

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO
DE ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A - Nº 007/CENIPA/2010

OCORRÊNCIA

ACIDENTE

AERONAVE

PT-YEE

MODELO

BELL 206L-4

DATA

13 NOV 2003



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico. A utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, macula o princípio da "não auto-incriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal.

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

ÍNDICE

SINOPSE.....	4
GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS.....	5
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS	6
1.1 Histórico da ocorrência.....	6
1.2 Danos pessoais	6
1.3 Danos à aeronave	6
1.4 Outros danos	6
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes.....	7
1.5.2 Aspectos operacionais.....	7
1.6 Informações acerca da aeronave	8
1.7 Informações meteorológicas.....	8
1.8 Auxílios à navegação.....	8
1.9 Comunicações.....	8
1.10 Informações acerca do aeródromo.....	9
1.11 Gravadores de voo	9
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços	9
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	9
1.13.1 Aspectos médicos.....	9
1.13.2 Informações ergonômicas	10
1.13.3 Aspectos psicológicos	10
1.14 Informações acerca de fogo	11
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	11
1.16 Exames, testes e pesquisas	11
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento	15
1.18 Informações adicionais.....	15
1.19 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	16
2 ANÁLISE	16
3 CONCLUSÃO.....	17
3.1 Fatos.....	17
3.2 Fatores contribuintes	18
3.2.1 Fator Humano.....	18
3.2.2 Fator Material	19
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA OPERACIONAL	19
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA	19
6 DIVULGAÇÃO	19
7 ANEXOS.....	20

SINOPSE

O presente Relatório Final é relativo ao acidente com a aeronave PT-YEE, modelo BELL 206L-4, no Município de Coari, AM, em 13 NOV 2003, tipificado como falha do motor em vôo.

Logo após a decolagem, o motor do helicóptero falhou e o piloto não conseguiu manter o controle para efetuar o pouso de emergência. A aeronave colidiu contra o solo no meio da floresta.

O piloto e três passageiros sofreram lesões graves, enquanto dois passageiros faleceram no local. A aeronave sofreu danos graves.

Não houve a designação de representante acreditado.

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASV	Agente de Segurança de Vôo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CCF	Certificado de Capacidade Física
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CIAA	Comissão de Investigação de Acidente Aeronáutico
CM	Certificado de Matrícula
CTA	Centro Técnico Aeroespacial (2004/2005)
DAC	Departamento de Aviação Civil
EUA	Estados Unidos da América
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> - Unidade de Controle de Combustível
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Vôo por Instrumento
MGO	Manual Geral de Operações
N1	Eixo de baixa compressão (motor)
N2	Eixo de alta compressão (motor)
PEAA	Plano de Emergência Aeronáutica em Aeródromo
PR	Estado do Paraná
RSO	Recomendação de Segurança Operacional
SALVAERO	Salvamento Aeronáutico
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SWUY	Indicativo de localidade - Aeródromo de Coari/Urucu - AM

AERONAVE	Modelo: BELL 206L-4 Matrícula: PT-YEE	Operador: Helisul Táxi Aéreo Ltda.
OCORRÊNCIA	Data/hora: 13 NOV 2003 / 21:00 UTC Lat. 04°52'05"S - Long. 064°42'40"W Local: Porto Urucu Município - UF: Coari - AM	Tipo: Falha do motor em voo

1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

1.1 Histórico da ocorrência

O piloto decolou da base petrolífera de Porto Urucu (Coari – AM), às 16h38min, com destino a clareira nº04 da linha de exploração sísmica nº2051 (Lat. 04°52'05"S Long. 064°42'40"W, com o objetivo de transportar passageiros da citada para a base de Porto Passarinho.

Às 16h55min, o piloto efetuou o pouso na clareira nº 04. Embarcou cinco passageiros e decolou às 16h58min.

No momento que ultrapassava as copas das árvores em torno da clareira, ocorreu uma súbita perda de potência. O piloto tentou retornar ao local de decolagem, porém não conseguiu controlar o helicóptero que colidiu contra as árvores e, em seguida, contra o solo.

Após o impacto, houve um princípio de incêndio que foi debelado pelas pessoas que estavam no acampamento da clareira nº04.

Dois passageiros faleceram no local, enquanto o piloto e três passageiros sofreram ferimentos graves.

A aeronave sofreu danos graves.

1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	02	-
Graves	01	03	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3 Danos à aeronave

A aeronave sofreu danos graves e a sua recuperação foi considerada economicamente inviável.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

Horas voadas	
Discriminação	PILOTO
Totais	10.635:00
Totais nos últimos 30 dias	77:45
Totais nas últimas 24 horas	04:10
Neste tipo de aeronave	8.800:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	77:45
Neste tipo nas últimas 24 horas	04:10

Obs.: As horas voadas foram fornecidas pelo operador.

1.5.1.1 Formação

O piloto formou-se Piloto Privado no Aeroclube do Paraná, PR, em 1980.

1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía Licença de Piloto Privado, na categoria avião e helicóptero, e Licença de Piloto Comercial (PCH), na categoria helicóptero. Estava com os Certificados de Habilitação Técnica (CHT) em dia. Não possuía certificado de IFR.

1.5.1.3 Qualificação e experiência de vôo

O piloto era qualificado e possuía experiência no tipo de vôo realizado.

1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

O piloto possuía Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

1.5.2 Aspectos operacionais

Às 16h38min, o piloto decolou da base petrolífera de Porto Urucu com destino a clareira nº 04 da linha de exploração sísmica nº 20 51, a fim de transportar passageiros desta localidade para a base de Porto Passarinho.

Às 16h55min, o helicóptero pousou na clareira nº 04, embarcou seis passageiros e tentou decolar, entretanto o piloto percebeu que a aeronave estava bastante pesada e solicitou que um dos passageiros desembarcasse.

Às 16h58min, o helicóptero decolou com cinco passageiros e um tripulante e, ao ultrapassar as copas das árvores, apresentou súbita perda de potência. O piloto tentou retornar para a clareira, porém perdeu o controle da aeronave que colidiu contra as árvores e, em seguida, contra o solo.

O piloto informou que no momento do embarque não havia um elemento específico para informar a pesagem das pessoas e da carga a ser embarcada. Na decolagem que ocorreu o acidente não foram realizados os cálculos de performance. O piloto alegou que confiava nos equipamentos da aeronave, que acusavam excesso de peso, quando o material não era pesado e relacionado, conforme o previsto.

Na empresa não foram localizados os registros de desempenho ou fichas de treinamento dos tripulantes.

O Manual Geral de Operações (MGO) da empresa, capítulo 6 – item 6.8.2, atribui ao comandante da aeronave a responsabilidade de assegurar-se das condições de peso e balanceamento da aeronave, calculando-os antes de cada voo e lançando-os no formulário específico.

De acordo com o piloto, no momento do acidente a aeronave estava operando dentro dos limites de peso e balanceamento.

O *check-list* da aeronave BELL 206L-4 estabelecia, nos procedimentos de partida do motor, a verificação de início do giro do rotor principal até no máximo 25% de N1. Caso o mesmo não estivesse em movimento, a partida deveria ser interrompida.

1.6 Informações acerca da aeronave

O helicóptero monomotor, modelo BH206L-4, número de série 52173, foi fabricado pela Bell Helicopter em 1996.

Os Certificados de Matrícula (CM) e de Aeronavegabilidade (CA) estavam válidos.

As cadernetas de célula e de motor estavam atualizadas.

A última inspeção de célula, tipo 50 horas, foi realizada pela empresa Helisul, em 31 OUT 2003. A aeronave havia voado 48 horas após esta inspeção.

A última revisão geral de célula, tipo 1200 horas, foi realizada pela empresa Helisul, em 18 DEZ 2002. A aeronave havia voado 616 horas após esta revisão, acumulando um total de 6.591 horas de célula.

O motor Allison, modelo 250C30P, número de série CAE895852, fabricado em 1996, realizou a última inspeção, tipo 150 horas, na empresa Helisul, em 15 OUT 2003. O motor havia totalizado 115 horas de operação da última inspeção até o dia 12 NOV 2003 (véspera do acidente), acumulando um total geral de 6.543 horas.

A revisão de 150 horas do motor Allison, modelo 250C30P, contemplava a ficha de inspeção referência 72-60-00, a qual determinava que o valor obtido do fluxo de óleo retirado do tanque de recuperação deveria ser anotado e conservado para comparação com valores de inspeções anteriores.

A última revisão geral do motor foi realizada em 31 OUT 2001, pela oficina Rolls-Royce do Brasil. Desta revisão até o dia 12 NOV 2003 (véspera do acidente) o motor havia acumulado 2580 horas de operação.

1.7 Informações meteorológicas

As condições meteorológicas eram favoráveis ao tipo de voo realizado.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

Como sistema de segurança para as atividades aéreas em ambiente de selva, as aeronaves entravam em contato com a base de operações localizada no aeródromo de Porto Urucu (SWUY), a cada 15 minutos de voo e a cada decolagem ou pouso nas

clareiras. Considerando que o piloto não acusara a última decolagem, as demais aeronaves saíram em busca da aeronave desaparecida.

1.10 Informações acerca do aeródromo

O acidente ocorreu fora da área de aeródromo, durante a decolagem de uma clareira com dimensões aproximadas de 100m x 100m (Lat. 04°52'05"S – Long. 064°42'40"W).

O aeródromo de Porto Urucu (SWUY) servia de base de operações e ficava a aproximadamente 15 minutos de voo, considerando a velocidade de cruzeiro do helicóptero Bell 206L-4.

O Plano de Emergência Aeronáutica em Aeródromo (PEAA) de SWUY abrangia toda a área de exploração sísmica onde ocorriam as atividades aéreas. No dia do acidente, o referido plano mostrou-se eficiente.

1.11 Gravadores de voo

Não requeridos e não instalados, entretanto a aeronave possuía dois sistemas de horímetro rotativo de disco flexível removível. Esses discos eram utilizados para o registro diário de horas de funcionamento da aeronave. De acordo com esses sistemas, a aeronave decolou de Porto Urucu às 16h38min e pousou na clareira n° 04 da Linha 2051 às 16h55min. Às 16h58min, a aeronave decolou da clareira n°04 e acidentou-se às 17h.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

Inicialmente o helicóptero impactou contra as árvores de grande porte e, em seguida, contra o solo, em área de vegetação densa, a poucos metros da clareira n°04. Os destroços ficaram concentrados.

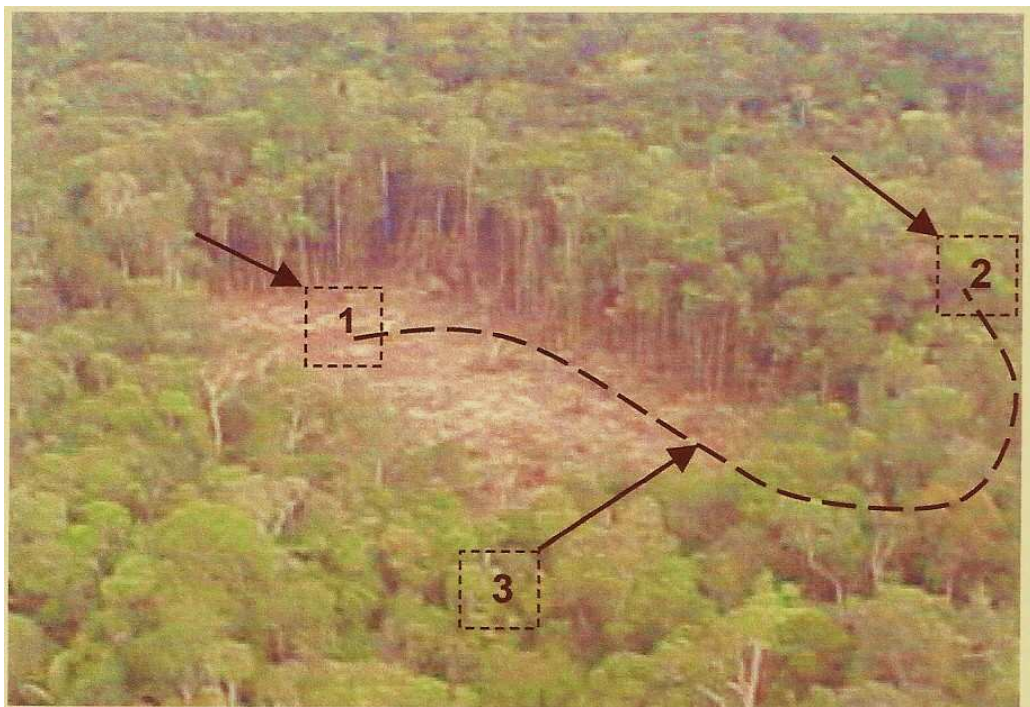


Foto 01: "1"- local de decolagem; "2"- local de queda da aeronave; "3"- trajetória da aeronave.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

De acordo com a última inspeção de saúde realizada, o piloto não apresentava restrições para a realização da atividade aérea.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos psicológicos

1.13.3.1 Informações individuais

O piloto já havia trabalhado na Helisul anteriormente e retornou em virtude do melhor salário oferecido e da escala de vôo de 15 dias por mês. Considerava-se um piloto cumpridor das normas da empresa quanto à operacionalidade. Afirmou que tinha confiança na aeronave, mesmo sabendo que não havia acompanhamento das vistorias e manutenções pelo chefe da manutenção. Tal confiança se traduzia também no transporte de carga, o piloto deixava totalmente a cargo dos equipamentos da aeronave a função de acusar excesso de peso, quando o material não era pesado e relacionado, conforme o previsto. O piloto não relatou tais fatos à empresa por considerar que não eram de sua responsabilidade.

1.13.3.2 Informações psicossociais

Nada a relatar.

1.13.3.3 Informações organizacionais

A empresa já havia sofrido, em um curto espaço de tempo, dois acidentes com aeronaves similares, sendo este o terceiro.

A seleção dos pilotos era feita de acordo com as experiências anteriores de vôo no estado do Amazonas, dispensando os treinamentos específicos. Algumas informações relativas à contratação, à formação e ao treinamento de pilotos da empresa eram repassadas verbalmente aos mesmos.

O programa de treinamento de pilotos da empresa, datado de 15/01/2003, constava em um manual, porém até a data deste acidente ainda não havia sido assinado. De acordo com o organograma da empresa, o chefe de operações acumulava a função de chefe de treinamento.

Quanto ao treinamento da área de manutenção, a empresa apresentou certificados de funcionários com a data de realização posterior ao terceiro acidente, expedidos por uma mesma empresa de treinamento. Não foi apresentada nenhuma ficha de treinamento contendo horas, metodologia e frequência. Não existia avaliação de desempenho.

Não havia acompanhamento por parte do chefe da manutenção das vistorias e manutenções realizadas. As fichas e os relatórios referentes à manutenção das aeronaves não eram confeccionados pelos mecânicos, mas produzidos no escritório da empresa, em Curitiba, com base nas informações repassadas via fax pelo pessoal da base em Porto Urucu.

O profissional contratado para realizar atividades de ASV, até a época do acidente não tinha uma política de atuação desenvolvida.

Não havia uma pessoa específica para relacionar a bagagem, bem como realizar o preenchimento diário dos documentos relativos a cada voo. O preenchimento era feito no primeiro voo do dia, e os demais voos, ao término da jornada de várias pequenas etapas.

1.14 Informações acerca de fogo

Houve um princípio de incêndio após o impacto que foi debelado pelas pessoas que estavam no acampamento da clareira 04.

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

Duas pessoas faleceram no local em decorrência do impacto da aeronave contra o solo. Quatro pessoas foram socorridas por trabalhadores que estavam no acampamento da clareira nº04.

Houve apoio de outros helicópteros para a retirada dos feridos da clareira nº04. As vítimas foram transportadas da clareira nº 04 para a Base de Porto Passarinho, onde receberam os primeiros cuidados médicos. Em seguida foram removidas para a Base de Porto Urucu.

O SALVAERO de Manaus foi informado imediatamente da ocorrência, porém não houve necessidade de envolvimento do mesmo, tendo em vista que a base de operações de Porto Urucu possuía toda a logística de ação em caso de acidente de pequeno porte.

1.16 Exames, testes e pesquisas

O motor Allison, modelo 250C30P, número de série CAE895852, cuja composição modular compreende o módulo compressor número de série 91980, o módulo redutor número de série 95857 e o módulo turbina número de série 98268, foi encaminhado para a realização de exames, testes e pesquisas na empresa Rolls-Royce, em São Bernardo do Campo – SP, no dia 12 DEZ 2003.

O controlador de combustível (FCU – *Fuel Control Unit*) e o governador de turbina de potência foram submetidos a testes em bancada, revelando alguns parâmetros fora do especificado no Manual de Revisão Geral, porém, segundo a Rolls-Royce, não o bastante para interferir na operacionalidade do equipamento, não afetando a performance.

A válvula de sangria do sistema pneumático apresentou parâmetros fora do especificado, mas, segundo a Rolls-Royce, também não seria suficiente para afetar o desempenho do motor.

Ao serem acionados manualmente os conjuntos de N1 e de N2, ambos apresentaram resistência ao movimento giratório.

O trem de engrenagens de N1 foi acionado por meio de uma manivela, então se observou que o compressor girava e o gerador de gás não girava.

Ao ser feita a separação da turbina geradora de gás da turbina de potência, observou-se que o disco de terceiro estágio estava desacoplado do disco do quarto estágio. Verificou-se que o eixo interno estava seccionado e o eixo de N1 estava dobrado na forma de um arco. O disco de turbina do quarto estágio apresentava uma rachadura transversal entre duas palhetas.

A separação da turbina geradora de gás da turbina de potência revelou que o mancal dos rolamentos nº6 e nº7 achavam-se completa mente seco, com resíduos de óleo queimado e os rolamentos inteiros com todos os seus roletes e gaiolas presentes. Esta separação revelou também que a porca da luva estriada saiu do correto alinhamento em

função da torção do eixo de N1. A inércia do conjunto de N1 agindo sobre a porca provocou o seu desalinhamento (foto 02).

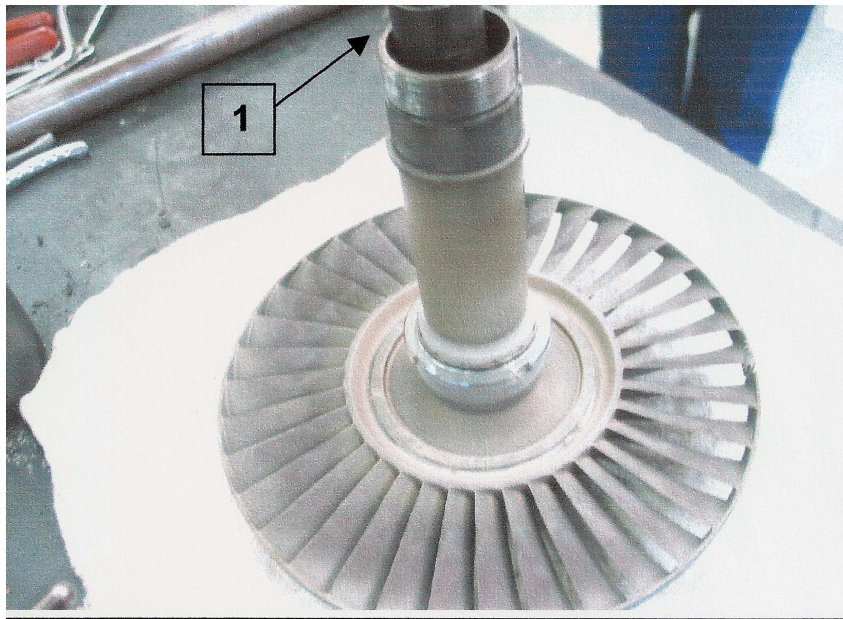


Foto 02: disco de turbina do 4º estágio com eixo acoplado; “1” – eixo interno de N2 apresentando excentricidade, evidenciando rompimento.

A desmontagem da N1 não revelou marcas de roçamento entre o cume das palhetas dos discos de primeiro estágio e seu envelope, bem como o disco de segundo estágio e seu envelope. Foram observadas marcas de roçamento nos vedadores de ar-óleo nº19-24. Havia evidências de um severo roçamento entre a parte rotativa e a estática, culminando na fusão do material no ponto de contato.

No intuito de apurar as condições nas quais o eixo interno de N2 se rompeu (foto 03), os módulos do motor e o óleo de lubrificação foram encaminhados para a Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço, localizado no Centro Técnico Aeroespacial (CTA), em São José dos Campos – SP.

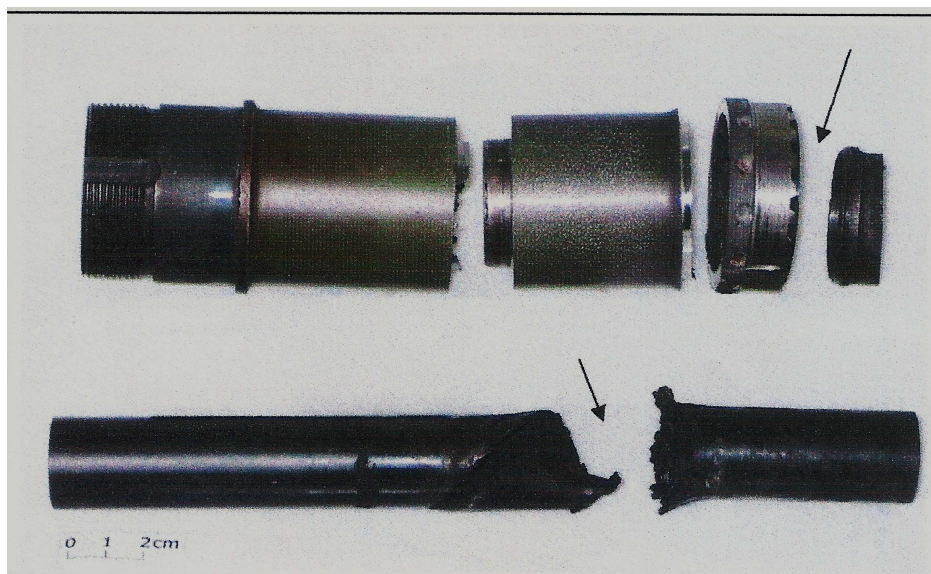


Foto 03: regiões de ruptura dos eixos internos de N1 e de N2.

A análise do óleo lubrificante feita pela Divisão de Sistemas Aeronáuticos do Instituto de Aeronáutica e Espaço concluiu que de acordo com os resultados dos ensaios físico-químicos o óleo atendia as especificações regulamentadas pela norma MIL-PRF23699F, conforme determinado para este tipo de motor, contudo apresentava partículas bastante finas de carbono.

Avaliação dos módulos do motor pelo CTA:

- Eixo de N1

Os exames visuais e por estereoscopia indicaram que a fratura do eixo ocorreu por torção. A foto 04 mostra o aspecto da ruptura com características de torção. Um dos lados do eixo fraturado sofreu danos e deformações posteriores à ruptura por atrito e calor, como se pode observar nas fotos 04 e 05.

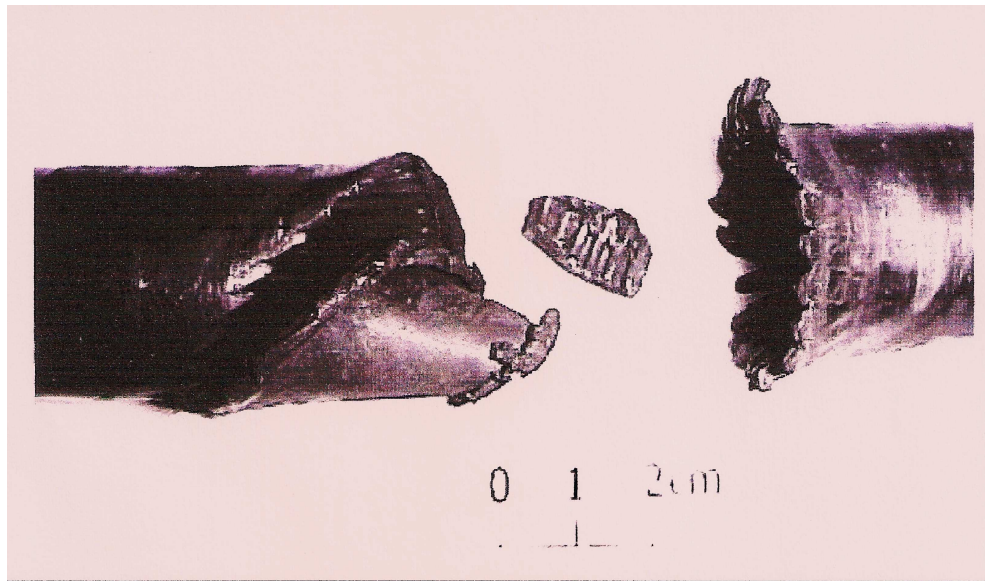


Foto 04: fratura ocorrida no eixo de N1, evidenciando ruptura por torção.

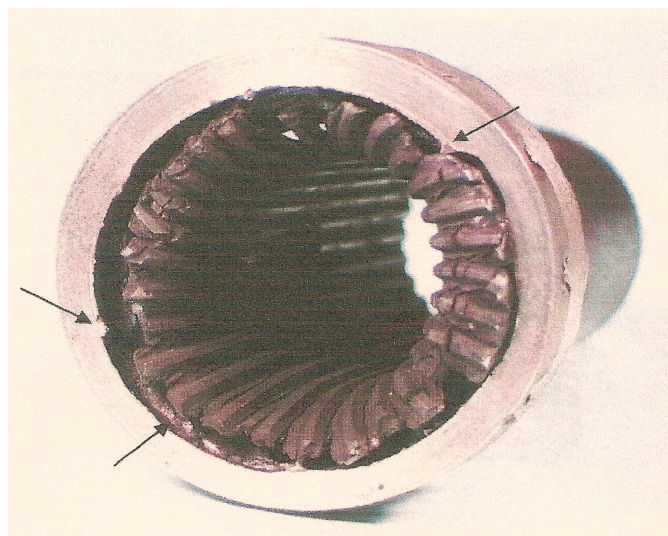


Foto 05: vista frontal do eixo de N1 com o eixo externo de acoplamento da turbina para o compressor, apresentando danos por atrito e fusão de material.

Exame nas partes interna e externa do eixo indicou a presença de carbonização.

Exames metalográficos em seções transversais do eixo de N1 mostraram a presença de microtrincas na raiz de alguns dos filetes internos.

- Eixo Externo

Os exames visuais e por estereoscopia não indicaram danos na parte externa do eixo.

- Eixo Interno de N2

Os exames visuais e por estereoscopia indicaram que houve uma ruptura do eixo, junto a um ressalto (nervura), sendo que no outro lado do ressalto constatou-se a presença de trincas, provavelmente causadas por torção. Indícios de alta temperatura e fusão foram observados em regiões próximas à fratura, causados possivelmente por atrito após a ruptura do eixo de N1.

Após o corte longitudinal de uma parte do eixo próxima à fratura (foto 06), observou-se a presença de carbonização na parte interna do eixo.

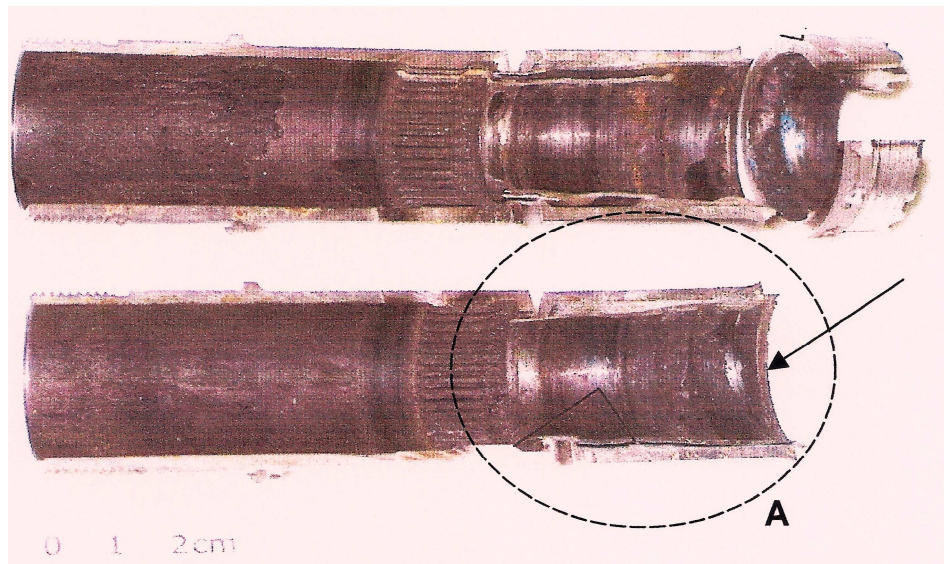


Foto 06: corte longitudinal do eixo externo, apresentando parte do eixo de N2 separado por fusão.

Exames por microscopia eletrônica de varredura realizados nas superfícies de fratura indicaram que as mesmas estavam bastante danificadas por amassamentos e corrosão.

Seções metalográficas examinadas por microscopia eletrônica de varredura em regiões próximas ao ressalto, onde ocorreu a fratura do eixo interno de N2, mostraram a presença de trincas, provavelmente causadas por corrosão, e corrosão na região próxima à fratura.

O CTA constatou que a seqüência mais provável de falha foi a ruptura do eixo de N1, seguida do rompimento do eixo interno de N2. De acordo com o parecer emitido, no momento da ruptura, provavelmente, não havia potência no eixo. A equipe do CTA julgou oportuna a realização de exames complementares para a conclusão da investigação, a fim de determinar o exato motivo da ruptura. Então, tornou-se necessário o parecer do grupo de projetistas do motor. Dessa forma, todo o material foi encaminhado para análise nas dependências da empresa Rolls-Royce Corporation, na cidade de Indianápolis (EUA).

Nessa nova etapa de pesquisas, foi encontrada uma concentração anormal de óleo carbonizado nos seguintes componentes:

- na superfície do diâmetro externo do eixo da turbina de potência, entre as esferas do rolamento nº7;
- na superfície do diâmetro interno e na superfície do diâmetro externo do N2 (acoplamento do eixo de N2);
- na superfície do diâmetro interno do eixo interno da turbina de potência;
- nos orifícios de entrada e de saída de óleo do suporte da turbina de potência; e
- em toda a extensão da superfície do diâmetro interno e em parte da superfície do diâmetro externo do eixo de acoplamento da turbina com o compressor.

No dia 10 de maio de 2006, foi emitido o relatório das análises realizadas na empresa Rolls-Royce Corporation por representantes da CIAA que acompanharam os trabalhos. Este relatório estava em acordo com as conclusões emitidas pelo CTA, exceto no que se refere ao questionamento de que não havia potência no momento de ruptura dos eixos. Todos os presentes, membros da CIAA e da Rolls-Royce Corporation, concordaram que, no momento da quebra do eixo, o motor desenvolvia potência.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

A empresa Helisul Táxi Aéreo Ltda. estava certificada pelo DAC, conforme Portaria nº 1482/STE, de 05 NOV 2003, a executar inspeções no hangar da Petrobrás em Porto Urucu. Entretanto, através de relatos informais, constatou-se que a empresa executava inspeções na base de operações de Porto Passarinho, onde não havia hangar, nem autorização do DAC para a realização de manutenções periódicas.

1.18 Informações adicionais

O motor Allison modelo 250C30P possui um índice de carbonização acentuado, tanto que existem procedimentos de inspeção e de manutenção para se acompanhar, através de um dreno, o nível de carbonização. O fabricante do motor ainda sugere a instalação e o uso de um filtro externo ao motor, denominado filtro limpador de óleo (*scavenge oil filter*), que é capaz de filtrar micropartículas. Contudo, o próprio fabricante do motor alega não poder exigir a instalação desse filtro por ser um componente externo ao motor.

A Divisão de Turbina de Gás da Allison (antiga detentora do projeto do motor, que atualmente está sob responsabilidade da Rolls-Royce Corporation) emitiu a *Commercial Service Letter* 3061, datada de 01 AGO 1984, revisada em 30 SET 1986, apontando os seguintes benefícios do filtro limpador de óleo (*scavenge oil filter*):

- remoção de qualquer partícula metálica em suspensão no sistema de óleo, que poderia acumular como uma "pasta" no plugue magnético;

- remoção de partículas soltas de carbono, minimizando concentrações de óleo carbonizado; e
- extensão do prazo de manutenções e/ou troca de alguns componentes do sistema de óleo lubrificante do motor.

1.19 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Nada a relatar.

2 ANÁLISE

Mediante a informação inicial transmitida pelo piloto de que houve uma súbita perda de potência após a decolagem, ocasionando a perda de controle em vôo e a queda da aeronave, a CIAA realizou exames, testes e pesquisa, a fim de confirmar a falha do motor e qual teria sido a sua origem.

Através dos exames realizados no motor, nas instalações Rolls-Royce, em São Bernardo do Campo, SP, ficou constatada a ruptura dos eixos de N1 e de N2. Entretanto, não foi possível determinar a origem da fratura, bem como se o motor desenvolvia potência no momento da ruptura dos eixos.

O motor foi encaminhado ao CTA para análise. O relatório emitido pelo CTA concluiu que, provavelmente, não havia potência quando da ruptura dos eixos de N1 e de N2 e que a seqüência de falha mais provável foi o rompimento do eixo de N1, devido à presença de carbonização entre o mesmo e o eixo interno de N2, seguido do rompimento do eixo interno de N2.

A presença de áreas carbonizadas funcionou como uma nova camada geradora de atrito, submetendo os componentes a esforços para os quais não foram projetados e provocando elevação da temperatura do material, conforme apresentado na foto 05 (página 13).

No eixo interno de N2 foram observadas trincas, provavelmente de corrosão, e corrosão superficial nas regiões próximas ao ressalto onde ocorreu a falha. A presença dessas trincas possivelmente favoreceu o rompimento do eixo de interno de N2.

O CTA orientou para que fossem pesquisadas as causas dessas trincas. Dessa forma, a CIAA fez contato com o responsável pelo projeto e encaminhou os componentes do motor para a Rolls-Royce Corporation em Indianápolis (EUA).

As pesquisas realizadas na Rolls-Royce Corporation em Indianápolis (EUA) foram acompanhadas por membros da CIAA, havendo um consenso ao concluírem que no momento da ruptura dos eixos de N1 e de N2 o motor desenvolvia potência. Além disso, foi encontrada uma concentração anormal de óleo carbonizado em diversos componentes do motor, incluindo as faces internas e externas dos eixos de N1 e de N2, além do acoplamento do eixo de N2.

Assim sendo, ficou confirmado que as áreas geradoras de atrito foram formadas pelo próprio óleo lubrificante do motor, contribuindo para elevação da temperatura do material e chegando à fusão, que ficou evidente em regiões próximas à fratura.

Após constatar a origem da falha do motor, a CIAA procurou identificar se havia barreiras que poderiam interromper a cadeia de eventos que levou ao acidente.

O motor Allison modelo 250C30P apresenta como característica o elevado índice de carbonização. No intuito de se evitar conseqüências negativas deste problema, foram desenvolvidos procedimentos de inspeção e de manutenção para se acompanhar, através

de um dreno, o nível de carbonização. Estes procedimentos faziam parte da inspeção de 150 horas, especificamente do cartão referência 72-60-00 que determinava que o valor obtido do fluxo de óleo retirado do tanque de recuperação deveria ser anotado e conservado para comparação com valores de inspeções anteriores.

O motor realizou a última inspeção de 150 horas, na oficina da empresa Helisul, em 15 OUT 2003, menos de um mês antes do acidente, e totalizou 115 horas de operação desta inspeção até o dia 12 NOV 2003, dia anterior ao acidente. Pelo que consta nos registros de inspeção, o cartão referência 72-60-00 foi executado, contudo não foi possível confirmar se os procedimentos e a infra-estrutura estavam totalmente de acordo para que as discrepâncias fossem detectadas.

A CIAA constatou indícios de que a Helisul estava executando inspeções na base de operações de Porto Passarinho, onde não havia hangar, nem autorização do DAC para a realização de manutenções periódicas. Portanto, caso a inspeção tenha sido realizada nessas condições, é possível que o mantenedor, trabalhando nas condições climáticas da Amazônia, sem proteção de hangar e sem infra-estrutura adequada, tenha deixado de constatar que o motor já apresentava discrepâncias, ao cumprir o cartão referência 72-60-00, não apenas na última inspeção de 150 horas, mas também nas anteriores. Esta hipótese é reforçada pelo fato de que é pouco provável que áreas de carbonização encontradas nos diversos componentes do motor do PT-YEE, tenham se formado somente após o dia 15 OUT 2003.

Por fim, apesar de não apresentar correlação direta com o acidente, verificou-se que o Manual Geral de Operações não era cumprido pelos pilotos, no que se refere à avaliação dos cálculos de decolagem (capítulo 6 – item 6.8.2). A realização de decolagens de áreas restritas (clareiras) e com elevadas temperaturas, sem a prévia avaliação dos dados de performance, constitui-se de um elevado potencial de risco, podendo levar a aeronave a uma situação de perda de controle em voo.

3 CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) o piloto estava com o CCF e o CHT em dia, bem como possuía experiência para realizar o tipo de voo;
- b) os Certificados de Matrícula e de Aeronavegabilidade estavam válidos;
- c) as cadernetas de célula e de motor estavam atualizadas;
- d) o motor realizou a última inspeção de 150 horas no dia 15 OUT 2003;
- e) o helicóptero decolou da base petrolífera de Porto Urucu (Coari – AM), às 16h38min, com destino a clareira n°04;
- f) as condições meteorológicas eram favoráveis ao tipo de voo;
- g) às 16h55min, o piloto efetuou o pouso na clareira n°04, embarcou cinco passageiros e decolou às 16h58min;
- h) o piloto decolou sem realizar os cálculos de decolagem, previstos no capítulo 6 – item 6.8.2 do Manual Geral de Operações da empresa;
- i) o Manual Geral de Operações da empresa não estava assinado;
- j) ao ultrapassar as copas das árvores em torno da clareira, o helicóptero apresentou uma súbita perda de potência;

- k) o piloto perdeu o controle da aeronave que colidiu contra as árvores e, em seguida, contra o solo, às 17h;
- l) o piloto e três passageiros sofreram lesões graves, dois passageiros faleceram no local.
- m) a aeronave sofreu danos graves;
- n) os laudos de análise do motor concluíram houve uma ruptura do eixo de N1 e do eixo de N2, devido à presença de carbonização entre os eixos que gerou atrito, elevação de temperatura, fusão de material e fraturas; e
- o) a fonte geradora das áreas de carbonização foi o óleo do sistema de lubrificação do motor.

3.2 Fatores contribuintes

3.2.1 Fator humano

3.2.1.1 Aspecto médico

Não contribuiu.

3.2.1.2 Aspecto psicológico

3.2.1.2.1 Cultura organizacional – indeterminado

De acordo com os dados coletados, a organização dispunha de princípios e de ações que contrariavam a segurança da atividade, não possuía uma política de acompanhamento de pessoal, a seleção de pessoal era realizada com base em critérios informais, além de não haver um acompanhamento do trabalho executado pela manutenção. Houve, inclusive, uma suspeita da execução de inspeções em local inadequado. Tal comportamento organizacional pode ter influenciado as atitudes complacentes do chefe de manutenção, configurando assim um cenário que pode ter contribuído para a ocorrência do acidente.

3.2.1.3 Aspecto operacional

3.2.1.3.1 Manutenção da aeronave – indeterminado

O motor havia executado a inspeção de 150 horas no dia 15 OUT 2003, menos de um mês antecedente ao acidente, na própria empresa Helisul. Nesta inspeção o cartão referência 72-60-00 determinava que o valor do fluxo de óleo retirado do tanque de recuperação deveria ser anotado e conservado para comparações com fluxos anteriores. Uma mudança significativa de valor seria um indicativo do elevado índice de carbonização do motor. Em função da grande quantidade de áreas de carbonização encontradas nos componentes do motor, é pouco provável que as mesmas tenham se formado apenas após o dia 15 OUT 2003.

3.2.1.3.2 Supervisão gerencial – indeterminado

Foram encontrados indícios de que a Helisul estava executando inspeções na base de Porto Passarinho, sem hangaragem e sem infra-estrutura adequada. Caso de fato isso tenha ocorrido, é possível que o mantenedor tenha deixado de identificar falhas em componentes do motor devido às condições inadequadas de trabalho.

3.2.2 Fator material

3.2.2.1 Projeto – contribuiu

Os laudos técnicos do motor indicaram que havia várias áreas de carbonização nos componentes internos do motor, formadas pelo óleo do sistema de lubrificação. As áreas de carbonização geraram atrito entre os eixos de N1 e de N2, elevação de temperatura, fusão de material e a fratura que ocasionou a perda de potência em vôo.

O elevado índice de carbonização é uma característica indesejável do motor Allison modelo 250C30P. O fabricante criou, inclusive, procedimentos de inspeção e de manutenção para se acompanhar, através de um dreno, o nível de carbonização.

4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA OPERACIONAL

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

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

Recomendações de Segurança Operacional emitidas pelo CENIPA

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

RSO (A) 037/2010 – CENIPA

Emitida em 19/03/2010

1. Avaliar a possibilidade de emitir uma Diretiva de Aeronavegabilidade para as aeronaves equipadas com motores Allison modelo 250C30P, determinando a aplicação do filtro limpador de óleo (*scavenge oil filter*), que é capaz de filtrar micropartículas, conforme a *Commercial Service Letter* 3061, datada de 01 AGO 1984, revisada em 30 SET 1986, emitida pela Divisão de Turbina de Gás da Allison (antiga detentora do projeto do motor).

O SERIPA VII deverá, no prazo de seis meses:

RSO (A) 038/C/2010 – CENIPA

Emitida em 19/03/2010

1. Realizar uma Auditoria de Segurança Operacional nas instalações da empresa Helisul, na base operacional de Porto Urucu (Coari, AM), a fim de avaliar os atuais procedimentos operacionais e de manutenção.

Os SERIPA I, II, III, IV, V, VI e VII deverão, no prazo de seis meses:

RSO (A) 039/C/2010 – CENIPA

Emitida em 19/03/2010

1. Divulgar o conteúdo deste Relatório para as empresas operadoras de helicópteros, empresas de manutenção de helicópteros e empresas de manutenção de motores, em especial motores Allison modelo 250C30P, de sua respectiva área de jurisdição, a fim de disseminar os ensinamentos oriundos deste processo de investigação.

5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

Nada a relatar.

6 DIVULGAÇÃO

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC);
- Helisul Táxi Aéreo Ltda.;

- Rolls-Royce do Brasil (São Bernardo do Campo – SP); e
- SERIPA I, II, III, IV, V, VI e VII.

7 ANEXOS

Não há.

Em, 19/03/2010