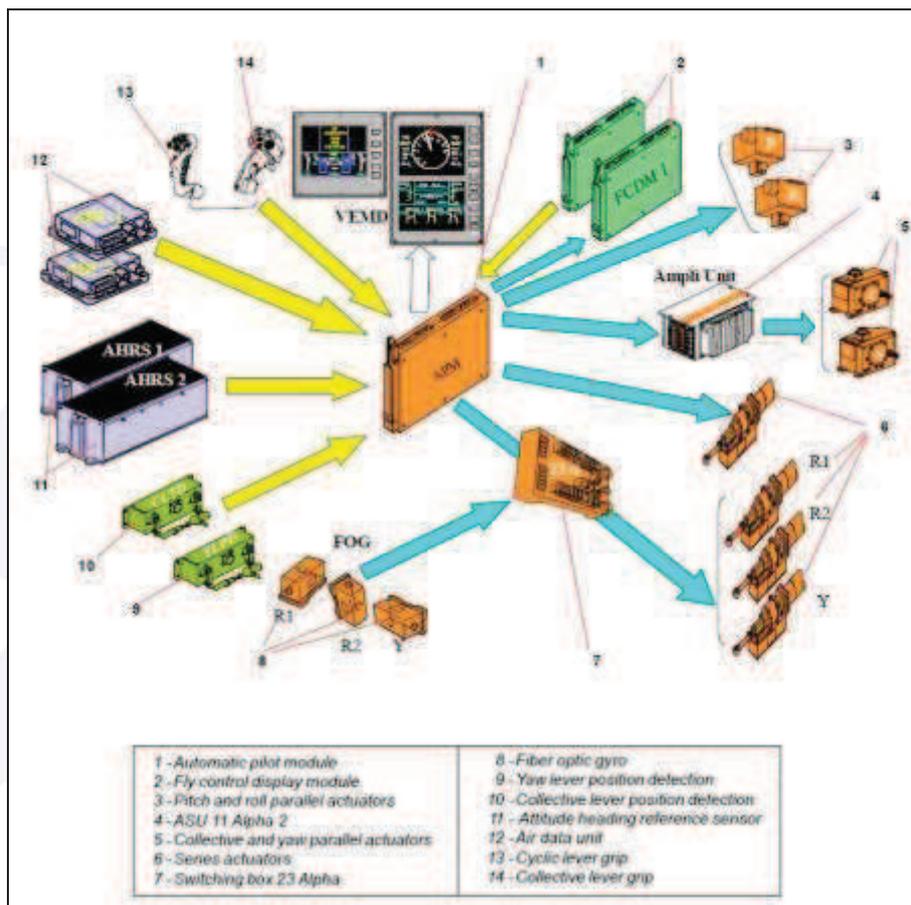


Figura 7 - Visão geral dos componentes do sistema AFCS. (THM, Eurocopter).

Para realizar as funções descritas acima, o sistema AFCS contém dois tipos de atuadores. Os atuadores em série e os atuadores em paralelo.

Os atuadores em série recebem comandos do APM (no modo normal de operação) ou dos sensores FOG (no modo "SAS BACK UP"). O AFCS possui um total de quatro atuadores em série. A localização e denominação desses atuadores são mostradas na Figura 8.

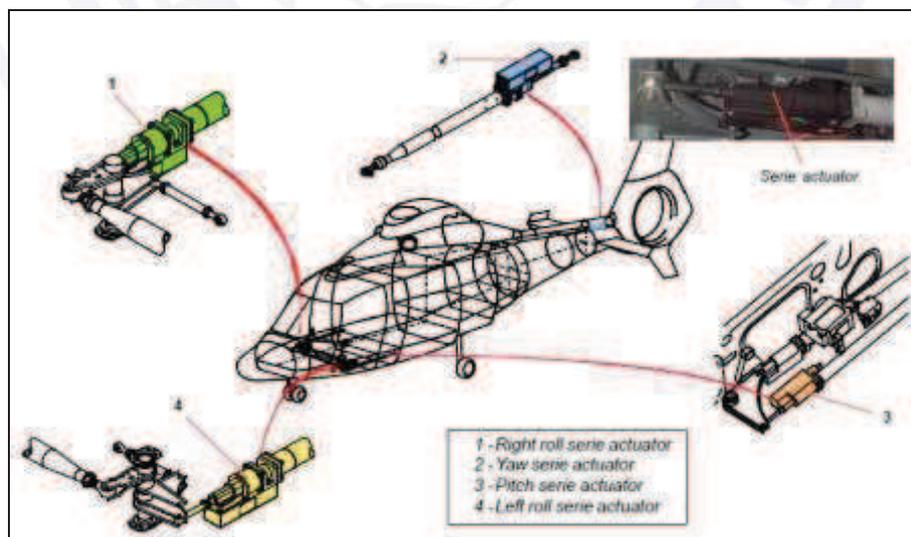


Figura 8 - Localização dos atuadores em série do EC 155 B1. (THM, Eurocopter).

A autoridade de comando dos atuadores em série é de $\pm 13,5\%$ em arfagem, $\pm 18\%$ em rolamento e $\pm 14\%$ em guinada do deslocamento total de cada comando de voo.

Caso a posição da haste do atuador não esteja em conformidade com a posição requerida pelo comandamento, o atuador é automaticamente parado e sua posição travada.

Ressalta-se que a falha descrita acima está relacionada ao modo automático de voo, logo, a princípio, os comandos manuais do helicóptero não são afetados pela falha descrita.

O modo “SAS BACK UP” é engajado quando o botão “SAS” é pressionado em qualquer um dos dois manches do cíclico. Nesse modo, existem 3 (três) *Fiber Optic rate Gyro* (FOG), dois deles medem variações de velocidade angular no eixo de rolamento e um terceiro mede variações de velocidade angular no eixo de guinada. Os FOG fornecem informações aos atuadores em série para a estabilização do helicóptero.

Os atuadores em paralelo estão associados ao sistema de compensação (*trim system*), permitindo aos pilotos corrigirem certas tendências do helicóptero ou compensando-o para uma atitude desejada, minimizando assim a carga de trabalho na cabine.

Os atuadores em paralelo são comandados por meio do APM, tanto no modo automático de guiamento, com o piloto automático engajado, quanto no modo manual, por meio dos interruptores nos comandos cíclico e coletivo, denominados “BEEP TRIM”.

A localização dos atuadores em paralelo é mostrada na Figura 9.

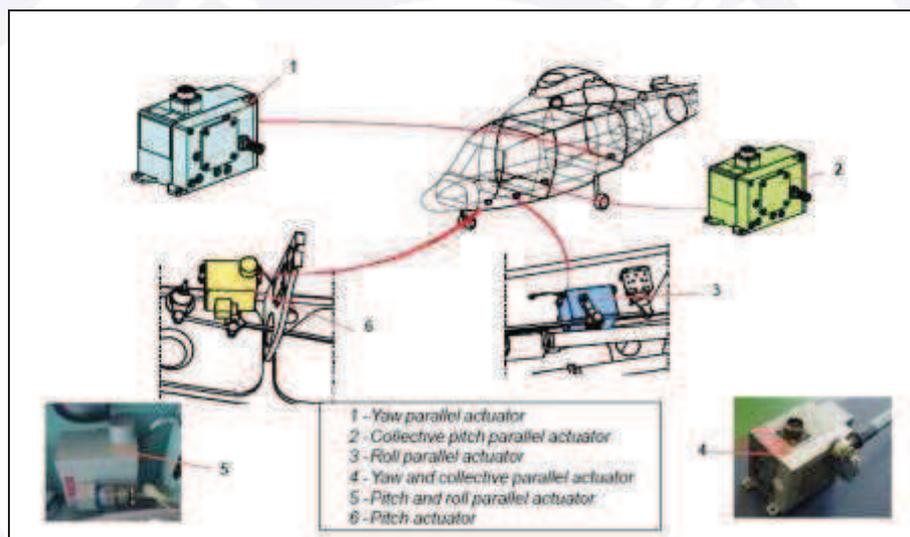


Figura 9 - Localização dos atuadores em paralelo do EC 155 B1 (THM, Eurocopter).

1.6.3 - Manutenção

1.6.3.1 - Registro nas Cadernetas

A última etiqueta fixada na Parte 2 da Caderneta de Célula apresentava, dentre outras, as inspeções de 100 horas/2 meses (ALS 04-20-00) e 300 horas/12 meses (MSM 05-20-00), bem como o cumprimento do Cartão AMM 62.23.02.991GRT01-*Non-rotating Swashplate*, realizadas em 09DEZ2014 pela Organização de Manutenção Helipark, em São Paulo, SP, estando a aeronave com um total de 44,7 horas após essas inspeções.

A última intervenção básica de manutenção dos motores, do tipo “600 horas” (MM 05-20-00), foi realizada em 24OUT2013 pela Organização de Manutenção Helipark, em São Paulo, SP, estando com 280,5 horas voadas após essa inspeção.

A última intervenção básica de manutenção dos motores, do tipo “300 horas” (MM 05-20-00), foi realizada em 27FEV2014 pela Organização de Manutenção Helipark, em São Paulo, SP, estando com 188,7 horas voadas após essa inspeção.

A última inspeção da aeronave, do tipo “50 horas”, foi realizada em 09DEZ2014 pela Organização de Manutenção Helipark, em São Paulo, SP, estando com 44,7 horas voadas após essa inspeção.

A última inspeção da aeronave, tipo IAM, foi realizada em 22OUT2014 pela Organização de Manutenção Helipark, em São Paulo, SP, estando com 70,9 horas voadas após essa inspeção.

1.6.3.2 - Programa de Manutenção

O programa de manutenção previsto para a aeronave modelo EC 155 B1 era estabelecido pelo fabricante *Airbus Helicopters*, através do MSM (*Master Servicing Manual - Maintenance Program*), manual este que definia os tempos limites operacionais e os intervalos de manutenção, bem como o ALS (*Airworthiness Limitations Section*), que estabelecia as limitações de aeronavegabilidade e os *checks*.

Todos os procedimentos, informações e detalhamentos das tarefas de manutenção e operações de manutenção, que deveriam ser realizados no helicóptero EC 155 B1, estavam descritos nas Publicações Técnicas do fabricante *Airbus Helicopters*.

1.6.3.2.1 - Intervalos de manutenção:

Basicamente, o MSM estabelecia os seguintes intervalos de manutenção:

a) Verificações diárias (Daily Checks):

As verificações diárias eram concebidas para garantir a disponibilidade operacional do helicóptero e deveriam ser realizadas por uma pessoa qualificada em manutenção, por um piloto ou por um mecânico de voo qualificados pela organização de manutenção do operador. Os seguintes *checks* eram assim definidos:

- Inspeção de 15 horas (15 FH):
- Deveria ser realizada no máximo a cada 15 horas de voo ou 7 dias (o que ocorresse primeiro); ou antes de retomar os voos, caso o helicóptero ficasse sem voar por 7 dias ou mais, de acordo com as condições definidas no Manual de Técnicas Correntes e no Manual de Manutenção do Motor.
- Aceitação do helicóptero pelo piloto e/ou incorporação de uma modificação no helicóptero.
- *Check* pré-voo em clima frio e muito frio.
- Inspeção de sistemas opcionais.

b) Supplementary check (S):

Essas verificações suplementares deveriam ser realizadas a cada 100 horas de voo, sem exceder 1 ano. Elas visavam verificar as condições dos componentes sujeitos a curtos intervalos de inspeção (menores que da inspeção básica).

c) Additional Check (F):

Inspeção em conformidade com FAR 43-11, exigida por algumas autoridades de governo, em determinadas circunstâncias (renovação do certificado de aeronavegabilidade, mudança de propriedade, etc). As operações das verificações do tipo F complementavam as verificações do tipo S.

d) Basic Inspection (T ou A):

A inspeção básica era composta por verificações relacionadas à operação da aeronave, realizadas a cada 600 horas de voo (inspeção tipo T), ou a cada 2 anos (inspeção tipo A). Esta inspeção básica incluía testes funcionais para monitorar o comportamento dos componentes e sistemas, bem como inspeção da condição de

componentes que tinham influência direta sobre a condição de aeronavegabilidade do helicóptero.

1.6.3.3 - Serviços de Manutenção Realizados

O operador da aeronave, dentro do controle de manutenção das suas aeronaves, contratou a Organização de Manutenção Helipark para a execução de serviços, conforme ordem de serviço (OS) número 164/15, aberta no dia 11FEV2015. A aeronave foi trasladada no dia anterior (10FEV2015), pelo operador da aeronave.

A referida OS apresentava as seguintes tarefas previstas nas publicações técnicas da aeronave:

1. Inspeção Diária;
2. Inspeção de 15 horas / 7 dias de célula;
3. Inspeção de 2 anos de célula;
4. Inspeção de 600 horas / 2 anos de célula;
5. Inspeção de 1 mês de célula;
6. Inspeção de 100 horas / 2 meses de célula;
7. Inspeção de PO de 90 horas de célula;
8. Inspeção de 100 horas de célula;
9. Inspeção de 100 horas / 6 meses de célula;
10. Inspeção de 100 horas / 1 ano de célula, Tipo "S";
11. Inspeção de 50 horas de célula;
12. Inspeção de 300 horas de célula;
13. Inspeção de 600 horas / 6 meses de célula;
14. Inspeção de 3 meses de célula;
15. Inspeção de 15 horas / 7 dias em ambos os motores;
16. Inspeção de 50 horas em ambos os motores;
17. Inspeção de 6 meses de célula;
18. Inspeção de 600 horas / 1 ano de célula;
19. Inspeção de 1 ano de célula;
20. Inspeção de 5 anos de célula;
21. Cumprimento de algumas Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA); e
22. Outros serviços de manutenção envolvendo substituição, remoção, reinstalação de componentes e retoque de pintura.

Constava também na OS que as cinco pás do rotor principal (P/N 365A11-0080-01, com os seguintes números de série: 2176, 2167, 2168, 2164 e 2175) seriam removidas e reinstaladas, após inspeção e reparos realizados pela Helibras - CHE 8004-01/ANAC (serviços detalhados mais adiante).

Cabe esclarecer que algumas inspeções "calendárias" (1, 2 e 5 anos; entre outras) eram realizadas conjuntamente, de acordo com o manual de manutenção do fabricante da aeronave.

1.6.3.4 - Estrutura da Ordem de Serviço nº 164/15

A OS apresentava basicamente a seguinte estrutura:

- campos com informações da Organização de Manutenção, informações cadastrais do cliente, informações da aeronave e dos motores;
- uma coluna denominada SERVIÇO(S) A EXECUTAR, dividida em linhas apontando cada uma das diversas Inspeções/Checks a serem executados na aeronave, agrupados de acordo com vários limites e critérios estabelecidos no *Master Servicing Manual* (MSM), ou no *Airworthiness Limitations Section* (ALS), bem como outros serviços de manutenção;
- uma coluna denominada SERVIÇO(S) EXECUTADO(S), dividida em linhas para descrever cada Inspeção/Check e outros serviços de manutenção que foram efetivamente executados na aeronave;
- uma coluna denominada H/H, dividida em linhas, que media a quantidade de trabalho realizada por uma pessoa durante o período de uma hora;
- uma coluna denominada MEC, dividida em linhas para o registro da assinatura/rubrica do Mecânico de Manutenção que havia executado cada serviço de manutenção, Inspeção/Check;
- uma coluna denominada INSP, para o registro da assinatura do inspetor que havia realizado a inspeção de cada serviço executado pelo mecânico;
- uma linha final com campo denominado Inspeção Preliminar, Inspeção Final, Data de Abertura e Data de Fechamento da OS, além de outras informações gerenciais.

Todas as inspeções e serviços de manutenção executados na célula apresentavam, na coluna denominada “MEC”, o registro da assinatura de um mecânico que executou cada tarefa.

Com relação aos registros do inspetor, verificou-se que no campo “Inspeção Preliminar” (inspeção realizada quando a aeronave entra na organização de manutenção) havia o registro de um carimbo.

A coluna “INSP” não apresentava registro de assinatura ou carimbo do inspetor (indicando a aceitação dos serviços que foram executados pelo mecânico) em 42 das 43 ações de manutenção constantes da OS164/15.

1.6.3.5 - Fichas de Inspeção

As Fichas de Inspeções elaboradas para as diversas inspeções executadas na aeronave PP-LLS foram baseadas no *Master Servicing Manual* (MSM) e no *Airworthiness Limitations Section* (ALS) do EC 155 B1. As Fichas de Inspeções elaboradas para as inspeções nos motores foram baseadas no manual de manutenção do motor modelo ARRIEL 2C2, da TURBOMECA.

Cada inspeção executada na aeronave era composta por diversas tarefas (*task*) definidas em função de determinados intervalos de tempo, ou quantidade de horas de voo (conforme descrições no MSM/ALS), definindo assim cada uma das diversas Fichas de Inspeção que compunham a coletânea de fichas.

Os procedimentos para execução de cada tarefa eram descritos nos manuais de manutenção da aeronave e/ou em outras publicações técnicas do fabricante, informando detalhadamente: as ferramentas especiais (quando necessárias); os materiais; os componentes de troca de rotina; as documentações aplicáveis, incluindo instruções de remoção/instalação; as instruções gerais de segurança; as instruções sobre aperto

(torque) e frenagem; as instruções sobre aplicação de produtos; e os passos preliminares necessários.

Cada tarefa que compunha cada Ficha de Inspeção apresentava um campo para o registro do carimbo ou assinatura do mecânico, a fim de indicar a realização da tarefa. As fichas possuíam também um campo para o registro do carimbo ou assinatura do inspetor, a fim de indicar a aceitação, por este, da tarefa de manutenção realizada pelo mecânico.

Todas as tarefas das Fichas de Inspeções executadas na aeronave apresentavam o registro do carimbo de um mecânico, indicando a realização dessas tarefas, ou indicando que algumas tarefas não eram aplicáveis (NA), ou ainda que determinados equipamentos não estavam incorporados (NI).

No que tange ao registro do inspetor, havia registro de carimbo/assinatura e data apenas para as tarefas das Fichas de Inspeções realizadas nos motores. Nas demais Fichas de Inspeções, nenhuma das tarefas executadas apresentava o registro do carimbo/assinatura do inspetor e data da aceitação das tarefas.

Todas as Fichas de Inspeções apresentavam, logo após a última tarefa, a seguinte expressão:

Certifico que a aeronave aqui especificada foi inspecionada de acordo com o programa de manutenção do fabricante, e foi verificado estar em condições aeronavegáveis.

Logo abaixo desta expressão, existia o campo para ser registrado o carimbo/assinatura do mecânico, bem como o campo para ser registrado o carimbo/assinatura do inspetor. Havia registro de assinatura e carimbo do mecânico em todas as fichas. Entretanto, não havia registro de assinatura e nem carimbo do inspetor em nenhuma das fichas, exceto nas Fichas de Inspeções realizadas nos motores.

1.6.3.6 – Serviços Realizados no Rotor Principal

Checks previstos no Master Servicing Manual para o Flexible Ball Control

O *Master Servicing Manual* (MSM) estabelecia que o *Check* descrito na *Task Aircraft Maintenance Manual* (AMM) 67-10-00-224 fosse executado no *Main Flexible Ball Control* a cada intervalo de 6 meses, 1 ano e 2 anos. A execução do *check* nos intervalos de 6 meses e 1 ano estava associada à operação da aeronave em determinadas condições atmosféricas, conforme extrato do MSM (Figura 10).

EC 155.B1 2014.05.29	ATA 67	05-20-00 Page 1
		MSM
Task Number Description/Remarks	Documentation	Interval Margin
67/10/00/224/000/000 Ball control Tropical and damp atmosphere Check	AMM 67.10.00.224	6 M 18 D
67/10/00/224/000/003 Ball control Salt-laden atmosphere Check	AMM 67.10.00.224	1 Y 36 D
67/10/00/224/000/005 Ball control Check	AMM 67.10.00.224	2 Y 73 D

Figura 10 - Extrato do MSM com os intervalos de inspeção da *task* 67-10-00-224.

Registro da execução da *Task* AMM 67-10-00-224 nas Fichas de Inspeção

A Coletânea de Fichas de Inspeção registrava o carimbo do mecânico, indicando a realização da *Task* AMM 67-10-00-224, nas seguintes inspeções: 2 anos, 6 meses e 1 ano. Conforme visto anteriormente, não havia carimbo/assinatura do inspetor, isto é, não havia registro de aceitação dessa tarefa, por parte do inspetor, nas respectivas Fichas de Inspeção.

Na *Task* AMM 67-10-00-224 da Ficha de Inspeção de 1 ano, ao lado do carimbo do mecânico, existiam as seguintes anotações feitas de forma manuscrita: “OK 24/02 D55 (ou DSS)”. Não foi possível determinar o significado das anotações, nem tampouco o autor das mesmas.

Detalhes da *Task* 67-10-00-224 (*Check Flexible Ball Control*)

A *Task* 67-10-00-224 do AMM EC 155 B1 era composta por seis páginas reproduzidas nas Figuras de 11 a 16. A tarefa possuía sete tópicos nominados de “A” a “G”. Os tópicos de “A” a “E” descreviam todas as informações dos recursos necessários para a execução do *check* dos *Flexible Ball Controls*, incluindo os passos preliminares; os materiais e produtos utilizados para eliminar e prevenir corrosão; a lista de contrapinos de substituição rotineira; as publicações técnicas aplicáveis; e uma nota sobre helicópteros com configuração *Very Important Person* (VIP).

Version: B, B1

Inspection Criteria - Main Rotor Flexible Ball Controls

Additional information from O.R.I.O.N.

Work card referenced in the MSM

MSM 05-20-00 ATA 67 ROTORS FLIGHT CONTROL
(B1)

MSM 05-20-00 ATA 67 ROTORS FLIGHT CONTROL
(B)

A. Special Tools

None.

B. Materials

CM 506 anti-corrosion agent

CM 518 anti-corrosion agent

Commercial cloth

C. Routine Replacement Parts

AMM		Nomenclature	IPC
Figure	Item		Subject - Figure - Item
Figure 1	(4)	Cotter pin	67140201-380-
Figure 1	(4)	Cotter pin	67140201-430-
Figure 1	(4)	Cotter pin	67140201-480-
Figure 1	(8)	Cotter pin	67140202-180-
Figure 1	(13)	Cotter pin	67130101-340-
Figure 1	(19)	Cotter pin	67130201-170-
Figure 1	(23)	Cotter pin	67140101-180-

D. Applicable Documents

AMM 53-52-00-062 Removal / Installation - Oil Cooler Support Cowling

AMM 53-55-00-061 Removal / Installation - Bottom Structure Bottom Fairing

Figura 11 - Task 67-10-00-224, pág 1 de 6 (AMM EC155).



AMM EC155 BB1

AMM 67-00-00-911	General Safety Instructions - Flight Controls
AMM 67-00-00-991	Torque Loading and Safeying - Flight Controls
AMM 67-14-01-061	Removal / Installation - Main Rotor Flexible Ball Control
MTC 20.02.06.404	Safeying with cotter pins
MTC 20.04.03.401	General method for reconditioning corroded metal surfaces

E. Preliminary Steps

1. Open the right and left bottom structure fairings.
2. Remove the fairings from below the bottom structure. Refer to the sub-task 53-55-00-021-001 of the AMM 53-55-00-061.
3. Remove the oil cooler support cowling. Refer to the sub-task 53-52-00-022-001 of the AMM 53-52-00-062.

i NOTE

If the helicopter includes the VIP installations, do not remove the oil cooler support cowling. Open the inspection doors on each side of the oil cooler support cowling: these doors give access to the flight control bellcranks.

4. Remove the covers and the trimming panels from the 9° frame on the left and right sides of the cabin.

F. Procedure

! CAUTION

BEFORE YOU DO THE WORK ON THE FLIGHT CONTROLS, READ THE AMM 67-00-00-911.

sub-task 67-10-00-224-001

1. Do an inspection of the main rotor flexible ball controls. *Figure 1*
 - a. On the left roll channel, the right roll channel and the pitch channel, disconnect:
 - (1) the cyclic-pitch input rods (14) from the left and right mixing units:
 - (a) remove and discard the cotter pins (13) and (19),

Figura 12 - Task 67-10-00-224, pág 2 de 6 (AMM EC155).

- (b) loosen and remove the nuts (12) and (18), the washers (11) and (17) and the bolts (10) and (16).
- (2) the horizontal rods (5) on the transmission deck from the top levers of the flexible ball controls (15):
 - (a) remove and discard the cotter pins (4),
 - (b) loosen and remove the nuts (3), the washers (2), and the bolts (1).
- b. Make sure that the lock plates of the top and bottom end-fittings of the flexible ball controls (15) are in position and in good condition.
- c. Disconnect the top and bottom end-fittings from the flexible ball control (15).
 - (1) Remove and discard the cotter pins (9) and (23).
 - (2) Loosen and remove the nuts (8) and (22), the washers (7) and (21) and the bolts (6) and (20).
- d. Manually make sure that each swivel bearing of the sheath stops moves freely, also make sure that there is no incorrect axial or radial play.
- e. PRE MOD 0767B59, if a swivel bearing does not move freely:
 - (1) apply the anti-corrosion agent CM 506 on the swivel bearing of the sheath stop. Then manually make sure that the swivel bearing moves freely and that there is no incorrect axial or radial play,
 - (2) if the swivel bearing does not move freely. Refer to the AMM 67-14-01-061 and replace the flexible ball control.
- f. POST MOD 0767B59, if a blockage is found, replace the flexible ball control. Refer to the AMM 67-14-01-061.
- g. Clean the rods of the flexible ball controls (15) with a clean cloth.
- h. Make sure that the ball control rods are in good condition. Manually make sure that there is no incorrect axial or radial play in the swivel bearings at the ends of the sliding rods.
- i. If there are signs of corrosion:
 - (1) do a corrosion preventive treatment. Refer to the MTC 20.04.03.401,
 - (2) make sure that is no residue after cleaning,

Figura 13 - Task 67-10-00-224, pág 3 de 6 (AMM EC155).

! CAUTION

DO NOT APPLY THE ANTI-CORROSION AGENT ON THE RODS OF HELICOPTERS THAT FLY IN ATMOSPHERE THAT CONTAINS A LARGE QUANTITY OF SAND.

! CAUTION

POST MOD 0767B59, DO NOT APPLY ANTI-CORROSION AGENT CM 506 ON THE RODS OF THE FLEXIBLE BALL CONTROLS.

- (3) apply a small quantity of the anti-corrosion agent CM 506 on the rods of the flexible ball controls,
 - (4) make sure that each flexible ball control (15) moves down correctly with its own weight.
- j. Connect the top and bottom end-fittings of the flexible ball controls (15).
- (1) Apply the anti-corrosion agent CM 518 on the surfaces of the bolts (6) and (20) that have no threads.
 - (2) Install the bolts (6) and (20), the washers (7) and (21) and the nuts (8) and (22).
 - (3) Torque the nuts (8) and (22). Refer to the AMM 67-00-00-991.
 - (4) Install the cotter pins (9) and (23). Refer to the MTC 20.02.06.404.
- k. Manually operate each lever of the mixing units and make sure that each flexible ball control (15) moves freely (for the positions: low pitch, neutral, high pitch).
- l. Connect the horizontal rods (5) on the transmission deck to the top levers of the flexible ball controls (15).
- (1) Apply the anti-corrosion agent CM 518 on the surfaces of the bolts (1) that have no threads.
 - (2) Install the bolts (1), the washers (2) and the nuts (3).
 - (3) Torque the nuts (3). Refer to the AMM 67-00-00-991.
 - (4) Install the new cotter pins (4). Refer to the MTC 20.02.06.404.
- m. Connect the cyclic pitch input rods (14) to the mixing units.

Figura 14 - Task 67-10-00-224, pág 4 de 6 (AMM EC155).



AMM EC155 BB1

- (1) Apply the anti-corrosion agent CM 518 on the surfaces of the bolts (10) and (16) that have no threads.
- (2) Install the bolts (10) and (16), the washers (11) and (17) and the nuts (12) and (18).
- (3) Torque the nuts (12) and (18). Refer to the AMM 67-00-00-991.
- (4) Install the new cotter pins (13) and (19). Refer to the MTC 20.02.06.404.

G. Final Steps

1. Install the covers and the trimming panels on the 9° frame on the left and right sides of the cabin.
2. Install the oil cooler support cowling. Refer to the sub-task 53-52-00-422-001 of the AMM 53-52-00-062.

i NOTE

If the helicopter includes the VIP installations, close the inspection doors on the oil cooler support cowling.

3. Install the fairings below the bottom structure. Refer to the sub-task 53-55-00-421-001 of the AMM 53-55-00-061.
4. Close the right and left bottom structure lateral fairings.

Figura 15 - Task 67-10-00-224, pág 5 de 6 (AMM EC155).

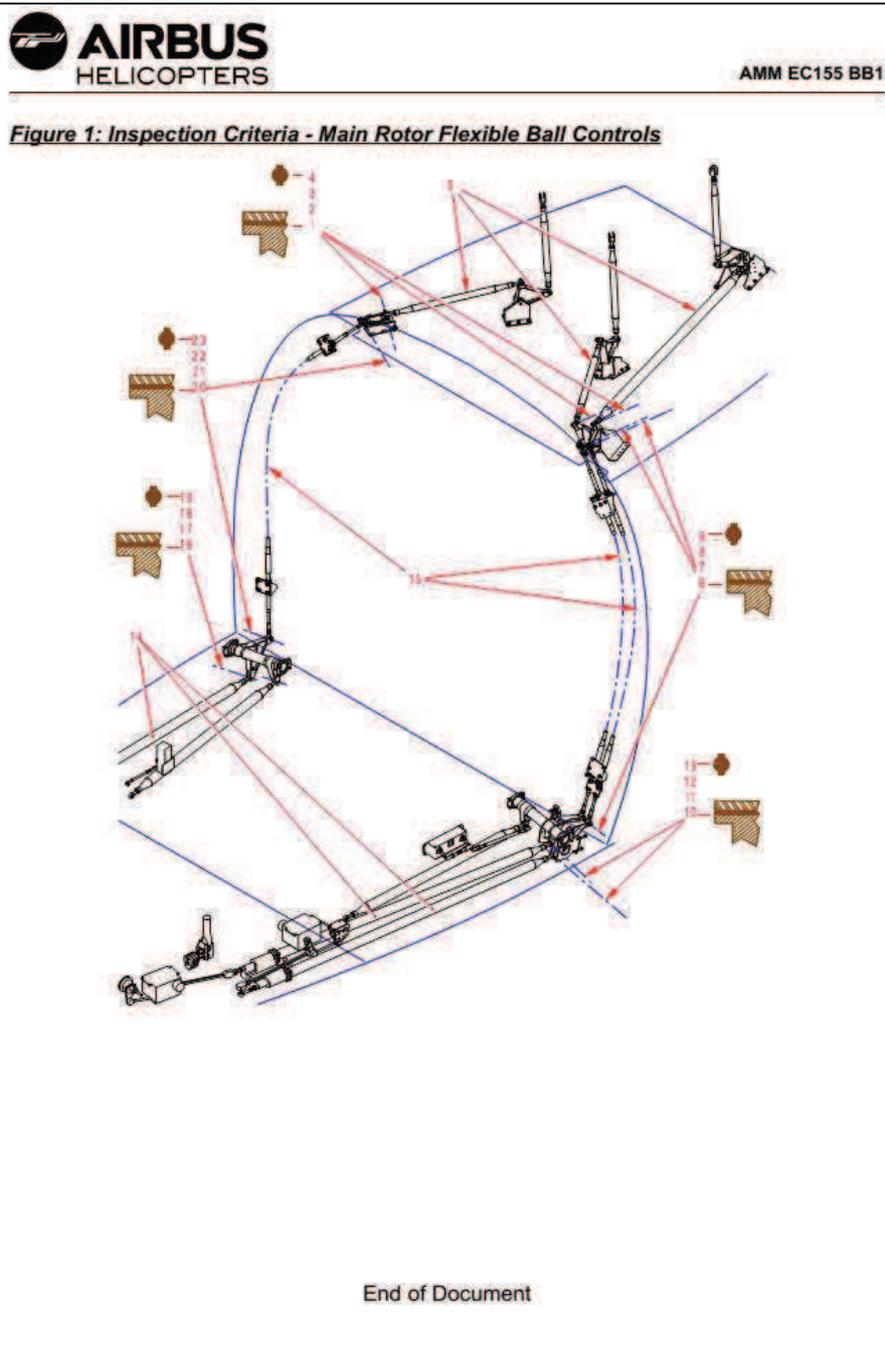


Figura 16 - Task 67-10-00-224, pág 6 de 6 (AMM EC155).

O tópico “F” (*Procedure*) da *task* era iniciado com um alerta (*CAUTION*) para que fosse realizada a leitura da *task* 67-00-00-911, antes de se executar os trabalhos nos comandos de voo (Figura 12).

Na sequência, o tópico “F” da *task* detalhava a *Sub-task* 67-10-00-224-001 e continha todo o procedimento de inspeção a ser realizada no *main rotor flexible ball controls* (Figuras 12 a 15). De maneira geral, a *sub-task* descrevia as ações a serem executadas e determinava que fossem realizadas, dentre outras, as seguintes tarefas:

- Desconectar as hastes *cyclic-pitch*, dos lados esquerdo e direito, das respectivas unidades misturadoras, descartando os contrapinos e removendo as porcas, arruelas e parafusos (Figura 12);
- Desconectar as hastes horizontais, localizadas no *deck* da transmissão, da parte superior dos *flexible ball controls* (Figura 13);

- Desconectar as duas extremidades (*top/bottom end-fittings*) dos três *flexible ball controls*, descartando os contrapinos e removendo as porcas, arruelas e parafusos (Figura 13);
- Executar as inspeções e testes nos componentes dos *flexible ball controls*, quanto à liberdade de movimentos, ausência de folgas radiais e axiais incorretas, limpeza e proteções contra corrosão (Figura 13);
- Certificar-se de que cada um dos *flexible ball controls* se move corretamente para baixo com seu próprio peso (Figura 14);
- Aplicar a pasta de proteção contra corrosão nas superfícies dos parafusos, exceto nas roscas, conforme instruções do *MTCApplication* (Figura 14);
- Conectar as duas extremidades (*top/bottom end-fittings*) dos três *flexible ball controls*, nas respectivas unidades misturadoras, utilizando os parafusos, arruelas e porcas. Aplicar o torque correto nas porcas e instalar os contrapinos (Figura 14);
- Movimentar manualmente cada uma das hastes das unidades misturadoras (*lever of the mixing units*) e assegurar que cada controle flexível se move livremente para as posições passo mínimo, neutro e passo máximo (Figura 14);
- Conectar as hastes horizontais, localizadas no *deck* da transmissão, à parte superior dos *flexible ball controls*, utilizando os parafusos, arruelas e porcas (Figura 14).
- Aplicar o torque correto nas porcas e instalar os contrapinos (Figura 14); e
- Conectar as hastes *cyclic-pitch*, dos lados esquerdo e direito, das respectivas unidades misturadoras, utilizando os contrapinos, porcas, arruelas e parafusos (Figuras 14 e 15).

Os procedimentos da tarefa faziam referência a componentes mostrados na Figura 16, última página da *task*.

Task 67-00-00-911 General Safety Instructions - Flight Controls (Instruções Gerais de Segurança - Controles de Voo).

A *Task* 67-00-00-911 do AMM EC 155 B1 era composta por três páginas reproduzidas nas Figuras de 17 a 19. A tarefa possuía sete tópicos nominados de "A" a "G". A referida *task* alertava para diversos cuidados a serem observados nas tarefas de manutenção envolvendo os controles de voo.

Nesse sentido, a *task* continha procedimentos de segurança, dentre os quais pode ser destacado a realização de uma verificação final no sistema de controles de voo, após a realização dos serviços (item 7 da Figura 18).

Para tanto, era definida uma sequência pré-estabelecida para os diversos componentes do sistema de controles de voo, incluindo cada *bellcrank*, cada ponto de articulação, cada batente e cada proteção (Figura 18).

Ainda durante a inspeção, cada controle deveria ser movimentado vagarosa e suavemente, assegurando-se que cada canal do controle estivesse operando na direção correta (Figura 18).

 **AIRBUS**
HELICOPTERS

AMM EC155 BB1

Version: B, B1

General Safety Instructions - Flight Controls

A. Special Tools
None.

B. Materials
None.

C. Routine Replacement Parts
None.

D. Applicable Documents
None.

E. Preliminary Steps
1. None.

F. Procedure
sub-task 67-00-00-911-001

! CAUTION

FOR THE FLEXIBLE BALL CONTROLS:
DO NOT PUT OIL OR GREASE IN THE SHEATH.
DO NOT DIASSEMBLE THEM.
DO NOT BEND THEM TO MAKE A "V" OR WITH A CURVE RADIUS OF LESS THAN 300 MM.
AFTER YOU REMOVE THE CONTROL, EXTEND IT TO ITS FULL LENGTH.

! CAUTION

DO NOT PRESSURIZE THE HYDRAULIC SYSTEMS WHEN THE PINS ARE IN POSITION OR WHEN THE FLIGHT CONTROLS ARE DISCONNECTED.

Figura 17 - Task 67-00-00-911, pág 1 de 3 (AMM EC155).

! CAUTION

PRESSURIZE THE HYDRAULIC SYSTEMS AND INSTALL THE PINS IN THIS SEQUENCE:

- 1) PRESSURIZE THE HYDRAULIC SYSTEM.**
- 2) INSTALL THE PINS.**
- 3) REMOVE THE PINS.**
- 4) RELEASE THE PRESSURE FROM THE HYDRAULIC SYSTEM.**

1. Before you adjust the control channel, find the causes of the changes in the reference.
2. Make sure that each pin has a safety pennant.
3. Be careful with the pins and lubricate them before you use them.
4. The reference pins must be installed in the control channels freely.
5. Do not use force to install the pins.
6. Find the cause of the incorrect positions of the adjustment holes:
 - deformation of the rod (buckled).
 - deformation of the structure.
7. After you do work on the flight controls, do a final inspection of the system. Make sure that all the flight controls operate correctly, that they are correctly safetied and that they have sufficient clearance at the bulkhead connectors.
Do the inspection in this sequence: each bellcrank, each pivot point, each stop and each protection.
During the inspection, move each control slowly and smoothly from the cockpit.
Make sure that each control channel operates in the correct direction.
8. After you adjust the length of a rod, make sure that you cannot see the red safety groove.
9. Make sure that you can see the safetied items from the normal access points.
10. if necessary, replace the heat-shrinkable sheath or the sealant beads.
11. The pitch change rod identified with the yellow disc is the reference rod. You must not change the length of this rod.
12. The rods that are sealed with the white heat-shrinkable sheath (the fixed rods) have a mandatory length. These rods are adjusted before they are installed and you must not change their length.

Figura 18 - Task 67-00-00-911, pág 2 de 3 (AMM EC155).



Figura 19 - Task 67-00-00-911, pág 3 de 3 (AMM EC155).

Pás (Blades) do Rotor Principal

A Organização de Manutenção Helipark enviou as pás do rotor principal para a Helibras, representante do fabricante da aeronave no Brasil, para a realização de alguns serviços de manutenção.

Para tanto, o Helipark emitiu, no dia 12FEV2015, um “Formulário de Retorno de Material” para a Helibras, o qual apontava, no campo “Descrição Detalhada do Defeito”, os seguintes registros relativos às pás do rotor principal do PP-LLS:

- a) PU descolando do *tip* das pás do rotor principal, efetuar substituição - 5ea no total;
- b) Efetuar a substituição do Poliuretano do Intradorso da pá PN 365A11-0080-01; SN 2168.

Após coordenação com o Operador, as 5 Pás (P/N 365A11-0080-01, com os seguintes números de série: 2176, 2167, 2168, 2164 e 2175) foram enviadas para a empresa Helibras, onde chegaram no dia 25FEV 2015.

A Helibras, após inspeção realizada no dia 27FEV2015, apontou em documento interno e em OS a necessidade de executar os seguintes serviços nas cinco pás:

- a) substituição do PU do intradorso;
- b) substituição do PU da raiz;
- c) substituição do PU do *tip cap* (*Parabolic Blade Tip*);
- d) pintura; e
- e) balanceamento estático.

Todos os procedimentos previstos para a execução dos serviços descritos acima eram detalhadamente estabelecidos pelo fabricante nos seguintes manuais: Manual de Manutenção da Aeronave, Manual de Técnicas Correntes (MTC) e Manual de Revisão e

Reparo. As tarefas realizadas em cada uma das cinco pás estavam registradas em documento interno da Helibras e em OS.

Os documentos e as OS relativos às cinco pás apresentavam assinatura e número de registro do mecânico que executou os serviços. Também constavam as assinaturas do inspetor que realizou a aceitação e a inspeção das tarefas, bem como as assinaturas do responsável técnico do setor de conjuntos dinâmicos e da oficina de manutenção e reparo de pás.

Foi verificado que todos os serviços executados na oficina de manutenção e reparo de pás da Helibras eram, obrigatoriamente, registrados no Sistema BIRDS (*Software da Airbus Helicopters*), permitindo a rastreabilidade das pás/serviços, ficando também arquivados em dossiê de manutenção na Helibras.

De acordo com o mapa cronograma de inspeção e reparos das pás apresentado, os serviços de pintura foram iniciados em datas diferentes para cada pá, entre os dias 13MAR2015 e 19MAR2015.

No dia 23MAR2015, foi detectada a falta de um diluente, que era utilizado no processo da pintura. A ausência desse diluente foi considerada pela Helibras como causa raiz para o não cumprimento da previsão de entrega das pás ao cliente, que seria no dia 27MAR2015.

O recebimento do diluente ocorreu no dia 27MAR2015. Todas as pás foram submetidas ao processo de aplicação do *Wash Primer* antes de serem pintadas. O processo de pintura das pás foi considerado concluído pela Helibras no dia 31MAR2015.

Foi aplicada a pintura *TYPE 3*, seguindo as cartas CT 62-10-00-833 e MTC 20-60-00-433. A etapa de secagem da pintura seguiu o parâmetro de uma hora em temperatura de 60°C, conforme carta MTC 20-60-00-433.

O tempo de polimerização completa da pintura, de acordo com a carta MTC 20-60-00-433, era de sete (7) dias, tempo este que não foi cumprido para nenhuma das cinco pás.

Consultada acerca do não cumprimento do prazo de sete (7) dias para a polimerização da pintura, a *Airbus Helicopter* emitiu a Nota EAI 116/2016:

In accordance with the Standard Practice Manual, card 20-60-00-433 "Preparation of primers and paints - Blade standard practices":

- If curing cycle applied is 1 hour at 60°C, blades can be fitted and dynamic balancing can be done right after.

- If curing cycle applied is done at ambient temperature meaning that paint be fully cured after 7 days, it remains however that paint will have reached a level of maturity (conversion, elasticity, mechanical qualities) earlier than 7days sufficient to be fitted and used on aircraft.

Segundo o fabricante (*Airbus Helicopter*), se o ciclo de cura aplicado fosse o de uma (1) hora em temperatura de 60°C (*1 hour at 60°C*), as pás poderiam ser instaladas na aeronave e o balanceamento dinâmico poderia ser executado logo em seguida. No entanto, não havia, no manual da aeronave (MTC 20-60-00-433), qualquer menção que fizesse referência à instalação e realização do balanceamento dinâmico nas pás, sem que as mesmas tivessem sido submetidas ao período de polimerização completa de sete (7) dias.

A nota da *Airbus Helicopter* tratou, ainda, dos procedimentos e dos prazos de polimerização da pintura das pás:

Additional information:

In the case of blades from the accidented aircraft, the paint has been found intact on all parts examined after accident, no evidence of paint flaking off, paint separation, paint missing were noted, meaning that waiting period painting and blade fitting on aircraft has been sufficient to ensure a good behavior of the paint.

De maneira geral, o trecho acima informa que a pintura das pás da aeronave acidentada foi encontrada intacta, sem evidências de descamação ou separação observada, significando que o tempo decorrido entre a pintura e a instalação das pás foi suficiente para garantir o bom desempenho das mesmas.

Após a conclusão dos serviços na Helibras, as pás foram enviadas para o Helipark mediante os seguintes Certificados de Liberação e Aeronavegabilidade (Form. SEGVOO 003): HBM-05893/15, HBM-05891/15, HBM-05892/15, HBM-05894/15 e HBM-05890/15. A chegada das pás no Helipark se deu na noite do dia 01ABR2015.

Na manhã do dia 02ABR2015, as pás foram recebidas pela equipe do Helipark com a realização da inspeção de recebimento e análise dos documentos SEGVOO 003. Durante a inspeção, verificou-se a necessidade de ajustar o ângulo de alguns compensadores estáticos (*tabs*) que estavam fora da angulação pré-estabelecida pelo fabricante, conforme o campo quatro (4) da Ficha LOG CARD de cada pá. Em seguida, as pás foram instaladas na aeronave.

1.7. Informações meteorológicas.

O voo ocorreu em período diurno e as condições eram favoráveis ao voo visual.

As informações meteorológicas do Aeroporto de Congonhas, São Paulo, SP (SBSP), localizado a 11,51NM do local do acidente, registravam vento na direção de 140 graus, com 13kt de intensidade.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Todas as comunicações foram realizadas na frequência 131,325 MHz, estação rádio da própria organização de manutenção.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

A colisão da aeronave se deu em um ângulo acentuado e, de acordo com vídeos divulgados pela mídia, sem controle. No impacto, a aeronave ficou completamente destruída e os destroços ficaram concentrados em uma área de aproximadamente 200 m².

As maiores partes dos destroços estavam, em sua maioria, concentrados no terreno das duas residências atingidas pela aeronave. Uma das pás estava conectada ao conjunto do rotor principal e outras duas pás foram encontradas em um raio aproximado de 200 metros do ponto principal de impacto. Pequenos fragmentos foram encontrados dias após a ação inicial. No dia 11MAI2015, o SERIPA-4 foi informado sobre a presença de uma pá do rotor principal sobre uma árvore nas proximidades do local da queda, a qual foi recolhida por investigadores e levada para as instalações do SERIPA-4. Em 19NOV2015, o Helipark entregou ao SERIPA-4 a quinta e última pá do helicóptero a ser encontrada.

As características dos destroços evidenciaram que o impacto contra as edificações ocorreu com grande energia. Houve a separação da cabine, o desprendimento dos motores, bem como do conjunto do rotor principal e do conjunto do rotor de cauda.

O conjunto de trens de pouso, do tipo rodas e escamoteável, foi encontrado travado em baixo.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

O piloto não fumava e não fazia uso de drogas ilícitas. Não havia indícios de álcool no sangue e não apresentava queixas aos colegas relacionadas ao aspecto físico.

O piloto teve morte causada por politraumatismo devido à ação vulnerante de agente contundente.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O piloto possuía mais de trinta anos de carreira. Segundo os relatos obtidos, procurava manter-se operacionalmente atualizado. Mostrava-se dedicado nas suas atividades, inclusive na convivência familiar, apesar das ausências motivadas pelo trabalho. Mantinha um bom relacionamento interpessoal no ambiente de trabalho e apresentava atitudes cooperadoras com a equipe.

À época do acidente, gozava de boa saúde e não apresentava queixas de estresse, fadiga ou cansaço, conforme relatado pelos entrevistados. Foi reportado ainda que, na noite anterior ao dia do acidente, o piloto havia repousado adequadamente.

O piloto operava para a empresa proprietária da aeronave desde 2008 e, segundo informações obtidas, o perfil operacional que ele habitualmente apresentava não condizia com o perfil da decolagem observada no dia do acidente.

O passageiro da aeronave era piloto de helicópteros e ocupava o assento dianteiro esquerdo. Apesar de ser piloto, este passageiro não era habilitado no modelo acidentado.

Colegas de trabalho do comandante informaram não acreditar na possibilidade de ele ter passado os comandos do helicóptero para o passageiro, que ocupava o assento dianteiro esquerdo. Tal percepção foi fundamentada no alto nível de profissionalismo que o comandante costumava apresentar e do senso de responsabilidade que demonstrou durante toda sua trajetória profissional

O mecânico responsável pela execução dos serviços de manutenção já havia trabalhado em outras empresas mantenedoras e possuía trinta anos de experiência em manutenção aeronáutica. Era considerado pela equipe como um profissional detalhista e competente na sua função. Segundo relatos, o mecânico vivia uma fase pessoal e profissional estável na época em que realizou as tarefas de manutenção na aeronave acidentada. Essa informação foi confirmada pelo próprio mecânico.

Profissionais da organização de manutenção relataram possuir um alto grau de confiança no desempenho do mecânico, já que se tratava de um profissional habituado com as atividades de manutenção (execução) e de inspeção (supervisão) neste tipo de aeronave.

De acordo com o relato do próprio mecânico, ele realizou o serviço de manutenção em toda sua extensão, tendo sido supervisionado por um inspetor também experiente na função. Contudo, não havia registros referentes à aceitação das tarefas executadas na maioria das Fichas de Inspeção relativas aos serviços executados.

A supervisão e a aceitação das tarefas executadas pelo mecânico cabiam ao inspetor de manutenção. O inspetor designado para realizar esse acompanhamento trabalhava no Helipark desde a sua fundação, onde começou como auxiliar de mecânico. Era percebido entre os colegas de trabalho como um profissional responsável, além de muito sociável e atencioso.

No último giro de manutenção (voo do acidente), o inspetor (supervisor) passou a atuar também como executor nos trabalhos de balanceamento, em razão de o mecânico (executor) ter sido deslocado para realizar serviços de manutenção em outra aeronave.

1.14. Informações acerca de fogo.

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

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

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Os destroços da aeronave foram analisados nas instalações do Parque de Material Aeronáutico de São Paulo (PAMA-SP), entre os dias 27 e 30ABR2015. Participaram das atividades representantes da Turbomeca, da Helibras, da *Airbus Helicopters*, da Polícia Civil do Estado de São Paulo, do Instituto de Criminalística do Estado de São Paulo, da Seripatri e do BEA.

- Motores

Na ação inicial, os motores foram localizados separados da fuselagem e em cômodos diferentes de uma mesma edificação (Figura 22).



Figura 22 - Posição dos motores após impacto.

Os motores Arriel 2C2 eram motores a turbina com compressor axial de estágio único, um compressor centrífugo de fase única, uma câmara de combustão anular, uma turbina de alta pressão de estágio único, uma turbina de energia de estágio único e uma caixa de engrenagens de redução com potência nominal de 6.000 rpm (Figura 23).

O motor apresentava as seguintes dimensões: 1.166mm de comprimento; 465,5mm de largura; 609mm de altura, pesando 130kg. O sistema de ignição era de baixa tensão e incluía um gerador de alta energia, dois injetores e dois dispositivos de ignição.

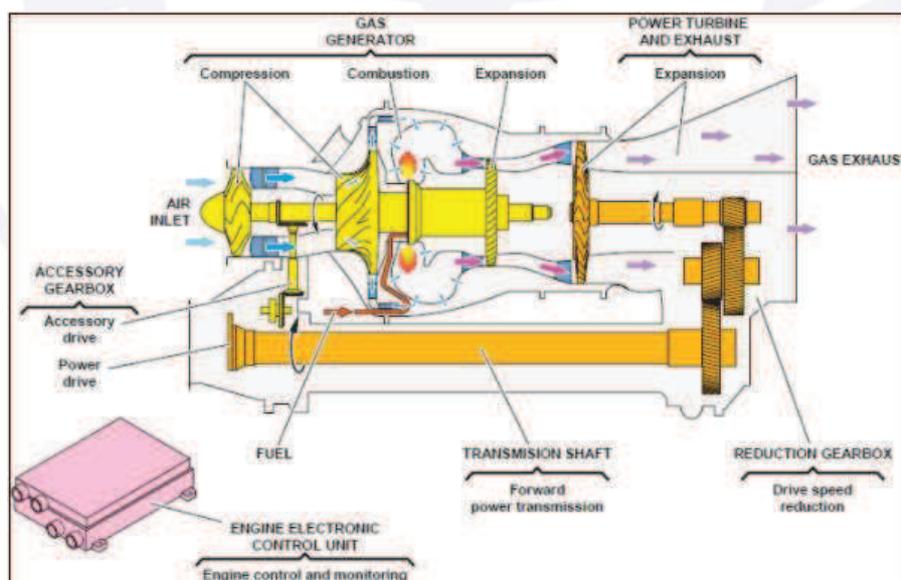


Figura 23 - Visualização do motor (THM, Eurocopter).

O motor Arriel 2C2 era composto por 5 módulos (Figura 24):

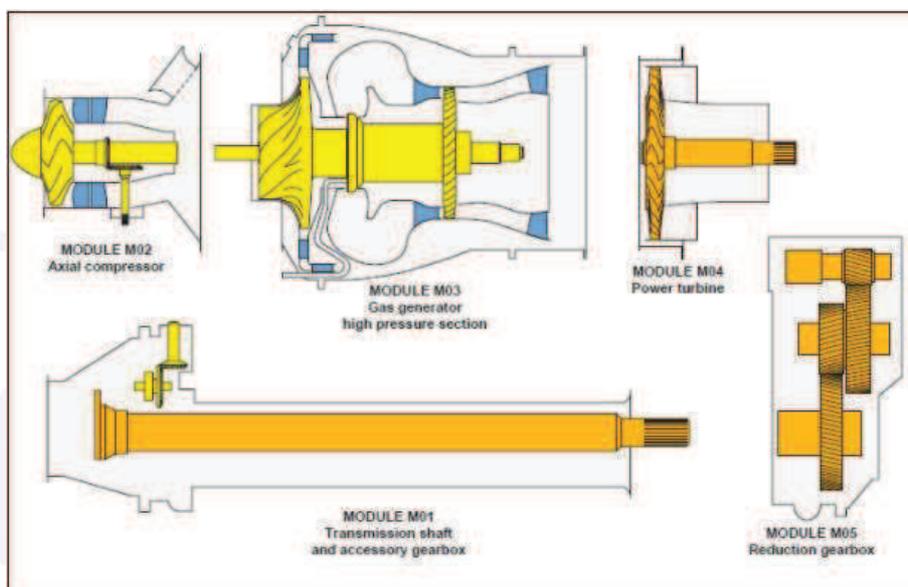


Figura 24 - Divisão dos módulos do motor ARIEL 2C2.



Figura 25 - Motores preparados para análise.

Antes de iniciar a desmontagem dos motores, foi realizada verificação visual e checagem manual quanto à presença de danos externos, integridade das tubulações (cablagens) e fixação das conexões. Todas as linhas pneumáticas foram verificadas e constatou-se que estavam conectadas e torquadas.

Foram inspecionados todos os detectores de limalha do sistema de lubrificação dos motores. Não foi identificada presença de partículas metálicas em nenhum dos detectores de limalha (módulo 1, módulo 5; e geral do sistema) (Figura 26).

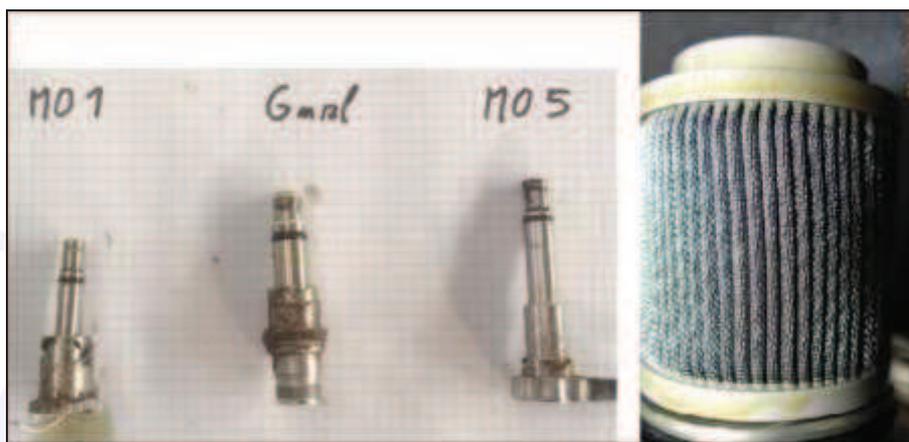


Figura 26 - Detectores e filtro de óleo do motor S/N 26194.

Na inspeção do módulo nº 2, de ambos os motores, foram observados danos severos nas *blades* do estágio axial dos compressores. Observou-se também que havia fragmentos de material metálico e não metálico no interior dos difusores dos motores, ingeridos durante o impacto contra o solo. Tais evidências indicaram que, no instante do impacto contra o solo, os compressores estavam com rotação elevada.

No módulo nº 3, de ambos os motores, observou-se grande quantidade de material ingerido durante o impacto, que ficou no interior das câmaras de combustão. A erosão causada pelas partículas que colidiram contra os bordos de ataque das aletas estatoras e do rotor da turbina dos compressores indicou o funcionamento normal do motor no instante em que a aeronave se envolveu no acidente.

Ao se inspecionar o módulo nº 5, de ambos os motores, observou-se desalinhamento entre o pinhão de entrada e seu eixo. Este desalinhamento indicava que o motor apresentava funcionamento normal, com desenvolvimento de potência, e que sofreu parada brusca.

Durante todo o trabalho de inspeção e análise que foi realizado, não foi identificado nada que pudesse provocar mau funcionamento dos motores. Os exames mostraram que, no momento do impacto, os motores apresentavam funcionamento normal, com desenvolvimento de potência.

- Caixa de Transmissão de Potência (CTP)

Na ação inicial, a CTP foi localizada separada da fuselagem, em um cômodo de uma das edificações atingidas (Figura 27).



Figura 27 - Vista do impacto da CTP no telhado da edificação e dentro do cômodo.

A CTP da aeronave também foi desmontada para ser inspecionada (Figura 28).



Figura 28 - Vista Geral da CTP.

Durante os exames, todas as engrenagens planetárias, bem como a engrenagem solar, apresentaram características de funcionamento normal. Não foram encontradas limalhas nas telas de retorno do óleo. Os rolamentos foram girados manualmente e apresentaram funcionamento normal. Não foram encontradas anormalidades, tanto no indicador de pré-obstrução da lubrificação, como no detector de limalha.

Os exames mostraram que, no momento do impacto, a CTP apresentava funcionamento normal.

- Barras de fixação da CTP à fuselagem

A CTP era fixada à estrutura da aeronave por meio de quatro barras conectadas a quatro suportes no *deck* da CTP.

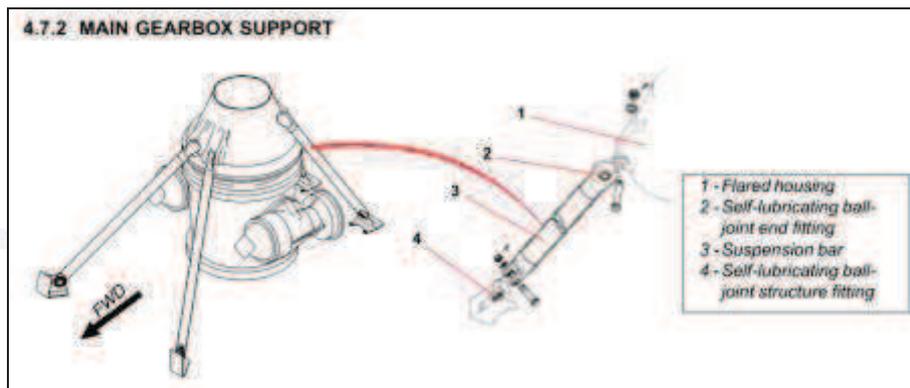


Figura 29 - Barras de fixação da CTP à fuselagem (THM, Eurocopter).

Foram observadas fraturas por sobrecarga nas barras de fixação da CTP à aeronave.



Figura 30 - Barras de fixação da CTP.

Uma das barras não estava presa ao suporte de fixação (seta amarela da Figura 31), mas apresentava evidências de estar conectada e com presença do parafuso no momento do impacto. Este fato se caracterizou pelas marcas de impressão da rosca do parafuso (Figura 32) e pela ovalização e deformação por abertura na terminação da barra (Figura 33).



Figura 31 - Barras de fixação (setas vermelhas) e suporte de fixação (seta amarela).



Figura 32 - Marcas de impressão por contato com outro corpo.

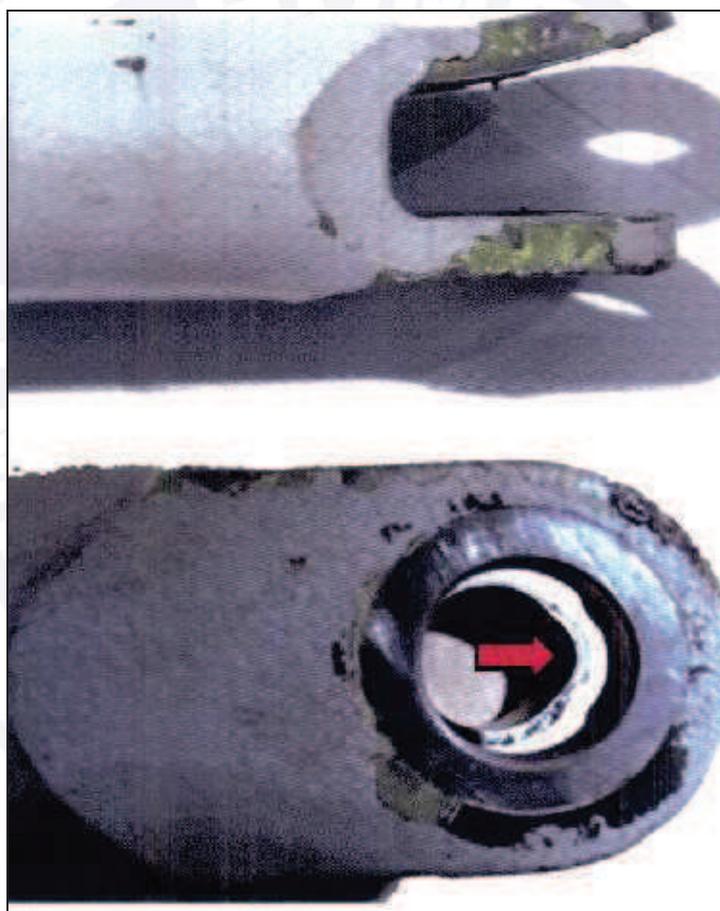


Figura 33 - Ovalização e deformação por sobrecarga em esforço de abertura na extremidade da barra.

As fraturas encontradas nas barras de fixação da CTP eram condizentes com falhas por sobrecarga, causadas pela queda e impacto contra estruturas no solo.

- Combustível e fluido hidráulico

Durante a ação inicial, só foi possível coletar amostras de combustível e de fluido hidráulico nos drenos da aeronave.

Foram realizados exames laboratoriais nas amostras coletadas.

De acordo com os resultados encontrados, as amostras estavam dentro dos limites estabelecidos pela ANP e órgãos internacionais.

- Combustível:

ENSAIO	Especificado pelo Regulamento Técnico ANP n° 6/2009	AMOSTRA QAV ANV PP-LLS
6.1.1 Aspecto - Visual	(*)	(**)
6.1.2 Ponto de Fulgor TAG (°C)	40 (mín)	52 ± 1
6.1.3 Massa Específica a 20 °C (kg/m ³)	771,3 a 836,6	802,5 ± 0,1
6.1.4 Corrosividade ao Cobre	1 (máx)	1
6.1.5 Destilação		
Ponto Inicial de Ebulição (P.I.E.) (°C)	anotar	149,7 ± 0,9
10 % evaporado (°C)	205 (máx)	177,0 ± 1,0
50 % evaporado (°C)	anotar	200,1 ± 0,8
90 % evaporado (°C)	anotar	229,9 ± 0,8
Ponto Final de Ebulição (P.F.E.) (°C)	300 (máx)	248,5 ± 0,8
Resíduo (% volume)	1,5 (máx)	1,0 ± 0,5
Perda (% volume)	1,5 (máx)	0,5 ± 0,5

Figura 34 - Resultado encontrado da amostra de combustível.

- Fluido hidráulico:

PROPRIIDADE	Especificado pela MIL-PRF-83282D	AMOSTRA FLUIDO HIDRÁULICO ANV PP-LLS
6.2.1.1 Viscosidade cinemática a 40 °C (mm ² /s) ou (cSt)	14,0 (mín)	15,9 ± 0,1
6.2.1.2 Viscosidade cinemática a 100 °C (mm ² /s) ou (cSt)	3,45 (mín)	4,12 ± 0,08
6.1.2 Densidade relativa 15,6 °C / 15,6 °C	anotar	0,8508 ± 0,0001
6.1.3 Ponto de fulgor (°C)	205 (mín)	224 ± 2
6.1.4 Ponto de combustão (°C)	245 (mín)	243 ± 2

Figura 35 - Resultado encontrado da amostra de fluido hidráulico.

- Rotor de Cauda (Fenestron)

O rotor de cauda foi localizado em cima do telhado de uma das edificações atingidas (Figura 36).

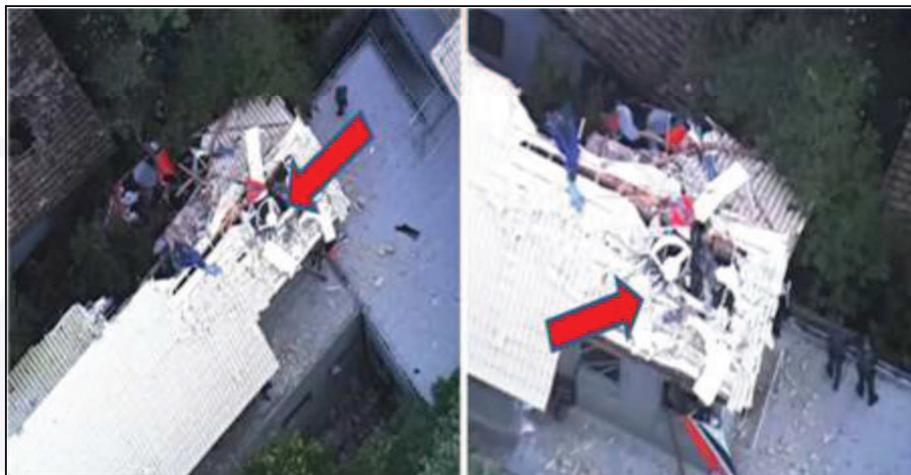


Figura 36 - Posição da localização do rotor de cauda.

No interior da carenagem do *fenestron*, foram encontradas marcas de roçamento e perfurações com pequena extensão de corte, ocasionadas pelas pás do próprio componente. Observou-se, também, desgaste por atrito na ponta de algumas pás do rotor de cauda que não quebraram.

As pás quebradas apresentaram dobramento no sentido do movimento normal, com sinais de flexão por sobrecarga. A quantidade de pás quebradas e as características dos danos indicaram que havia pouca ou nenhuma rotação no rotor de cauda no momento do impacto (Figura 37).



Figura 37 - Danos e marcas no *Fenestron*.

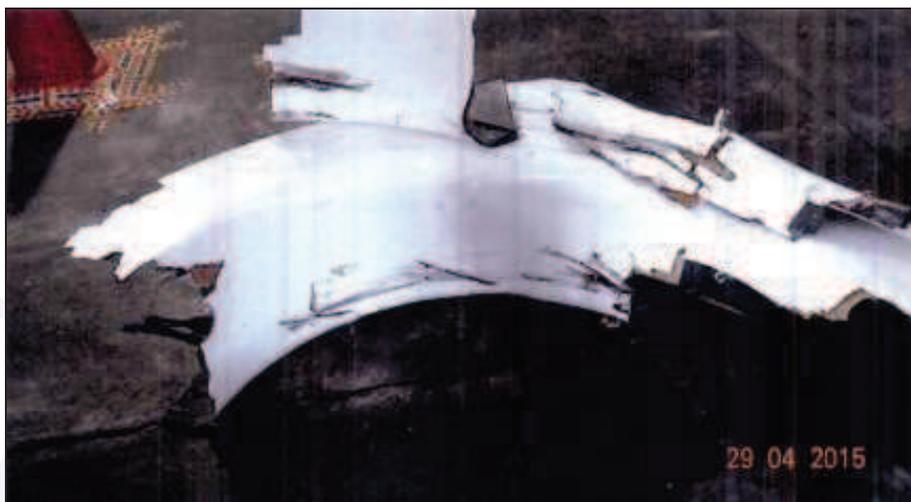


Figura 38 - Danos à proteção interna do *Fenestron*.

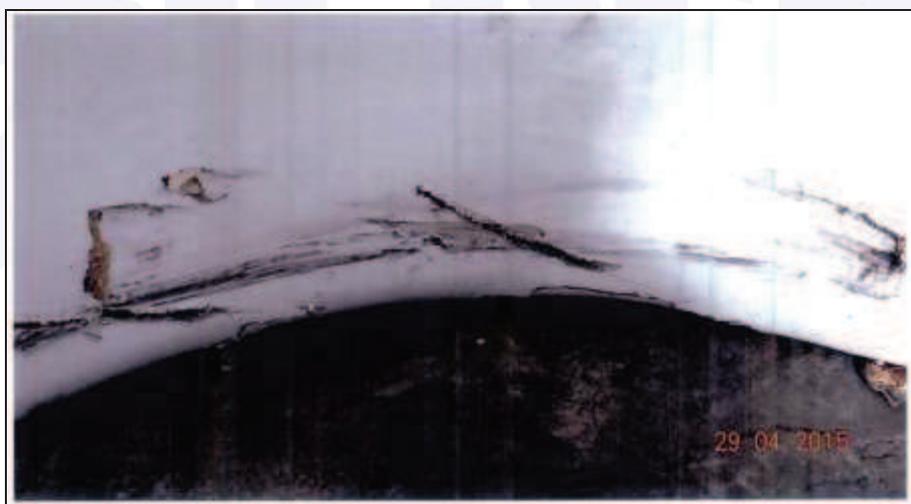


Figura 39 - Detalhe das marcas de penetração e corte provocadas pelas pás do rotor de cauda.



Figura 40 - Detalhe das pás fraturadas por flexão em sobrecarga.

- Eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda

Na ação inicial, o eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda foi localizado acoplado à fuselagem no seu local original (Figura 41).

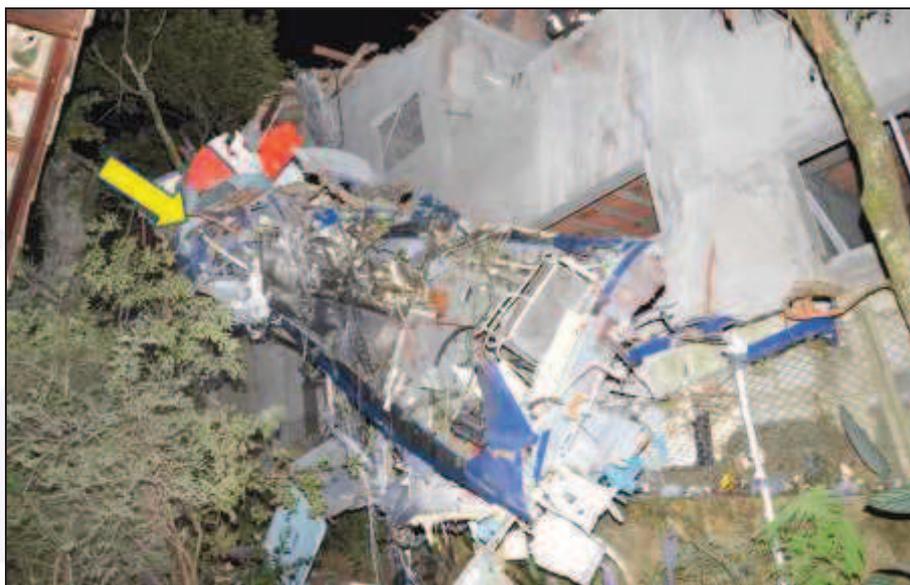


Figura 41 - Detalhe do eixo de transmissão de potência preso a fuselagem.

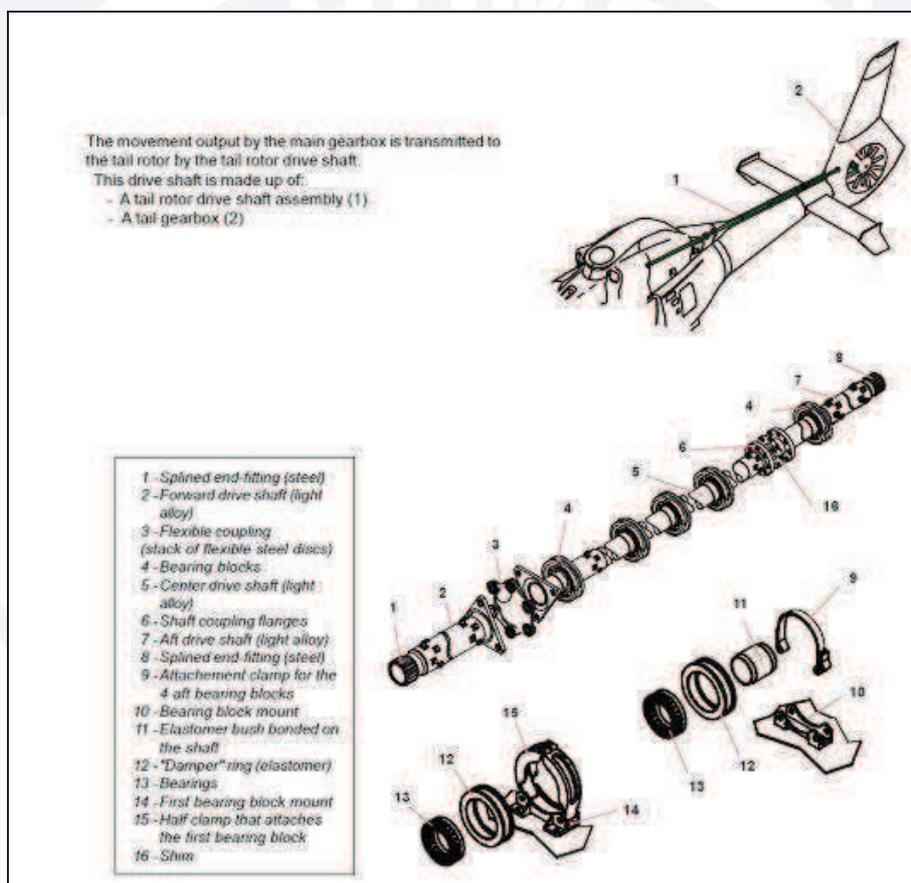


Figura 42 - Representação esquemática do eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda (THM, Eurocopter).

Durante as análises, foi observado flambagem do eixo devido a esforços de compressão (Figura 43).



Figura 43 - Eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda, com detalhe da flambagem.

Foram encontrados alguns danos nos acoplamentos flexíveis e poucos danos por abrasão em rotação.

As características dos danos encontrados no eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda indicaram que o componente estava com pouco ou nenhum movimento rotacional, no momento do impacto.

- Conjunto do rotor principal

O conjunto do rotor principal era composto por cinco pás. Para fins de facilitar as atividades de manutenção, as pás eram comumente diferenciadas por meio de fitas adesivas com cores de referência. As pás do rotor principal da aeronave acidentada estavam identificadas da seguinte forma:

S/N 2176 – branca;

S/N 2175 – preta;

S/N 2168 – vermelha;

S/N 2164 – amarela; e

S/N 2167 – azul.

As raízes (parte das pás destinadas a sua fixação aos punhos) das cinco pás foram encontradas conectadas aos seus respectivos punhos, juntos à cabeça do rotor principal e da CTP. A pá branca foi a única encontrada fixada à cabeça do rotor principal (Figura 44 A).



Figura 44 - Vista do conjunto do rotor principal, no local do acidente e no hangar (diversos ângulos).

Duas pás (vermelha e azul) foram localizadas, aproximadamente, a duzentos metros distantes do ponto de maior concentração dos destroços (Figura 45).

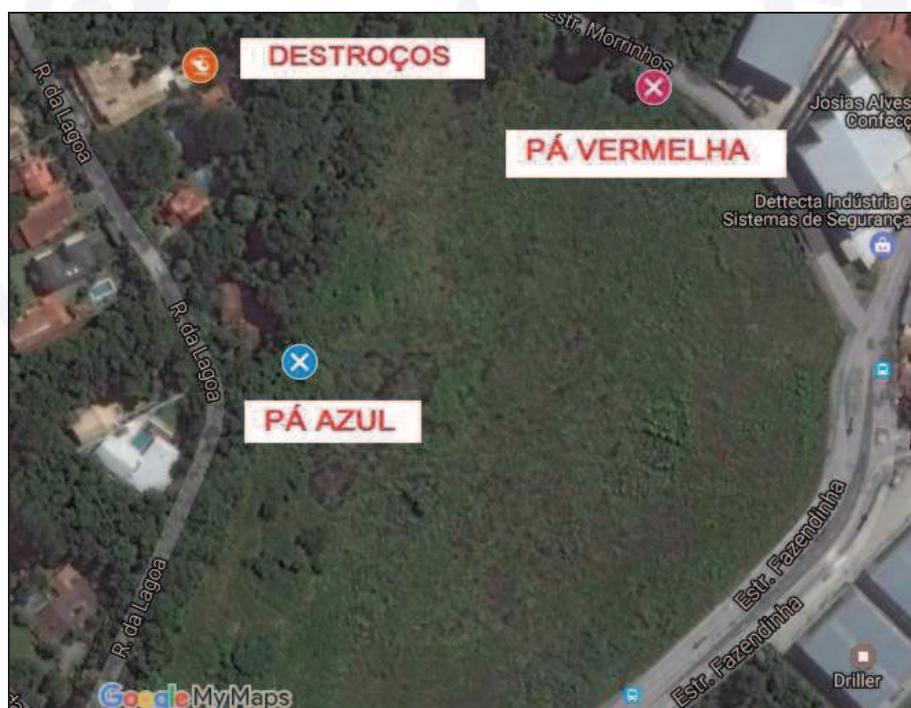


Figura 45 - Localização das primeiras pás encontradas (Google Maps).

No dia 11MAIO2015, o Helipark informou ao SERIPA-4 que a pá amarela havia sido encontrada. Uma equipe de investigadores foi deslocada para o local e recolheu a pá, no topo de uma árvore com, aproximadamente, 15 metros de altura.

Em meados de novembro de 2015, o Helipark informou ao CENIPA que havia encontrado a pá preta. A referida pá foi retirada do local e levada para as instalações da empresa, sem autorização da Comissão de Investigação. No dia 19NOV2015, a pá preta foi entregue ao SERIPA-4 pela empresa Helipark. Não foi possível determinar a exata localização onde a pá foi encontrada, tampouco o período de tempo que este componente permaneceu em posse do Helipark.

Os exames realizados nas raízes de todas as pás mostraram que as fraturas encontradas eram condizentes com falha por sobrecarga.

Os exames realizados nas pás vermelha, azul e branca indicaram que os danos encontrados foram decorrentes do impacto ou sobrecarga devido à queda da aeronave. Não foram encontradas delaminações e descolamentos provenientes de erros no processamento, ou mesmo bolhas, que pudessem indicar problemas na fabricação ou reparo destas pás. Não foi possível identificar danos ou defeitos que poderiam existir antes do acidente.

Os exames realizados na pá amarela não indicaram a presença de bolhas na superfície decorrentes de delaminação ou descolamento das camadas de compósito. Também não foram encontrados danos prévios ou que possam ter causado o acidente, como trincas, descolamentos ou delaminações. Foi observado que o bordo de ataque continuava íntegro, embora apresentasse sinais de danos causados como consequência dos impactos resultantes da queda. Os danos encontrados na pá amarela foram decorrentes do acidente, em sua maioria por impacto ou sobrecarga.



Figura 46 - Vista geral da pá amarela.

Os exames realizados na pá preta não evidenciaram delaminações e descolamentos provenientes de erros no processamento, ou mesmo bolhas, que pudessem indicar problemas na fabricação ou reparo da pá.

Foram encontrados danos no bordo de fuga da pá, contudo, não houve grande perda de material interno na região deste dano, sendo possível perceber os vales e picos da falha. Havia indícios de que os danos no bordo de fuga ocorreram durante a fratura e a separação da pá.

Não foi possível identificar danos ou defeitos que pudessem estar presentes, na pá preta, antes do acidente.



Figura 47 - Vista geral da pá preta.

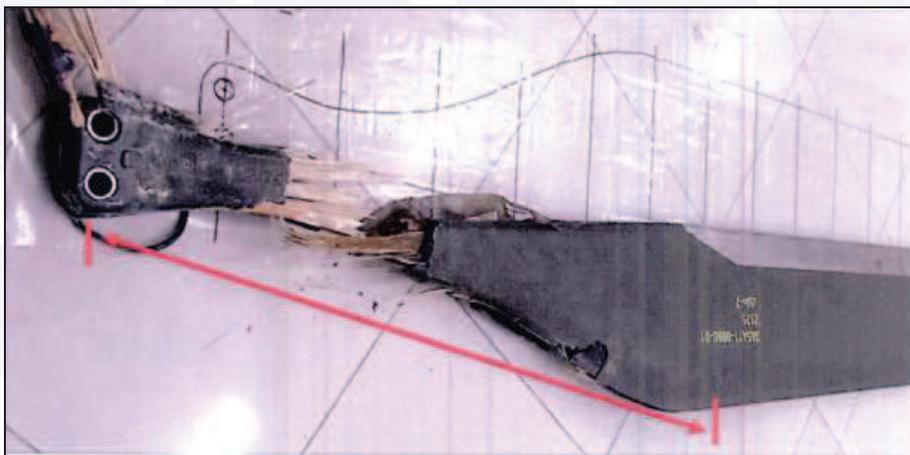


Figura 48 - Extensão do dano no bordo de fuga.

- Controles flexíveis dos comandos de voo

Os controles flexíveis dos comandos de voo (Figura 49, itens 16, 17, 28) foram encontrados junto à fuselagem da aeronave.

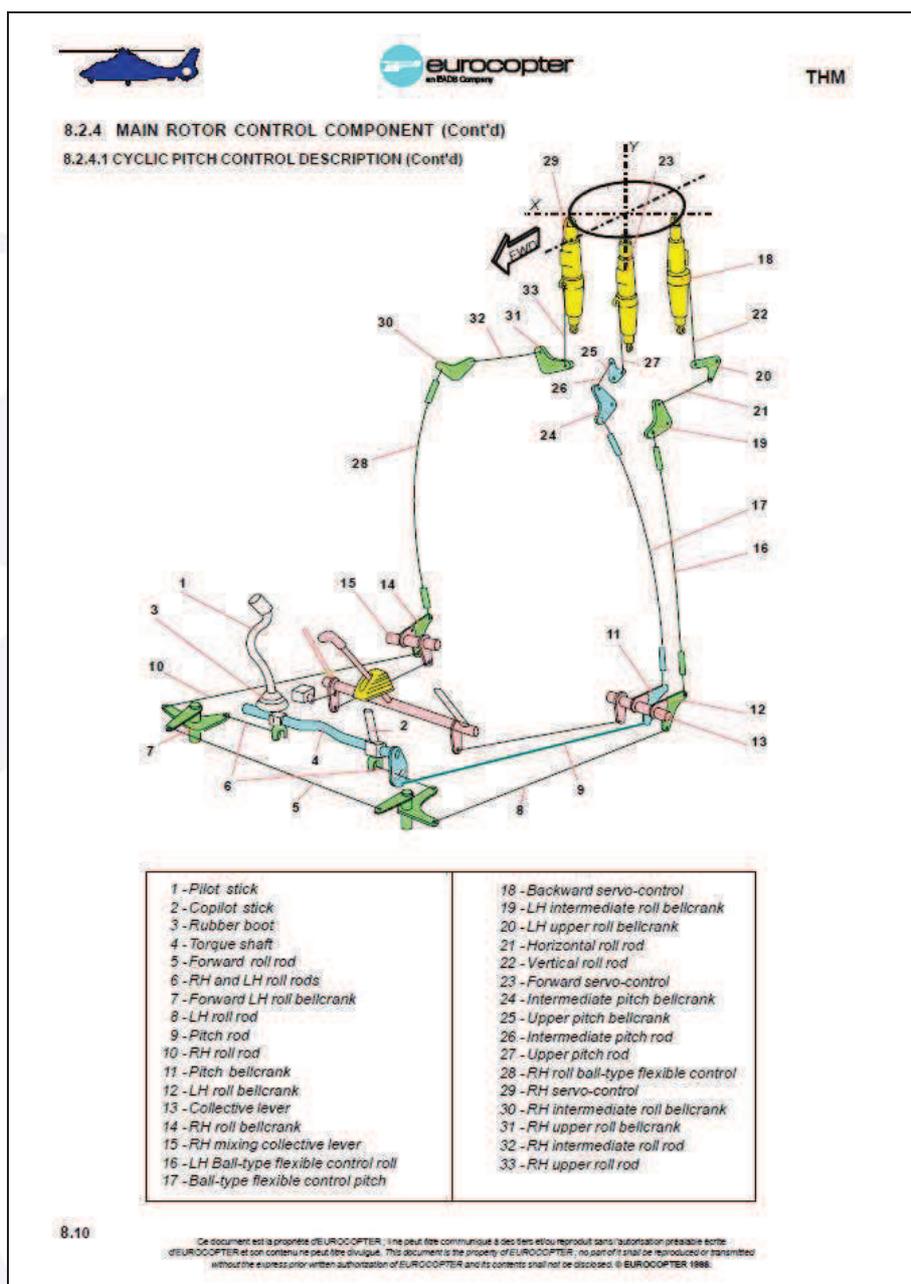


Figura 49 - Representação esquemática das linhas de comandos de voo (THM, Eurocopter).

No lado esquerdo da fuselagem, foi observado que o *LH Ball-type flexible control roll* (item 16 da Figura 49) e o *Ball-type flexible control pitch* (item 17 da Figura 49) encontravam-se conectados aos *LH roll bellcrank* (item 12 da Figura 49) e ao *Pitch bellcrank* (item 11 da Figura 49), respectivamente, por meio de parafusos, arruelas, porcas e contrapinos. Ou seja, a fixação destes componentes estava conforme prevista nos manuais do fabricante.



Figura 50 - LH Ball-Type flexible control roll, Ball-type flexible control pitch, LH roll bellcrank e Pitch bellcrank conforme encontrados nos destroços. As setas vermelhas mostram os contrapinos.

Os terminais (*end fitting*) dos controles flexíveis são revestidos por uma camada de fita polimérica. Não foram encontrados danos nem desgaste na fita polimérica da parte externa dos terminais de nenhum dos dois *Ball-type flexible control* no lado esquerdo da aeronave.

No lado direito da fuselagem, foi observado que o *RH roll ball-type flexible control* (item 28 da Figura 49) foi encontrado desconectado do *RH roll bellcrank* (item 14 da Figura 49). A Figura 51 ilustra o estado geral desse componente, conforme foi encontrado durante a análise dos destroços.



Figura 51 - Localização e estado geral do RH roll ball-type flexible control, e do RH roll bellcrank nos destroços.

A conexão dos controles flexíveis aos *bellcranks* é realizada da mesma maneira, tanto do lado esquerdo quanto do lado direito, por meio de parafusos, arruelas, porcas e contrapinos.

Em relação à conexão dos componentes do lado direito, observou-se que, diferentemente das conexões do lado esquerdo, o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*.

O parafuso que deveria estar conectando os componentes do lado direito foi encontrado íntegro, alojado no *RH roll bellcrank*, com arruela, com a porca “apontada” em alguns fios de rosca do parafuso (porca parcialmente rosqueada no parafuso), sem aplicação de torque e sem resíduos da pasta de proteção contra corrosão (CM 518 *anti-corrosion agent*). A estrutura do *bellcrank* estava íntegra. O terminal do *RH roll ball-type flexible control* estava com a sua estrutura íntegra e não estava conectado ao conjunto “parafuso - *RH roll bellcrank*”, como ilustram as Figuras 52, 53 e 54. O contrapino não foi encontrado.

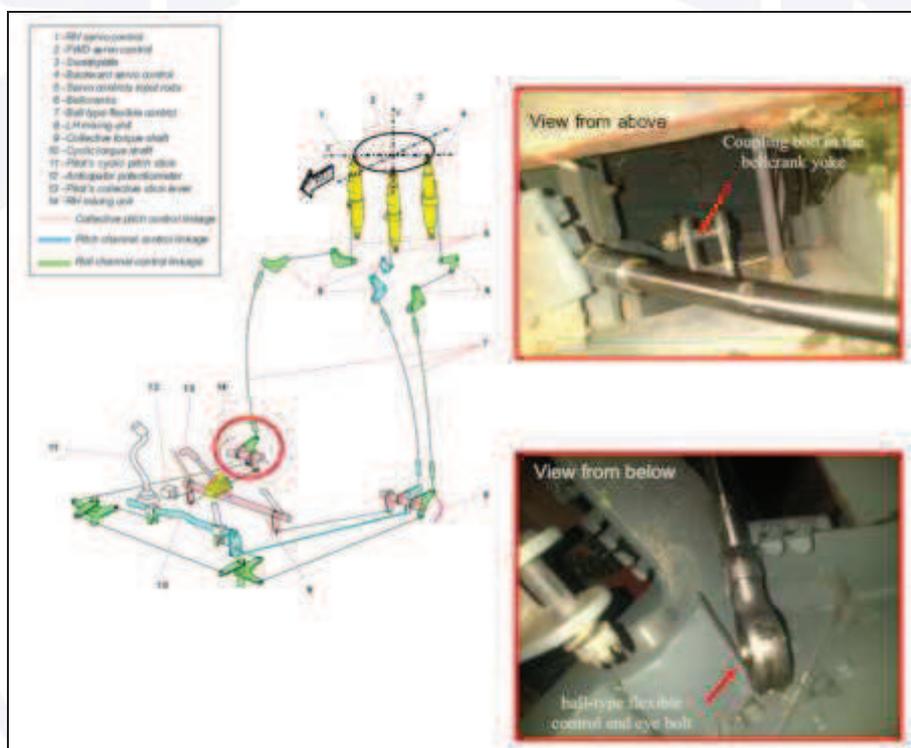


Figura 52 - Localização e vista, em detalhes, do *RH roll ball-type flexible control* desconectado do *RH roll bellcrank*.

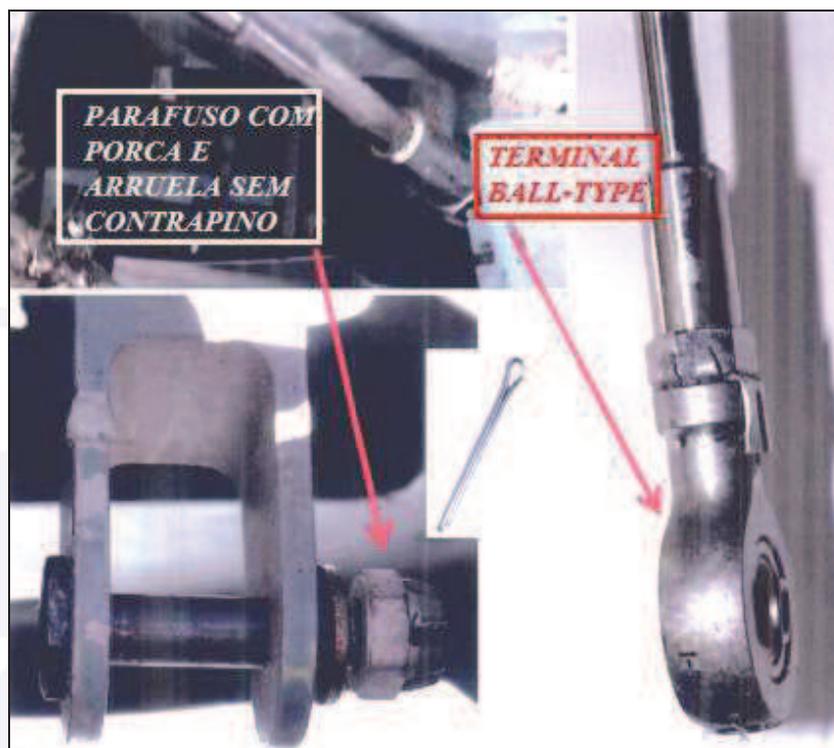


Figura 53 - RH roll ball-type flexible control e RH roll bellcrank como encontrados na análise dos destroços.



Figura 54 - RH roll ball-type flexible control e RH roll bellcrank encontrados desconectados e sem o contrapino.

Nos exames realizados, foi possível observar desgaste na fita polimérica da parte externa do terminal do *RH Ball-type flexible control*. Os danos observados na fita polimérica e o desgaste no corpo do parafuso corroboraram com a observação de que o *RH Ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*.

As Figuras 55 e 56 mostram o desgaste da fita polimérica no terminal do *RH roll ball-type flexible control*.



Figura 55 - Terminal do *RH roll ball-type flexible control*. À esquerda encontra-se a parte do terminal sem desgaste. À direita encontra-se a parte do terminal com desgaste da fita polimérica.

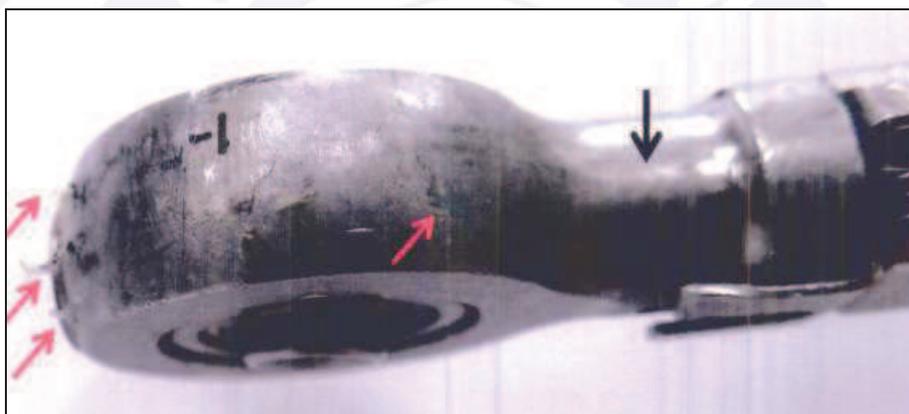


Figura 56 - Marcas de atrito no terminal do *RH roll ball-type flexible control*. Camada polimérica danificada (setas vermelhas) e a região de maior atrito (seta preta).

Portanto, a constatação do desgaste do material polimérico, bem como o fato do parafuso estar íntegro no alojamento do *RH roll bellcrank* (com arruela e porca sem torque) e, ainda, a ausência do contrapino configuraram indícios de que o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank* antes do impacto.

Foram realizados alguns testes, pela *Airbus Helicopters*, a fim de analisar o comportamento dos componentes *RH roll ball-type flexible control* e *RH roll bellcrank*, quando desconectados.

Os testes foram realizados com a seguinte configuração:

- Aeronave no solo;
- Sem as pás do rotor principal;
- Rotor principal sem girar; e
- Equipamento externo (bancada de teste hidráulico) para prover pressão hidráulica aos servocomandos do rotor principal.

A utilização da bancada de teste hidráulico teve como objetivo prover pressão hidráulica aos servocontroles para que estes estivessem na mesma configuração das condições de voo.

Os testes foram realizados em duas posições diferentes: com o *RH roll ball-type flexible control* por cima do *RH roll bellcrank*, e com o *RH roll ball-type flexible control* por baixo do *RH roll bellcrank*.

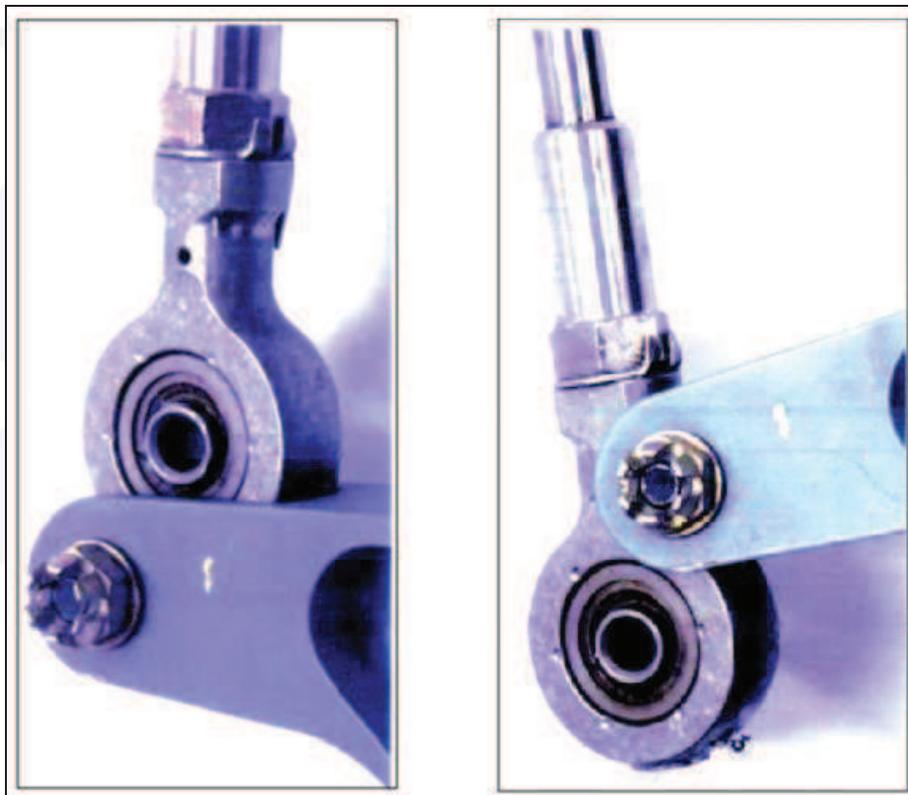


Figura 57 - Posições do *RH roll ball-type flexible control* e do *RH roll bellcrank*, nas quais os testes foram realizados.

Para o primeiro posicionamento (terminal do *RH roll ball-type flexible control* posicionado por cima do parafuso), os testes constataram que o *flexible control* não acompanharia o movimento do respectivo *bellcrank*.

Para o segundo posicionamento (terminal do *RH roll ball-type flexible control* posicionado por baixo do parafuso) os testes constataram que o *flexible control* acompanharia o movimento do respectivo *bellcrank*.

Diferentes posições de comando coletivo foram testadas: coletivo em baixo (*low pitch*); coletivo em posição mediana (*medium pitch*); e coletivo em cima (*high pitch*).

Para cada uma dessas posições de comando coletivo, o comando cíclico foi movimentado lateralmente.

Quando o comando coletivo estava nas posições de *low pitch* e *medium pitch*, o terminal do *RH roll ball-type flexible control* permaneceu posicionado abaixo do parafuso e seguiu os movimentos do respectivo *bellcrank*, com movimentação similar do servocomando correspondente. Quando o comando coletivo estava na posição de *high pitch*, observou-se que o terminal do *RH roll ball-type flexible control* começou a escapar da posição embaixo do parafuso.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

- Do operador da aeronave

A empresa operadora da aeronave possuía pilotos e mecânicos aeronáuticos dedicados exclusivamente às aeronaves de asas rotativas. Os encargos de gerenciamento da operação aérea da empresa eram realizados pelo piloto e mecânico mais antigos na função. Movimentos aéreos, escalas de voo e atividades de manutenção (pequenas intervenções) eram feitos por uma estrutura dedicada às atividades aéreas da empresa.

O processo de contratação dos pilotos seguia critérios de seleção e era coordenado pelo piloto mais antigo da equipe, visando a admissão de pilotos tecnicamente confiáveis pela empresa. Quanto aos critérios de remuneração, a percepção coletiva era satisfatória.

Entre as equipes de trabalho, predominava um relacionamento interpessoal agradável e cooperativo, o qual favorecia a fluência nos processos de comunicação, sobretudo com relação ao planejamento das atividades, apesar da aviação executiva exigir, muitas vezes, flexibilidade de planejamento.

O operador encaminhava, regularmente, a aeronave para realizar serviços de manutenção no Helipark, em São Paulo, SP. O operador normalmente designava um piloto e um mecânico de seu quadro de colaboradores para acompanhar os serviços realizados pela organização de manutenção. Esse acompanhamento ocorria de forma parcial e não consistia em um procedimento formal estabelecido pelo operador.

Os serviços de manutenção realizados pelo Helipark na aeronave PP-LLS, que antecederam ao acidente, foram parcialmente acompanhados pelo mecânico responsável pelo controle técnico dos helicópteros do operador. O operador designou, ainda, um piloto de seu quadro de tripulantes para os procedimentos de balanceamento dinâmico.

- Da organização de manutenção da aeronave

A empresa Helipark Taxi Aéreo e Manutenção Aeronáutica Ltda. funcionava segundo o Certificado de Organização de Manutenção nº 0203-01, emitido pela ANAC em 30JAN2015.

A empresa trabalhava com serviços diversos que variavam desde hangaragem, abastecimento, manutenção, pintura, tapeçaria e táxi aéreo, até serviços exclusivos como blindagem e parabrisas à prova de pássaros.

Em termos estruturais, a empresa possuía 10 *spots* (posições) de estacionamento, ligados por uma *taxiway* de 230m de extensão com 6m de largura. Seu heliponto era capaz de atender helicópteros de até 12 toneladas, abrangendo todos os modelos em operação no Brasil.

Com relação ao processo de formação e capacitação profissional, verificou-se ser uma exigência da empresa a apresentação das habilitações para o exercício de todas as funções, inclusive de auxiliar de mecânico.

As tarefas de manutenção que antecederam ao acidente foram realizadas por um mesmo mecânico, o qual possuía todas as habilitações exigidas pela ANAC, bem como cursos específicos para a execução dos trabalhos no modelo do helicóptero. Tanto o mecânico que realizou os serviços de manutenção quanto o inspetor designado para supervisionar as atividades possuíam o curso da aeronave.

A Organização de Manutenção Helipark definia seus processos internos por meio do Manual da Organização de Manutenção (MOM) e do Manual de Garantia de Qualidade (MGQ). Esses manuais descreviam os processos organizacionais a serem seguidos, desde o recebimento até a entrega da aeronave ao operador.

De acordo com a percepção das equipes de trabalho, a empresa de manutenção fornecia a estrutura de tecnologia e o ferramental em boas condições para o trabalho, além de um adequado suporte organizacional para o exercício das atividades.

Nas etapas referentes à execução desses processos, era requerido que tanto o mecânico quanto o inspetor registrassem a conclusão da execução e da supervisão da tarefa realizada.

Durante a investigação do acidente em tela, observou-se que, apesar de haver um inspetor designado para supervisionar a execução das tarefas da OS, referente à aeronave PP-LLS, algumas Fichas de Inspeção não haviam sido assinadas pelo inspetor.

O fato de a aeronave seguir para giro de balanceamento dinâmico sem as assinaturas do inspetor nas Fichas de Inspeção não correspondia ao procedimento definido pela organização.

Entretanto, segundo relatos, tratava-se de uma prática comum na empresa mantenedora o descumprimento da sequência correta das assinaturas nos documentos de manutenção, tal como se apresentou no caso em tela. Segundo informações, essa prática, apesar de conhecida entre as equipes de trabalho, não costumava ser reportada.

Não houve relatos sobre possíveis pressões por parte do operador para a conclusão dos serviços que a organização de manutenção realizava.

Foi verificado que, à época do acidente, era comum um inspetor cuidar da inspeção de várias aeronaves ao mesmo tempo.

Por vezes, inspetores também eram demandados a atuar como executores de alguns serviços de manutenção. No caso em questão, além do acompanhamento e supervisão dos serviços de manutenção, o inspetor também exercia a função de coordenador da equipe de manutenção.

Durante os giros de manutenção, o inspetor (supervisor) passou a executar os trabalhos de balanceamento dinâmico, em razão de o mecânico que executava os trabalhos anteriormente ter sido deslocado para realizar serviços de manutenção em outra aeronave.

No voo que originou o acidente, constatou-se o embarque de pessoa que não estava diretamente ligada às atividades de manutenção e verificações que estavam sendo realizadas na aeronave. Apesar disso, de acordo com relatos recebidos, não foi possível afirmar que esta era uma prática comum na empresa.

- Da organização responsável pela inspeção e reparo das pás

A empresa Helibras funcionava segundo o Certificado de Organização de Manutenção no 80090-01, emitido pela ANAC em 30JAN2015.

Todos os técnicos envolvidos nos serviços realizados nas pás possuíam as habilitações exigidas pela autoridade de aviação civil e cursos dedicados proporcionados pela própria empresa.

Os serviços executados por essa organização consistiram na inspeção e reparo nas pás da aeronave PP-LLS, com previsão de entrega para 27MAR2015. Contudo, devido à falta de um diluente necessário ao processo de pintura, o prazo estipulado não foi cumprido, e as pás foram entregues apenas em 01ABR2015.

Para fins de controle e gerenciamento dos serviços executados, a organização dispunha de processos organizacionais formalmente estabelecidos. Dentre esses, havia a obrigatoriedade de registro de todos os serviços executados na oficina de manutenção e reparo de pás no Sistema BIRDS, da *Airbus Helicopters*.

Além do registro nesse sistema, as etapas de execução do serviço eram registradas em documentos internos da organização. Em relação à aeronave PP-LLS, tais documentos apresentavam assinatura e número de registro do mecânico que executou as tarefas, bem como a assinatura do inspetor que realizou a verificação e aceitação dessas tarefas.

De acordo com os relatos, não houve pressão por parte do operador da aeronave ou do Helipark para entrega das pás, apesar do descumprimento do prazo de entrega previsto.

1.18. Informações operacionais.

No dia 02ABR2015, o PP-LLS, após diversos serviços executados dentro do hangar da Organização de Manutenção Helipark, foi rebocado para o pátio, mais precisamente para o *spot* nº 02, para início dos trabalhos de análise de vibrações do rotor de cauda.

A aeronave foi abastecida com 400,1 litros de querosene de aviação.

Por volta das 13h10min (local), foram iniciados os giros para verificação do balanceamento dinâmico do rotor de cauda, conforme manual do fabricante. Esse trabalho se estendeu até às 17h00min (local), aproximadamente. Concluído o balanceamento dinâmico do rotor de cauda, a próxima etapa consistia em realizar o balanceamento dinâmico do rotor principal.

O balanceamento dinâmico do rotor principal era dividido em duas etapas: voo pairado dentro do efeito solo (voo com o rotor operando próximo ao solo, a uma altura menor que um diâmetro do rotor) e voo à frente. Nas instalações do Helipark, para este modelo de aeronave, a fase de verificação da vibração no voo pairado era realizada no heliponto. Para tanto, era necessário realizar o taxiamento no solo (sobre rodas) do *spot* de estacionamento até o heliponto.

De acordo com o *Flight Manual* (manual de voo) do fabricante, aprovado em 30MAR2007 e revisado em 25NOV2013, os seguintes tópicos, contendo os seus respectivos procedimentos, deveriam ser realizados durante o voo, até o momento do voo pairado:

1. *Pre-Flight Inspections*
 - a. *Exterior Inspection*
 - b. *Interior Inspection*
2. *Starting Procedures*
 - a. *Pre-Starting Checklist*
 - b. *Engine Starting*
 - c. *Post-Starting Checklist*
3. *Taxiing – Takeoff*
 - a. *Pre-Taxiing Checklist*
 - b. *Taxiing - Takeoff*

Dentre os itens contemplados no *Flight Manual*, o tópico “2”, letra “a” (*Pre-Starting Checklist*) previa uma verificação nos comandos de voo, conforme mostrado na Figura 58.

14. Passenger ordinance lights.....	ON (if passenger on board).
15. Indicator light test function	Test (to be performed on DAY position ONLY)
16. Instrument lighting.....	As required.
17. Vent selector.....	OFF.
18. Mission selector	OFF.
19. Emergency locator transmitter (if installed).....	NORM
20. Audio warning	ON <input type="checkbox"/> ALWAYS WARN
21. L/G PUMP	TEST (Do not exceed a duration of 2 min.) (After MOD 07-29B64 <input type="checkbox"/>)
22. Control travel / <input type="checkbox"/> LMT	Checked.
23. Controls.....	Centered (AP ON then OFF to use centering function if needed).
24. L/G PUMP	NORM.
25. TEST SERVO	When pressing the push-button, check: <input type="checkbox"/> SERVO
26. TRIM FEEL	ON
27. GEN 1, 2 and ALT (if installed)	ON
28. EMERGENCY CUT OFF	Forward and snap wired.

EASA APPROVED EC 155 B1 4.3

A G 12-16 Page 2

Figura 58 - Trecho do Starting Procedures - Pre-Starting Checklist. Flight Manual do EC-155 B1

Observa-se que o item 22 previa uma verificação do curso de comandos e funcionamento da luz “LMT”.

De acordo com o THM do EC 155 B1, a finalidade da *Ground Limit Light Operation* era informar ao piloto quanto ao excesso de esforço ao qual o cubo do rotor principal era submetido pelo uso excessivo do cíclico durante o taxi da aeronave.

Ground limit light operation

A cam is fixed at the left end of the pitch shaft. This cam actuates a micro-switch when the pitch control is in a position outside from 20% to 70% area. If the helicopter is on the ground, the micro-switch lights up the "LIMIT" warning on the instrument panel in the cockpit. This is intended to prevent the pilot from overstressing the main rotor hub by excessive cyclic during taxi.

O item 25 previa um teste relacionado ao acendimento da luz “SERVO”.

O tópico 3.2 do *Flight Manual* tratava de alguns procedimentos específicos a serem realizados no primeiro voo do dia, dentre eles o teste do piloto automático (*Test of Autopilot*). O objetivo do teste do piloto automático era verificar que o *Automatic Flight Control System* (AFCS) estivesse operacional antes da decolagem. O teste incluía a verificação dos atuadores (em série e em paralelo) do AFCS. Desse modo, não era objetivo do teste verificar a integridade de conexões da cadeia de comandos de voo ou o funcionamento dos servocomandos do rotor principal.

Registros de câmeras de segurança mostraram que a aeronave levantou a cauda e inclinou para a esquerda, ocasionando a saída do trem de pouso traseiro direito do solo. Em seguida, o helicóptero saiu completamente do solo e girou cauda à direita, deslocando-se lateralmente para a direita. Na sequência, o helicóptero apresentou oscilações de nariz para cima e para baixo e ganhou altura, afastando-se das instalações do Helipark.

1.19. Informações adicionais.

A respeito de regulamentos e normas referentes às inspeções, tem-se que o objetivo da inspeção básica é verificar o estado geral do helicóptero, por meio de verificações detalhadas (deformações, fraturas, trincas, moissas, corrosão, sinais de superaquecimento, desgaste, impactos, etc.) dos sistemas e equipamentos.

- Texto do RBAC 145 (145.213) sobre a Inspeção feita pelo Inspetor:

“(a) Cada organização de manutenção certificada deve inspecionar cada artigo no qual ela executou manutenção, manutenção preventiva ou alteração, conforme descrito nos parágrafos (b) e (c) desta seção, antes de aprovar esse artigo para retorno ao serviço.”

“(b) Cada organização de manutenção deve certificar, por meio de uma liberação de manutenção, que o artigo está aeronavegável com relação à manutenção, manutenção preventiva, ou alteração executada, após:

a organização de manutenção executar trabalho no artigo; e

um inspetor inspecionar o artigo trabalhado e confirmar que ele está aeronavegável com relação ao trabalho executado.”

- Textos do Manual da Organização de Manutenção (MOM) - HELIPARK sobre: Carimbos, Assinaturas, Supervisão e Inspeção de aceitação do Inspetor:

9.2(b) Os Inspetores designados utilizarão carimbos específicos e individualizados para indicar a aceitação de um item ou uma particular tarefa de Inspeção em fichas/roteiros de inspeção. O uso deste carimbo de inspeção deve estar sempre acompanhado da data em que foi realizada a inspeção.”

9.2(c) O uso do carimbo deve ser o meio preferencial para indicar a realização ou aceitação de uma tarefa em um documento da manutenção, todavia o profissional poderá utilizar a sua assinatura ao invés do carimbo, quando for necessário ou conveniente. Neste último caso, deverá também indicar o número de seu código ANAC.”

3.1.8 - Inspetor de Manutenção: (...)

3.1.8 (a) Atribuições específicas: (...)

3.1.8 (b) Ter adequado conhecimento dos procedimentos estabelecidos neste MOM e no MGQ. Executar e supervisionar sua execução, e propor ao RT aperfeiçoamentos que julgar necessário.

3.1.8 (c) Supervisionar a execução dos serviços, observando o emprego de técnicas e ferramentas adequadas e publicações atualizadas.”

3.1.6 - Chefe da Inspetoria: (...)

3.1.6 (a) Atribuições específicas (...)

3.1.6 (e) Efetuar a supervisão necessária para que todos os serviços completados sejam adequadamente inspecionados, registrados nas respectivas documentações, conforme previsto na legislação.”

3.1.3 - Responsável Técnico (RT):

3.1.3 (a) Atribuições específicas (...)

3.1.3 (d) Efetuar a supervisão das atividades da oficina, no sentido de que os trabalhos sejam executados de acordo com os procedimentos estabelecidos neste MOM, garantindo a conformidade dos procedimentos com os requisitos regulamentares.”

- Textos do Manual de Garantia da Qualidade (MGQ) sobre Inspeção Final:

6.13.7 - Inspeção Final:

6.13.7 (a) Cada aeronave ou produto que tenha sido trabalhado pelo Helipark deverá ser submetido a uma Inspeção Final por um Inspetor designado antes da aprovação para retornar ao serviço.

6.13.7 (e) Caso seja necessário um *check* operacional em voo para completar a inspeção, reparo, ou modificação, de acordo com o RBHA 91.407, toda a documentação deve ser preenchida e atualizada antes do voo, com exceção da documentação relativa ao voo em si. Após a conclusão do voo, as discrepâncias encontradas serão incluídas na Ordem de Serviço (FORM-MGQ(6) -011), logo em seguida a última discrepância lançada, a fim de se evidenciar a cronologia das discrepâncias ocorridas ou descobertas.

Sobre a presença de passageiros no voo, os regulamentos da autoridade de aviação civil em vigor estabeleciam:

- Texto do RBHA 91 (91.407):

91.407 - operação após manutenção, manutenção preventiva, recondicionamento, reparos ou modificações

(a) Nenhuma pessoa pode operar uma aeronave que tenha sofrido manutenção, manutenção preventiva, recondicionamento, reparos ou modificações a menos que:

(1) ela tenha sido aprovada para o retorno ao serviço por uma pessoa autorizada e devidamente qualificada pelo DAC e conforme RBHA 43, seção 43.7.

(2) as anotações nos registros de manutenção requeridas pelas seções 43.9 ou 43.11, do RBHA 43, como aplicável, tenham sido feitas.

(b) nenhuma pessoa pode transportar qualquer pessoa (exceto tripulantes) em uma aeronave que tenha sofrido manutenção, recondicionamento, reparos ou modificação que possa ter alterado ou afetado apreciavelmente suas características de voo ou afetado substancialmente sua operação em voo, até que um piloto adequadamente qualificado na aeronave e possuidor, pelo menos, de uma licença de piloto privado, voe na aeronave fazendo uma verificação operacional do trabalho executado e anote o voo e seu resultado nos registros da aeronave.

- Texto do MPR 100/SAR Revisão 7, item 10.9, letras (e) e (f):

(e) O voo realizado sob os propósitos 10.2 (a) (2) e (a) (3) deverá sempre ser conduzido em voo local diurno em condições *Visual Flight Rules* - VFR, dentro de uma TMA (Área de Controle Terminal), ou, se não houver TMA, num raio de 100 quilômetros, com pouso no mesmo aeródromo de partida, com a tripulação mínima requerida pela EA, sem carga ou passageiros a bordo, e com seguro em ordem e em dia.

(f) Para os propósitos de (e) acima, o termo "tripulante", contido no paragrafo 91.407 (b) do RBHA/RBAC 91, além da tripulação mínima requerida para a aeronave ser operada, poderá incluir profissionais da área de manutenção em número mínimo necessário à condução adequada da experiência a ser realizada em voo.

O diário de bordo nº 007 foi encontrado junto aos destroços da aeronave PP-LLS. A última folha preenchida no diário de bordo remetia ao voo de traslado da aeronave para o Helipark, no dia 10FEV2015. Não havia registro no diário de bordo que remetesse ao dia 02ABR2015, data do acidente, tampouco registros que remetessem à realização da inspeção pré-voo na aeronave, nesta data.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A aeronave PP-LLS pertencia ao mesmo operador desde a data de sua fabricação e contava com 892,7h totais de operação, desde nova.

No dia 10FEV2015, a aeronave foi trasladada para o Helipark com o objetivo de realizar serviços de manutenção, dentre eles a inspeção de 600h / 2 anos de célula. Para

tanto, foi aberta a OS 164/15, datada de 11FEV2015, que descrevia as ações de manutenção previstas a serem executadas. Constava também na OS que as cinco pás do rotor principal seriam removidas e reinstaladas, após inspeção e reparos realizados pela Helibras.

Nas Fichas de Inspeção referentes a OS 164/15 constavam as *tasks* a serem cumpridas por ocasião das respectivas inspeções. Dentre as *tasks* previstas para serem realizadas, constava *task* 67-10-00-224 que descrevia detalhadamente os itens a serem cumpridos nos *Main Flexible Ball Controls*.

O mecânico executor da *task* 67-10-00-224 registrou com carimbo pessoal a realização do serviço. Não há registro de carimbo ou assinatura do inspetor. Desse modo, constatou-se uma falha relacionada aos processos organizacionais da empresa de manutenção, no que tange ao acompanhamento e controle eficaz das atividades executadas.

Diante do exposto, não há evidências de que o inspetor designado para aceitar a tarefa executada pelo mecânico realizou a supervisão dos serviços executados. A ausência de registros (carimbo/assinatura e data) de aceitação das tarefas, por parte do inspetor, estava em desacordo com o RBAC 145.213, além do MOM e do MGQ da organização de manutenção.

Concomitantemente à realização dos serviços na aeronave, as pás foram encaminhadas para Helibras, onde deram entrada em 25FEV15. Os serviços de reparo e manutenção incluíram a substituição do poliuretano nos *tips* e no intradorso das cinco pás, além de pintura, substituição do poliuretano das raízes e balanceamento estático.

Para a conclusão dos serviços de pintura, havia a necessidade de utilização de um diluente. No dia 23MAR2015, foi detectada a falta desse produto, o que ocasionou a interrupção dos serviços de pintura que estavam sendo realizados. Após o recebimento do diluente, no dia 27MAR2015, os serviços foram retomados, tendo sido concluídos em 31MAR2015.

Uma vez que os serviços nas pás foram considerados concluídos, a Helibras encaminhou os componentes para o Helipark, onde chegaram na noite do dia 01ABR2015. Na manhã do dia 02ABR2015, técnicos do Helipark receberam as pás, realizaram a inspeção de recebimento e fizeram alguns ajustes necessários nos *tabs*. Logo após, as pás foram instaladas na aeronave.

Com as pás instaladas, a aeronave foi colocada no *spot* de estacionamento nº 2, em frente ao hangar, e iniciaram-se os giros de manutenção para balanceamento dinâmico dos rotores de cauda e principal.

É importante ressaltar que a última folha preenchida no diário de bordo remetia ao voo de traslado da aeronave para o Helipark. O não preenchimento do diário de bordo referente ao dia 02ABR2015 pode indicar a não realização de inspeção pré-voo na aeronave, no dia do acidente.

O intervalo de tempo decorrido entre o início dos trabalhos de balanceamento até o momento do início do taxiamento da aeronave foi de, aproximadamente, quatro horas. Nesse intervalo, foram realizados vários giros de manutenção com o objetivo de balancear o rotor de cauda.

As atividades contaram, inicialmente, com a participação de dois colaboradores do operador e três colaboradores do Helipark. Tendo em vista outras tarefas de manutenção, o mecânico que conduzia as atividades de balanceamento dinâmico do rotor de cauda foi chamado para atuar em outra aeronave, afastando-se do PP-LLS. A partir desse momento, um dos colaboradores do Helipark, o qual fazia parte da equipe

desempenhando o papel de inspetor, passou a atuar executando as tarefas de mecânico e concluiu o balanceamento dinâmico do rotor de cauda.

Em um determinado momento, outra pessoa (piloto de helicóptero, sem vínculo com o Helipark ou com o operador da aeronave), juntou-se ao grupo que estava trabalhando no PP-LLS. Esta pessoa acompanhou as atividades a partir de então.

O balanceamento dinâmico do rotor de cauda era realizado com a aeronave no solo, enquanto o balanceamento dinâmico do rotor principal incluía a realização de voo pairado dentro do efeito solo e voo à frente.

Nesse contexto, os voos pairados em aeronaves do porte do PP-LLS, nas instalações do Helipark, deveriam ser realizados no heliponto e não nos *spots* de estacionamento. Portanto, para execução do balanceamento do rotor principal, era necessário que o piloto deslocasse o PP-LLS, por meio de taxiamento no solo, do *spot* de estacionamento n° 2 até o heliponto (Figura 59).



Figura 59 - Deslocamento previsto do *spot* n° 2 até o heliponto.

Foi verificado, durante a investigação, que o balanceamento dinâmico do rotor de cauda havia sido concluído. Dessa forma, iniciaram-se os procedimentos para o balanceamento dinâmico do rotor principal, por volta das 17h00min (local).

As câmeras de segurança do Helipark registraram o momento do embarque na aeronave. Foi possível observar que o comandante embarcou no assento dianteiro direito e que a outra pessoa (piloto de helicóptero que se juntou ao grupo), embarcou no assento dianteiro esquerdo. O inspetor de manutenção (que assumiu a execução das tarefas de balanceamento dinâmico) e o auxiliar de manutenção embarcaram na cabine de passageiros, acompanhados do mecânico representante do operador.

De acordo com o disposto no RBHA 91.407, o passageiro que ocupava o assento dianteiro esquerdo (posto de pilotagem destinado ao copiloto) não poderia estar a bordo. Apesar de ser piloto de helicópteros, este passageiro não possuía habilitação no modelo acidentado e não compunha o quadro de tripulantes do operador ou da organização de manutenção.

No entanto, o MPR 100/SAR, dispunha que o termo “tripulante”, contido no parágrafo 91.407 (b) do RBHA 91, além da tripulação mínima requerida para a aeronave ser operada, poderia incluir profissionais da área de manutenção em número mínimo necessário à condução adequada da experiência a ser realizada em voo. Tal ressalva poderia ser aplicada aos demais profissionais de manutenção que embarcaram na aeronave (o mecânico representante do operador e o auxiliar de manutenção).

Para a realização do balanceamento dinâmico do rotor principal, era necessário deslocar a aeronave até o heliponto, como mencionado anteriormente. As câmeras de segurança registraram a aeronave acionando os motores e, logo em seguida, iniciando o taxiamento no solo para o heliponto.

As imagens permitiram observar a aeronave realizando um movimento incomum, quando no início do taxiamento. A aeronave levantou a cauda e inclinou para a esquerda, ocasionando a saída do trem de pouso traseiro direito do solo. Ato contínuo, o helicóptero saiu completamente do solo e girou cauda à direita, deslocando-se lateralmente para a direita. Na sequência, o helicóptero apresentou oscilações de nariz para cima e para baixo e ganhou altura, afastando-se das instalações do Helipark.

A partir desse momento, não foi possível determinar com exatidão a trajetória da aeronave até o local do acidente, tampouco o tempo que o helicóptero permaneceu em voo. Câmeras de segurança registraram a aeronave descontrolada, com algumas pás do rotor principal se desprendendo em voo. Em seguida, o helicóptero colidiu contra edificações de um condomínio residencial.

Exames, testes e pesquisas foram realizados nos destroços da aeronave, com o objetivo de determinar se seus sistemas e componentes funcionavam adequadamente no momento da ocorrência.

Os exames realizados nos motores mostraram que, no momento do impacto, ambos apresentavam funcionamento normal, com desenvolvimento de potência.

As análises da CTP concluíram que a caixa de transmissão principal apresentava funcionamento normal, no momento do acidente. As fraturas encontradas nas barras de fixação da CTP eram condizentes com falhas por sobrecarga, causadas pela queda e impacto contra estruturas no solo.

As amostras de fluido hidráulico e combustível, que foram analisadas, apresentaram resultados dentro dos limites estabelecidos pela ANP e órgãos internacionais.

As características dos danos encontrados nas pás do *fenestron* e no eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda indicaram que havia pouco ou nenhum movimento rotacional nesses componentes, no momento do impacto.

Como mencionado anteriormente, algumas pás do rotor principal separaram-se da aeronave, em voo, durante a queda. Essa separação comprometeu o balanceamento do conjunto da transmissão principal. Com o balanceamento prejudicado, a transmissão principal provavelmente atingiu níveis de vibração acima dos limites, ao ponto de ter prejudicado a conexão entre a CTP e o eixo de transmissão de potência para o rotor de cauda. Com a conexão comprometida, a transmissão de potência dos motores para o rotor de cauda pode ter sido interrompida, fato que levaria os componentes a impactarem o solo com pouca, ou nenhuma, energia rotacional.

Com relação ao conjunto do rotor principal, foi verificado que as raízes de todas as cinco pás foram encontradas conectadas aos seus respectivos punhos, juntos à cabeça do rotor principal e da CTP. Este fato evidencia que as pás haviam sido corretamente instaladas na aeronave. Os exames realizados nas raízes de todas as pás mostraram que as fraturas encontradas eram condizentes com falhas por sobrecarga.

Sobre a pintura das pás do rotor principal, o tipo de pintura aplicado nas pás foi o *TYPE 3*. O ciclo completo de polimerização, para este tipo de pintura, era de 7 (sete) dias, de acordo com a carta MTC 20-60-00-433. Tendo em vista que os serviços de pintura foram concluídos no dia 31MAR2015 e que as pás foram instaladas na aeronave no dia 02ABR2015, concluiu-se que todas as pás foram instaladas na aeronave antes que esse tempo (7 dias) fosse completo.

Consultada acerca do não cumprimento do prazo de sete dias para a polimerização completa da pintura, a *Airbus Helicopter* respondeu que, se o ciclo de cura aplicado fosse o de uma hora em temperatura de 60°C, as pás poderiam ser instaladas na aeronave e o balanceamento dinâmico poderia ser executado logo em seguida. No entanto, não havia, no manual da aeronave (MTC 20-60-00-433), qualquer menção que fizesse referência à instalação e realização do balanceamento dinâmico nas pás, sem que o ciclo de polimerização completa de sete (7) dias fosse concluído.

Ainda segundo a *Airbus Helicopters*, a pintura das pás da aeronave acidentada foi encontrada intacta, sem evidências de descamação ou separação da tinta, significando que o tempo decorrido entre a pintura e a instalação das pás na aeronave foi suficiente para garantir o bom desempenho das mesmas.

Os exames realizados nas pás do rotor principal demonstraram que os danos encontrados em todas elas foram decorrentes do acidente, em sua maioria por impacto ou sobrecarga. Não foram encontrados danos ou defeitos, anteriores aos causados pelo acidente, que pudessem comprometer a estrutura das pás.

Em relação aos comandos de voo, foi observado que o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*. Alguns fatos reforçaram a conclusão de que o terminal do *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank* antes do impacto, são eles:

- O parafuso que deveria estar conectando os componentes estava íntegro, alojado no *RH roll bellcrank*, com arruela, com a porca “apontada” em alguns fios de rosca do parafuso (porca parcialmente rosqueada no parafuso), sem torque e sem resíduos da pasta de proteção contra corrosão;
- A estrutura do *RH roll bellcrank* estava íntegra;
- A estrutura do terminal do *RH roll ball-type flexible control* estava íntegra;
- Foi observado desgaste por atrito no material polimérico, em um dos lados do terminal do *RH roll ball-type flexible control*; e
- O *RH roll ball-type flexible control* não estava conectado ao conjunto “parafuso-*RH roll bellcrank*”.

Diante do exposto, foi possível concluir que o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*, antes da decolagem que resultou no acidente.

O fato de haver uma desconexão entre o *RH roll ball-type flexible control* e o *RH roll bellcrank* direcionou a investigação para uma análise das tarefas de manutenção realizadas na aeronave antes do acidente.

Durante as pesquisas da Comissão de Investigação, verificou-se que, dentre as tarefas realizadas no Helipark, constava a *task 67-10-00-224 “Inspection Criteria - Main Rotor Flexible Ball Controls”* (Figuras 11 a 16).

A tarefa previa desconectar os *flexible controls* dos respectivos *bellcranks*, de acordo com item “c” da *sub-task 67-10-00-224-001* (Figura 13). Com os componentes desconectados, realizar procedimentos de inspeção, limpeza e proteção contra corrosão. Por fim, a tarefa previa conectar os *flexible controls* aos *bellcranks*, conforme o item “j” da

mesma *sub-task* (Figura 14). A *task* 67-10-00-224 alertava, ainda, sobre o cumprimento da *task* 67-00-00-911 (Figuras 17 a 19), que previa procedimentos detalhados e específicos relacionados aos cuidados relativos às tarefas que envolviam os comandos de voo.

Embora o mecânico executor da *task* 67-10-00-224 tenha registrado o cumprimento dessa tarefa, carimbando as Fichas de Inspeção, é possível que, durante a execução dessa atividade, ele não tenha observado que o terminal do *RH roll ball-type flexible control* permaneceu desconectado do *RH roll bellcrank*. Como não havia registro de aceitação da tarefa, por parte do inspetor, não há evidências de que os serviços executados pelo mecânico foram inspecionados pelo inspetor de manutenção.

Como dito anteriormente, o mecânico que realizava o balanceamento dinâmico do rotor de cauda do PP-LLS teve que abandonar as atividades que executava para atender uma demanda de manutenção em outra aeronave. Esse fato denota que a rotina de trabalho dos profissionais da organização de manutenção era suscetível a interferências e interrupções que poderiam promover quebra na sequência das atividades desenvolvidas.

Convém analisar que, no contexto de manutenção, essas interrupções favorecem a ocorrência de desatenção ou de supressão de etapas, durante a execução das atividades. É possível que circunstância semelhante possa ter ocorrido durante todo o período em que a aeronave PP-LLS esteve sob manutenção, mormente durante a execução da *task* 67-10-00-224.

O adequado acompanhamento dos serviços prestados em manutenção consiste em uma barreira fundamental à ocorrência de acidentes aeronáuticos, pois permite a identificação e mitigação de riscos provenientes de falhas cometidas na execução de tarefas, garantindo a qualidade dos serviços prestados.

A ausência de registros de aceitação, por parte do inspetor, denotou que havia falhas nos processos de acompanhamento, controle e supervisão dos serviços de manutenção realizados. A liberação da aeronave para início dos procedimentos de balanceamento dinâmico dos rotores principal e de cauda, sem o registro de aceitação do inspetor, indicou uma condição de insegurança (falha latente) na organização de manutenção que divergiu dos processos previstos nos manuais da empresa. Essas falhas nos processos organizacionais possivelmente concorreram para que a desconexão entre o *RH roll ball-type flexible control* e o *RH roll bellcrank* passasse despercebida.

Ressalta-se que o inspetor designado para realizar esse acompanhamento exercia também a função de coordenador da equipe de manutenção e acumulava, ainda, a responsabilidade pela supervisão de serviços executados em outras aeronaves, além de, eventualmente, atuar como mecânico executor. É possível que o acúmulo de funções por parte do inspetor tenha prejudicado o gerenciamento de suas tarefas, rebaixando o seu nível de atenção e comprometendo o seu desempenho durante a atuação como inspetor de manutenção da aeronave PP-LLS.

Todo esse cenário demonstrou que a cultura organizacional existente na empresa de manutenção poderia favorecer um contexto de aceitação coletiva para o acúmulo de tarefas, interrupções dos trabalhos e ausência de registro das atividades de manutenção realizadas. Desse modo, a cultura organizacional presente nesse contexto permitia a adoção de práticas informais que podem ter comprometido as barreiras existentes para manutenção da segurança operacional.

Uma vez que o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*, fez-se necessário avaliar em que condições esses dois componentes estariam dispostos e quais as influências do posicionamento desses componentes nos comandos

de voo da aeronave. Nesse contexto, foram elaboradas duas hipóteses relativas à disposição do *RH roll ball-type flexible control* e do *RH roll bellcrank*.

Na primeira hipótese, considerou-se que a parte inferior do terminal do *RH roll ball-type flexible control* estava posicionada por cima do parafuso de conexão no *RH roll bellcrank*. A Figura 60 ilustra a hipótese.

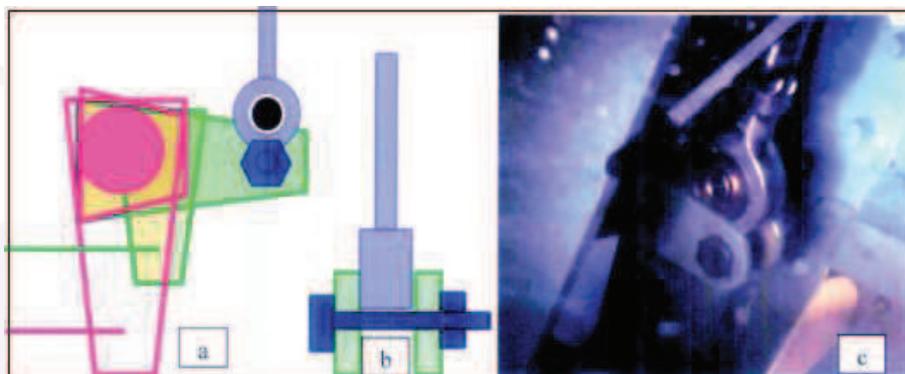


Figura 60 - Simulação do *RH roll ball-type flexible control* posicionado por cima do parafuso.

a) vista esquemática lateral; b) vista esquemática frontal; c) vista em perspectiva dos componentes.

Na segunda hipótese, considerou-se que o terminal do *RH roll ball-type flexible control* estava posicionado por baixo do parafuso de conexão, no *RH roll bellcrank*. A Figura 61 ilustra a hipótese.

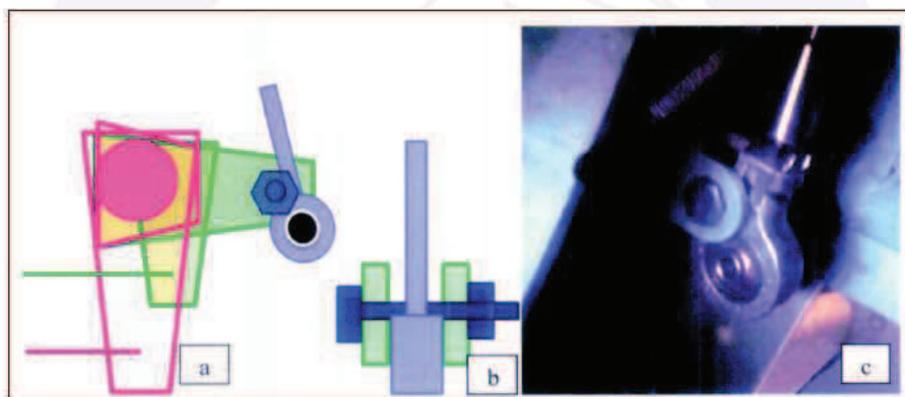


Figura 61 - Simulação do *RH roll ball-type flexible control* posicionado por baixo do parafuso.

a) vista esquemática lateral; b) vista esquemática frontal; c) vista em perspectiva dos componentes.

Para facilitar o entendimento do comportamento da aeronave nas duas hipóteses elencadas, faz-se necessário revisar o funcionamento das linhas de comandos de voo.

Como visto anteriormente, o funcionamento dos comandos de voo está diretamente ligado à atuação dos *bellcranks* e dos *ball-type flexible controls* (Figuras 1, 2, 3 e 4).

A aeronave possui três servocomandos assim identificados: *Forward servocontrol*, *Right Hand servocontrol*, *Backward servocontrol*. Cada servocomando é controlado por um conjunto de *bellcrank* e *ball-type flexible control*.

Analisando-se separadamente o comportamento do *RH roll bellcrank* e do *RH roll ball-type flexible control*, componentes da linha de comando do *Right Hand servocontrol*, tem-se o seguinte comportamento, em relação aos comandos cíclico e coletivo (Figura 62):

- Quando o comando coletivo se move para cima, o *RH roll bellcrank* se movimenta no sentido de deslocar o *RH roll ball-type flexible control* para baixo. Esse movimento resulta em uma extensão do servocomando direito (RH), que se move para cima. Essa extensão, associada ao movimento análogo dos outros dois servocomandos, aumenta o ângulo de passo das pás coletivamente, em todos os setores do disco rotor. O inverso ocorre quando o comando coletivo se move para baixo.
- Quando o comando cíclico é movimentado para a direita, o *RH roll bellcrank* se movimenta no sentido de deslocar o *RH roll ball-type flexible control* para cima, resultando em uma retração do respectivo servocomando, que se move para baixo. Esse movimento diminui o ângulo de passo das pás naquele setor do disco rotor e o helicóptero inclina para a direita.
- Quando o comando cíclico é movimentado para a esquerda, o *RH roll bellcrank* se movimenta no sentido de deslocar o *RH roll ball-type flexible control* para baixo, resultando em uma extensão do respectivo servocomando, que se move para cima. Esse movimento aumenta o ângulo de passo das pás naquele setor do disco rotor e o helicóptero inclina para a esquerda.

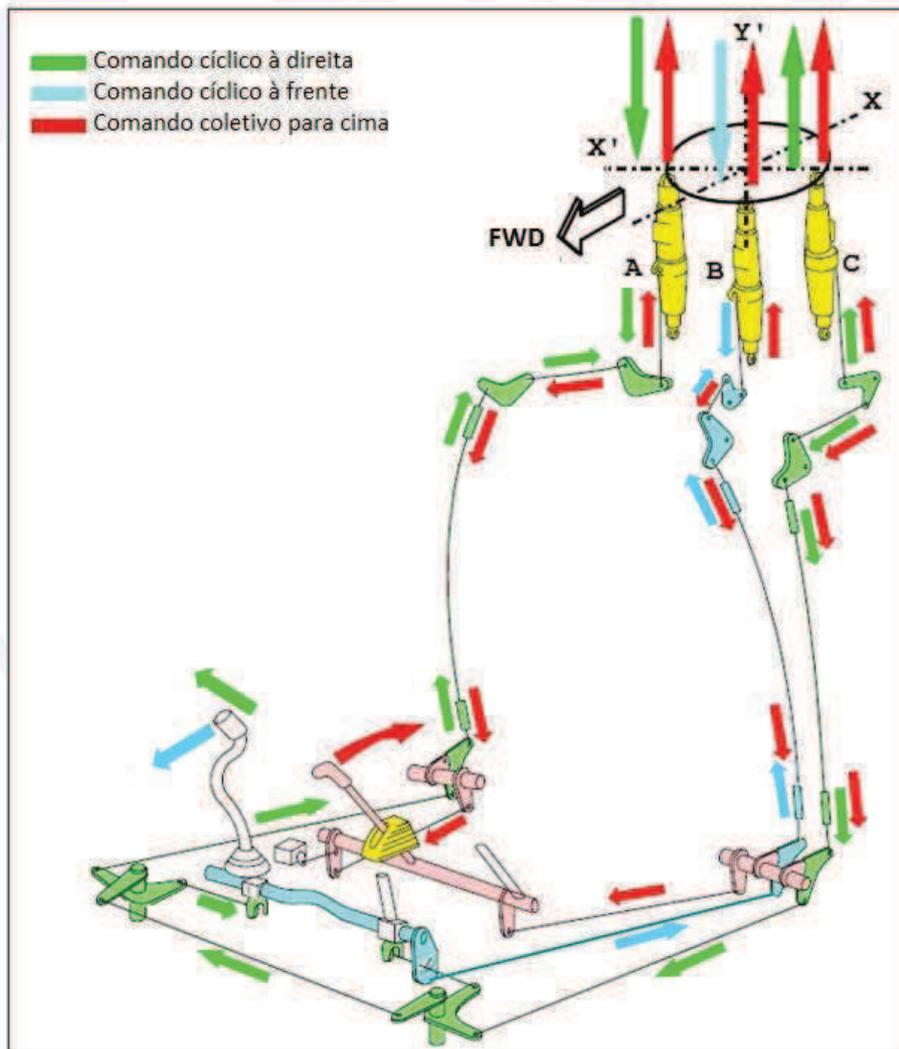


Figura 62 - Representação esquemática dos comandos cíclico e coletivo (Adaptado do THM, Eurocopter).

Uma vez compreendido o comportamento dos componentes da linha de comando do *Right Hand servocontrol*, é possível analisar as duas hipóteses: *RH roll ball-type flexible control* por cima ou por baixo do parafuso de conexão alojado no *RH roll bellcrank*.

Em relação à primeira hipótese, os testes conduzidos pela *Airbus Helicopters* constataram que, nesta condição, o *flexible control* não acompanharia o movimento do respectivo *bellcrank*. Dessa forma, não seria possível controlar o servocomando direito (*RH servocontrol*). Como visto anteriormente, para realização de uma decolagem seria necessário que os três servocomandos atuassem coletivamente, aumentando o ângulo de passo das pás em todos os setores do disco rotor.

Os *flexible controls* dos servocomandos dianteiro (*Forward servocontrol*) e traseiro (*Backward servocontrol*) foram encontrados corretamente conectados nos destroços. Nesta condição, ao puxar o coletivo, dois servocomandos (dianteiro e traseiro) seriam comandados adequadamente e um servocomando (direito) não seria comandado corretamente. Dessa forma, o ângulo de passo das pás aumentaria apenas nos setores do disco rotor controlados pelos servocomandos dianteiro e traseiro. Não haveria aumento do ângulo de passo no setor controlado pelo servocomando direito. A resposta da aeronave seria inclinar para a direita, uma vez que o *RH roll ball-type flexible control* do servocomando direito estaria desconectado, apoiado por cima, e não acompanharia o movimento de seu respectivo *bellcrank*.

Os vídeos que registraram o início do taxiamento da aeronave mostraram que o helicóptero inclinou para esquerda, contrariando a tendência de inclinação à direita esperada para a primeira hipótese.

Diante do exposto, descartou-se que o terminal do *RH roll ball-type flexible control* estivesse posicionado por cima do parafuso de conexão no *RH roll bellcrank*.

Em relação à segunda hipótese (terminal do *RH roll ball-type flexible control* posicionado por baixo do parafuso no *RH roll bellcrank*), os testes conduzidos pela *Airbus Helicopters* constataram que, nesta condição, o *flexible control* acompanharia o movimento do respectivo *bellcrank*. Esse posicionamento por baixo permitiria que o *RH roll ball-type flexible control* fosse comandado. Dessa forma, os *inputs* do piloto seriam repassados ao servocomando direito, ainda que parcialmente e de forma defasada dos demais servocomandos.

Como dito anteriormente, os *flexible controls* dos servocomandos dianteiro (*Forward servocontrol*) e traseiro (*Backward servocontrol*) foram encontrados corretamente conectados nos destroços.

O posicionamento do terminal do *RH roll ball-type flexible control* por baixo do parafuso de conexão no *bellcrank* resultaria em um desalinhamento de posições entre os servocomandos. Assim, com o comando cíclico em neutro, o servocomando direito estaria estabelecendo um ângulo de passo maior que os servocomandos dianteiro e traseiro. Dessa forma, o ângulo de passo das pás seria maior no setor do disco rotor controlado pelo servocomando direito.

Nesta condição, ao puxar o coletivo, os servocomandos dianteiro e traseiro seriam comandados simetricamente e o servocomando (direito) seria comandado de maneira defasada. O *flexible control* direito iria para uma posição diferente da posição dos *flexible controls* dianteiro e traseiro, e o ângulo de passo das pás seria maior no setor direito do disco rotor. Diante dessa assimetria, a resposta esperada para a aeronave seria inclinar para a esquerda.

Os vídeos que registraram o início do taxiamento da aeronave mostraram que o helicóptero inclinou para esquerda, corroborando o comportamento esperado para a defasagem do servocomando direito em relação aos demais. A Figura 63 mostra o momento da inclinação à esquerda no início do taxiamento no solo.



Figura 63 - Helicóptero inclinado à esquerda no início do taxiamento no solo. Ângulo de inclinação estimado.

Além disso, os danos observados na fita polimérica do terminal do *RH roll ball-type flexible control* (Figuras 55 e 56) e o desgaste encontrado no corpo do parafuso corroboraram que houve roçamento daquela superfície, por baixo, com o parafuso de conexão no *bellcrank*.

Enquanto a situação de contato entre o *flexible control* e o *bellcrank* permanecesse, haveria margem de comando da aeronave, que poderia decolar e ganhar altura, ainda que com dificuldades de controle, em virtude da defasagem entre os servocomandos. A partir do momento em que o *flexible control* escapasse da posição por baixo do parafuso no *bellcrank* e o contato entre as partes fosse interrompido, não seria mais possível comandar o servocomando direito, o qual se comportaria de forma imprevisível. O resultado esperado seria a perda de controle da aeronave.

Como a atuação do servocomando direito foi considerada imprevisível, após o *flexible control* escapar do *bellcrank*, não foi possível determinar o comportamento detalhado da aeronave após essa desconexão. Entretanto, imagens de câmeras de segurança captaram a aeronave caindo com pouca velocidade à frente, girando em torno de seu eixo vertical e com partes (incluindo algumas pás do rotor principal) se desprendendo em voo.

Diante do exposto, considerou-se a segunda hipótese como a mais provável, no que tange à disposição do *RH roll ball-type flexible control* e do *RH roll bellcrank*.

Cabe ressaltar que, para ambas as hipóteses, o posicionamento inadequado do *flexible control* (por baixo ou por cima do parafuso no *bellcrank*) não seria perceptível ao piloto pela sensação de força na movimentação dos comandos cíclico e coletivo, tendo em vista as características de irreversibilidade de sistemas assistidos hidraulicamente.

De maneira análoga, o AFCS também não registraria uma falha devido ao posicionamento inadequado do *flexible control* (por baixo ou por cima do parafuso no *bellcrank*), uma vez que o teste automático do sistema, no solo, verificava apenas a movimentação dos atuadores e não a movimentação dos servocomandos, localizados no final da cadeia de comando. Dessa forma, é provável que o teste automático do AFCS no solo tenha apresentado resultado satisfatório para o piloto, ainda que os componentes não estivessem corretamente conectados.

Outro aspecto importante avaliado pela Comissão de Investigação refere-se aos ocupantes da aeronave. Como dito anteriormente, havia um passageiro (que era piloto de helicópteros, mas não possuía habilitação no modelo acidentado) sentado no assento dianteiro esquerdo. Este fato suscitou a possibilidade de que este passageiro pudesse estar nos comandos da aeronave, em virtude do comportamento incomum do helicóptero durante o início do taxiamento. Entretanto, esse comportamento incomum mostrou-se totalmente condizente com as condições apresentadas na segunda hipótese.

As evidências encontradas, durante a investigação, não foram suficientes para estabelecer quem estava efetivamente nos controles do helicóptero. Porém, diante do fato de que o *RH roll ball-type flexible control* estava desconectado do *RH roll bellcrank*, bem como das constatações apresentadas na segunda hipótese, concluiu-se que o desfecho da ocorrência esteve diretamente ligado ao posicionamento incorreto desses componentes. Portanto, não houve relação direta entre a ocorrência do acidente e a possibilidade de o ocupante do assento dianteiro esquerdo estar atuando nos comandos da aeronave.

3. CONCLUSÃO.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com o Certificado de Habilitação Técnica (CHT) válido;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a escrituração das cadernetas de célula, motores e rotores estavam desatualizadas;
- g) a aeronave deu entrada na organização de manutenção em 11FEV2015 para realização de diversas inspeções;
- h) a coluna “MEC” da OS apresentava registro da assinatura/carimbo do mecânico em todas as tarefas de manutenção executadas na aeronave;
- i) a coluna “INSP” da OS apresentava registro da assinatura/carimbo do inspetor apenas para a aceitação das tarefas de manutenção relativas aos motores da aeronave;
- j) concomitantemente à realização das inspeções na aeronave, as pás do rotor principal realizaram serviços de reparo e pintura na oficina do representante do fabricante da aeronave no Brasil;
- k) os serviços de reparo e pintura foram concluídos em 31MAR2015;
- l) as pás foram encaminhadas para a organização de manutenção em 01ABR2015;
- m) as pás foram instaladas na aeronave no dia 02ABR2015;
- n) o tempo de polimerização completa (7 dias) da pintura das pás do rotor principal não foi cumprido;
- o) o diário de bordo da aeronave não apresentava registros relativos ao dia 02ABR2015;
- p) os serviços de balanceamento dinâmico tiveram início no dia 02ABR2015;
- q) o intervalo de tempo entre o início dos trabalhos de balanceamento dinâmico dos rotores e o voo do acidente foi de, aproximadamente, quatro horas;

- r) o mecânico que conduzia as atividades de balanceamento dinâmico do rotor de cauda foi chamado para atuar em outra aeronave;
- s) o inspetor das atividades passou a atuar executando as tarefas de mecânico e concluiu o balanceamento dinâmico do rotor de cauda;
- t) havia um passageiro (piloto de helicóptero não habilitado no modelo acidentado) ocupando o assento dianteiro esquerdo da aeronave no voo do acidente;
- u) câmeras de segurança registraram o início do taxiamento da aeronave e a sua saída do solo;
- v) a aeronave apresentou comportamento incomum no início do taxiamento;
- w) o helicóptero ganhou altura e afastou-se do local de decolagem;
- x) a aeronave colidiu contra edificações a uma distância de 1,27NM do local de decolagem;
- y) exames demonstraram que os motores desenvolviam potência no momento do impacto;
- z) análises da CTP demonstraram que a caixa de transmissão principal apresentava funcionamento normal, no momento do acidente;
- aa) análises realizadas no fluido hidráulico e no combustível apresentaram resultados dentro dos limites estabelecidos pela ANP e órgãos internacionais;
- bb) análises realizadas nos componentes rotativos do conjunto de transmissão traseira e rotor de cauda demonstraram que os componentes impactaram o solo com pouca, ou nenhuma, energia rotacional;
- cc) as raízes de todas as cinco pás do rotor principal foram encontradas conectadas aos seus respectivos punhos;
- dd) exames realizados nas raízes das cinco pás do rotor principal demonstraram que os danos ocorreram como consequência do acidente;
- ee) exames realizados nas cinco pás do rotor principal demonstraram que os danos encontrados em todas elas foram decorrentes do acidente;
- ff) não foram encontrados danos ou defeitos, anteriores aos causados pelo acidente, que pudessem comprometer a estrutura das cinco pás do rotor principal;
- gg) o *RH roll ball-type flexible control* foi encontrado desconectado do *RH roll bellcrank*;
- hh) o parafuso de conexão do *RH roll ball-type flexible control* e do *RH roll bellcrank* foi encontrado alojado no *RH roll bellcrank*, com arruela e com a porca “apontada” em alguns fios de rosca (porca parcialmente rosqueada no parafuso);
- ii) as tarefas de manutenção constantes da OS 164/15 incluíam o cumprimento da *task 67-10-00-224 “Inspection Criteria - Main Rotor Flexible Ball Controls”*;
- jj) a *task 67-10-00-224* previa desconectar os *flexible controls* dos respectivos *bellcranks* e reconectar os componentes ao final do serviço;
- kk) não havia registro de aceitação da *task 67-10-00-224* por parte do inspetor;
- ll) as condições meteorológicas eram favoráveis à realização do voo;
- mm) câmeras de segurança registraram a aeronave em voo descontrolado momentos antes do impacto;
- nn) a aeronave impactou contra edificações a 1,27 NM do ponto de decolagem;

- oo) a aeronave ficou destruída; e
- pp) todos os ocupantes faleceram no local do acidente.

3.2. Fatores contribuintes.

- Atenção – indeterminado

Embora o cumprimento da *task* 67-10-00-224 tenha sido registrado, o terminal do *RH roll ball-type flexible control* permaneceu desconectado do *RH bellcrank*. É possível que, durante a execução dessa tarefa, tenha ocorrido um rebaixamento da atenção do mecânico em virtude de provável interrupção e assunção de novo foco de trabalho.

- Cultura organizacional – indeterminado

Os descumprimentos de processos organizacionais relacionados ao acompanhamento e controle das atividades de manutenção eram práticas recorrentes e aceitas pelos membros da organização de manutenção. Isso denotou uma cultura organizacional frágil, no que se refere à manutenção de níveis aceitáveis de segurança de voo. Esse cenário consistiu em uma condição de insegurança (falha latente) na organização que pode ter contribuído para essa ocorrência, na medida em que possa ter fomentado a informalidade adotada em relação aos processos organizacionais.

- Indisciplina de voo – contribuiu

A presença de um passageiro em uma aeronave, durante voo de *check* operacional de manutenção, contrariou o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica. Este fato contribuiu para o agravamento das consequências do acidente, uma vez que houve aumento do número de vítimas fatais.

- Manutenção da aeronave – contribuiu

Apesar de o cumprimento da *task* 67-10-00-224 ter sido registrado, o terminal do *RH roll ball-type flexible control* permaneceu desconectado do *RH bellcrank*. A *task* 67-10-00-224 alertava sobre a leitura da *task* 67-00-00-911, que previa procedimentos detalhados e específicos relacionados aos cuidados relativos às tarefas que envolviam os comandos de voo. A execução integral das *tasks* 67-10-00-224 e 67-00-00-911, excluiria a possibilidade de o *RH roll ball-type flexible control* permanecer desconectado do *RH bellcrank*. A inadequação dos serviços de manutenção contribuiu para que a cadeia de comandos de voo do lado direito da aeronave permanecesse desconectada.

- Organização do trabalho – indeterminado

A rotina de trabalho dos profissionais da organização de manutenção era suscetível a interferências e interrupções que promoviam quebra na sequência das atividades desenvolvidas. Além disso, a organização do trabalho era permissiva quanto ao acúmulo de funções. É possível que as dificuldades impostas por esse contexto tenham afetado o desempenho dos profissionais de manutenção que atuaram na aeronave PP-LLS.

- Processos organizacionais – indeterminado

A ausência de assinaturas ou carimbos do inspetor, nas Fichas de Inspeção, revelou falhas nos processos organizacionais no que tange ao acompanhamento, controle e supervisão das tarefas realizadas pelo mecânico da organização de manutenção. Esse fato pode ter concorrido para que incongruências nos serviços realizados não fossem identificadas e corrigidas a tempo de prevenir o acidente.

- Supervisão gerencial – indeterminado

A ausência de registros de aceitação das tarefas por parte do inspetor denota falhas na supervisão gerencial. Da mesma forma, o início do balanceamento dinâmico, sem que as tarefas de manutenção fossem totalmente concluídas, bem como as Fichas de Inspeção assinadas/carimbadas pelo inspetor, reforça que havia falhas na supervisão gerencial. Os desvios observados no cumprimento dos processos organizacionais, relacionados ao acompanhamento e controle das atividades de manutenção, podem ter contribuído para o acidente.

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

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

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

Recomendações emitidas anteriormente à data de publicação deste relatório.

Não houve.

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

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

A-050/CENIPA/2015 - 01

Emitida em: 04/04/2017

Atuar junto ao operador a fim de garantir que seja estabelecido um mecanismo efetivo para o controle de atualização das escriturações das cadernetas de manutenção das aeronaves daquela empresa.

A-050/CENIPA/2015 - 02

Emitida em: 04/04/2017

Atuar junto ao operador visando garantir a adoção de procedimentos operacionais que impeçam a realização de voos por parte do seu quadro de pilotos caso não haja registro da realização da inspeção pré-voo no diário de bordo da respectiva aeronave.

A-050/CENIPA/2015 - 03

Emitida em: 04/04/2017

Atuar junto ao operador, visando garantir que ele adote procedimentos no sentido de não permitir a participação de passageiros durante a execução de voos de *check* operacional de manutenção, conforme legislação em vigor.

A-050/CENIPA/2015 - 04

Emitida em: 04/04/2017

Atuar junto ao Helipark, visando assegurar que seja adotado um mecanismo efetivo do controle das atividades de manutenção executadas pela empresa, notadamente no que se refere aos registros dos mecânicos e inspetores nas Fichas de Inspeção dos serviços realizados, conforme legislação em vigor.

A-050/CENIPA/2015 - 05**Emitida em: 04/04/2017**

Analisar junto ao fabricante a pertinência de se especificar em documentação apropriada as condições necessárias para a conclusão do processo de polimerização das pás antes de um período de sete (7) dias.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.

Em 06AGO2015, a *Airbus Helicopters* emitiu o *Safety Information Notice* (SIN) nº 2928-S-00 em complemento ao SIN nº 2247-S-00, datado de 01DEZ2010. O documento lembrava que, após qualquer serviço de manutenção, em particular, após uma tarefa que contemplasse a remoção/desconexão de componentes críticos para a segurança de voo, deveria ser efetuada uma verificação detalhada do trabalho executado e da remontagem dos componentes, antes da liberação da aeronave para o voo.

Em, 04 de abril de 2017.



ANEXO A - COMENTÁRIOS DO BEA NÃO INCORPORADOS AO RELATÓRIO

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pelo Bureau d'Enquête et d'Analyses pour la Sécurité de L'Aviation Civile (BEA) que não foram incorporados ao texto deste Relatório Final.

COMENTÁRIO 1

Com relação ao seguinte trecho do item “1.12 - Informações acerca do impacto e dos destroços”:

“Uma das pás estava conectada ao conjunto do rotor principal e outras duas pás foram encontradas em um raio aproximado de 200 metros do ponto principal de impacto.”

Texto proposto pelo BEA

As pás do rotor principal ainda estavam conectadas à cabeça do rotor principal por meio dos pinos de conexão e das raízes das pás.

Comentários do BEA

Essa descrição precisa ser reformulada para indicar essa importante informação e detalhar que as pás estavam quebradas em diferentes áreas de sua extensão, mas todas estavam conectadas à cabeça do rotor principal por intermédio de suas raízes e seus pinos de conexão.

Comentário do CENIPA

A informação de que as raízes das cinco pás foram encontradas conectadas aos seus respectivos punhos próximo à cabeça do Rotor Principal e à Transmissão Principal está clara na página 47, como parte do item “1.16 - Exames, testes e pesquisas - Conjunto do rotor principal”. A mesma informação é detalhadamente explicada na página 65, como parte do item “2 - Análise”.

COMENTÁRIOS 2, 3, 4 e 5

Com relação ao seguinte trecho do item “1.16 - Exames, testes e pesquisas - Caixa de transmissão principal”:

“Uma das pás estava conectada ao conjunto do rotor principal e outras duas pás foram encontradas em um raio aproximado de 200 metros do ponto principal de impacto.”

Texto proposto pelo BEA

Incluir o termo “cabeça do Rotor Principal” nas partes do texto que se referem à Caixa de Transmissão de Potência (CTP).”

Comentários do BEA

Está faltando o termo “cabeça do Rotor Principal” em algumas partes do Relatório.

Comentário do CENIPA

O Relatório Final se referiu à cabeça do Rotor Principal como parte do Conjunto do Rotor Principal. A Caixa de Transmissão de Potência (CTP) foi analisada de forma separada da cabeça do Rotor Principal e das outras partes do Conjunto do Rotor Principal na redação do Relatório Final.

COMENTÁRIO 6

Com relação ao seguinte trecho do item “1.16 - Exames, testes e pesquisas - Conjunto do rotor principal”:

“A pá branca foi a única encontrada fixada à cabeça do rotor principal (Figura 44 A).”

Texto proposto pelo BEA

A pá branca foi a única pá quase completa encontrada fixada à cabeça do rotor principal (Figura 44 A).

Comentários do BEA

Está faltando o termo “cabeça do Rotor Principal” em algumas partes do Relatório.

Comentário do CENIPA

Na frase imediatamente anterior ao trecho mencionado no Comentário 6, a redação do Relatório Final claramente explica que “as raízes (parte das pás destinadas a sua fixação aos punhos) das cinco pás foram encontradas conectadas aos seus respectivos punhos, juntos à cabeça do rotor principal e da CTP”.

COMENTÁRIOS 7 e 8

Totalmente aceitos.

COMENTÁRIO 9

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

“A estrutura do RH roll bellcrank estava íntegra.”

Texto proposto pelo BEA

Ao final da sentença adicionar “apesar da ruptura e deslocamento do 9º frame, indicando que:

- o RH roll ball-type flexible control não estava conectado durante a ruptura; e
- o deslocamento ocorreu durante a sequência do acidente.

Comentários do BEA

Alterar o texto para esclarecimento.

Comentário do CENIPA

Na frase imediatamente posterior ao trecho mencionado no Comentário 9, a redação do Relatório Final claramente explica que “foi possível concluir que o RH roll ball-type flexible control estava desconectado do RH roll bellcrank, antes da decolagem que resultou no acidente”.

COMENTÁRIOS 10 e 11

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

“Os vídeos que registraram o início do taxiamento da aeronave mostraram que o helicóptero inclinou para esquerda, corroborando o comportamento esperado para a defasagem do servocomando direito em relação aos demais. A Figura 63 mostra o momento da inclinação à esquerda no início do taxiamento no solo.”

Texto proposto pelo BEA

Poderia ser adicionado neste capítulo que a inclinação do disco do rotor principal durante o taxiamento no solo, no pátio do Helipark, era incomum.

Comentários do BEA

Em adição à descrição da sequência do taxiamento, poderia ser adicionada a descrição constante do On Site Wreckage Examination Report EAI n°: 41/2015 MM, página 52, mostrando a inclinação do disco do rotor principal para a esquerda (vista traseira) consistente com o posicionamento do terminal do RH roll ball-type flexible control por baixo do parafuso.

Comentário do CENIPA

Durante a investigação, o vídeo mencionado nos Comentários 10 e 11 foi profundamente analisado. Não foi possível determinar o ângulo exato de inclinação lateral à esquerda do disco do rotor principal (vista traseira), devido à qualidade do vídeo. Portanto, não foi possível determinar se havia inclinação lateral significativa à esquerda no disco do rotor principal do PP-LLS, tampouco foi possível considerar essa inclinação do disco do rotor principal uma inclinação “incomum”.

COMENTÁRIOS ADICIONAIS DO BEA A, B, C e D

Totalmente aceitos.

