

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A - Nº 100/CENIPA/2012**

<b><u>OCORRÊNCIA:</u></b>	<b>ACIDENTE</b>
<b><u>AERONAVE:</u></b>	<b>PT-YFP</b>
<b><u>MODELO:</u></b>	<b>A-109C</b>
<b><u>DATA:</u></b>	<b>05JAN2009</b>



# ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

## ÍNDICE

SINOPSE.....	4
GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS.....	5
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS .....	7
1.1 Histórico da ocorrência.....	7
1.2 Danos pessoais .....	7
1.3 Danos à aeronave .....	7
1.4 Outros danos .....	7
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes.....	7
1.6 Informações acerca da aeronave .....	8
1.7 Informações meteorológicas.....	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.....	14
1.13.1 Aspectos médicos.....	14
1.13.2 Informações ergonômicas .....	14
1.13.3 Aspectos psicológicos .....	15
1.14 Informações acerca de fogo .....	15
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	16
1.16 Exames, testes e pesquisas .....	17
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento .....	23
1.18 Aspectos operacionais.....	23
1.19 Informações adicionais.....	25
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação .....	29
2 ANÁLISE .....	29
3 CONCLUSÃO.....	35
3.1 Fatos.....	35
3.2 Fatores contribuintes .....	35
3.2.1 Fator Humano.....	35
3.2.2 Fator Material .....	36
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV) .....	37
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	39
6 DIVULGAÇÃO.....	41
7 ANEXOS.....	41

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PT-YFP, modelo A-109C, ocorrido em 05JAN2009, classificado como falha do motor em voo.

Durante a aproximação final para o pouso, ocorreu falha dos motores. Na tentativa de realizar um pouso de emergência, a aeronave tocou bruscamente o solo.

O piloto sofreu ferimentos graves, um passageiro faleceu carbonizado pelo fogo, três sofreram lesões graves, e um sofreu lesões leves.

A aeronave ficou completamente destruída.

Houve a designação de representante acreditado da *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV) da Itália, Estado de fabricação da aeronave, do *National Transportation Safety Board* (NTSB) dos Estados Unidos da América (EUA), Estado de fabricação dos motores e do *Air Accidents Investigation Branch* (AAIB) do Reino Unido, Estado de fabricação de um dos componentes dos motores.

Em virtude de um atraso na notificação ao NTSB, a pesquisa dos motores foi realizada sem a presença do representante acreditado dos EUA, embora o investigador encarregado do CENIPA estivesse presente.

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AAIB	<i>Air Accidents Investigation Branch</i>
AGL	<i>Above Ground Level</i> – Acima do nível do solo
ALA	Divisão de Aerodinâmica do IAE
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANSV	<i>Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo</i>
ATS	Serviços de Tráfego Aéreo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CCF	Certificado de Capacidade Física
CEB	<i>Commercial Engine Bulletin</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CFR	<i>Code of Federal Regulations</i>
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CIAA	Comissão de Investigação de Acidente Aeronáutico
CSL	<i>Commercial Service Letter</i>
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> – Gravador de Voz de Cabine
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FADEC	<i>Full Authority Digital Engine Control</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> – gravador de dados de voo
FL	<i>Flight Level</i> – nível de voo
HBV	Horário Brasileiro de Verão
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> – Regras de voo por instrumento
IFRH	Habilitação de operação - Voo por Instrumentos - Helicóptero
JAR	<i>Joint Aviation Requirements</i>
LAT	Latitude
LONG	Longitude
NDT	<i>Nondestructive testing</i> – ensaio não destrutivo
OEI	<i>One Engine Inoperative</i>
PLAH	Licença de Piloto de Linha Aérea – Helicóptero

PN	<i>Part Number</i> – número de parte ou peça
PPH	Licença de Piloto Privado – Helicóptero
PPR	Licença de Piloto Privado – Avião
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RRB	<i>Rolls-Royce Brasil</i>
RRC	<i>Rolls-Royce Corporation</i>
RSV	Recomendação de Segurança de Voo
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> – número de série
TBO	<i>Time Between Overhaul</i> – Tempo entre Revisões Gerais
TPP	Categoria Serviços Aéreos Privados
TSN	<i>Time Since New</i> - Tempo desde novo
TSO	<i>Time Since Overhaul</i> – Tempo desde a Revisão
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> – Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> – Regras de voo visual
VTE	Vistoria Técnica Especial
VTI	Vistoria Técnica Inicial

<b>AERONAVE</b>	<b>Modelo:</b> A-109C <b>Matrícula:</b> PT-YFP <b>Fabricante:</b> AGUSTA	<b>Operador:</b> Interboat Center Revenda de Barcos Ltda.
<b>OCORRÊNCIA</b>	<b>Data/hora:</b> 05JAN2009 / 17:00 UTC <b>Local:</b> Fazenda Barreiro <b>Lat.</b> 23°11'48"S – <b>Long.</b> 047°05'38"W <b>Município – UF:</b> Itupeva - SP	<b>Tipo:</b> Falha do motor em voo

## 1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

### 1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou da residência do proprietário da aeronave na cidade de Parati, RJ, aproximadamente, às 15h30min HBV, com destino à Fazenda Barreiro, na cidade de Itupeva- SP.

Nas proximidades da cidade de Campinas, SP, o piloto cancelou o plano de voo por instrumentos (IFR) e, em condições visuais (VFR), aproximou para a Fazenda Barreiro.

Durante a aproximação final, houve a falha de ambos os motores, o que obrigou o piloto a executar um pouso forçado.

### 1.2 Danos pessoais

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

### 1.3 Danos à aeronave

O helicóptero foi completamente consumido pelo fogo após o impacto contra o solo.

### 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	6.000:00
Totais nos últimos 30 dias	20:00
Totais nas últimas 24 horas	02:00
Neste tipo de aeronave	400:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	20:00
Neste tipo nas últimas 24 horas	02:00

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo piloto.

### **1.5.1.1 Formação**

O piloto realizou o curso de Piloto Privado – Avião (PPR) no Aeroclube de Bragança Paulista, SP, em 1986, e o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) na EACON-SP, em 1979.

### **1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados**

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea – Helicóptero (PLAH) e estava com as Habilitações Técnicas de aeronave tipo A-109C e de voo por instrumentos (IFRH) válidas.

### **1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo**

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

### **1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde**

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

## **1.6 Informações acerca da aeronave**

A aeronave, de número de série 7615, foi fabricada pela Indústria Aeronáutica Agusta, em 1990.

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

As inspeções programadas estavam em dia e os registros de manutenção estavam corretos, com exceção das inspeções de pré-voo e pós-voo, que não vinham sendo feitas conforme previsto no Manual de Manutenção da aeronave.

O helicóptero foi importado pelo operador em 2004, passou por diversas inspeções durante o ano de 2005 e, segundo registros, foi liberado para o voo em 24MAR2006.

O diário de bordo e as cadernetas de motor e célula foram queimados no acidente.

Este fato dificultou o cômputo preciso das horas, bem como a verificação do cumprimento das inspeções.

Entretanto, registros feitos pelas empresas responsáveis pela manutenção e documentos apresentados pelo operador indicam que o helicóptero tinha 2.834,5 horas totais de voo e havia voado 300,3 horas após *overhaul*.

## **1.7 Informações meteorológicas**

Pelas informações meteorológicas disponíveis concluiu-se que as condições no local do acidente estavam favoráveis ao voo visual.

## **1.8 Auxílios à navegação**

Nada a relatar.

## **1.9 Comunicações**

O contato bilateral do helicóptero com os Órgãos do Serviço de Tráfego Aéreo (ATS) foi considerado adequado e não influenciou no acidente.



### 1.10 Informações acerca do aeródromo

A área de pouso do helicóptero na Fazenda Barreiro não era homologada.

Abaixo, apresenta-se um esquema ilustrando as duas aproximações realizadas pelo piloto. A linha vermelha representa a primeira aproximação feita para um heliponto que, à época do acidente, estava em processo final de homologação junto à ANAC.

O círculo vermelho representa o local desse heliponto no terreno (a imagem do mapa não estava atualizada).

Para facilitar o desembarque dos passageiros, foi feita uma arremetida e foi realizado outro circuito, representado pela linha em azul, e uma segunda aproximação, para um local mais próximo da residência.



Foto nº1: esquema ilustrando as duas aproximações realizadas pelo piloto.

A seta amarela representa a direção estimada do vento, que estava com intensidade de, aproximadamente, 14kt na hora do acidente.

A área de pouso escolhida pelo piloto (círculo azul), não era homologada e, apesar disso, era muito utilizada pelo proprietário para o pouso do helicóptero.

O RBHA 91.327 (Operação de Helicópteros em Locais não Homologados ou Registrados) definia que pousos e decolagens de helicópteros em locais não homologados ou registrados podem ser realizados, como operação ocasional, sob total responsabilidade do operador.

### 1.11 Gravadores de voo

Não requeridos e não instalados.

### 1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

Um estudo, feito pela ALA (Divisão de Aerodinâmica do IAE-DCTA), estabeleceu o fator de carga ao qual foi submetida a estrutura do helicóptero durante o impacto contra o solo.

O valor máximo encontrado foi de 14G, estimado a partir da velocidade do helicóptero no momento do impacto, que, por sua vez, foi determinada a partir das posições de referências e dos tempos que foram registrados no vídeo.

O valor encontrado era inferior ao que foi obtido pela simulação de queda livre a partir da altura de 9,898m, o que mostra que houve ação no comando do coletivo, que já não possuía energia cinética suficiente para amortecer completamente a queda da aeronave.

A sequência de fotos a seguir foi retirada das imagens da câmera de segurança da fazenda e estão ordenadas em uma sequência lógica de eventos.

Na parte superior esquerda de cada imagem existem informações da data e hora da ocorrência, com registro de milésimos de segundo.



Foto nº2: aeronave na aproximação para o heliponto.

Na foto nº2, observa-se fogo na região dos motores. Logo abaixo e à esquerda do helicóptero, observa-se um pinheiro levemente inclinado à esquerda. A área de toque prevista, antes de ocorrer a emergência, seria o círculo de cimento no solo.



Foto nº3: aeronave na aproximação para o heliponto.



A foto nº3 mostra o helicóptero momentos antes do toque no solo. Observa-se que existe uma leve inclinação para a direita.

No momento do toque, o helicóptero estava com um leve deslocamento lateral para a direita e o trem de pouso direito tocou antes dos demais.



Foto nº4: aeronave no momento do choque contra o solo.

A foto nº4 mostra o momento do impacto do helicóptero contra o solo, quando há a máxima deformação da sua estrutura. Observa-se que há fogo nos dois lados do helicóptero, proveniente do compartimento dos motores.

Há o *flapeamento* das pás do rotor principal. O helicóptero se inclina ligeiramente para a direita.



Foto nº5: aeronave após o choque, inclinada para direita.

O Helicóptero inclinou-se para a direita logo após o choque contra o solo em função do deslocamento lateral. No detalhe acima (circulo verde), observa-se um spray saindo do helicóptero. Trata-se do combustível que foi expelido em função do rompimento do tanque principal de combustível.



Foto nº6: vazamento de combustível da aeronave para o solo.

Na foto nº6, verifica-se o detalhe do *spray* de combustível atingindo o solo. Estima-se que uma grande quantidade de combustível invadiu a cabine de passageiros em razão da velocidade com que o fogo se alastrou. Dois passageiros tiveram queimaduras químicas em função do combustível em contato com a pele.



Foto nº7: colisão do rotor principal contra o solo.

Na foto nº7, observa-se o momento em que o rotor principal colidiu contra o solo. A inércia era tão pouca que não houve, como consequência, a movimentação da fuselagem



do helicóptero. As pás do rotor principal ficaram relativamente intactas. Observa-se o fogo já se expandindo na lateral esquerda do helicóptero e na parte superior, próxima ao rotor principal.



Foto nº8: o helicóptero tornou a ficar paralelo com o solo.

Nesta imagem observa-se que o helicóptero tornou a ficar em paralelo com o solo. Isto foi considerado indício de que o trem de pouso direito suportou o impacto e não quebrou. O fogo começou a se alastrar rapidamente.



Foto nº9: uma sobrevivente abandonando a aeronave.

A foto nº9 mostra uma das sobreviventes saindo do helicóptero em chamas. O início da fumaça preta indica que outros combustíveis, além do querosene, começaram a queimar.

Na sequência a seguir, o piloto e um dos passageiros (observador) já estão fora do helicóptero e a célula da aeronave é totalmente consumida pelo fogo.



Foto nº10: a fumaça preta indica que outros combustíveis, além do querosene, começaram a queimar.



Foto nº11: a aeronave é totalmente consumida pelo fogo, 01 minuto e 49 segundos após o impacto contra o solo.

### 1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

#### 1.13.1 Aspectos médicos

Não contribuíram para o acidente.

#### 1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

### **1.13.3 Aspectos psicológicos**

#### **1.13.3.1 Informações individuais**

O piloto era o responsável pela operação da aeronave, por toda a parte administrativa que envolvia a atividade aérea e também pela manutenção da aeronavegabilidade do helicóptero.

Tratava-se de pessoa aparentemente bem relacionada no âmbito profissional. Todos os entrevistados que falaram sobre o acidente do PT-YFP com a Comissão de Investigação de Acidente Aeronáutico (CIAA), referiram-se ao comandante como sendo um profissional conhecedor da operação da aeronave e das regras do ar, proativo e exigente com relação à segurança de voo.

#### **1.13.3.2 Informações psicossociais**

Durante a investigação, todas as evidências levam a um ambiente de trabalho saudável, sedimentado pela confiança mútua e disponibilidade de recursos para manter a máxima segurança da operação aérea.

#### **1.13.3.3 Informações organizacionais**

O helicóptero era registrado na categoria TPP e era operado desta forma, para o transporte do proprietário, familiares e amigos.

O helicóptero era homologado para um piloto, tanto para voos VFR, como IFR. Para o caso de voos de longa distância, e/ou em condições IFR, o piloto, com anuência do dono do helicóptero, convidava outro piloto para acompanhar o voo como observador.

Apesar da carga de trabalho e da responsabilidade do piloto na operação do helicóptero, as condições de trabalho foram descritas como bem satisfatórias e, aparentemente, o piloto tinha total apoio e confiança do dono da aeronave para realizar seu trabalho.

### **1.14 Informações acerca de fogo**

O fogo teve início nos motores, com o helicóptero ainda em voo, e surgiu em função da explosão do motor direito.

O motor esquerdo, por sua vez, teve o tubo de alimentação de combustível atingido por partes do motor direito. O rompimento desse tubo, após a bomba de combustível, permitiu que o querosene fosse jogado no berço do motor esquerdo, que começou a pegar fogo.

As imagens das câmeras de segurança da fazenda mostram que havia fogo nos dois lados da aeronave, na região dos motores, antes do impacto contra o solo.

Em razão do impacto contra o solo, uma grande quantidade de querosene foi jogada para fora da aeronave; outro tanto invadiu a cabine de passageiros.

O fogo se alastrou rapidamente.

Em menos de dois minutos após o impacto, a cabine de passageiros estava em chamas, sem condições de sobrevivência.



Foto nº12: a aeronave totalmente consumida pelo fogo.

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

Apesar de a aeronave ter se chocado bruscamente contra o solo, foi possível a sobrevivência de cinco dos seis ocupantes da aeronave.

Todos os sobreviventes saíram da aeronave sem auxílio de terceiros.

Após o impacto contra o solo, uma grande quantidade de combustível invadiu a cabine dos passageiros.

Uma das passageiras teve ferimentos graves em todo o corpo em função de queimadura química provocada pelo querosene em contato com a pele.

O piloto também foi molhado pelo combustível e teve grande parte do seu corpo queimado.

O observador, sentado na cadeira dianteira da esquerda, tentou abrir a porta do seu lado, mas não conseguiu em função de a mesma estar travada. Rapidamente, passou por cima do piloto e saiu da aeronave pelo para-brisa direito, quebrado em razão do impacto.

O piloto, segundo relato próprio, não percebeu que a aeronave estava em chamas. Sentia muitas dores e só tomou consciência da gravidade da situação quando o observador o chamou. Relatou que, ao posicionar sua mão direita na porta, sentiu o fogo em seu braço, mão direita e face. Abriu a porta com a mão esquerda e conseguiu sair da aeronave se arrastando no solo.

Os três passageiros que sobreviveram ao acidente saíram pela porta traseira direita, andando. Um deles teve fratura explosiva de vértebra lombar e precisou ser operado. A esposa do dono da aeronave teve dores lombares e queimaduras de segundo grau em função do contato do querosene com sua pele. O outro passageiro sofreu ferimentos leves.

O passageiro que faleceu foi encontrado nos destroços da aeronave, junto com seu cachorro. Existe a possibilidade de a porta traseira esquerda ter tido sua abertura dificultada em razão do impacto.



Pode-se supor que, na tentativa de salvar o cachorro, a vítima tenha sido surpreendida pelo fogo e, por isso, não conseguiu abandonar o helicóptero. Outra possibilidade seria a vítima estar sem o cinto de segurança na hora do pouso e ter ficado inconsciente em razão do forte impacto contra o solo.

Ainda, é possível que, em função de sua idade ou de alguma lesão decorrente do pouso de emergência, tenha havido alguma deterioração física que impossibilitou o abandono da aeronave.

As altas temperaturas destruíram todos os indícios que poderiam auxiliar a comissão a determinar com maior precisão o motivo deste passageiro não ter conseguido sair da aeronave.

### 1.16 Exames, testes e pesquisas

O helicóptero estava equipado com dois motores Allison, modelo 250-C20R/1, SN CAE 295164 (motor nº1) e SN CAE 295163 (motor nº2)

Os motores do helicóptero foram removidos e enviados para a *Rolls-Royce Brasil* (RRB), para serem abertos e analisados internamente.

A falha do motor nº1 foi considerada consequência da explosão do motor nº2. Fragmentos provenientes deste motor atingiram o tubo de alimentação de combustível do motor nº1, causando a sua parada. Em função disto, os trabalhos de investigação se concentraram no motor nº2.

O motor nº2 foi desmontado e suas peças foram enviadas ao DCTA (Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial) para que uma verificação metalográfica fosse feita, com o objetivo de tentar definir a sequência de falha desse motor.

Após a análise criteriosa de cada parte do motor nº2, as evidências apontaram para a falha do *Pinion to Power Turbine Coupling* (PN 6870832, SN 67408).

Como resultado da análise feita no DCTA, chegou-se ao seguinte resultado:

*“As análises realizadas nos componentes do motor indicaram que o Pinion PT Coupling (aka corncob) apresentou trincas, provavelmente de fadiga.*

*O mecanismo de propagação não pode ser determinado devido a uma oxidação da superfície de fratura, que deve ter ocorrido após a ruptura da peça em consequência das condições do acidente.*

*A trinca principal que levou à falha do componente apresenta características macroscópicas que sugerem um mecanismo de fadiga em flexão rotativa, devido ao desalinhamento das cargas impostas ao componente.*

*Os danos observados nos outros componentes examinados parecem ser consequência da falha primária.*

*De acordo com os resultados das análises realizadas, a falha do componente Pinion PT Coupling (aka corncob) é a mais provável de ter sido a causa primária que levou ao acidente”.*

O laudo do DCTA não foi conclusivo e a *Rolls-Royce Corporation* (RRC) se prontificou a estender os testes em seu laboratório, na cidade de Indianápolis, Indiana, EUA.

Após a análise realizada em sua fábrica, a RRC chegou ao seguinte resultado:

*“The pinion to power turbine coupling from engine #2 separated from a rotating bending fatigue from the outer diameter at the radius forward of the aft seal.*

*There were no material or geometric anomalies present.*

*All other damage observed was consistent with secondary damage after the separation of the pinion to power turbine coupling adapter.”*

Em uma tradução livre:

*“O pinion to power turbine coupling do motor n<sup>2</sup> se separou por fadiga em flexão rotativa a partir do diâmetro externo no raio à frente do aft seal.*

*Não houve anomalias materiais ou geométricas presentes.*

*Todos os outros danos observados eram consistentes com danos secundários após a separação do pinion to power turbine coupling adapter.”*

O relatório da RRC trazia, ainda, como conclusão, na parte relativa aos resultados de medição de partes:

*“Based upon the dimensions that were taken, it is possible that there would have been a reduction in the misalignment capability of the part. The potential reductions are provided below.*

*Misalignment capability between the Fwd Spline and Aft Seal Land: Potential Reduction = 9%*

*Misalignment capability between the Aft Spline and the Aft Seal Land: Potential Reduction = 9%*

*Misalignment capability between the two Seal Lands: Potential Reduction = 31%*

*The reductions are only potential and it is not definitive that the part actually had a reduction in misalignment capability because it was not possible to take all necessary dimensions. Although definitive conclusions about the root cause of failure cannot be made based upon the available measurements, the misalignment capability of the coupling remains a possible contributor to the failure.”*

Em uma tradução livre:

*“Baseando-se nas dimensões tiradas, é possível ter havido uma redução na capacidade de suportar desalinhamento da peça (Pinion to Power Turbine Coupling). As reduções potenciais são listadas a seguir.*

*Capacidade de suportar desalinhamento entre o Fwd Spline e Aft Seal Land: Redução Potencial = 9%*

*Capacidade de suportar desalinhamento entre o Aft Spline e Aft Seal Land: Redução Potencial = 9%*

*Capacidade de suportar desalinhamento entre as duas Seal Lands: Redução Potencial = 31%*

*As reduções são apenas potenciais e não se pode afirmar que a parte teve efetivamente sua capacidade de suportar desalinhamento diminuída porque não foi possível avaliar todas as dimensões necessárias. Embora conclusões definitivas sobre a causa raiz da falha não possam ser feitas baseadas nas medições disponíveis, a capacidade de suportar desalinhamento do coupling permanece um possível fator contribuinte para a falha.”*

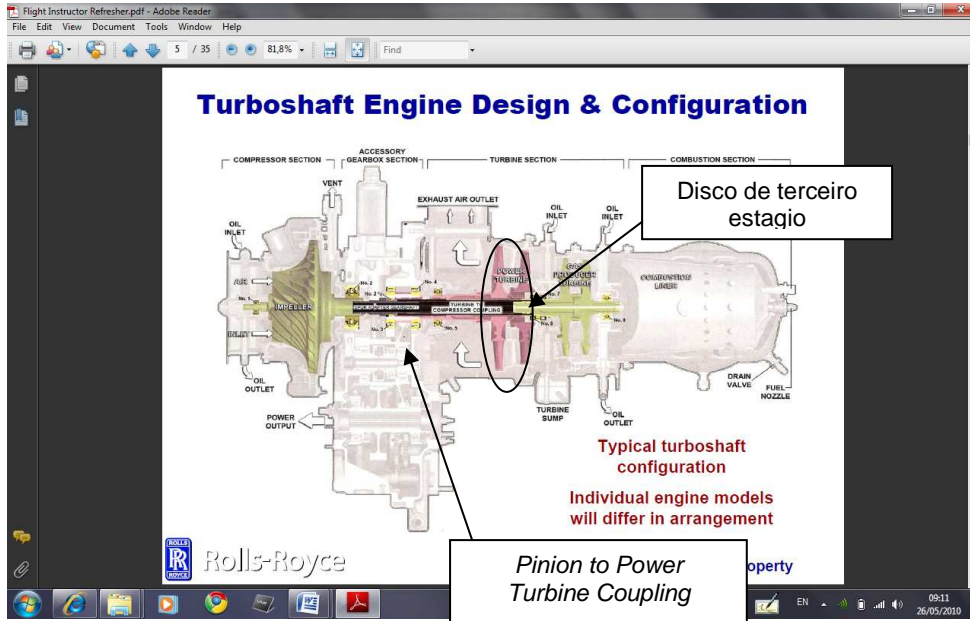


Foto nº13: posição do *Pinion to Power Turbine Coupling* e do disco do terceiro estágio.

O *Pinion to Power Turbine Coupling* foi encontrado fraturado na região em destaque na foto nº14 e as análises metalográficas indicaram a presença de trincas. Não foi possível determinar como estas trincas se propagaram em função dos danos na peça em consequência do acidente e do fogo.

A falha apresentava características macroscópicas que sugerem um mecanismo de fadiga em flexão rotativa devido a um desalinhamento das cargas impostas ao componente.

Essa fratura levou à desconexão dos discos de terceiro e quarto estágio do motor. Este desacoplamento fez com que os discos de turbina girassem sem carga.

Como consequência, a velocidade de giro aumentou para valores muito acima do estipulado no projeto do motor e ocorreu a sobrevelocidade no eixo de N2.



Foto nº14: situação do *Pinion to Power Turbine Coupling*.

De fato, o disco de quarto estágio estava com todas as suas palhetas rompidas na base por sobrecarga, o que é um indicio de que houve sobrevelocidade. O disco de terceiro estágio foi lançado para fora do motor e não foi encontrado.

Outra possibilidade apontada nas pesquisas seria a falha do disco de terceiro estágio da turbina. Esta peça foi expelida do motor e não foi encontrada pela CIAA.

É importante ressaltar que, considerando-se a possibilidade de a falha primária ter ocorrido no disco de terceiro estágio, seria muito difícil o despalhetamento do disco de quarto estágio em função do desalinhamento de eixos, o que, teoricamente, levaria ao seu travamento.

O motor é composto pelos seguintes módulos: compressor, caixa de acessórios, turbina e combustão.

O módulo de turbina é acoplado à caixa de acessórios e mantido solidário, por meio de prisioneiros da caixa de acessórios e das porcas autofrenantes, devidamente “torqueadas”, conforme especificado no manual.

No acoplamento do módulo de turbina não havia qualquer possibilidade de ajuste, por parte do mecânico que realizava a manutenção preventiva, no que se refere ao alinhamento do módulo.

O sistema possui diversas partes individuais, compostas por eixos estriados internos, externos e rolamentos, em que, pelo projeto do fabricante, há uma inerente capacidade de absorção de algum desalinhamento na montagem dessas peças.

O fabricante informou que, durante o acoplamento dos módulos do motor, se o mecânico aplicar torques diferentes daqueles previstos no Manual de Manutenção, pode haver um desalinhamento dos eixos; por outro lado, não há evidências que sugerissem que o torque nos parafusos tenha sido aplicado de forma errada durante a última intervenção feita no motor.

Quando se fala em desalinhamento de eixos que giram em torno de 34.000 RPM, espera-se ter evidências deste desalinhamento nas conexões das diversas partes que compõem o eixo.

O relatório da própria RRC relatou que não há evidências claras que possam comprovar que efetivamente houve este desalinhamento.

Por outro lado, observou-se que o *Pinion to Power Turbine Coupling* estava em operação desde 1997 e havia voado, até a data do acidente, 3.745,2 horas TSN (*Time Since New*) e 300,3 horas TSO (*Time Since Overhaul*).

O *overhaul* da peça, previsto para 3.500 horas, foi feito por uma empresa na Inglaterra, quando a mesma já havia voado 3.444,9 horas em diversas aeronaves.

Após consulta aos manuais de manutenção e aos técnicos da RRC, foi constatado que o *overhaul* desta peça consiste de uma verificação das suas condições por meio de ensaio não destrutivo (NDT) e tomada de medidas que, estando dentro de limites estabelecidos pelo fabricante, permitem o seu retorno ao serviço.

## Tanque de combustível

Existem fortes evidências de que o tanque de combustível da aeronave tenha se rompido em razão do impacto do helicóptero contra o solo e este fato tenha contribuído para que o fogo tenha se alastrado com muita rapidez.

Foi constatado que os tanques de combustível principais, instalados no PT-YFP, foram fabricados em DEZ/1988 e incorporados à aeronave em março de 1989, durante o processo de fabricação do helicóptero.

Eram em número de dois (PN 109-0611-02-111 / SN 36977 e PN 109-0611-02-112 / SN 36978). Posteriormente, no ano de 1990, foi instalado o tanque auxiliar, composto de três células (PN 109-0708-05-105 / SN 62436, PN 109-0708-05-103 / SN 62435 e PN 109-0708-05-101 / SN 62376).

Não houve troca dos tanques desde o início da operação do helicóptero. O plano de manutenção não previa troca dos tanques e considerava-os *ON CONDITION*, ou seja, deviam ser inspecionados periodicamente de acordo com as orientações previstas no Manual de Manutenção e trocados somente se fosse constatada alguma falha que justificasse tal ação.

Os registros de manutenção indicavam que todas as práticas requeridas em Manual de Manutenção tinham sido executadas nos tanques da aeronave.

Durante a grande inspeção, feita no decorrer de 2005, os tanques foram removidos e testados conforme previsto pelo fabricante, não sendo constatada nenhuma falha.

Como os tanques de combustível foram totalmente consumidos pelo fogo e não foi possível executar nenhuma análise no material, analisou-se a posição do tanque de combustível em outra aeronave, a fim de tentar identificar o que poderia ter contribuído para o seu rompimento durante o impacto contra o solo.



Foto nº15: posição da cabine de passageiros, bancos traseiros e tanques de combustível.

Os tanques de combustível principais do A-109C são compostos de duas células independentes, abastecidas por bocais independentes, que alimentam os motores por meio de dutos e bombas de pressurização.

São produzidos em fibra de nylon e borracha, em diversas camadas e possuem o formato em “L”, que se ajusta ao banco traseiro da aeronave.

A foto nº15 foi tirada em uma aeronave similar à do acidente e retrata a cabine de passageiros, especificamente, o local onde se acomodam os passageiros sentados nos bancos traseiros.

Os velcros são utilizados para a fixação das almofadas na fuselagem e os passageiros, efetivamente, se sentam sobre o tanque de combustível.

Observou-se que a separação entre eles é feita por uma parede que pertence à célula da aeronave e que o acesso ao tanque de combustível se dá pela cabine de passageiros, por meio da remoção de 14 parafusos e pela retirada da janela de inspeção do tanque.

O tanque pode, ainda, ser acessado por meio da retirada do painel do assento do banco traseiro.

O tanque auxiliar fica posicionado mais atrás, do lado direito e abaixo do bagageiro do helicóptero. É composto por três células distintas que alimentam os tanques principais por gravidade. Estava vazio no momento do acidente.

A foto nº16 mostra a posição exata dos tanques principais e auxiliar na fuselagem do helicóptero.

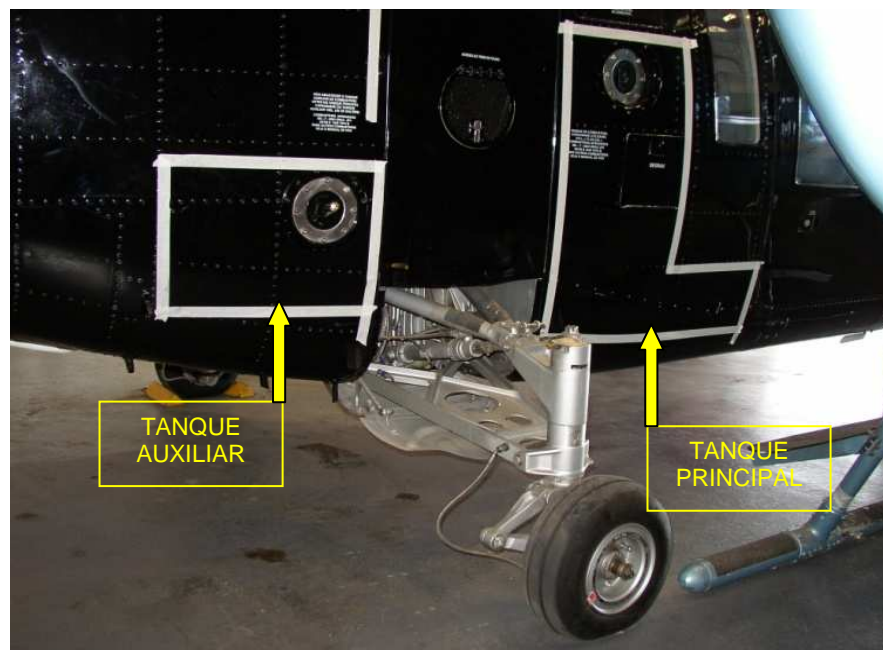


Foto nº16: posição dos tanques principais e auxiliar na fuselagem do helicóptero.



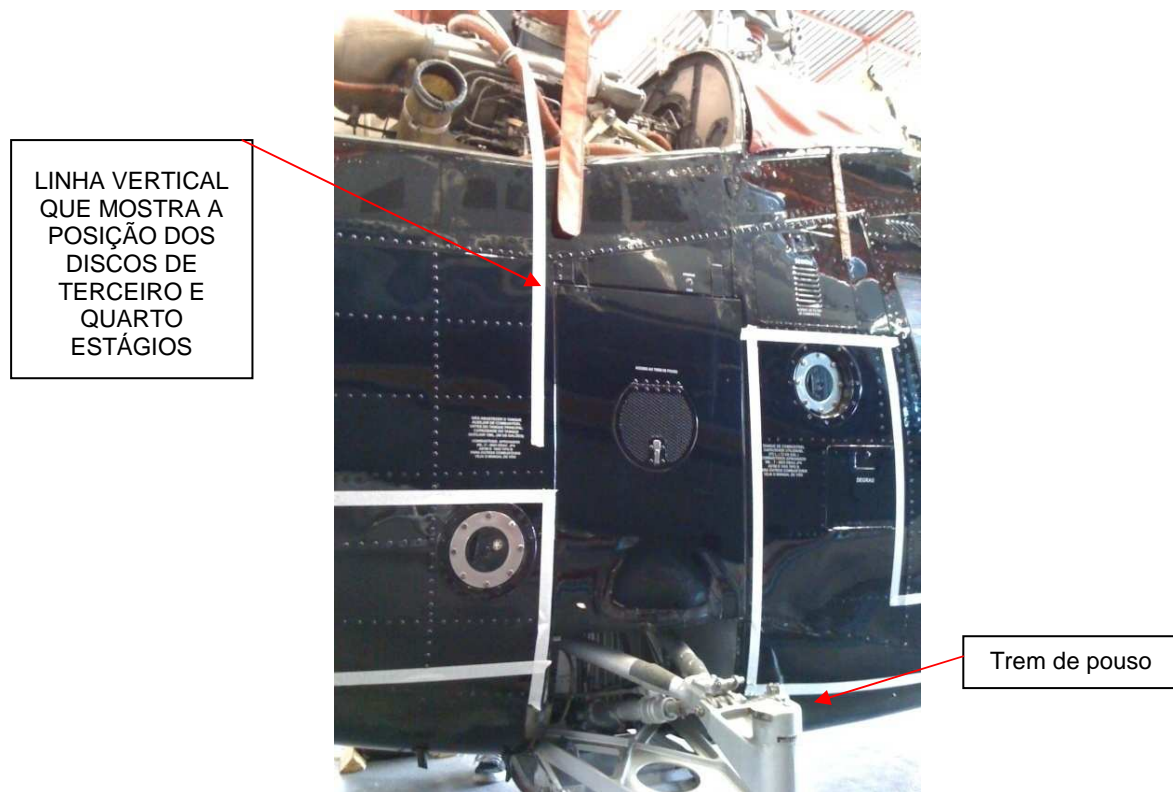


Foto n°17: posição do trem de pouso direito em relação aos tanques de combustível.

Na foto n°17, a linha vertical feita com fita branca define exatamente a posição dos discos de terceiro e quarto estágios do motor, em relação aos tanques de combustível.

O tanque principal fica afastado lateralmente da linha dos discos de terceiro e quarto estágio dos motores.

As marcas dos fragmentos do motor n°2 na parede de fogo sugerem que os estilhaços se propagaram verticalmente ao motor e não há indícios de que algum fragmento do motor tenha saído com ângulo suficiente para atingir o tanque de combustível e contribuir para o seu rompimento.

### 1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

Nada a relatar.

### 1.18 Aspectos operacionais

O piloto era o único tripulante que operava a aeronave e voava para o proprietário desde 2006.

Estava acostumado com o tipo de operação, com as exigências do trabalho e com as rotas normalmente voadas.

No dia do acidente, o PT-YFP decolou de São Paulo (Heliponto Helipark) para Angra dos Reis, a fim de transportar um amigo do dono da aeronave, desta localidade para Maresias, Litoral Norte de São Paulo.

Na decolagem de São Paulo, a aeronave estava com 450 kg totais de combustível e foi utilizado o nível de voo 075 (FL 075), com Plano de Voo Visual (VFR).

O trecho Angra dos Reis - Maresias foi feito com 6 pessoas a bordo e 1000 pés acima do nível do solo (AGL).

Após o desembarque dos passageiros em Maresias, a aeronave decolou para Paraty para fazer o transporte do proprietário do helicóptero e sua família para Itupeva, interior de SP.

O trecho Maresias - Paraty foi feito apenas com o piloto e o observador a bordo. Na chegada a Paraty, foi feito um pouso no aeródromo da cidade e o helicóptero foi novamente abastecido.

A decolagem de Paraty para Itupeva foi feita com 400kg de combustível nos tanques e 06 pessoas a bordo.

A decolagem de Paraty ocorreu às 15h30min local, e foi apresentado um Plano de Voo via telefone à sala de tráfego do Aeroporto do Galeão, no Rio de Janeiro, RJ.

De acordo com o plano de voo apresentado, foi realizada uma subida em condições visuais (VFR) até a posição USABA, onde as regras de voo foram modificadas para instrumentos (IFR) e o nível de voo solicitado foi o FL 100, com proa de São José dos Campos.

Ao bloquear esta cidade, o PT-YFP aproou Guarulhos. Após, aproou Bragança e, a 20nm de Campinas, iniciou a descida.

Ao cruzar 5.000 pés, em condições de voo visuais (VFR), houve a solicitação ao controle para prosseguir VFR para Itupeva. Autorizado pelo controle, o PT-YFP aproou Itupeva.

Ao avistar Itupeva, o controle de tráfego foi informado e liberou a aeronave para o pouso na fazenda de destino, liberando a frequência.

Ao se aproximar da fazenda, com o trem baixado e travado, a aeronave aproou o Heliponto, que estava em fase final de homologação, junto à ANAC.

O objetivo desta manobra, relatado pelo piloto, era de checar o comportamento do helicóptero em função do vento estar muito forte, segundo o seu julgamento.

Após a aproximação, foi feito um pairado sobre a área de pouso e iniciou-se a arremetida. Desta vez, o local de pouso seria nas proximidades da casa principal da fazenda, para o desembarque dos passageiros.

Esta posição já havia sido utilizada pelo helicóptero e tinha como principal vantagem a proximidade com a sede.

O circuito de tráfego para o pouso foi realizado com curvas à direita e 500 pés AGL. A aproximação final foi feita de forma a livrar edificações e árvores.

A curta final foi executada com uma aproximação de grande ângulo. Já no través esquerdo da sede, com 80% de torque, aproximadamente 20kt de velocidade e 150ft de altura, ocorreu um estouro seco, seguido de uma guinada para a direita e de grande afundamento do helicóptero.

Em função desta guinada, o helicóptero aproou a garagem dos carros e um pinheiro à direita da rota.

O piloto conseguiu restabelecer a reta da aproximação, mas teve que usar o coletivo para diminuir o afundamento e evitar a colisão contra a árvore.

Em função disso, a rotação do rotor principal caiu rapidamente. Segundo relato do comandante, antes do toque contra o solo, ele puxou todo o coletivo, mas o rotor principal não tinha mais energia e o impacto contra o solo foi forte.



O proprietário do helicóptero era exigente com a manutenção de sua aeronave. Neste sentido, o piloto era responsável pelo acompanhamento dos serviços de manutenção, que era realizado em oficinas homologadas.

Alguns detalhes como, por exemplo, o interior do helicóptero reformado com couro para uso aeronáutico, sem a obrigatoriedade legal, bem como o número de ordens de serviços abertas para executar pequenos serviços no período entre março de 2006 e o dia do acidente, indicam que não havia economia em segurança e manutenção, seja por parte do piloto do helicóptero, ou do seu proprietário.

Apesar dos aspectos positivos acima relatados, foi verificado que não havia o registro da realização das inspeções de pré-voo e pós-voo, previstas no Manual de Manutenção do helicóptero, tampouco o compressor do motor era lavado na frequência prevista pelo fabricante, conforme estabelecido na *Commercial Service Letter (CSL) 4018*.

O piloto do helicóptero, por sua vez, declarou que fazia este serviço sempre que o helicóptero entrava em inspeção, o que foi confirmado por meio dos registros primários. Esta periodicidade estava abaixo da frequência considerada adequada pela RRC.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do centro de gravidade (CG) especificados pelo fabricante.

### 1.19 Informações adicionais

#### *PINION TO POWER TURBINE COUPLING*

Durante a investigação do fator material, foi constatado que, possivelmente, houve a falha do *Pinion to Power Turbine Coupling*. Esta peça é responsável pela conexão dos discos de terceiro e quarto estágio ao eixo que leva a potência do motor às superfícies aerodinâmicas da aeronave.

Como já visto anteriormente, em 2005 foi feito o *overhaul* nos dois motores do PT-YFP. Nesta ação de manutenção, o *Pinion to Power Turbine Coupling* instalado no módulo de turbina S/N CAT 15165 não passou nos testes feitos pela *Rolls-Royce Brasil* e foi condenado.

Para substituir a peça, foi importada outra, de PN 6870832 e SN 67408, da empresa inglesa *H+S Aviation*.

O SEGV00 003 que acompanhou a peça informou que a mesma sofreu *overhaul* em junho de 2005.

Foi contatado o *Air Accidents Investigation Branch (AAIB)*, órgão responsável pela investigação de acidentes aeronáuticos no Reino Unido, e foram feitos alguns questionamentos a respeito da empresa, dos mecânicos e inspetores responsáveis pelo *overhaul*.

Por meio das respostas, foi possível identificar que:

- 1- O item foi originariamente instalado no motor SN CAE 270822;
- 2- Em agosto de 1997 deu entrada na *STANDARD AERO* em função de ruído harmônico de N2. Estava com TSN 03h00min;
- 3- Em dezembro de 1997 foi reparado pela empresa *NAC Helicopters* em função de contaminação por limalha. Estava com 21,6 horas TSN;

4- Em Julho de 1998 deu entrada na *H+S Aviation* em função de contaminação por limalha. Estava com 94,18 horas de voo;

5- Em dezembro de 2000 foi reparado na *H+S Aviation* em função de inspeção de manutenção. Estava com 1.723,36 horas de voo;

6- Em 2001 foi instalado no motor SN CAE 270856;

7- Em 2002 foi instalado no motor SN CAE 833124;

8- Em 2004 foi removido para *overhaul* e colocado na prateleira até a exportação para o Brasil em 2005. Estava com TSN de 3.444,9 horas de voo e TSO de 0.0 horas.

O módulo de turbina CAT 15165 foi instalado no motor nº 2 e saiu da RRB pronto para o serviço no início de 2006.

Segundo o AAIB, os procedimentos de *overhaul* do *Pinion to Power Turbine Coupling* realizados na *H+S Aviation* foram considerados inteiramente satisfatórios.

#### TESTE DE VIBRAÇÃO DO MOTOR

O motor nº 2 (CAE 295163) foi desmodulado e posteriormente montado pela última vez no dia 13 FEV 2007, estando, àquela época, com 103,0 horas TSO.

O serviço foi executado para descontaminar o sistema de óleo em razão de limalha proveniente do radiador de óleo do motor nº 2.

Após a reinstalação no helicóptero, há o registro da realização do cheque de potência, mas não há registro da realização do teste de vibração do motor, previsto na CSL 4011, da RRC.

Importante ressaltar que, por se tratar de uma CSL, não há obrigatoriedade de realizar o teste de vibração, à luz da legislação aeronáutica brasileira.

Entretanto, a RRC declarou que recomenda que o teste seja feito para se verificar se houve erro na montagem ou se há qualquer anormalidade no funcionamento do motor.

Abaixo está a transcrição de um documento recebido da RRC que trata do assunto.

*"The power turbine shafting system is required to be built as straight as practical to minimize the effect of external forces and moments being exerted on the shafting components and bearings.*

*Although the individual components that make up the shafting system have some misalignment capability inherently built in, this capability can be overcome if the modules that control alignment (both in the static structure and shafting components) are not assembled according to the procedures outlined in the governing overhaul manual.*

*Failure to control the build alignment in accordance with the overhaul manual could result in sufficient misalignment across the bearing bores that exceed the misalignment capability of the shafting.*

*If this condition occurs, the external forces and moments exerted on the shafting and bearings could exceed the design margins of some of the components. The effect of shafting misalignment will manifest itself as vibration that is often identified by second and higher harmonics in a vibration frequency spectrum.*

*The magnitude of these harmonics increases with higher levels of misalignment and are not normal vibration signatures in a well aligned system. Consequently, if the misalignment resulting from an incorrect assembly is large enough to effectively bind up the*

*system, then it is quite likely that this condition would be evident in a frequency spectrum from conducting a vibration survey.”*

Em tradução livre:

“O sistema de eixos da turbina de potência é requerido a ser construído tão alinhado quanto praticável para minimizar o efeito de forças externas e momentos sendo exercidos nos componentes e rolamentos do eixo.

Embora os componentes individuais que compõe o sistema de eixos tenham alguma capacidade de suportar desalinhamento inerentemente construída, esta capacidade pode ser superada se os módulos que controlam o alinhamento (tanto na estrutura estática quanto nos componentes do eixo) não forem montados de acordo com os procedimentos descritos no *governing overhaul manual*.

A falha em controlar o alinhamento construído em concordância com o *overhaul manual* poderia resultar em um desalinhamento através dos orifícios dos rolamentos suficiente para exceder a capacidade de suportar desalinhamento do eixo.

Se esta condição ocorrer, as forças externas e momentos exercidos no eixo e nos rolamentos poderia exceder as margens de projeto de alguns dos componentes. O efeito do desalinhamento de eixo se manifestará como vibração que é frequentemente identificada pela segunda harmônica ou harmônicas mais altas em um espectro de frequências de vibração.

A magnitude destas harmônicas aumenta com níveis maiores de desalinhamento e não são assinaturas normais de vibração em um sistema bem alinhado. Consequentemente, se o desalinhamento resultante de uma montagem incorreta é grande o suficiente para efetivamente restringir o sistema, então é bastante provável que esta condição seria evidente em um espectro de frequências a partir da condução de uma pesquisa de vibrações.”

#### LIMITE DE ROTAÇÃO DE N2 A SER EVITADO

O piloto informou à CIAA que não se recordava de ter operado a aeronave na faixa proibida (75% a 88% de N2). Na aeronave não havia FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*) ou outro dispositivo capaz de gravar a operação nesta faixa.

O fabricante do motor emitiu um Boletim Comercial do Motor (*Commercial Engine Bulletin* CEB A-72-4095) em 22DEZ2006, que foi revisado em 13OUT2008.

Este documento se aplicava ao PN do disco de turbina nº3 instalado no motor que falhou (PN 23065818) e dispunha que era proibida a manutenção da N2 estabilizada na faixa entre 75% a 88%, com potência de saída do motor acima de 85 SHP, o que equivale a 91.5ft-lb de torque.

Sempre que isto ocorresse, dever-se-ia lançar o evento em *log-book*. Se esta operação ultrapassasse 60 segundos, o disco da turbina de terceiro estágio deveria ser substituído por outro.

Por operação estabilizada, entendia-se a manutenção da N2 dentro de uma faixa de 2% por 60 segundos, acumulativos. Ocorrendo esta condição, o fabricante do motor recomenda a substituição do disco de turbina de terceiro estágio.

#### CERTIFICADO DE TIPO DA AERONAVE E DO MOTOR

No que diz respeito à certificação do helicóptero, consta o cumprimento dos requisitos do *Code of Federal Regulations (CFR) Title 14, Part 27 - AIRWORTHINESS*

*STANDARDS: NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT, e Part 29 - AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT* descritos a seguir:

Célula da aeronave: 27.561 (c); 27.861, 27.952 (b) 1 e 2; e 27.963 (f).

Motor – 29.903 (b), 27.1191 (a) (c) (d) (e) (f).

*27.561 (c): O helicóptero, embora possa ser danificado em condições de pouso de emergência sobre a água ou solo, deve ser projetado para proteger seus ocupantes nestas circunstâncias.*

*27.861: Cada parte da estrutura, controles, mecanismos do rotor e outras partes essenciais para um pouso controlado que possam ser afetadas por fogo no grupo propulsor, devem ser protegidas de forma a realizar suas funções essenciais por, pelo menos, cinco minutos, em quaisquer condições previsíveis de potência do motor.*

*27.952 (b): Cada tanque de combustível deve ser projetado e instalado para reter o seu conteúdo até os seguintes fatores de carga, atuando isolados.*

*1- Quando o tanque de combustível está na cabine:*

*Para cima: 4g;*

*Para frente: 16g;*

*Para o lado: 8g;*

*Para baixo: 20g.*

*2- Quando o tanque está localizado acima ou atrás do compartimento da tripulação ou dos passageiros e, se solto, poderia lesionar um ocupante em um pouso de emergência:*

*Para cima: 1,5g;*

*Para frente: 8g;*

*Para o lado: 2g;*

*Para baixo: 4g.*

*27.963 (f): Cada tanque de combustível, instalado em compartimentos usados por pessoas, deve ser isolado por revestimento à prova de fumaça e combustível, sendo drenado e ventilado para o exterior da aeronave. O projeto e a construção do revestimento devem prover a proteção necessária para o tanque, devem suportar um pouso de emergência de acordo com a Seção 27.952 e devem suportar as cargas esperadas em um compartimento de passageiros.*

*29.903 (b): Para cada helicóptero categoria A, os motores devem ser instalados e isolados entre si para possibilitar a operação, em pelo menos uma configuração, de forma que o mau funcionamento de qualquer motor, ou a falha de qualquer sistema que possa afetar qualquer motor, não:*

*1- Impedirá a continuidade de operação segura dos motores remanescentes; ou*

*2- Requererá ação imediata de qualquer membro da tripulação, para a continuidade da operação segura.*

27.1191 (a) (c) (d) (e) (f): *Cada motor ... deve ser isolado ... de compartimentos de pessoas ... e de outras partes que sejam essenciais para um pouso controlado.*

Na certificação deste modelo de helicóptero, não foi exigida a instalação de extintores de incêndio para combater o fogo no motor.

## 1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Nada a relatar.

## 2 ANÁLISE

Entendeu-se que a operação do helicóptero no dia do acidente foi conduzida conforme o manual de voo da aeronave.

As regras de tráfego aéreo foram observadas adequadamente. Todos os indícios colhidos na investigação indicam que o único aspecto presente ligado à operação da aeronave foi a realização do pouso próximo à sede, em área não homologada.

Entretanto, este tipo de operação estava prevista no RBHA 91.327 e a área foi considerada adequada em termos de dimensões e rampa para a operação eventual.

Como o helicóptero não possuía FDR (*Flight Data Recorder*) ou CVR (*Cockpit Voice Recorder*) não foi possível determinar o momento exato em que ocorreu a falha do motor, o tipo de ruído e a reação do piloto e do observador.

Entretanto, todas as entrevistas colhidas e as evidências encontradas indicam que houve uma falha de motor catastrófica, sem indicação prévia, não contida, cujos fragmentos atravessaram a carcaça do motor, a parede de fogo e invadiram a região do outro motor, que, atingido, parou de funcionar imediatamente.

No momento da falha, a aeronave estava a, aproximadamente, 150ft de altitude, na final para pouso, com vento de aproximadamente 14kt, a cerca de 45° defasado com o eixo de aproximação, com componente de esquerda, e o piloto teve pouco tempo para agir.

Considerando as circunstâncias do acidente, pode-se considerar que o piloto aplicou os comandos de forma correta para diminuir as consequências do acidente e o pouso de emergência, apesar de brusco, permitiu a sobrevivência dos ocupantes da aeronave.

O motor nº2 falhou e partes internas, principalmente provenientes do disco de turbina do quarto estágio do motor, se desprenderam com muita energia.

O disco de turbina do terceiro estágio foi projetado para fora do motor e não foi encontrado.

Os fragmentos do disco do quarto estágio transpassaram a carcaça do motor, passaram pela parede de fogo e ainda tiveram energia suficiente para perfurar o motor nº1, que parou de funcionar em função do rompimento do duto de alimentação de combustível.

Neste momento, o helicóptero guinou à direita e aprofundou a garagem da sede da fazenda. Em função da baixa altura, no momento em que ocorreu a falha do motor, o piloto teve que usar a energia do rotor principal para colocar a aeronave de volta ao seu eixo de aproximação.

Houve perda de rotação do rotor principal e quando o piloto tentou amortecer o impacto contra o solo (autorrotação), não tinha mais energia suficiente nas pás para gerar sustentação.

O impacto do helicóptero contra o solo ocorreu cerca de 5 metros antes do ponto de toque pretendido. Isto pode indicar que o ângulo de aproximação e a velocidade estavam adequados no momento da falha do motor.

No que se refere à direção e intensidade do vento, o componente de esquerda diminuiu a tendência de guinada à direita do helicóptero após a falha do motor. Por outro lado, contribuiu para a leve perda do eixo da aproximação final para a direita.

O componente de vento frontal contribuiu para diminuir o deslocamento horizontal do helicóptero e para o toque antes do local pretendido.

As imagens do circuito interno da fazenda auxiliaram na investigação. Observou-se que os dois motores estavam pegando fogo quando o helicóptero ainda estava em voo.

Pesquisou-se se havia como o piloto ter combatido o fogo e descobriu-se que, na certificação deste modelo de helicóptero, não foi exigida a instalação de extintores de incêndio para eliminar o fogo no motor. Dessa forma, não havia qualquer ação que o piloto pudesse tomar para combater esta situação.

As pás do rotor principal pararam logo após o toque contra o solo, o que indica que a rotação do rotor principal estava baixa e confirma as declarações do piloto que, apesar de ter tentado amortecer o impacto contra o solo, por meio do uso do coletivo, não tinha mais energia no rotor principal para gerar sustentação.

Analisando-se os danos nas pás, pode-se considerar que os mesmos foram pequenos se comparados a um acidente cujo impacto contra o solo se dá com potência.

O fogo se alastrou rapidamente e comprometeu toda a célula da aeronave em função do rompimento do tanque de combustível e da incapacidade da célula da aeronave em impedir que o querosene invadisse o compartimento dos passageiros.

Em menos de dois minutos, não havia qualquer chance de sobrevivência no interior da aeronave, em virtude do fogo.

No que concerne à manutenção da aeronave, o controle e o acompanhamento dos serviços eram realizados pelo piloto, que tinha plena autonomia do proprietário para manter o helicóptero em conformidade com o previsto no Manual de Manutenção.

A análise da documentação de manutenção evidenciou que as inspeções programadas estavam em dia e os registros de manutenção estavam corretos. Todas as Diretrizes de Aeronavegabilidade haviam sido adequadamente aplicadas.

Não havia o registro da realização das inspeções de pré-voo e pós-voo, previstas no Manual de Manutenção do helicóptero, tampouco o compressor do motor era lavado na frequência prevista pelo fabricante, conforme estabelecido na *Commercial Service Letter* (CSL) 4018.

O piloto do helicóptero, por sua vez, declarou que fazia este serviço sempre que o helicóptero entrava em inspeção, o que foi confirmado por meio dos registros primários. Esta periodicidade estava abaixo da considerada adequada pela RRC. No entanto, tais aspectos não influenciaram no acidente.

Não foi realizado o Teste de Vibração do motor nº2 (CAE 295163) após sua desmontagem e posterior montagem em fevereiro de 2007.

O serviço foi executado em função da necessidade de descontaminar o sistema de óleo devido à presença de limalha proveniente do radiador. Àquela época, o motor estava com 103,0 horas TSO.

O Teste de Vibração estava previsto na CSL 4011, emitida pelo fabricante do motor. Segundo o documento, esta verificação deveria ser feita sempre que houvesse a necessidade de desmontagem do motor.

Para a RRC, o teste tem dupla finalidade: a primeira é permitir acompanhar o motor internamente por meio de uma assinatura do seu funcionamento. A mudança das frequências do motor poderia indicar um mau funcionamento de seus componentes móveis antes de uma falha catastrófica; e a segunda é permitir identificar possíveis erros na montagem, uma vez que esta assinatura possuía limites que deveriam ser observados pelos mecânicos.

Em relação à manutenção da aeronave, destacam-se os seguintes aspectos:

1. Para cumprir algumas exigências, previstas no Manual de Manutenção do helicóptero, bem como em algumas CSL, o proprietário deveria ter, à sua disposição, um mecânico todas as vezes que operasse o helicóptero, o que normalmente não ocorre no âmbito da aviação geral.

2. No Brasil, a autoridade de aviação civil não considerava como sendo obrigatório o cumprimento de um BS ou CSL.

3. Pelo entendimento da autoridade de aviação civil, amplamente divulgado no âmbito aeronáutico, a atuação do piloto deve se restringir aos procedimentos previstos no manual de voo do helicóptero.

No que se refere à análise dos motores, o motor nº2 foi desmontado na RRB e suas partes rotativas foram enviadas para o DCTA para as primeiras análises.

Os testes e pesquisas feitas no motor pelo DCTA e pelo fabricante apontam para o rompimento do *Pinion to Power Turbine Coupling* como sendo a falha primária na sequência de falha do motor.

Com a separação do *Coupling*, os discos de terceiro e quarto estágios giraram sem carga. Como consequência, houve o desacoplamento do disco de terceiro estágio e o despalhetamento do disco de quarto estágio. O motor não reteve estas partes internamente que, em função da grande energia, atingiram o motor nº1, que parou de funcionar.

Segundo o laudo do DCTA, a falha do *Coupling* ocorreu, provavelmente, por fadiga em flexão rotativa, devido ao desalinhamento das cargas impostas ao componente.

O laudo da RRC afirmava que a falha do *Pinion to Power Turbine Coupling* ocorreu por fadiga em flexão rotativa (*rotating bending fatigue*), que não havia anomalias materiais ou geométricas presentes e que os demais danos observados ocorreram em consequência da falha desta peça. O laudo ainda afirmava que existia a possibilidade de ter havido uma redução na capacidade de suportar desalinhamento da peça (*Pinion to Power Turbine Coupling*), o que poderia ter contribuído para a sua falha, embora não tenha concluído se tal redução ocorreu, ou como ocorreu.

Dessa forma, a primeira hipótese para a falha do *Pinion To Power Turbine Coupling* do motor nº2, por fadiga, em função de esforços de flexão, é de que pode ter sido decorrente de um desalinhamento acima da capacidade de absorção do *Coupling*, em consequência de uma montagem inadequada do motor. Tal montagem teria excedido a capacidade de suportar desalinhamento do *Coupling*, que acabou por romper-se, dando início à falha do motor. No entanto, as pesquisas realizadas não encontraram evidências de que a montagem do motor teria sido inadequada.

No que se refere ao *Pinion to Power Turbine Coupling*, este sofreu um *overhaul* em uma empresa inglesa de nome *H+S Aviation* e foi importado e incorporado ao motor por ocasião do seu *overhaul* (motor) no ano de 2006.

Àquela época, o *Pinion to Power Turbine Coupling* estava com TSN de 3444,9 horas de voo e TSO de 0,0 horas. No dia do acidente estava com TSN de 3745,2 horas e TSO de 300,3 horas.

Buscou-se conhecer detalhes do *overhaul* desta peça, tais como registros, o responsável pelo serviço, o treinamento do pessoal responsável pelo serviço, a experiência, etc. Estas e outras perguntas foram feitas para o AAIB e foram respondidas em parte. Os dados fornecidos estão listados no item 1.19 deste relatório sob o título *Pinion To Power Turbine Coupling*.

Segundo o Manual de Manutenção da RRC, o *Pinion to Power Turbine Coupling* é uma peça que sofre um *overhaul* a cada 3.500 horas de voo e, sendo aprovada, a mesma é considerada pronta para o uso por mais 3.500 horas de voo.

Não há tempo limite de vida para esta peça.

Verificou-se que não há qualquer tipo de manutenção a ser feita durante o *overhaul*, que se limita à tomada de medidas e testes não destrutivos (NDT).

Verificou-se, ainda, que determinadas trincas não são possíveis de serem percebidas através de ensaios não destrutivos e pode haver o retorno de peças para o voo que, na verdade, deveriam ser descartadas.

Embora o *overhaul* do *Pinion to Power Turbine Coupling* tenha sido realizado de maneira satisfatória, segundo verificado pelo AAIB, não se pode descartar que a falta de percepção de uma trinca nos testes não destrutivos propostos pelo fabricante tenha permitido que a peça retornasse ao serviço em condições inadequadas. Não foi possível, no entanto, encontrar qualquer evidência de que a trinca já existisse e fosse detectável à época do *overhaul*.

Considerando o exposto, a segunda hipótese para a falha do *Pinion To Power Turbine Coupling* do motor nº2 é de que a peça tenha falhado por con ter alguma trinca não observada no *overhaul* à qual foi submetida em 2005. Estes fatores poderiam causar a redução na capacidade de suportar desalinhamento da peça, possibilitando a ocorrência de fadiga.

No entanto, as evidências indicam que o *overhaul* foi realizado de forma adequada.

Não foi possível determinar qual das duas hipóteses é a mais provável de ter ocorrido, entretanto caso ocorresse um desalinhamento do motor suficiente para induzir a fadiga no *Coupling*, haveria uma modificação no nível de vibração do motor.

Como o Teste de Vibração previsto na CSL 4011 não foi realizado após a montagem do motor, em fevereiro de 2007, não foi possível verificar se havia a presença de um desalinhamento excessivo, o que pode ter permitido que tal situação tenha influenciado na fadiga do *Coupling*.

O disco de turbina de terceiro estágio do motor foi lançado para fora do motor e não foi possível resgatá-lo.

Era uma peça que possuía limitações de velocidade. Neste sentido, o fabricante emitiu um Boletim Comercial do Motor no dia 22DEZ2006, que foi revisado no dia



19JAN2009. Este documento se aplicava ao PN do disco de turbina de terceiro estágio instalado no motor que falhou (PN 23065818) e dispunha que era proibida a manutenção da N2 estabilizada na faixa entre 75% a 88%, com potência de saída do motor acima de 85 SHP, o que equivale a 91.5ft-lb de torque.

Sempre que isto ocorresse, dever-se-ia lançar o evento em *log-book*. Se esta operação ultrapassasse 60 segundos, o disco da turbina de terceiro estágio deveria ser substituído por outro.

Entendeu-se que, na operação normal da aeronave, na qual a N2 sai de 64% (*IDLE*) para 100% (*FLIGHT*), não havia razão para o piloto interromper a aceleração do motor dentro do limite proibido, entretanto, o desconhecimento desta limitação poderia levar o piloto a interromper a aceleração do motor ou mantê-lo operando dentro da faixa proibida sem intenção ou por influência de terceiros.

Após o acidente não foi possível realizar análises no tanque de combustível do helicóptero em função da sua total destruição pelo fogo. Desta forma, foram usados os registros de manutenção e inspeção e as imagens do circuito interno da fazenda para tentar entender o que ocorreu no acidente e porque o fogo se alastrou com velocidade.

O pouso de emergência permitiu a sobrevivência de cinco dos seis ocupantes da aeronave. O rompimento do tanque de combustível contribuiu para o agravamento das consequências do acidente, em razão da velocidade com que o fogo se alastrou.

As imagens não deixam dúvidas a respeito do rompimento do tanque de combustível. Pode-se observar o spray de combustível sendo jogado para fora do helicóptero após o impacto.

O atestado médico de uma das passageiras informou que a mesma teve queimaduras químicas provenientes do contato com o querosene, o que evidencia que o combustível invadiu o compartimento dos passageiros.

Dessa forma, não houve uma barreira eficaz para impedir que o combustível invadisse a cabine de passageiros naquela situação.

Verificou-se que os requisitos de certificação exigiam que os tanques de combustível suportassem as cargas para baixo de 20 G, se instalados na cabine de passageiros, e de 4 G, se instalados atrás ou acima dos passageiros.

Foi realizada uma pesquisa para verificar se este tipo de falha já havia ocorrido anteriormente. No banco de dados do CENIPA não foram encontrados registros de falha do tanque de combustível em aeronaves A-109C.

Foi informado por operadores que, em pelo menos duas ocasiões no Brasil, houve falha do tanque e, como consequência, o combustível invadiu o compartimento dos passageiros, encharcando o piso da aeronave. Os registros das ações de manutenção decorrentes foram solicitados, mas não foram fornecidos pelos operadores, impossibilitando verificar se tais situações tiveram alguma similaridade com o acidente.

Os tanques principais ficam instalados exatamente atrás e abaixo dos passageiros. O formato em "L" se adapta ao local onde os passageiros se sentam.

A separação entre o tanque de combustível e o passageiro se dá por meio de uma parede, estrutural à aeronave.

No encosto dos assentos dos passageiros existe um círculo que serve como ponto de acesso aos tanques de combustível.



Foto nº18: acesso aos tanques pelo interior da aeronave.

Com a ajuda do DCTA, tentou-se definir o fator de carga no momento do impacto da aeronave contra o solo e chegou-se ao resultado aproximado de 14 G, como sendo a desaceleração sofrida pela estrutura da aeronave neste acidente.

O processo de certificação do helicóptero considerou que o tanque de combustível está posicionado atrás e abaixo dos passageiros, logo o requisito de resistência do tanque de combustível à carga para baixo foi de 4 G, inferior à carga aproximada sofrida pela aeronave no acidente.

Observou-se que, após o choque contra o solo, o combustível invadiu o compartimento dos passageiros. Dessa forma, embora o requisito de resistência do tanque tenha sido atendido no processo de certificação, houve o rompimento do mesmo e a invasão da cabine por combustível.

Embora não tenha sido possível analisar os tanques de combustível da aeronave, por terem sido destruídos pelo fogo, é possível que os pontos de acesso aos mesmos pela cabine tenham possibilitado o ingresso do combustível.

Nesse sentido, levando em conta que havia a possibilidade de acesso aos tanques pela cabine, caso o requisito de resistência observado fosse o de tanque instalado na cabine de passageiros (20 G), é possível que não houvesse a invasão da cabine por combustível, possibilitando um maior tempo disponível aos ocupantes para que abandonassem a aeronave após a colisão com o solo.

Quanto à retenção das partes do motor nº2, segundo o fabricante da aeronave e de acordo com o Certificado de Tipo do A109C, o helicóptero deve atender ao previsto no CFR *Title 14, Part 29* - item 29.903, no que diz respeito à operação dos motores.

Este requisito de certificação determina, dentre outras coisas, que um motor deve ser instalado e isolado do outro de modo a permitir a operação segura da aeronave em voo com falha ou mau funcionamento de qualquer um deles.

O conjunto deve ter condições de garantir a continuidade da operação normal do motor bom e a falha de um dos motores não deve requerer ação imediata diferente da ação normal do piloto nos comandos de voo primários para a manutenção da segurança da operação.

Neste acidente observou-se que o motor não conseguiu reter suas partes internas, tampouco a estrutura da aeronave impediu que estas partes atingissem outras partes essenciais para a manutenção do voo.

### **3 CONCLUSÃO**

#### **3.1 Fatos**

- a) o piloto estava com suas licenças e habilitações válidas;
- b) o helicóptero estava com seu Certificado de Aeronavegabilidade válido;
- c) houve a falha do *Pinion to Power Turbine Coupling* instalado no motor nº2 e o motor não conseguiu conter as partes internas desprendidas em razão desta falha;
- d) o disco de terceiro estágio do motor nº2 saiu pela carcaça e não foi encontrado;
- e) o disco de quarto estágio despalhetou;
- f) partículas do disco de quarto estágio atingiram o motor nº1;
- g) o motor nº1 falhou em razão do rompimento da tubulação de combustível que o alimentava;
- h) havia fogo em ambos os motores antes do impacto contra o solo;
- i) no momento da falha, o helicóptero estava na curta final de uma aproximação de grande ângulo;
- j) o local de pouso pretendido atendia aos requisitos previstos na legislação aeronáutica (RBHA 91.327);
- k) o piloto, mesmo sem potência nos dois motores, livrou os obstáculos e pousou o helicóptero a poucos metros do local previamente previsto;
- l) logo após o impacto contra o solo, o tanque de combustível rompeu e o querosene de aviação armazenado foi jogado para fora do helicóptero;
- m) uma parte desse combustível invadiu a cabine dos passageiros do helicóptero;
- n) o fogo se alastrou rapidamente, destruindo o helicóptero em poucos minutos; e
- o) o piloto sofreu ferimentos graves, um passageiro faleceu carbonizado pelo fogo, três sofreram lesões graves, e um sofreu lesões leves.

#### **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 Informações Individuais**

Não contribuiu.

### 3.2.1.2.2 Informações Psicossociais

Não contribuiu.

### 3.2.1.2.3 Informações organizacionais

Não contribuiu.

### 3.2.1.3 Aspecto Operacional

#### 3.2.1.3.1 Concernentes à operação da aeronave

##### a) Manutenção da aeronave – indeterminado

Embora os registros indiquem que a revisão (*overhaul*) do *Pinion to Power Turbine Coupling* tenha sido realizada de forma satisfatória e não haja evidências de que houvesse trincas à época de tal revisão, não se pode descartar a possibilidade de que tenha ocorrido inadequação nos serviços de revisão (*overhaul*) do *Pinion to Power Turbine Coupling*, deixando de observar uma possível trinca existente, o que pode ter contribuído para o rompimento desta peça.

É possível, ainda, que a montagem do motor tenha sido realizada de maneira inadequada, levando a uma situação que excedeu a capacidade de suportar desalinhamento do *Pinion to Power Turbine Coupling*, o que pode ter contribuído para o rompimento desta peça.

#### 3.2.1.3.2 Concernentes aos órgãos ATS

Não contribuiu.

### 3.2.2 Fator Material

#### 3.2.2.1 Concernentes à aeronave

##### a) Projeto – indeterminado

É possível que o teste de vibração do motor, previsto na CSL 4011 da *Rolls-Royce Corporation*, pudesse ter detectado vibrações anormais do motor nº2, proporcionando meios para que o rompimento do *Pinion to Power Turbine Coupling* pudesse ser evitado, caso fosse de cumprimento obrigatório.

O rompimento do *Pinion to Power Turbine Coupling* pode ter se originado a partir de trincas, as quais poderiam ter passado despercebidas na revisão (*overhaul*) do item, denotando uma possível limitação dos procedimentos previstos pelo fabricante.

Os requisitos de certificação relativos à resistência dos tanques de combustível aplicados à aeronave não impediram que o combustível invadisse a cabine de passageiros após o pouso, diminuindo o tempo disponível para o abandono. É possível que, caso os requisitos aplicados fossem mais restritivos, houvesse maior tempo disponível e maior chance de sobrevivência.

Embora os motores tenham atendido aos requisitos de certificação, a falha do motor nº2 causou o apagamento do motor nº1, fazendo com que, naquela situação, o requisito constante do item 29.903 (b) do *Code of Federal Regulations (CFR) Title 14, Part 29* não fosse atendido.

#### 3.2.2.2 Concernentes a equipamentos e sistemas de tecnologia para ATS

Não contribuiu.

#### 4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)

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

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

##### Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo SERIPA IV:

###### Aos operadores de aeronaves TPP, recomenda-se:

###### RSV (A) 022 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

1) Possuir a assinatura dos Manuais de suas aeronaves, junto aos fabricantes de motor e célula, e tomar conhecimento de todos os Boletins de Serviço e/ou Cartas Comerciais emitidos por eles.

###### RSV (A) 023 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

2) Incorporar as inspeções e/ou ações de manutenção previstas nos Boletins de Serviço e/ou Cartas Comerciais emitidas pelos fabricantes das aeronaves operadas.

###### RSV (A) 025 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

3) Criar uma estrutura operacional mínima, com contratação de mão de obra qualificada, que garanta o cumprimento do previsto no Manual de Manutenção de suas aeronaves, especialmente no que tange a inspeções diárias e/ou intermediárias.

###### RSV (A) 026 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

4) Criar um Programa de Treinamento que garanta a manutenção operacional de seus pilotos e mecânicos.

###### RSV (A) 027 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

5) Atentar para o previsto no RBHA 91.327 quando for operar em locais não homologados para o pouso de aeronaves.

###### RSV (A) 028 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

6) Manter um controle eficaz da manutenção de sua aeronave, por meio de registros adequados e serviços realizados em empresas de manutenção homologadas pela autoridade de aviação civil.

###### À AGUSTA-WESTLAND, recomenda-se:

###### RSV (A) 033 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

1) Providenciar uma reanálise da certificação do tanque de combustível do A-109. Neste trabalho, levar em consideração: o isolamento do tanque de combustível com relação à cabine de passageiros, os limites de desaceleração suportados pelo material e as consequências do envelhecimento do material na sua resistência.

###### RSV (A) 034 / 2011 – SERIPA IV

Emitida em: 02/03/2011

2) Emitir um Boletim de Serviço que exija a instalação de uma plaqueta no painel das aeronaves, com informações de PN do disco de turbina instalado e respectivas limitações operacionais.

**À ROLLS-ROYCE, recomenda-se:****RSV (A) 035 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

1) Emitir um Boletim de Serviço Mandatário que obrigue os operadores e oficinas homologadas a realizarem o teste de vibração no motor após a montagem do módulo de turbina.

**RSV (A) 037 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

2) Estudar o *Power to Turbine Coupling* do motor C-20 e verificar a necessidade de um tempo de vida limite da peça, levando em consideração, dentre outros, o número de eventos de falhas similares, o tempo médio de vida que exige a substituição da peça, a falta de capacidade dos testes não destrutivos detectarem uma trinca no seu estado inicial.

**RSV (A) 038 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

3) Iniciar estudos e, se necessário, implementar mudanças nos procedimentos de *overhaul* do *Pinion to Power Turbine Coupling*.

**RSV (A) 041 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

4) Verificar, junto à AgustaWestland, a sobreposição da faixa proibida do disco de terceiro estágio PN 23065833 (85 a 97) com a faixa prevista de voo normal para a aeronave A-109C, qual seja 95% a 102%.

**RSV (A) 042 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

5) Estudar a possibilidade de instalar uma proteção no motor Allison C-20, que impeça a projeção de partes internas para fora no caso de sobrevelocidade.

**Às Empresas de Manutenção dos Motores Allison C-20, recomenda-se:****RSV (A) 043 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

1) Checar a correta aplicação do torque nos parafusos durante a montagem do módulo de turbina e durante as manutenções periódicas, conforme o Manual de Manutenção, com o objetivo de garantir o alinhamento dos eixos internos do motor.

**RSV (A) 044 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

2) Proceder ao cheque de vibração, conforme previsto no Manual de Manutenção e na CSL 4011, sempre que for realizada a montagem do módulo de turbina.

**RSV (A) 045 / 2010 – SERIPA IV****Emitida em: 25/11/2010**

3) Realizar o cheque de vibração do motor periodicamente, conforme previsto no Manual de Manutenção e na CSL 40211, mantendo um constante acompanhamento da assinatura do motor como previsto pelo fabricante.

**Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA:****À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:****RSV (A) 403 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

1) Alertar os operadores de A-109C para a importância do cumprimento do previsto no Manual M250-C20 no tocante às inspeções pré e pós-voo, bem como à lavagem de compressor quando operando em ambiente corrosivo.

**RSV (A) 404 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

2) Atuar junto à Autoridade de Aviação Civil do Reino Unido, visando verificar se os procedimentos de *overhaul* do *Pinion to Power Turbine Coupling* da empresa *H+S Aviation* estão em conformidade com o previsto pelo fabricante.

**RSV (A) 405 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

3) Atuar junto às empresas de manutenção autorizadas a efetuar a montagem do motor modelo 250-C20R/1, visando verificar se os seus procedimentos estão em conformidade com o previsto pelo fabricante, em particular no tocante ao alinhamento do conjunto.

**RSV (A) 406 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

4) Analisar, junto à Autoridade Primária de Certificação do helicóptero, a viabilidade de emitir uma diretriz de aeronavegabilidade tornando mandatário o teste de vibração do motor, previsto na CSL 4011 da *Rolls-Royce Corporation*, visando permitir a detecção antecipada de uma situação de desalinhamento.

**RSV (A) 407 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

5) Avaliar, junto à Autoridade Primária de Certificação e ao fabricante do motor, a implantação de melhorias no *Pinion to Power Turbine Coupling*, visando assegurar uma capacidade de suportar desalinhamento adequada à vida útil do motor.

**RSV (A) 408 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

6) Reavaliar junto à Autoridade Primária de Certificação do helicóptero os requisitos relacionados à resistência dos tanques de combustível, visando verificar a viabilidade de torná-los mais restritivos, a fim de, em caso de pouso forçado, evitar a invasão da cabine por combustível, permitindo um maior tempo disponível para o abandono da aeronave.

**RSV (A) 409 / 2012 – CENIPA****Emitida em: 20 / 09 / 2012**

7) Enfatizar aos seus inspetores de aeronavegabilidade a importância de verificar o cumprimento dos procedimentos específicos de manutenção relacionados à operação em ambiente corrosivo.

**5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA**

–A *Rolls-Royce Corporation* enviou as seguintes respostas às recomendações de segurança de voo emitidas durante a investigação:

RSV (A) 035 – SERIPA IV

Resposta da *Rolls-Royce*:

*Instructions for conducting a vibration check run on engines following removal and reinstallation of the turbine module is clearly documented in the M250-C20 Operation and Maintenance Manual, Section 72-00-00. The Vibration Test Procedure, starting on page 503, provides appropriate details and also states that a vibration signature should be taken on an engine at regularly scheduled intervals (100 hours is mentioned) to monitor for major changes in vibration. In addition, Commercial Service Letter CSL-1130 contains further information about conducting a vibration check. Given this, Rolls-Royce does not consider that an additional service bulletin regarding engine vibration monitoring is warranted.*

## RSV (A) 037 – SERIPA IV

Resposta da Rolls-Royce:

*The Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling is an on condition part that is required to be inspected according to the instructions contained in the M250-C20 Overhaul Manual, Section 72-50-00 page 353. These instructions include Magnetic Particle Inspection for cracks and scribe checks for wear. No spline tooth damage such as nicks, chips, grooves, gouges and spalls are allowed. The event Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling fracture is the second in service event of a Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling in over 140 million flight hours on a Series II 250 engine with the other event occurring in 1982, yielding an event rate of  $1.43 \times 10^{-8}$ . Nevertheless, due to the Brazilian event, Rolls-Royce is working on a design improvement to the Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling to increase the misalignment capability and design margin of the shafting system. Given the clear inspection instructions contained in the Overhaul Manual, low failure rate of the part, and design improvement in progress, Rolls-Royce is not considering making the Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling a limited life-cycle part.*

## RSV (A) 038 – SERIPA IV

Resposta da Rolls-Royce:

*Rolls-Royce has reviewed the inspection limits and disposition instructions for the Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling outlined in the M250-C20 Overhaul Manual, Section 72-50-00 page 353, and found them to be clear and concise. Given this, Rolls-Royce is not considering any changes or revisions to the overhaul procedures for the Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling.*

## RSV (A) 041 – SERIPA IV

Resposta da Rolls-Royce:

*The SAR for the PN 23065833 wheel is 85-97% N2 and does overlap with the normal flight range for the A-109C aircraft of 95-102% N2. However, the PN 23065833 wheel is no longer in production and the 85-97% N2 SAR was introduced to ensure that any wheels in engines in service were not operated on a responsive mode until they could be removed from service. Agusta-Westland were consulted on the required SAR for the PN 23065833 wheel, and reviewed a draft version and provided input on the CEB revision communicating this SAR prior to it being released.*

## RSV (A) 042 – SERIPA IV

Resposta da Rolls-Royce:

*The M250-C20 engine is designed to contain an overspeed of the N1 (or gas generator) shafting system; an energy absorbing ring is located over the first stage turbine wheel that is the first wheel on the N1 shafting system to burst in a sudden and high overspeed situation. The power turbine governor is the primary overspeed protection system for the N2 shafting system during normal operation. A high overspeed of the N2 (power turbine) shafting system due to a sudden disconnect in the N2 shafting system such as occurred in the subject Brazilian event is rare. Rolls-Royce is improving the misalignment capability and design margin of the Power Turbine Shaft to Pinion Gear Coupling to prevent a repeat of the subject event.*



**6 DIVULGAÇÃO**

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)
- *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (ANSV)*
- AgustaWestland
- *Air Accidents Investigation Branch (AAIB)*
- Interboat Center Revenda de Barcos Ltda.
- *National Transportation Safety Board (NTSB)*
- *Rolls-Royce Corporation*
- SERIPA IV

**7 ANEXOS**

Não há.

---

Em, 20 / 09 / 2012