

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-587/CENIPA/2016

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-HOL
MODELO:	R22
DATA:	11JUL2012



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.

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PT-HOL, modelo R22, ocorrido em 11JUL2012, classificado como “falha de sistema / componente”.

No regresso para pouso, a cerca de 2,7 NM do aeródromo, a tripulação perdeu o controle da aeronave, vindo a colidir contra o telhado de um galpão industrial.

A aeronave ficou destruída.

Os pilotos faleceram no local do acidente.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - USA, Estado de fabricação da aeronave.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.	6
1.4. Outros danos.....	6
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	6
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	6
1.5.2. Formação.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	7
1.6. Informações acerca da aeronave.....	7
1.7. Informações meteorológicas.....	7
1.8. Auxílios à navegação.....	7
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	8
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	9
1.13.1. Aspectos médicos.....	9
1.13.2. Informações ergonômicas.....	9
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	9
1.14. Informações acerca de fogo.....	10
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	10
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	19
1.18. Informações operacionais.....	20
1.19. Informações adicionais.....	23
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	25
2. ANÁLISE.....	25
3. CONCLUSÕES.....	28
3.1. Fatos.....	28
3.2. Fatores contribuintes.....	29
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	29
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	30

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ANAC	Agencia Nacional de Aviação Civil
APP	<i>Approach Control</i> - Controle de Aproximação
APP-SP	Controle de Aproximação de São Paulo
ATC	<i>Air Traffic Control</i> - Controle de Tráfego Aéreo
AVGAS	<i>Aviation Gasoline</i> - Gasolina de Aviação
CG	Centro de Gravidade
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
INVH	Habilitação de Instrutor de Voo - Helicóptero
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - Boletim Meteorológico de Localidade
NM	<i>Nautical Miles</i> - Milhas náuticas
NOTAM	<i>Notice to Airmen</i> - Informações aos Aeronavegantes
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
RADAR	<i>Radio Detection And Ranging</i>
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RPM	Rotações por minuto
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SERIPA IV	Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SRPV-SP	Serviço Regional de Proteção ao Voo de São Paulo
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de voo visual

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: R22 Matrícula: PT-HOL Fabricante: <i>Robinson Helicopter</i>	Operador: Go Air / Master Escola de Aviação Civil Ltda.
Ocorrência	Data/hora: 11JUL2012 - 13:17 (UTC) Local: Rua Carijós, nº 150, Água Branca Lat. 23°31'20"S Long. 046°41'19"W Município - UF: São Paulo - SP	Tipo(s): Falha de sistema / componente Subtipo(s):

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do aeródromo de Campo de Marte, SP (SBMT), por volta das 09h20min (local), a fim de realizar um voo de treinamento de formação de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH). O voo foi realizado em uma área de instrução próxima à represa Guarapiranga, com dois pilotos a bordo.

No regresso, com cerca de 55 minutos de voo, a aeronave apresentou problemas de desempenho e dificuldade no controle direcional.

O helicóptero colidiu inicialmente contra o telhado de um galpão industrial, perfurou a cobertura e colidiu contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

Os dois pilotos faleceram no local.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

1.4. Outros danos.

Houve danos ao telhado de um galpão utilizado para depósito industrial.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Discriminação	Horas Voadas	
	Instrutor	Aluno
Totais	183:50	58:35
Totais, nos últimos 30 dias	23:25	13:05
Totais, nas últimas 24 horas	00:45	00:45
Neste tipo de aeronave	163:00	58:35
Neste tipo, nos últimos 30 dias	23:25	13:05
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:45	00:45

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio do operador.

1.5.2. Formação.

O instrutor realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Master Escola de Aviação Civil Ltda., em 2011.

O aluno realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Master Escola de Aviação Civil Ltda., em 2012.

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

O instrutor possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com as habilitações técnicas de Instrutor de Voo (INVH) e de Helicópteros Robinson R-22/R-44 (RBHS) válidas.

O aluno possuía a licença de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) e estava com as habilitações técnicas de Helicópteros Robinson R-22/R-44 (RBHS) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

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

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 2189, foi fabricada pela *Robinson Helicopter Company*, em 1992, e estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Privados – Instrução (PRI).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo “100 horas”, foi realizada em 03JUL2012 por oficina certificada, em São Paulo, SP, estando com 67 horas e 12 minutos voadas após a inspeção.

A última revisão geral da aeronave foi realizada em 17NOV2011 por oficina certificada, em São Paulo, SP, estando com 1.411 horas e 54 minutos voadas após a revisão.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições eram favoráveis ao voo visual.

No momento do acidente, correspondente à observação válida para 13h00min (UTC), o *Meteorological Aerodrome Report* (METAR) de SBMT (2,7 NM da área de impacto) apontava para a visibilidade acima de 10 quilômetros, sem nebulosidade, com vento calmo. A temperatura do ar era de 22°C, 11°C acima da temperatura do ponto de orvalho, com pressão atmosférica de 1016hPa. Não havia formações associadas a instabilidades, chegadas de frentes, ou mesmo pós-frontais, pela análise das cartas prognosticadas e de vento.

O METAR da hora anterior, correspondente ao momento da decolagem, trazia condições semelhantes, conforme os boletins abaixo:

11JUL2012 METAR SBMT 111200Z 33002KT CAVOK 20/11 Q1016=

11JUL2012 METAR SBMT 111300Z 06002KT CAVOK 22/11 Q1016=.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Houve contato inicial com os órgãos ATS em SBMT, por ocasião da decolagem. Durante o voo nas Rotas Especiais de Helicóptero (REH) da Terminal São Paulo (TMA-SP), as aeronaves deveriam sintonizar e manter contato bilateral na Frequência de Coordenação Aeronáutica (FCA) em 127,35MHz. O PT-HOL não estava em contato com órgãos ATS no momento do acidente, por esse motivo, não houve gravação das comunicações no regresso no momento da ocorrência.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

O impacto deu-se no telhado do galpão de uma empresa que armazenava grandes rolos de bobinas industriais. Houve seccionamento da cauda (*tail boom*), sendo que esta permaneceu sobre uma parte mais baixa do telhado (Figura 1).



Figura 1 - Cone de cauda sobre o telhado/posição pós-impacto.

O restante da aeronave (fuselagem com rotor principal) adentrou o telhado do galpão, que possuía pé direito aproximado de 10 metros. O ângulo estimado de entrada do aparelho no telhado do galpão foi entre 70° e 80°.

O telhado foi rompido em uma pequena área. As pás do rotor principal tiveram danos característicos de “enrugamento”. Foram também encontrados riscos e arranhões longitudinais nas pás, bem como ausência de danos nos bordos de ataque, além de fratura das pás próximo à cabeça do rotor principal.

O impacto da fuselagem contra o solo promoveu danos estruturais. A transmissão principal, acessórios do motor, tanques de combustível e o restante da fuselagem foram destruídos. Houve derramamento de combustível no local (Figura 2).



Figura 2 - Aspecto da fuselagem, após remoção das vítimas, com detalhe para os danos nas pás do rotor principal, sob a forma de “enrugamentos”.

No momento da chegada da equipe de ação inicial, a cabine da aeronave estava deformada não só pelo impacto, mas pela ação da equipe de socorristas, que também afastou o painel de instrumentos de seu local, para tentar salvar as vítimas.

A colisão se deu nas coordenadas geográficas 23°31'20”S / 046°41'19”W. Havia um terreno livre, à frente do galpão (em relação à trajetória do PT-HOL), de cerca de 30m x 20m.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não havia evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos membros da tripulação de voo.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O instrutor tinha 23 anos e atuava como INVH na escola de pilotagem proprietária da aeronave há cerca de dois meses.

Segundo relatos, o instrutor exercia trabalho financeiramente compensador antes de começar a pilotar, mas deixou o emprego e se desfez de alguns bens para custear os seus cursos de PPH, PCH e INVH.

Sua formação prática foi realizada na mesma escola em que trabalhava como instrutor. Durante a formação, sempre obteve grau máximo nas fichas de avaliação. Era considerado um piloto acima da média, com elevado domínio sobre a aeronave. Destacava-se por sua postura profissional e comprometimento com as atividades de instrução.

Ainda segundo relatos, o instrutor mantinha um ótimo relacionamento interpessoal com alunos, pares e superiores na escola de aviação. Mesmo nas horas vagas, o referido instrutor permanecia na escola de aviação colaborando com os outros instrutores.

O proprietário da escola mencionou que, para fins de apreciação, costumava solicitar aos futuros instrutores a execução de alguns procedimentos de risco durante os voos de avaliação. Quando fez a solicitação ao instrutor em questão, o mesmo se recusou

a fazer o que era solicitado, demonstrando assertividade e comprometimento com a segurança.

Ficou evidenciado que o instrutor estava bem adaptado à sua atividade na empresa e que pretendia melhores colocações no mercado de trabalho.

O aluno era bem relacionado com seus colegas, sendo mencionado por alguns como pessoa um pouco introvertida. Era aplicado e almejava alcançar novos patamares. Tinha o objetivo de, como PCH, passar a exercer atividade profissional na aviação de helicópteros. Mencionou-se à Comissão de Investigação que o piloto em instrução era estudioso e cumpridor das tarefas relacionadas com a instrução. Estava bem de saúde e não fazia uso de nenhuma medicação. Mencionou-se que ele estava sem estresse ou fadiga.

Foi relatado aos investigadores que o instrutor do voo anterior não percebeu nada de anormal no helicóptero. Apurou-se também que, provavelmente, o aluno estaria pilotando e, no momento da pane, o instrutor deve ter assumido os comandos da aeronave.

Verificou-se que a empresa procurava abrir canais de comunicação com seus servidores e alunos por meio de um *e-mail*, de um *blog* e de uma caixa de sugestões. O proprietário encorajava os alunos e instrutores a entrarem em contato com ele para ajudarem a diagnosticar falhas nos processos ou nos equipamentos da empresa.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Em 14NOV2012, o motor do helicóptero acidentado foi examinado por técnicos da Comissão de Investigação, nas instalações de uma oficina certificada. A atividade foi acompanhada por um profissional capacitado pelo SIPAER e pertencente ao efetivo do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA).

O seguinte material foi enviado ao DCTA para análise:

- motor com acessórios;
- eixo de transmissão de potência;
- luva de acoplamento, embreagem;
- *cooling fan* (ou *fan wheel*); e
- acoplador do *fan*.

O cárter, os magnetos e o carburador, dentre outros componentes, não puderam ser analisados em função da extensão dos danos encontrados.

Especificamente o carburador, posicionado sob o motor do helicóptero, teve danos substanciais em virtude da energia envolvida no impacto - queda com grande velocidade vertical.

A aeronave era equipada com um motor *Lycoming*, número de série L-17209-39A. O motor foi examinado e os estudos compreenderam os cilindros, pistões, comando de válvulas, árvore de manivelas, engrenagens e bronzinas de mancal.

Os exames não identificaram problemas relacionados à carburação e/ou alimentação de combustível para o motor. Foram observadas marcas na ventoinha

(cooling fan) - no sentido de giro do eixo - bem como a integridade da bomba de óleo e a ausência de limalhas em elemento filtrante.

As pesquisas realizadas no grupo motopropulsor concluíram que o motor funcionava normalmente no momento do acidente, afastando a hipótese de algum travamento ocasionado por componente interno.

Além do grupo motopropulsor, o conjunto rotativo também foi analisado. As duas pás do rotor de cauda ainda estavam conectadas em seus respectivos eixos. Algumas torções e mossas no bordo de ataque de uma delas foram observadas. As duas pás do rotor principal foram encontradas praticamente seccionadas próximas às respectivas raízes. Contudo, não havia marcas de impacto no bordo de ataque destas pás. Havia apenas arranhões nas duas pás, no sentido raiz-ponta da pá. Estes provavelmente explicados pela quebra das pás em seu impacto com a estrutura do telhado, quando da queda quase vertical do aparelho.

O eixo traseiro estava conservado junto ao cone de cauda, que se chocou contra a estrutura lateral do telhado do armazém. O cone deformou-se em um ângulo de 90°. Foi necessário cortar as chapas metálicas do cone para avaliar o eixo traseiro. Este não apresentava deformações helicoidais longitudinais, tipicamente produzidas na peça quando do contato do rotor de cauda em alta energia ou em rotação contra obstáculos. A luva e a flange que conectavam este eixo à polia superior também não cisalharam, apenas se deformaram no sentido longitudinal do eixo. Estas evidências, aliadas aos leves danos sofridos nas pás do rotor de cauda, bem como o fato destes ainda estarem conectados ao respectivo eixo, levaram a crer que o rotor traseiro estava parado ou girando em baixa rotação.

O eixo dianteiro, localizado entre a polia superior e a Caixa de Transmissão Principal (CTP), apresentava uma fratura em um ângulo de 45°, próxima à luva e à flange que conectavam o referido eixo à CTP (Figura 3).



Figura 3 - Detalhe da formação da trinca em sentido helicoidal, no eixo de transmissão.

A referida luva (yoke), Figura 4, aparentemente encontrava-se com fixação adequada ao eixo, sendo previsto o ajuste através de dois parafusos mais um bloco, acompanhados de "porcas-trava". Ainda, na parede de fogo abaixo da região fraturada do eixo, havia uma mossa com um rasgo. O eixo e os demais componentes da região fraturada também foram submetidos a uma análise técnica do DCTA.



Figura 4 - Vista geral do Yoke, ainda montado na caixa de engrenagens.

Foi observado o citado rompimento, no eixo de transmissão de potência, *Part Number* - PN A166-1, por mecanismo de fadiga, iniciado por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão à luva de acoplamento, PN A907-4 (*yoke*) pelo lado da caixa de engrenagens.

A trinca veio a progredir de forma helicoidal, no eixo e, quando a mesma atingiu a extremidade do *yoke* deu-se a falha catastrófica do conjunto. Isto provocou a interrupção da transmissão de potência do motor para a caixa de engrenagens.

O conjunto fora instalado cerca de 8 meses antes da ocorrência, tendo a aeronave voado 1.141 horas e 54 minutos desde então.

Assim, como evento determinante, o relatório de investigação do DCTA concluiu que a causa da falha encontrada na aeronave está relacionada com:

... o rompimento por fadiga do eixo de transmissão. A fadiga foi iniciada por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão ao flange de acoplamento (*yoke*), pelo lado da caixa de engrenagens. A trinca progrediu de forma helicoidal no eixo e quando ela atingiu a região próxima à extremidade do *Yoke* se deu o rompimento do eixo. Isto provocou a perda da transmissão de potência para a caixa de engrenagens (CTP).

Ainda, outro relatório do DCTA, apontou tal conclusão, também baseada no fato de que não foi verificado vestígio de produto aplicado entre eixo e luva: (Figura 5)

As análises realizadas indicaram que a falha do eixo de transmissão de potência ocorreu por um processo de fadiga iniciado em um dos furos de fixação do eixo com o acoplamento para a CTP. A iniciação do processo foi facilitada pela ocorrência de corrosão. Não foi observada nenhuma proteção nas superfícies de contato entre as peças para evitar a ocorrência de corrosão.



Figura 5 - Marcas de roçamento (*fretting*) no eixo de transmissão de potência fraturado, sem vestígio de produto aplicado para proteção.

Foi realizada análise da dinâmica do conjunto, com interpretação do tipo de fratura ocorrida.

Verificou-se a necessidade de outras investigações para a verificação de algumas especificações do material do eixo e dos procedimentos de manutenção do eixo de transmissão de potência.

Nesse sentido, foi elaborado um relatório complementar com ênfase na análise da falha ocorrida no eixo de transmissão de potência pertencente à aeronave PT-HOL. Isto para verificação do procedimento de remoção e instalação do *yoke* no eixo de transmissão de potência.

Durante a análise das regiões de fixação dos blocos de suporte, após a retirada dos mesmos, foi verificado que, na região da interface do eixo com os blocos havia a presença de uma tinta, possivelmente, aplicada pelo fabricante do referido eixo. Nesta mesma região não foi identificada a presença do *primer*. Isto evidenciou que os blocos foram parafusados por sobre a tinta e não sobre o *primer* conforme indicado no manual de manutenção.

A verificação foi realizada de acordo com as instruções do “*Robinson Maintenance Manual, Model R22*”, sec. 7.260, *Change 22*, MAR2004. (Figura 6)

ROBINSON MAINTENANCE MANUAL MODEL R22

7.260 A907 Yoke Removal and Installation

To remove yoke:

1. Remove clutch assembly per Section 7.210.
2. Remove bolts and clamping blocks securing A907 yoke to clutch shaft. Mark which set of yoke attachment holes are used.
3. Remove A907 yoke:
 - a. (Preferred method) If a press is available, position clutch assembly in press per Figure 7-6A. Ensure brass or aluminum drift fits against outer rim of clutch shaft and not against inner spacer. Press clutch shaft out of yoke.

CAUTION

Ensure clutch assembly does not fall when yoke is removed.

- b. If a press is not available, apply penetrating oil to yoke-shaft juncture. Gently clamp A907 yoke in a padded vise per Figure 7-6B. Twist clutch shaft out of yoke by turning upper sheave. If difficulty is encountered, discontinue attempt and arrange use of press as described in preceding step.

CAUTION

Avoid bending loads on clutch shaft when A907 yoke is clamped in vise as yoke can be damaged.

To install yoke:

1. Remove paint from and clean mating area on clutch shaft.
2. Remove paint from A907 yoke bore, from A907 yoke exterior at clamping block attachment areas, and from clamping surfaces of clamping blocks.
3. Coat A907 yoke bore and mating portion of clutch shaft with Section 1.450-approved zinc-chromate or epoxy primer. While primer is still wet, install yoke on clutch shaft and align marked holes on yoke (if applicable) with clutch shaft holes.

CAUTION

Use only specified primers to install yoke; do not use any other lubricants.

4. While yoke primer is still wet, secure yoke to shaft with clamping blocks coated with approved zinc-chromate or epoxy primer and bolts. Torque bolts per Section 1.320. Install palnuts and torque per Section 1.320.
5. Clean all exposed bare metal fasteners and joints, and prime with zinc-chromate or epoxy primer. Ensure formation of primer fillets at all joints for sealing out moisture.
6. Torque stripe fasteners.

7.270 A195 Yoke Removal and Installation

1. Remove clutch assembly per Section 7.210.

Figura 6 - Seção 7.260 A907 Yoke Removal and Installation do RHC R-22 Maintenance Manual, Change 22 de MAR 2004.

Exames visuais realizados no conjunto yoke-eixo de transmissão de potência recebido indicaram que os procedimentos do manual não foram cumpridos.

A Figura 7 mostra o conjunto ainda montado, após a fratura, indicando que o item 5 do procedimento de selagem do conjunto não foi realizado com *primer*.



Figura 7 - Aspecto geral do conjunto yoke-eixo de transmissão de potência recebido.

A Figura 8 mostra a vista de trás do conjunto indicando que, também não houve a selagem da junção eixo-yoke com o *primer*.



Figura 8 - Vista de trás do conjunto do conjunto yoke - eixo de transmissão. Nota-se que não houve a selagem com *primer*

A Figura 9 mostra as regiões de fixação dos blocos de suporte, após a retirada dos mesmos, indicando que na região da interface do eixo com os blocos não houve a retirada da tinta do eixo.



Figura 9 - Aspecto das regiões do eixo onde são colocados os blocos de suporte externos. Nota-se que não foi retirada a tinta da região de assentamento dos blocos.

Os blocos foram aparafusados por sobre a tinta e não sobre o *primer* recomendado. A Figura 10 mostra que não houve a aplicação do *primer* nas superfícies de contato dos blocos de suporte. Desse modo, não foram realizados os itens 1 e 4 do procedimento de instalação.



Figura 10 - Aspecto das regiões de assentamento no eixo dos blocos de suporte externos. Nota-se que não há presença de *primer*.

Neste relatório complementar consta que:

o não cumprimento dos itens 1, 4 e 5 das instruções de instalação do manual de manutenção facilitaram a ocorrência de *fretting* (roçamento) e corrosão, que levaram à falha do eixo por fadiga.

O relatório complementar também apresentou o resultado quanto à verificação do nível de inclusões, tamanho de grão e dureza do material do eixo fraturado.

A verificação foi realizada de acordo com as especificações da norma AMS 6265, que indica as normas ASTM E45 (método D) para o nível de inclusões, E112 para o tamanho de grão e A370 para dureza.

A verificação do nível de inclusões foi realizada por análise de imagem em uma área próxima à fratura, sendo verificada a presença de inclusões globulares do tipo D acima da largura máxima permitida pela norma ASTM E45, que é de $13\mu\text{m}$. Foram observadas doze inclusões do tipo D com larguras entre $13,68\mu\text{m}$ e $27,98\mu\text{m}$, como as mostradas na Figura 11.



Figura 11 - Aspecto de dois dos campos observados, com inclusão globular com $13,68\mu\text{m}$ e com $27,98\mu\text{m}$ de largura.

A verificação do tamanho de grão indicou que o material possui um tamanho de grão ASTM 7, menor do que o tamanho máximo permitido que é ASTM 5.

A dureza verificada no material foi $37,5 \pm 1,5$ Rockwell C, que está entre os valores máximo (41 HRC) e mínimo (32 HRC) reportados na norma AMS 6265.

Ainda de acordo com o relatório, os resultados obtidos na avaliação do material do eixo não indicaram que o mesmo tenha influenciado no processo de fratura, apesar da presença de algumas inclusões acima do tamanho máximo indicado pela norma.

A seção 7.260 A907 *Yoke Removal and Installation* do RHC R-22 *Maintenance Manual, Change 22* de MAR 2004, alertava para a utilização somente de *primers* especificados quando da instalação do *yoke*, vedando o emprego de outros lubrificantes. Tais produtos aderem às superfícies de contato, sem permitir a presença de ar ou água (Figura 12).

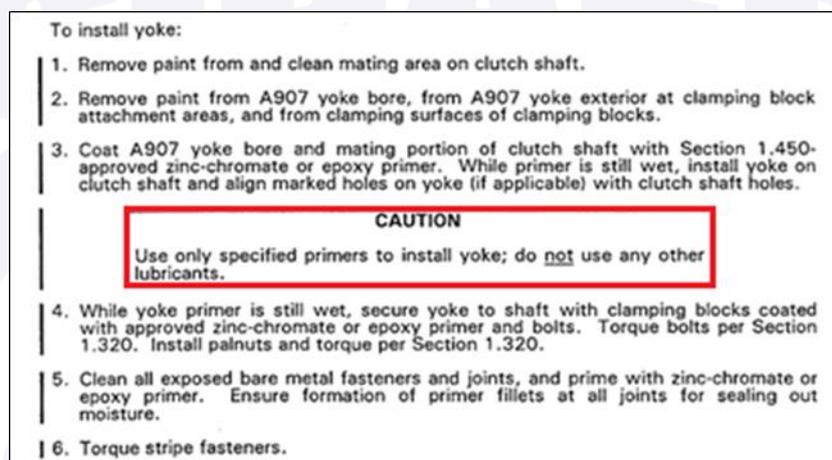


Figura 12 - Seção 7.260 A907 *Yoke Removal and Installation* do RHC R-22 *Maintenance Manual, Change 22* de MAR 2004.

A mesma seção também previa a remoção de tinta, a instalação do conjunto e a posterior cobertura com demão de produto previsto, o que não foi corretamente observado na montagem do conjunto, realizada por ocasião de uma manutenção pós-acidente sofrido em 2010.

Levantou-se também, em visita realizada à empresa, que a oficina de manutenção utilizava-se de um *epoxi*, associado a um endurecedor "automotivo/industrial", o qual suportava temperaturas até 40°C, segundo sua especificação técnica. Já os parâmetros do produto aeronáutico eram: 92°C contínuos, ou 148°C em condição de aquecimento intermitente, além de outras características próprias, como densidade e ponto de fulgor.

Ocorrido o acidente, a empresa, em 09AGO2012, fez questionamento por *e-mail*, ao fabricante da aeronave, acerca da possibilidade de uso de produto similar aos previstos no manual, obtendo a resposta do suporte técnico da empresa, também por *e-mail*, que qualquer *primer epoxi* poderia ser usado, com exceção do "Corlar" ou do cromato de zinco. Entretanto, o catálogo do fabricante *Du Pont* trazia o "Corlar" associado à especificação "825P26295", a qual constava como terceiro produto aprovado para uso, constante na Seção 1.450 do *Maintenance Manual R-22*. Isto tornava a informação da Robinson, por *e-mail*, inconsistente (Figura 13).

ROBINSON MAINTENANCE MANUAL		MODEL R22
1.450 Primers		
PRODUCT	MANUFACTURER/SUPPLIER	APPLICATION
Yellow chromate epoxy 200-129M with CA116 activator and acetone reducer	WLS Coatings Los Angeles, CA	Aluminum, and steel
Green chromate epoxy 44-GN-72 with 44-GN-72 activator and water reducer	Deft, Inc. Irvine, CA	Exterior aluminum and steel components
White epoxy 825P26295 with 936S activator and 8970S reducer	DuPont Los Angeles, CA	Exterior aluminum, steel, and fiberglass components
Gray epoxy 44-GY-21 with 44-GY-21 activator and water reducer	Deft, Inc. Irvine, CA	Interior and exterior aluminum, steel, and fiberglass components
Gray epoxy CA 7501 with CA 7501B activator	Desoto Aerospace Coatings, PRC-Desoto Int., Inc. Glendale, CA	Unlimited
Light gray epoxy primer-sealer Corlar 934S with 936S (fast) or 937S (slow) activator	DuPont Los Angeles, CA	Spot treatment of sanded-bare areas. No sanding of primer required if top-coat is applied within 72 hours.
Zinc Oxide Green #A802 (Aerosol) *	Valspar Corporation Medina, OH	Limited or touch-up use only
Green zinc chromate A7-6889A* (Aerosol)	Tempo Products Medina, OH	Limited or touch-up use only
* shelf life two years		

Figura 13 - Seção 1.450 do *Maintenance Manual R-22* com os *primers* previstos à época do acidente.

Três outras partes também chamaram a atenção da Comissão de Investigação, em função dos danos nelas observados. O *clutch* ou mecanismo de embreagem, fraturado em seu parafuso de rosca a meio curso, as polias, com dentes e marcas de intenso atrito, e o *cooling fan*, ou ventoinha de refrigeração, separado do motor no impacto. Este último teve os orifícios dos parafusos de fixação deformados no sentido contrário à rotação do virabrequim (eixo de manivelas do motor). Ainda, manchas azuladas próximas a alguns destes orifícios comprovaram que a separação se deu sob alta temperatura.

Face aos danos observados e analisados, foi iniciada uma conferência entre a Comissão de Investigação, engenheiros do IAE/DCTA, investigadores do *National Transportation Safety Board* (NTSB), contraparte norte-americana do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), além de engenheiros e investigadores do fabricante do modelo acidentado.

O propósito da troca de informações era entender e estabelecer uma relação de causa e consequência entre os danos. Em resumo, a cadeia de eventos que resultou no acidente.

Após uma série de questionamentos, foram obtidas as seguintes respostas: uma fratura (com separação) no eixo localizado entre a polia superior e a CTP, na região da luva e da flange, faria com que a rotação do motor aumentasse, em razão da reduzida carga agora a ele imprimida.

Devido às tensões impostas pelas correias às polias, a extremidade fraturada deste eixo, nesta nova condição, seria deslocada para baixo. Isto explicaria a mozza com um rasgo, observada na parede de fogo do motor.

Com o eixo deslocado para baixo, a polia superior mover-se-ia para fora do alinhamento das correias, gerando o afrouxamento destas (sobretudo a correia dianteira). Logo, era improvável que as correias se mantivessem nas pistas (sulcos) das polias. Com as correias frouxas e fora dos sulcos das polias, o eixo traseiro não estaria mais engrasado, ou seja, não continuaria a receber mecanicamente a carga do motor. Assim, o arrasto produzido pelas pás do rotor de cauda também ajudariam a desacelerar o eixo traseiro (Figura 14).

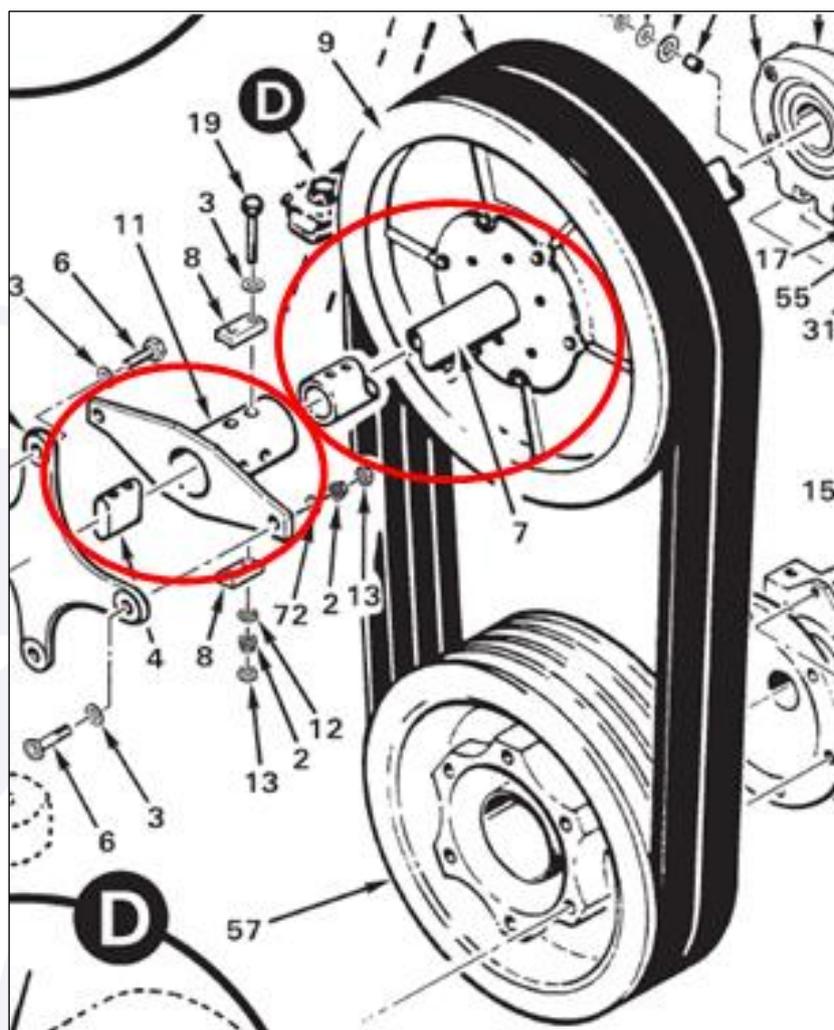


Figura 14 - Detalhes do Yoke (11) e Shaft-Clutch (7), no Drive train do R-22

A Comissão de Investigação recebeu do operador um relatório elaborado pelo INMETRO/DIMCI, o qual foi levantada a hipótese de resíduo de epóxi no conjunto, bem como a existência de descontinuidades na liga metálica, levantadas por microscopia e espectroscopia. O estudo prestou-se a uma análise metalográfica, que determinou inclusões e ausências do material, da ordem de micrometros.

Em reunião da Comissão ocorrida em 27JUN2013, levantou-se a possibilidade do ajuste entre a luva e o eixo de transmissão ser feito de forma que o contato entre ambos, sem folga, acabasse por retirar o *primer* recém aplicado. Foi então realizado ensaio na empresa operadora, com os PN *shaft* e *yoke*, sendo observado que permaneceu a película protetora nos materiais, após aplicação.

Em função de derramamento de combustível no local do acidente, não foi possível a realização de coleta na aeronave. Foram, portanto, coletadas na data do acidente 18 amostras no distribuidor de gasolina de aviação, no Campo de Marte (no tanque, no filtro monitor e no bico abastecedor). A análise de tais amostras, realizada no DCTA, apontou para uso de gasolina de aviação que atendia às especificações.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Apurou-se que a empresa possuía doze instrutores dos quais quatro eram registrados. O instrutor seria, em breve, efetivado no quadro de funcionários da escola de aviação, passando a possuir vínculo empregatício. A empresa teve um histórico de cinco ocorrências - entre acidentes e incidentes - entre 2011 e 2012. Contudo, o clima reinante

entre alunos e instrutores era favorável. A ocorrência do acidente em questão promoveu aumento do nível de alerta situacional.

A empresa apresentou a esta Comissão documento emitido ao fabricante, em 15 DEZ 2011, no qual solicitava a presença de um representante técnico no Brasil, a fim de prover suporte técnico de manutenção. No entanto, o fabricante não efetuou visitas técnicas ao operador.

Como resultado dos trabalhos conduzidos pela Comissão de Investigação junto ao operador, verificou-se que outra aeronave, em serviço de manutenção na empresa, apresentou evidência de corrosão na superfície do *Shaft-Clutch* (PN A166-1) e no *Yoke* (PN A907-4). Foi enviada à empresa documentação a respeito.

Com relação ao Manual do Curso de Instrutor, observou-se que a escola adaptou o Manual do Ministério da Aeronáutica (MMA) 58-16 - Manual de Curso de Instrutor de Voo - Avião (INVA), de 01JUL1992, em vigor na data do acidente. A escola obteve a renovação da autorização do curso de Instrutor de Voo - Helicóptero (INVH), publicada em Portaria da ANAC (nº 2191/SSO, de 17OUT2012).

A *Go Air* passou a ser a segunda denominação da Master Escola de Aviação Civil Ltda, a partir de 2009.

Enquanto a *Go Air* (escola) realizava a atividade de instrução de acordo com o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 141, a Master desempenhava atividade de oficina de manutenção aeronáutica conforme o RBHA 145, (vigente à época). Nesta última atividade, serviços eram realizados também para terceiros. Havia um inspetor no quadro da empresa, que era o único técnico com treinamento da *Robinson* (o qual havia sido oferecido no Brasil, por representante da fábrica). A equipe de manutenção da empresa era composta por quatro mecânicos de manutenção aeronáutica, auxiliares, com uma carga de até cinco *Overhauls* de R-22 por ano, segundo a própria equipe.

1.18. Informações operacionais.

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

Tratava-se de um voo de instrução de PCH, com decolagem e pouso previstos para SBMT. Assim, uma notificação visual foi preenchida e os exercícios mais relevantes seriam realizados na área da represa de Guarapiranga (São Paulo-SP). O helicóptero realizava o terceiro voo do dia, quando do acidente. A decolagem ocorreu às 09h20min (local). O voo tinha a previsão de 60 a 70 minutos de duração. O instrutor conhecia a área da represa, bem como os corredores visuais de helicóptero dentro do espaço aéreo controlado da cidade.

Os comprovantes de reabastecimento mostravam que a aeronave possuía cerca de 112 litros de gasolina de aviação antes da decolagem. Segundo o fabricante, o consumo aproximado do motor que equipava o helicóptero era de 7 a 10 galões/hora, o que equivale a um consumo médio de 35 litros/hora, a depender do trinômio “condições atmosféricas/potência empregada/altitude de voo”.

A Comissão solicitou e obteve acesso à coletânea de revisualizações radar, fornecida pelo Serviço Regional de Proteção ao Voo de São Paulo (SRPV-SP).

Dessa forma, observou-se que a aeronave, no regresso da área de exercícios e em aproximação para SBMT, às 13h15min56s(UTC), mantinha-se na proa 085°, a 3.000ft de altitude (cerca de 500ft AGL), com velocidade média de 84kt. A proa aproximada do PT-HOL, correspondia ao trecho do corredor visual “ROTA MARTE”, sobre o início da Rodovia dos Bandeirantes (Figura 15).

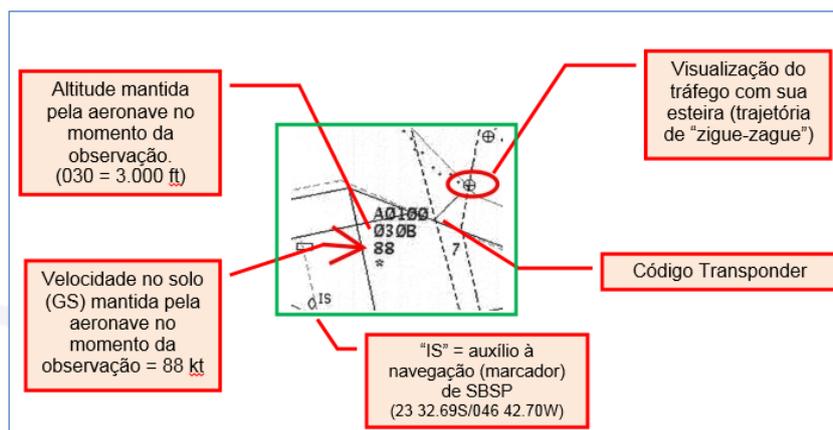


Figura 15 - Frame das 13h16min56s(UTC)

A partir das 13h16min56s(UTC), foi constatada mudança de trajetória (variação de proa para ambos os lados), associada à queda significativa de velocidade, conforme apontado nos quadros de revisualização-radar. Tais mudanças de parâmetros de voo duraram 25 segundos até a perda do retorno-radar. (Figuras 16 e 17)

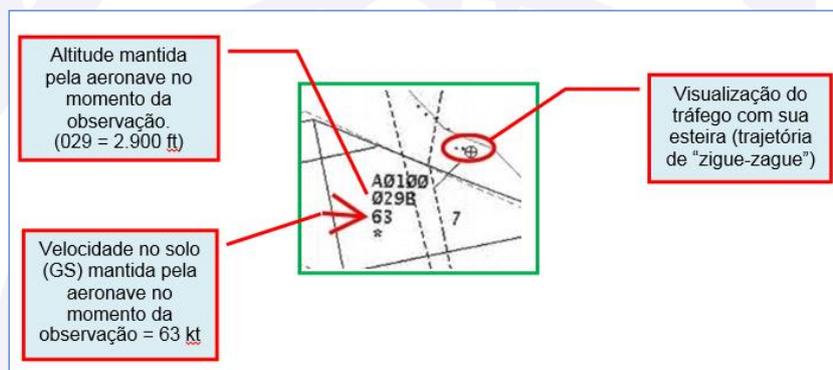


Figura 16 - Frame das 13h17min16s(UTC)

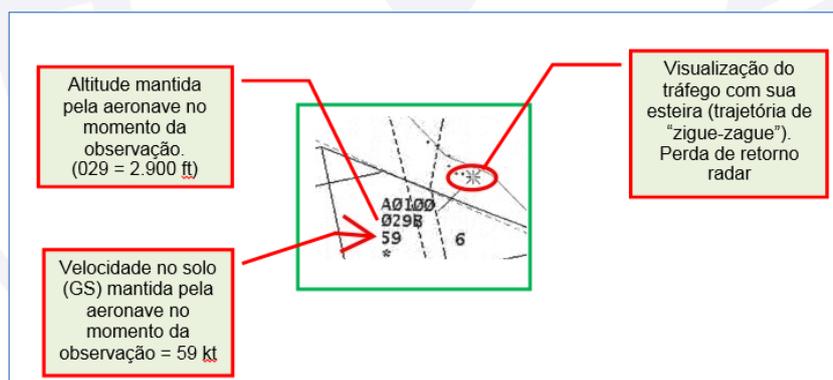


Figura 17 - Frame das 13h17min21s(UTC). Destaque para a perda do "plote" radar (asterisco), indicando perda de altura com praticamente nenhum deslocamento horizontal em relação ao "frame" anterior

Essas alterações na proa e na velocidade constituem-se em indícios de que a aeronave tenha sido submetida a uma súbita perda de potência por falha no *drive system*, uma vez que o motor funcionava corretamente, conforme se pode inferir ao observar o *Emergency Procedures* do R-22:

POWER FAILURE - GENERAL

A power failure may be caused by either an engine or drive system failure and will usually be indicated by the low RPM horn. An engine failure may be indicated by a change in noise level, nose left yaw, an oil pressure light, or decreasing engine

RPM. A drive system failure may be indicated by an unusual noise or vibration, nose right or left yaw, or decreasing rotor RPM while engine RPM is increasing. In case of power failure, immediately lower collective to enter autorotation.

CAUTION

Aft cyclic is required when collective is lowered at high speed.

Ao perder potência, ocasionada pela fratura do eixo de transmissão, a rotação do rotor principal decresceu, para reverter tal situação, o piloto, de acordo com *Emergency Procedures* do R-22, deveria abaixar o coletivo imediatamente e, no caso de voo em cruzeiro, trazer o cíclico para trás, com a finalidade de reduzir a velocidade para 65kt.

LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT

A horn and an illuminated caution light indicate that rotor RPM may be below safe limits. To restore RPM, immediately roll throttle on lower collective and, in forward flight, apply aft cyclic. The horn and caution light are disabled when collective is full down.

De acordo com o *Flight Training* e o *Pilot's Operating Handbook* do fabricante, o helicóptero necessitava, em eventuais emergências afetas à rotação do rotor principal, manter uma velocidade translacional mínima de 65kt para, com segurança, iniciar uma manobra real de autorrotação.

O modelo R-22 caracterizava-se pelo rotor principal de baixa inércia, ou seja, extremamente suscetível à perda de rotação, caso o comando coletivo não fosse baixado de imediato, quando observada a queda da rotação do rotor principal.

Caso o piloto não tivesse ajustado o coletivo para manter a rotação entre 97% e 110%, conforme previa o *Robinson R22 Series, Section 3, Emergency Procedures*, ou tivesse permitido que a mesma decaísse excessivamente, a controlabilidade do helicóptero se tornaria extremamente comprometida.

POWER FAILURE BETWEEN 8 FEET AND 500 FEET AGL

- 1. Lower collective immediately to maintain rotor RPM.*
- 2. Adjust collective to keep RPM between 97 and 110% or apply full down collective if light weight prevents attaining above 97%.*
- 3. Maintain airspeed until ground is approached, then begin cyclic flare to reduce rate of descent and forward speed.*
- 4. At about 8 feet AGL, apply forward cyclic to level ship and raise collective just before touchdown to cushion landing. Touch down in level attitude and nose straight ahead.*

Da mesma forma, qualquer elevação do comando coletivo, inadvertidamente realizada durante a trajetória de aproximação para o ponto escolhido para o pouso em autorrotação implicaria em aumento do passo (ângulo de ataque das pás) do rotor principal, resultando em perda de rotação, logo, perda da capacidade de gerar sustentação no *flare* (o *flare* marcaria o momento da transição da aproximação em considerável velocidade vertical ao toque controlado no solo).

A proa de aproximação para o local de pouso foi estimada pela Comissão de Investigação em 085°. Tal consideração foi baseada cruzando-se as informações extraídas da coletânea de revisualizações radar (Figura 17), bem como das entrevistas realizadas com testemunhas no local da ocorrência.



Figura 18 - Croqui da trajetória aproximada da aeronave.

O helicóptero colidiu o cone de cauda, praticamente em sua raiz, contra a estrutura lateral do telhado de um grande armazém de bobinas de aço. A estrutura metálica do teto desta edificação não suportou o peso do restante do aparelho. Considerando o sentido da aproximação, havia um pátio de manobras de viaturas após o armazém, este livre de obstáculos (Figura 18).

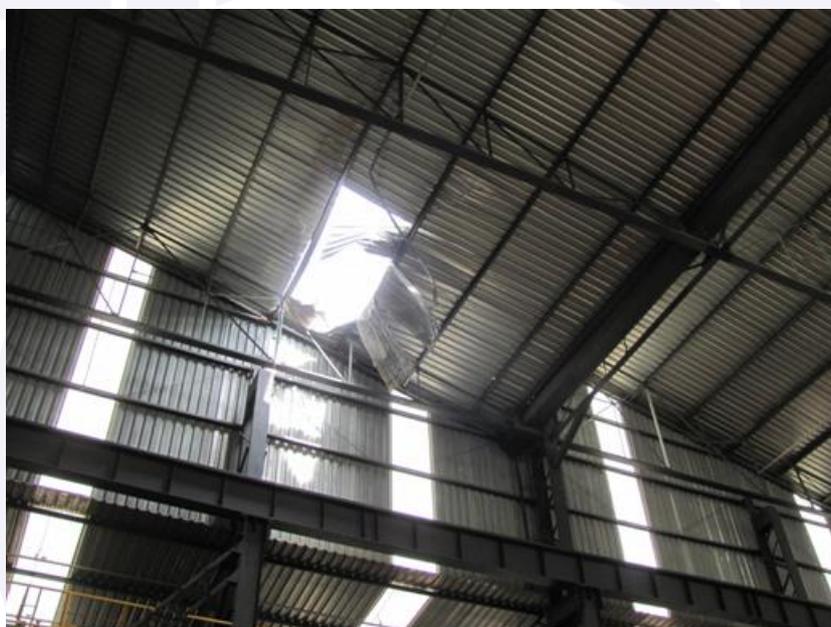


Figura 19 - Aspecto do telhado do galpão, sendo visível a porção sem cobertura, por onde a fuselagem do PT-HOL adentrou.

As evidências encontradas no rotor principal e no rotor de cauda, bem como os danos sofridos pelo telhado do galpão indicaram que os rotores estavam com baixa rotação e a aeronave com pouco deslocamento à frente, ou seja, velocidade reduzida.

A mesma aeronave havia sofrido acidente em 04NOV2010, tendo sido realizada revisão geral após esta data, a qual, dentre outros serviços, contemplou a instalação de um novo conjunto *shaft-yoke*, conforme *invoice* de importação do material do fabricante e ordem de serviço, apresentados por ocasião da investigação.

1.19. Informações adicionais.

A Comissão teve acesso a relatórios de acidentes de R-22 na Austrália, semelhantes ao ocorrido com o PT-HOL, a saber: VH-HFP, em 1992, VH-UXF, em 2003, e VH-HXU, em 2005. Em todas as ocorrências, ocorreu falha no *clutch shaft*, a perda de conexão do conjunto “luva-eixo” em estudo, tendo a falta de uso de produto específico ou mesmo o uso de produto não adequado na área de contato como fator contribuinte, em duas dessas três ocorrências (Figura 20).

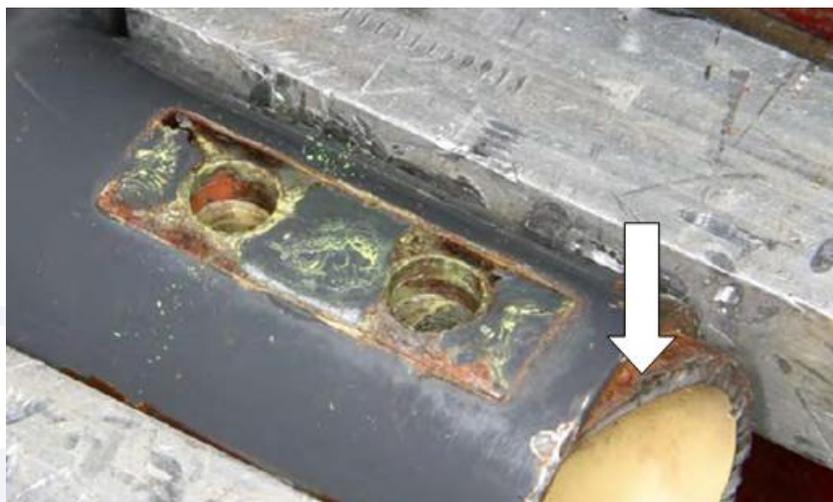


Figura 20 - Detalhe dos PN Yoke e Shaft-Clutch, do R-22 VH-UXF, com mecanismo de fratura helicoidal, onde não foi aplicado produto previsto entre os itens, como também ocorreu a montagem dos mesmos com pintura original. Fonte: Relatório 200304074, da *Australian Government – Civil Aviation Safety Authority*

A autoridade de segurança de voo da aviação civil australiana, *Australian Government - Civil Aviation Safety Authority (CASA)*, emitiu as diretrizes de aeronavegabilidade AD/R22/51, de NOV2005 e AD/R44/019, de JAN2004, respectivamente, instruindo quanto à inspeção mandatória nas frotas de Robinson R-22 e Robinson R-44 no país, referente ao conjunto yoke/shaft-clutch. Elas foram posteriormente canceladas após a inspeção de frota.

A emissão da AD/R22/51, abaixo, está relacionada ao fato de que acidentes envolvendo aeronaves R-22 estavam relacionados à evidência de fadiga encontrada na fratura no eixo de transmissão, ocasionada por utilização de material não aprovado e falha na montagem do conjunto.

That investigation has disclosed evidence of fatigue in a fractured main rotor clutch drive shaft. The failed shaft had been assembled with the yoke painted in the area of the yoke to shaft assembly bolts and a non-approved jointing compound was found in the area of the joint mating surfaces. A combination of the two discrepancies probably resulted in a loss of assembly torque and movement of the joint in service.

A CASA também havia emitido, em 15MAR2007, boletim de aeronavegabilidade de número AWB 02-021, de título “*Use of Sealants*”, alertando para a impropriedade de uso de produtos não especificados.

Em pelo menos uma das ocorrências australianas, a pintura externa do yoke, não removida, foi também considerada como fator contribuinte para perda de tensão dos parafusos de fixação do conjunto.

A Tabela 1, a seguir, sintetiza nas ocorrências estrangeiras as evidências apontadas nos relatórios da autoridade de investigação dos acidentes:

Marcas / data	Evidências encontradas	
	Uso do <i>primer-epoxi</i> , na área de contato <i>shaft-yoke</i>	Deficiente fixação do conjunto, por perda de torque na fixação parafusos/bloco
VH-HFP / 1992	Sem produto	Presente
VH-UXF/ 2003	Produto não conforme	Presente
VH-HXU / 2005	Produto conforme	Presente

Tabela 1 - Evidências encontradas nas ocorrências na Austrália

A seção 7.260 A907 *Yoke Removal and Installation* do RHC R-22 *Maintenance Manual, Change 22* de MAR2004, alerta para somente a utilização de *primers* especificados quando da instalação do *yoke*, vedando o emprego de outros lubrificantes (Figura 12).

CAUTION

Use only specified primers to install yoke; do not use any other lubricants.

Foi possível o levantamento das horas operadas por cada conjunto, desde revisão geral, em duas das ocorrências australianas, a saber:

- VH-HXU: 776:36 horas;
- VH-UXF: 886:12 horas.

As horas voadas deste conjunto no PT-HOL, desde última revisão geral, eram 1.141:54, sendo que o *Time Between Overhaul* (TBO) do conjunto era de 2.200 horas.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

O aluno vinha cumprindo normalmente sua instrução para formação como PCH, não sendo observadas anotações nas fichas de avaliação que destoassem dos níveis de aprendizado esperados. Da mesma forma, o instrutor, que atuava há pouco tempo na escola, era considerado um tripulante aplicado. O desempenho de voo dos tripulantes, portanto, foi considerado normal.

A missão que realizavam era conhecida de ambos, instrutor e aluno. Estavam retornando para a escola em voo reto e nivelado sobrevoando a cidade de São Paulo, quando ocorreu a pane.

Com as informações coletadas, não foi possível destacar aspectos psicológicos que pudessem ter contribuído para a ocorrência em questão.

Com relação à observação radar, a mesma aponta para mudança nos parâmetros de voo condizentes com a dificuldade de controle experimentada pelos pilotos do PT-HOL. As mudanças de proa e de velocidade, nos instantes finais de voo, denotam a perda de controle, ficando notória a falha mecânica ocorrida no minuto final de visualização no APP-SP.

A falha mecânica ocasionada pela ruptura do eixo da transmissão foi caracterizada, dentre outros aspectos, pela guinada do nariz, acréscimo da rotação do motor e decréscimo da rotação do rotor. Ao perder potência, ocasionada pela fratura do eixo de transmissão, a rotação do rotor principal decresceu. Para reverter tal situação, o piloto, de acordo com *Emergency Procedures* do R-22, deveria abaixar o coletivo imediatamente e,

no caso de voo em cruzeiro, trazer o cíclico para trás, com a finalidade de reduzir a velocidade para 65kt.

Caso o piloto não tenha abaixado o coletivo, imediatamente, para recuperar a RPM do rotor e mantê-la entre 97% (mínimo) e 110% para realizar a autorrotação com 65kt, a situação pode ter ficado irreversível, considerando que a aeronave mantinha 500ft de altura.

Os pilotos devem ter tentado executar uma autorrotação, conforme o previsto no *Robinson R22 Series, Section 3, Emergency Procedures*, sem, no entanto, terem conseguido manter a rotação do rotor (97% mínimo), velocidade de 65kt e a consequente trajetória ideal para alcançar um terreno livre, próximo ao galpão.

Como consequência, houve a colisão contra a estrutura rígida lateral do telhado, o que provocou a ruptura do cone de cauda (*tail boom*). O rotor de cauda não possuía energia rotacional por ocasião do seccionamento do cone de cauda. A entrada da aeronave, já sem o *tail boom*, deu-se em um rasgo no telhado, uma vez que as lâminas na superfície não suportaram o peso da fuselagem do R-22.

O enrugamento das pás (associado a arranhões longitudinais), bem como a integridade dos bordos de ataque e as fraturas próximas à raiz relacionavam-se como evidência de baixa rotação do rotor principal.

As evidências encontradas no rotor principal e no rotor de cauda, bem como os danos sofridos pelo telhado do galpão indicaram que os rotores estavam com baixa rotação e aeronave com pouco deslocamento à frente, ou seja, velocidade reduzida.

A fratura no parafuso de rosca a meio curso do mecanismo de embreagem, bem como os dentes e marcas de intenso atrito nas polias provavelmente foram resultado do desbalanceamento criado no conjunto rotativo. Os orifícios deformados do *cooling fan* e suas manchas azuladas também evidenciaram o funcionamento normal do motor.

Nesse aspecto, o relatório de investigação do DCTA asseverou que:

...internamente o motor apresentava evidências de que estava operacional e não foram encontradas discrepâncias que pudessem comprometer ou provocar falha, ou ainda, mau funcionamento.

Para tanto, foram examinados todos os cilindros, pistões, comando de válvulas, árvore de manivelas, engrenagens internas, bronzina de mancal. Evidência de desenvolvimento de potência pôde ser observada, também, na ventoinha de refrigeração do motor. As marcas de roçamento que a ventoinha deixou no momento em que ela se despreendeu do motor indicam que o motor estava com rotação.

Assim sendo, como evento determinante, o relatório de investigação do DCTA concluiu que a causa da falha encontrada na aeronave estava relacionada com o rompimento por fadiga do eixo de transmissão:

A fadiga foi iniciada por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão ao flange de acoplamento (*yoke*), pelo lado da caixa de engrenagens. A trinca progrediu de forma helicoidal no eixo e quando ela atingiu a região próxima à extremidade do *Yoke* se deu o rompimento do eixo. Isto provocou a perda da transmissão de potência para a caixa de engrenagens (CTP).

A ocorrência da corrosão estava associada, segundo o relatório complementar, com falhas referentes à observância das instruções contidas no "*Robinson Maintenance Manual, Model R22*", sec. 7.260, de 22 de março de 2004 (Figura 6).

O não cumprimento dos itens 1, 4 e 5 das instruções de instalação do manual de manutenção, facilitaram a ocorrência de "fretting" e corrosão, que levaram à falha do eixo por fadiga.

A hipótese mais provável é que tal falha teria sido propiciada pela não utilização de produto adequado em toda a área de contato (ou mesmo aplicação de insumo não conforme, durante revisão geral).

O não cumprimento das instruções previstas na Seção 7.260 A907 *Yoke Removal and Installation do RHC R-22 Maintenance Manual, Change 22* de MAR2004, com colocação dos parafusos e torque nos mesmos sobre a tinta facilitaram a ocorrência de roçamento (*fretting*) e corrosão, que levaram à falha do eixo por fadiga.

A presença do *fretting*, associada à falta de proteção por *primer-epoxi*, permitiu a corrosão generalizada das superfícies de contato do eixo e do acoplamento, situação essa potencializada na região do furo pela própria energia de rotação imposta pelo eixo, ao longo das mais de mil horas voadas nesta condição, que fez com que a fratura evoluísse de forma helicoidal.

A Figura 7 mostra o conjunto ainda montado, após a fratura, indicando que o item 5 do procedimento de selagem do conjunto não foi realizado com *primer* (branco). A Figura 8 mostra a vista de trás do conjunto, indicando que também não houve a selagem da junção eixo-yoke com o *primer*.

A Figura 9 mostra as regiões de fixação dos blocos de suporte após a retirada dos mesmos, indicando que na região da interface do eixo com os blocos não houve a retirada da tinta do eixo. Os blocos foram aparafusados por sobre a tinta e não sobre o *primer* recomendado. A Figura 10 mostra que não houve a aplicação do *primer* nas superfícies de contato dos blocos de suporte.

A iniciação da falha foi facilitada pela ocorrência de corrosão na região do furo de fixação. Situação semelhante foi encontrada, pelo menos, em duas ocorrências no exterior, em diferentes quantidades de horas de operação.

A aplicação de *primer* específico, conforme previsto pelo fabricante, nessa região, teria a razão de que fosse evitada a presença de ar ou umidade, favorecedores de oxidação. A hipótese de algum *primer* ou tinta ter sido aplicado, mesmo que de uso não autorizado, pode ter ocorrido.

Percebeu-se também, na questão da comunicação entre o operador brasileiro e um representante técnico da empresa, a informação veiculada não oficialmente (por *e-mail*), a qual tratava de mudança na publicação prevista, como também o fato de dois dados técnicos inconsistentes terem sido passados pelo fabricante, quais sejam, a permissão de uso de “qualquer produto”, e a proibição exatamente de um produto previsto no manual.

A ausência de vestígio do produto, na análise dos materiais conduzida no DCTA, não necessariamente denotava falta de produto, posto que uma pequena película sobre o material pode ter sido degradada por processo corrosivo e/ou de *fretting*. A espectrografia realizada no INMETRO determinou vestígios que poderiam ser de *primer*.

Os achados do INMETRO desconsideraram que:

- inclusões podem estar previstas na matéria-prima utilizada, baseado na norma de fabricação seguida, e
- o relatório do DCTA apontou a corrosão iniciada no furo como fator que levou à evolução helicoidal e falha catastrófica.

Vale ressaltar que o mecanismo de fratura em questão, com o roçamento das partes, é de caráter interno, não sendo possível sua determinação/inspeção até que o mesmo chegue a um nível crítico, quando então ocorre a falha estrutural.

O relatório complementar também apresentou o resultado quanto à verificação do nível de inclusões, tamanho de grão e dureza do material do eixo fraturado.

Os resultados obtidos na avaliação da matéria-prima do eixo, posteriormente realizada no DCTA, não indicaram que a mesma tenha influenciado no processo de fratura:

os resultados obtidos na avaliação do material do eixo não indicaram que o mesmo tenha influenciado no processo de fratura, apesar da presença de algumas inclusões acima do tamanho máximo indicado pela norma.

Assim sendo, os serviços de manutenção da aeronave foram considerados periódicos, porém inadequados do ponto de vista do acoplamento do eixo PN A166-1 com a luva PN A907-4, ambos do conjunto de transmissão de potência do grupo motopropulsor, onde ocorreu falha catastrófica.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações técnicas (CHT) válidas;
- c) o pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a escrituração das cadernetas de célula, motor e rotores estavam atualizadas;
- g) a condições meteorológicas eram de céu claro e vento calmo, favoráveis ao voo visual;
- h) não havia evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos membros da tripulação de voo;
- i) a aeronave decolou do Campo de Marte com destino à área de treinamento à margem da represa Guarapiranga, para uma etapa de cerca de 1 hora e 10 minutos de voo;
- j) no regresso para SBMT, com cerca de 55 minutos de voo, a tripulação experimentou perda de potência e dificuldade no controle direcional, à altura aproximada de 500ft AGL;
- k) houve a colisão do helicóptero contra o telhado de um galpão, ocorrendo seccionamento do cone de cauda. A fuselagem adentrou o galpão, vindo a colidir contra o solo;
- l) não foram encontradas discrepâncias que pudessem comprometer ou provocar falha ou mau funcionamento do motor;
- m) foram encontradas evidências de que o motor desenvolvia potência normalmente, não tendo havido problema prévio de carburação e/ou alimentação de combustível;
- n) o rompimento do eixo de transmissão de potência, *Part Number* A166-1, ocorreu por mecanismo de fadiga, iniciado por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão à luva de acoplamento (*yoke*), PN A907-4, pelo lado da caixa de engrenagens;
- o) os serviços de manutenção da aeronave foram considerados periódicos, porém inadequados do ponto de vista do acoplamento do eixo PN A166-1 com a luva PN

A907-4, ambos do conjunto de transmissão de potência do grupo motopropulsor, onde ocorreu falha catastrófica;

- p) o não cumprimento dos itens 1, 4 e 5 das instruções de instalação do manual de manutenção facilitaram a ocorrência de *fretting* e corrosão, que levaram à falha do eixo por fadiga;
- q) a aeronave ficou completamente destruída; e
- r) os dois ocupantes sofreram lesões fatais.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos Comandos - indeterminado.

Pela condição de controlabilidade deteriorada, à baixa altura, ocasionada por substancial perda de rotação do rotor principal, é possível que o piloto não tenha tido condição de aplicação de comandos que permitisse, na condição degradada de voo, alcançar terreno livre próximo ao galpão.

- Julgamento de Pilotagem - indeterminado.

É possível que uma inadequada avaliação, por parte do piloto, do local ideal para o pouso de emergência possa ter contribuído para o desfecho catastrófico do acidente.

- Manutenção - contribuiu.

Os serviços de manutenção, relativos ao acoplamento do eixo PN A166-1 com a luva PN A907-4 (ambos do conjunto de transmissão de potência do grupo motopropulsor da aeronave), foram considerados inadequados, e contribuíram para o desfecho catastrófico do acidente.

- Supervisão Gerencial - contribuiu.

A atuação da inspetoria técnica não foi suficiente para identificar procedimentos de manutenção em desacordo com o Manual de Manutenção da aeronave.

As comunicações do mantenedor com o representante técnico do fabricante, *Robinson Helicopter Company*, ocorreram de forma que foram tramitados dados conflitantes com as publicações técnicas.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Medidas de caráter preventivo ou corretivo emitidas 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.

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

A-287/CENIPA/2012 - 01

Emitida em: 15/08/2012

Adotar ações de fiscalização junto à Go Air (Master Esc de Pilotagem Hel Ltda), visando à substituição imediata de produtos de uso não aeronáutico pelos previstos nos manuais de manutenção, bem como a aplicação dos mesmos, segundo os parâmetros previstos pela *Robinson Helicopter Company* e pelos seus fabricantes, como temperatura, tempo de cura e outros, em especial, no tocante aos *primers* previstos no item 1450 do Manual de Manutenção do R-22.

A-288/CENIPA/2012 - 02

Emitida em: 15/08/2012

Divulgar aos demais operadores de R-22 e R-44 a importância do uso dos *primers* previstos pelo fabricante para a segurança dos voos.

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

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

A-587/CENIPA/2016 - 01

Emitida em: 17/05/2018

Implementar medidas de fiscalização de forma a assegurar que as oficinas executantes de revisão geral em células e grandes componentes dos helicópteros modelos R-22 e R-44, estejam empregando adequadamente os produtos especificados pelos fabricantes, com destaque para a remoção de tinta e da aplicação de *primers* utilizados em junções, notadamente entre os PN A166-1 e PN A907-4.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

- Entre 12JUL2012 e 08AGO2012, a Comissão de Investigação realizou orientação quanto a controle de diretivas técnicas e quanto a uso de produto especificado em normas;

- realizada reunião com parte do Quadro de Tripulantes da escola, acerca de procedimentos de emergência e cálculos de performance;

- em 06AGO2012, foi proferida palestra da psicóloga da Comissão na empresa, com apresentação da metodologia "*Pos-Traumatic Stress Disorder*", aplicada a pessoal de operações e manutenção;

- em 09AGO2012 foram emitidos ao operador documentos acerca dos riscos da aplicação de produto de uso não aeronáutico;

- em 14NOV2012, em função da verificação, três meses após emissão da RSV (A) 287/2012 do CENIPA, de que o operador ainda não havia recebido fiscalização da ANAC, foi reiterada tal necessidade pelo Fax nº R-22/SA/2906 - SERIPA IV; e

- em 05DEZ2012 foi enviado comunicado, à empresa operadora, acerca de uma aeronave de terceiros, encontrada pela Comissão naquele hangar e em serviço de manutenção, com relação à evidência de corrosão na superfície do *Shaft-Clutch* - PN A166-1 e *Yoke* PN A907-4. À mesma época, o operador foi orientado para manter contato técnico com o fabricante, a fim de que fossem tiradas dúvidas e esclarecidos quaisquer pontos de difícil interpretação dos manuais de manutenção.

Em, 17 de maio de 2018.