

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-010/CENIPA/2023

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-YDC
MODELO:	206B
DATA:	22JAN2023



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

Este Relatório Final foi disponibilizado à Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e ao Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando a identificação de perigos e avaliação de riscos, conforme disposto no Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR).

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

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

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

SINOPSE

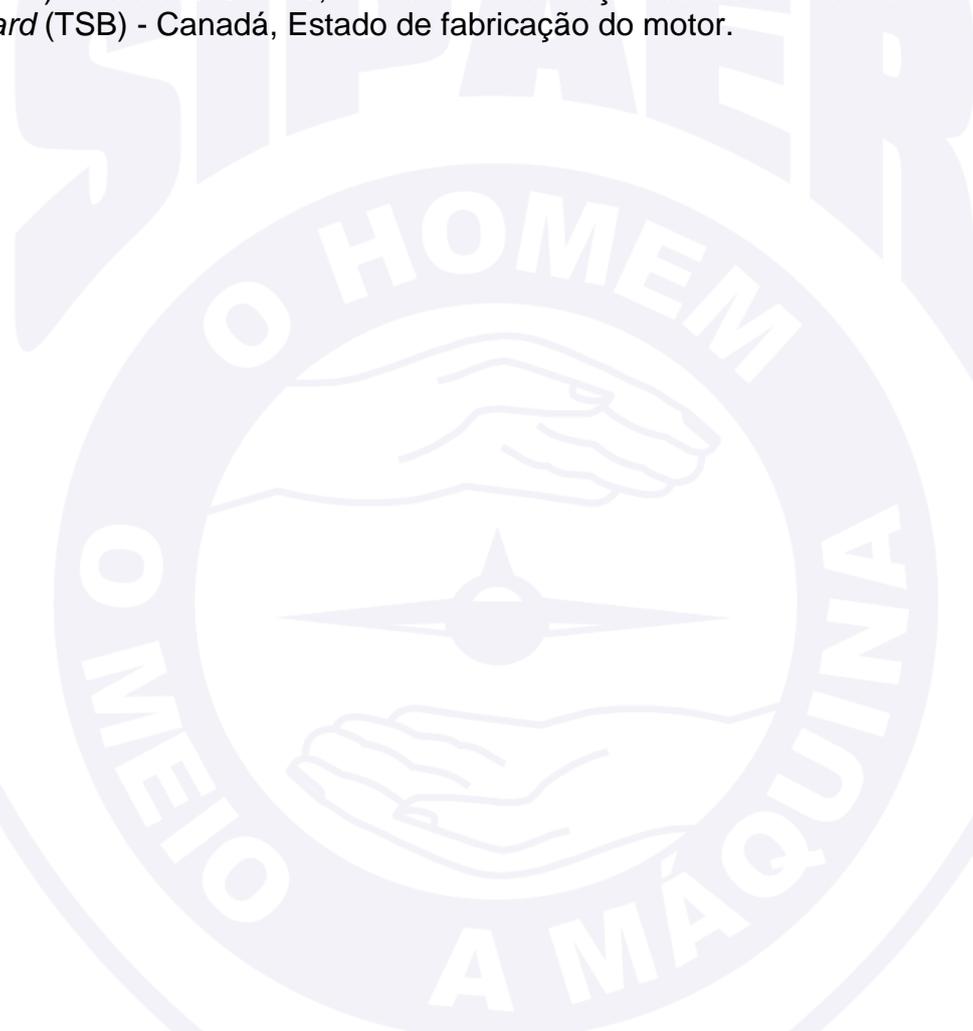
O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PT-YDC, modelo 206B, ocorrido em 22JAN2023, tipificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema / componente”.

Durante o voo, a aeronave apresentou perda de rotação do rotor principal e o Piloto em Comando (PIC) realizou um pouso de emergência em área descampada, na localidade de Itacaré, BA.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto e o passageiro saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de fabricação da aeronave e do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de fabricação do motor.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.	6
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
1.5.2. Formação.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	7
1.6. Informações acerca da aeronave.....	7
1.7. Informações meteorológicas.....	10
1.8. Auxílios à navegação.....	10
1.9. Comunicações.....	10
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	10
1.11. Gravadores de voo.....	10
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	11
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	13
1.13.1. Aspectos médicos.....	13
1.13.2. Informações ergonômicas.....	13
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	13
1.14. Informações acerca de fogo.....	13
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	13
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	13
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	21
1.18. Informações operacionais.....	21
1.19. Informações adicionais.....	22
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	24
2. ANÁLISE.....	24
3. CONCLUSÕES.....	27
3.1. Fatos.....	27
3.2. Fatores contribuintes.....	28
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	28
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	28

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AGL	<i>Above Ground Level</i> - acima do nível do solo
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BHT	<i>Bell Helicopter Textron</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CVA	Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
HMNC	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor Convencional
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OM	Organização de Manutenção
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PIC	Piloto em Comando
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
SACI	Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
TPP	Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados
TSB	<i>Transportation Safety Board</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 206B	Operador: Particular
	Matrícula: PT-YDC Fabricante: <i>Bell Helicopter</i>	
Ocorrência	Data/hora: 22JAN2023 - 16:20 (UTC)	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema / componente
	Local: Fazenda Santa Bárbara Lat. 14°20'09"S Long. 039°01'08"W	
	Município - UF: Itacaré - BA	

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do pátio da empresa “Chame Pedreira”, Itabuna, BA, por volta das 15h55min (UTC), com destino a uma área de pouso não cadastrada em Barra Grande, Maraú, BA, a fim de realizar voo privado, com um piloto e um passageiro a bordo.

Durante o voo, a aeronave apresentou perda de rotação do rotor principal, levando o piloto a realizar um pouso de emergência em área de mata da Fazenda Santa Bárbara, no município de Itacaré, BA.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto e o passageiro saíram ilesos.



Figura 1 - Aeronave no sítio da ocorrência.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais.

A estrutura central apresentava enrugamentos nas laterais. O cone de cauda foi seccionado próximo ao rotor de cauda e os esquis ficaram colapsados.

1.4. Outros danos.

Durante o pouso de emergência, a aeronave atingiu algumas árvores frutíferas.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	1.300:00
Totais, nos últimos 30 dias	03:30
Totais, nas últimas 24 horas	00:20
Neste tipo de aeronave	19:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	03:30
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:20

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram declarados pelo próprio piloto e obtidos junto ao Diário de Bordo.

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na *Blue Sky Escola de Aviação Civil*, Maricá, RJ, em 2012.

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

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH), mas estava com a habilitação de classe Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) fora do período de vigência desde fevereiro de 2021, a qual era necessária para voar o modelo 206B.

A habilitação de classe Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) encontrava-se em vigor.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Com base nos registros do Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil (SACI) da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), observou-se que as horas totais de voo do PIC foram realizadas nas aeronaves *Robinson*, modelos R22 e R44, e *Bell Helicopter*, modelo BH07.

Sobre a experiência recente, por meio do diário de bordo do PT-YDC, apurou-se que nos últimos 90 dias que antecederam este acidente, o PIC operou a referida aeronave, totalizando 17 horas e 30 minutos de voo e 26 pousos.

O PIC possuía experiência no tipo de voo, porém não estava qualificado para operar a aeronave, uma vez que se encontrava com sua habilitação de classe HMNT vencida.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de *Serial Number* (SN - número de série) 4407, foi fabricada pela *Bell Helicopter*, em 1996, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) estava válido.

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

As últimas inspeções da aeronave dos tipos “50 horas/12 meses; 100 horas/12meses; 100 horas/90 dias; 200 horas/2 meses; 300 horas/12 meses e 600 horas/12meses” foram

executadas pela Organização de Manutenção (OM) Henrimar Táxi Aéreo Ltda., em Salvador, BA, entre os dias 04JUL2022 e 12AGO2022, quando a aeronave contava com 2.773 horas e 40 minutos totais de voo.

Na data do acidente, a aeronave estava com 45 horas voadas após a inspeção.

A última inspeção mais abrangente, do tipo “1.200 horas/24 meses”, foi realizada pela OM TC Oficina de Manutenção de Helicópteros Ltda., em Salvador, BA, no dia 24FEV2017, estando a aeronave, naquela data, com 2.531 horas e 40 minutos totais de voo e 287 horas e 30 minutos voados após a referida inspeção.

O helicóptero era equipado com um motor turboeixo *Rolls-Royce (Allison)*, modelo 250-C20J, SN CAE270756, movido a querosene de aviação e, na data do acidente, contava com 2.819 horas e 5 minutos totais de funcionamento.

A última intervenção de manutenção no motor, do tipo “300 horas/12 meses e 100 horas/12 meses”, foi executada pela OM Henrimar Táxi Aéreo Ltda., em Salvador, BA, no dia 12AGO2022. Na data do acidente, o motor contava com 45 horas voadas após a última inspeção.

Segundo o Certificado de Aeronavegabilidade, a tripulação mínima requerida para a operação da aeronave era de um piloto.

No diário de bordo, não foram identificados registros de qualquer discrepância que indicasse mau funcionamento dos sistemas da aeronave.

A aeronave era equipada com um conjunto da transmissão (*power train transfers*), cujos componentes tinham como função mecânica transferir o torque do motor para os rotores principal e de cauda.

A *power train transfers* (Figura 2) era basicamente composta pela roda livre (*freewheel assembly*), eixo de transmissão (*main driveshaft*), caixa de transmissão do rotor principal (*main rotor transmission*) e sistema do rotor de cauda (*tail rotor drive*).

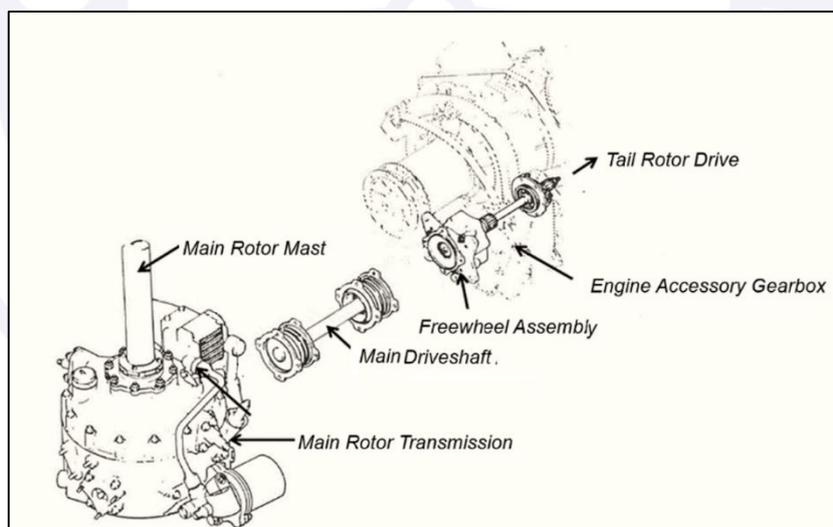


Figura 2 - Figura ilustrativa do *power train transfers*.

Fonte: adaptado do *Bell Helicopter Textron (BHT) - 206A/B-SERIES-MM-6*.

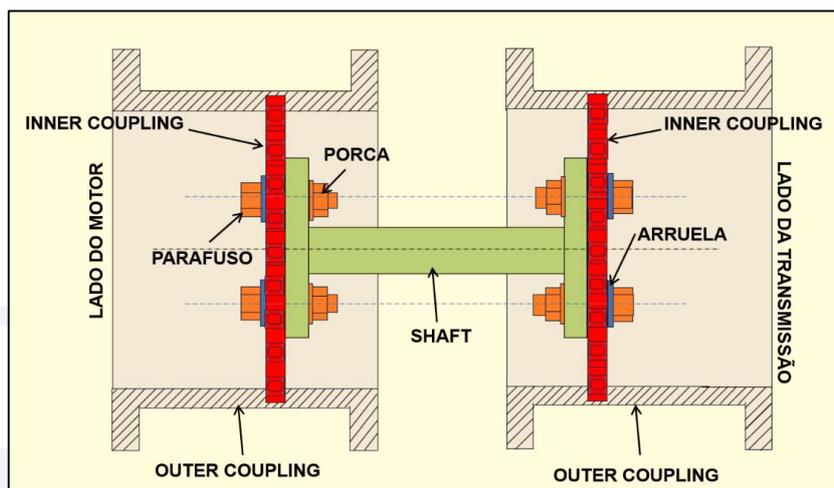


Figura 3 - Esquema ilustrativo do conjunto *main driveshaft*.

O eixo de transmissão (*main driveshaft*) (Figura 4) era instalado entre o conjunto da roda livre (*freewheel assembly*) e a caixa de transmissão do rotor principal (*main rotor transmission*), tendo como função mecânica transmitir o torque da roda livre até a caixa de transmissão do rotor principal.

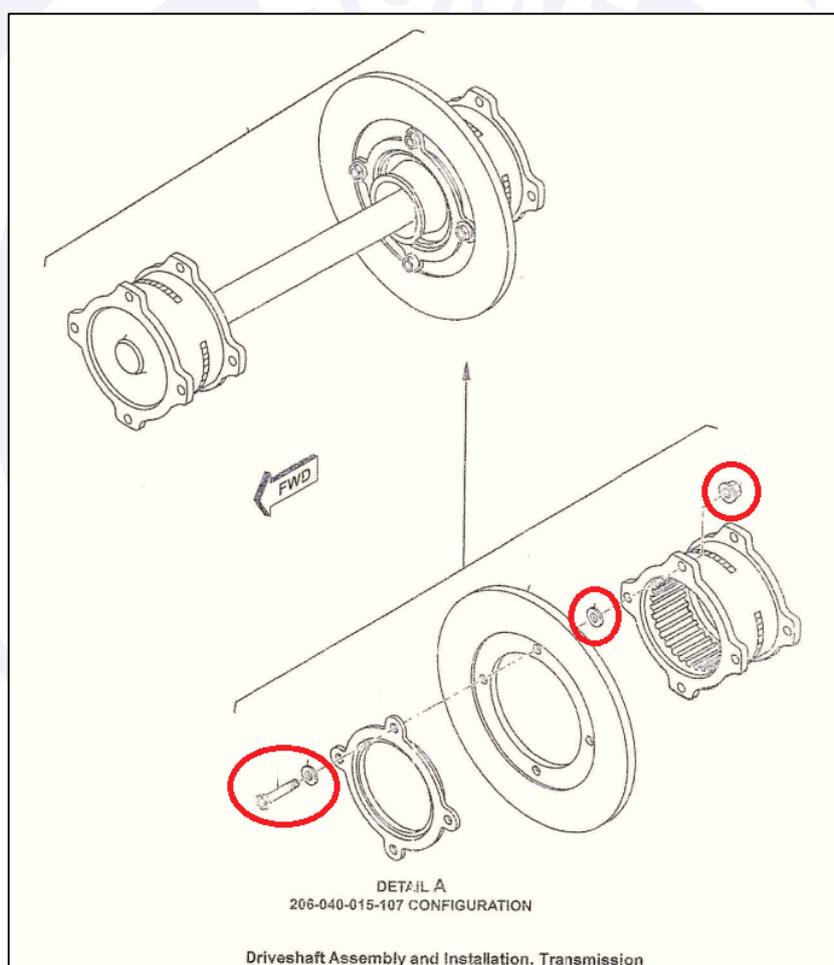


Figura 4 - Instalação do conjunto *driveshaft* (com destaque, em vermelho, para o parafuso, porca e arruelas de fixação do conjunto).

Fonte: adaptado do BHT-206A/B-SERIES-MM-6/B-SERIES-IPB.

Durante a última inspeção realizada na aeronave, o conjunto *driveshaft* foi revisado de acordo com o *Maintenance Manual, Scheduled Inspection, 5-38, 600 hours or 12 Months, Page 126*, ocasião em que foi realizada a lubrificação do referido conjunto, nas

dependências da Henrimar Táxi Aéreo Ltda., tendo o referido procedimento sido registrado por meio de fotografias (Figura 5).

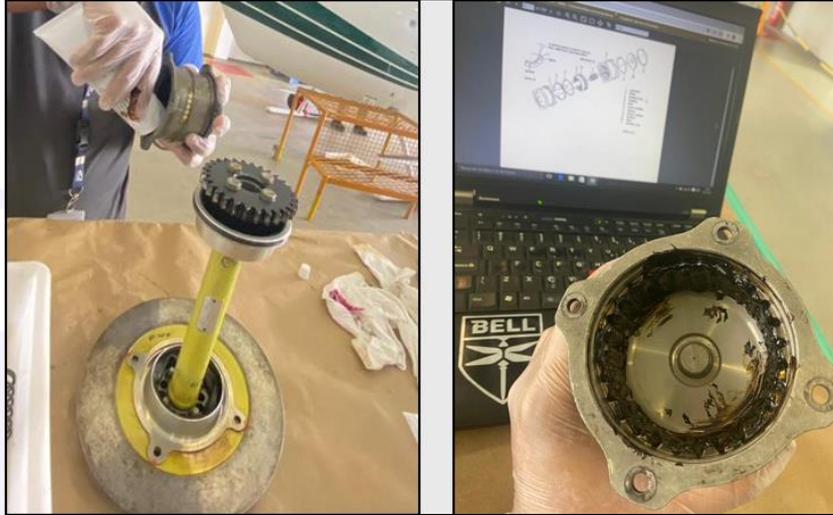


Figura 5 - Procedimento de lubrificação do conjunto *driveshaft*, registrado por meio de fotografias, pela Henrimar Táxi Aéreo Ltda., por ocasião da última inspeção.

Para a lubrificação do conjunto *driveshaft*, o *BHT-206B3-CR&O Manual*, 63-00-00, item 63-3 - *Lubrication*, page 7, estabelecia o seguinte:

Note

This procedure is used for lubrication of main driveshaft when specified by lubrication chart.

Remove retainer ring (3, figure 63-1) from inboard end of outer coupling (8).

Remove outer coupling (8) from seal (5) and spherical inner coupling (6). Index mark outboard end outer coupling and inner coupling.

Remove retainer ring (11) from outer end of outer coupling (8).

Remove plate (10) with packing (9) and spring (7) from outboard end of outer coupling.

Discard packings (4 and 9).

Repeat the above instructions for disassembly of coupling assembly on other end shaft.

A aeronave não possuía equipamentos que gravassem os parâmetros de funcionamento do motor.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização da operação sob as regras do tipo de voo proposto.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

O relevo do local era predominantemente irregular, firme e com bastante vegetação.

No sítio do acidente, havia marcas que se estendiam por cerca de 20 m desde o local do primeiro impacto da aeronave contra árvores (cacaueiro e bananeira), até a parada total do conjunto principal da fuselagem.

No solo, a trajetória da aeronave se deu na proa magnética 025° (Figura 6).

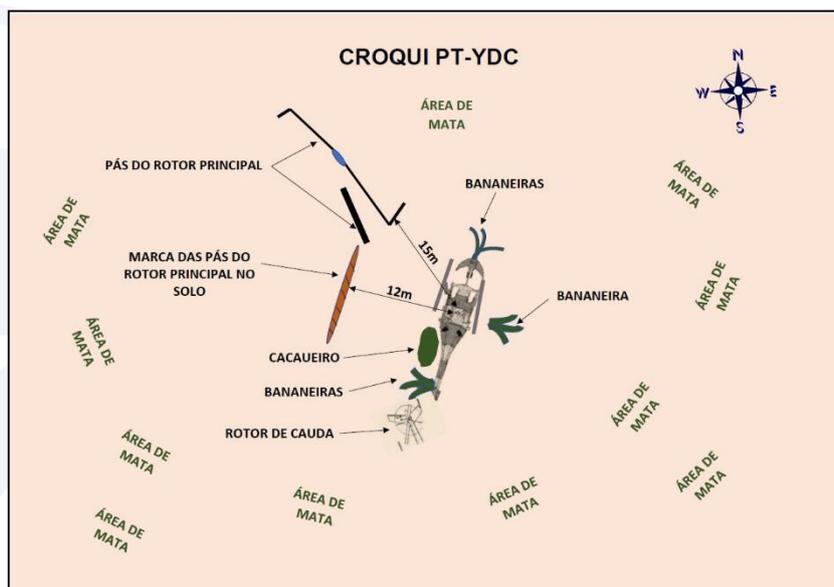


Figura 6 - Croqui do acidente.

O grau de destruição dos esquis indicou que a aeronave se encontrava com elevada velocidade vertical no momento do impacto (Figura 7).



Figura 7 - Dano no esquí do lado direito.

O rotor principal se despreendeu do mastro, sendo encontrado afastado cerca de 15 m da fuselagem (Figura 8).



Figura 8 - Rotor principal desprendido da aeronave.

O cone de cauda foi seccionado próximo ao rotor de cauda, motivo pelo qual a caixa de transmissão traseira foi encontrada separada da aeronave (Figura 9).



Figura 9 - Cone de cauda seccionado, com destaque para a caixa de transmissão traseira.

O conjunto da transmissão principal foi deslocado para a frente, no sentido do voo da aeronave, devido às forças inerciais decorrentes da dinâmica do impacto (Figura 10).



Figura 10 - Conjunto da transmissão principal deslocado para a frente.

Verificou-se que o painel de instrumentos não teve danos decorrentes do impacto da aeronave.

O velocímetro não possuía marcas visíveis que pudessem indicar a velocidade da aeronave no momento do impacto.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Nada a relatar.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve evidência de fogo em voo ou após o impacto.

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

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Análise de Combustível

Foi recolhida amostra de combustível do tanque da aeronave e encaminhada para análise laboratorial.

A amostra estava clara, límpida e isenta de água não dissolvida e de material sólido à temperatura ambiente.

Os resultados obtidos nos exames físico-químicos do combustível estavam de acordo com as respectivas especificações e não apresentavam indícios de contaminação.

Exame do Motor

O motor *Rolls-Royce*, modelo 250-C20J, SN CAE 270756, foi removido da aeronave e transportado para uma OM com a finalidade de ser testado em bancada. Ao chegar, foi retirado do container de transporte na presença de representantes da Comissão de Investigação, da *Rolls-Royce*, da *Bell Helicopter* e do operador da aeronave.

Na verificação externa, foi observado que o motor se encontrava em bom estado, sem indicações de danos como amassamentos, deformações ou marcas de impacto que impedissem o seu funcionamento no banco de provas.

Ao ser analisado internamente, percebeu-se a presença de limalhas depositadas no escudo térmico e também sobre as aletas estatoras da turbina do compressor. A limalha era oriunda do roçamento do impelidor centrífugo com a sua carcaça, tal situação não impediu o teste funcional do motor.

Avaliou-se também que a geração da limalha ocorreu quando a aeronave realizou o pouso de emergência. Os danos observados nas aletas estatoras do primeiro estágio da turbina do compressor (Figuras 11 a 13) ocorreram provavelmente por problemas na pulverização não uniforme do combustível pelo bico injetor (Figura 14).



Figura 11 - Vista de uma aleta estatora do primeiro estágio da turbina do compressor danificada.

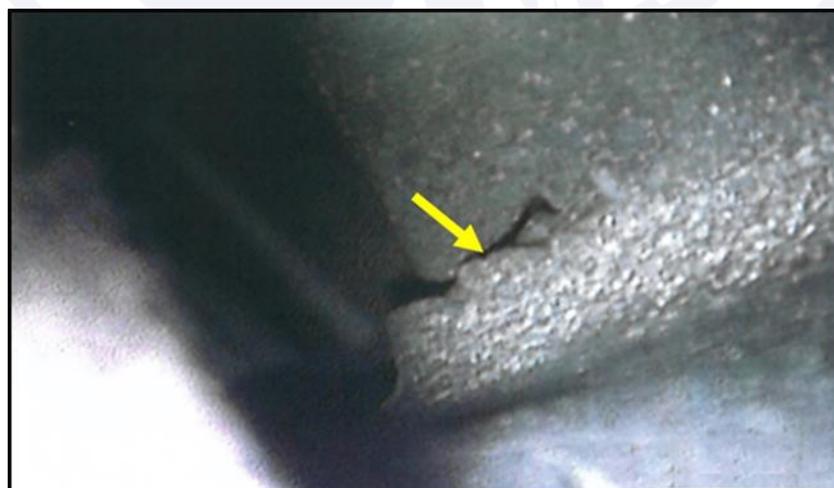


Figura 12 - Outra aleta estatora do primeiro estágio da turbina do compressor danificada.



Figura 13 - Outra aleta estatora do primeiro estágio da turbina do compressor danificada.



Figura 14 - Vista do escudo térmico com depósito de limalha (pontos brancos) oriunda do compressor.

O bico injetor foi removido, sendo examinado visualmente. A face de pulverização apresentava acúmulo não uniforme de carbono e fuligem. Entretanto, após exame visual, não foi observado qualquer bloqueio dentro dos orifícios. Assim, o bico injetor não foi desmontado para que o motor pudesse ser ensaiado em bancada com as mesmas características do voo.

A equipe de investigação decidiu pela realização de outras inspeções, com base no manual do fabricante. Assim, foram realizados giros manuais nos conjuntos de N1 e N2, ou seja, no grupo do compressor e no grupo de potência. Não foram encontradas discrepâncias ou anormalidades que pudessem comprometer o funcionamento do motor.

Em seguida, os detectores de limalha, os filtros de óleo e de combustível e o sistema pneumático foram inspecionados, não sendo encontradas quaisquer anormalidades nesses componentes.

Diante disso, decidiu-se pela instalação do motor no banco de provas para verificação de seu desempenho. Durante o teste, após cumprir a etapa prevista para o funcionamento inicial, o motor teve a potência elevada de modo gradativo até a potência máxima. Com tal regime de potência, o motor deveria atingir 420 SHP, conforme informações do fabricante.

Ainda durante a realização do teste de desempenho, foi observado que o motor não atingiu a potência esperada, chegando a 271 SHP, permanecendo nessa condição até o

final do teste. Com as devidas correções pelas condições atmosféricas do local onde foi realizado o teste, a potência equivalente foi de 338 SHP, cerca de 19,5% abaixo do valor previsto.

Deve ser levado em consideração que, durante a inspeção interna com boroscópio, identificou-se a existência de danos nas aletas estatoras da turbina do compressor, como mostrado nas Figuras de 11 a 13. Tais danos, possivelmente, foram provocados por um mau direcionamento do gás gerado na câmara de combustão, em razão de um funcionamento não uniforme do bico injetor, durante a pulverização do combustível.

Essa condição levava a uma perda de eficiência do conjunto do gerador de gases, com a conseqüente perda de potência. Deve-se ressaltar que não foi realizado teste em bancada no bico injetor, o que dificultou a verificação dessa discrepância.

No escudo térmico, observou-se a presença de limalha oriunda do roçamento do impelidor centrífugo e sua carcaça. Esse roçamento pode ter aumentado de maneira significativa a folga entre os componentes, levando à perda de eficiência do compressor. Entretanto, entendeu-se que esse roçamento tenha ocorrido como consequência do impacto da aeronave contra o solo, durante o pouso de emergência.

A soma dessas discrepâncias esclarece a perda de potência do motor durante o teste funcional realizado em banco de prova.

Em resumo, do trabalho de investigação no motor *Rolls-Royce*, modelo 250-C20J, SN CAE 270756, que equipava o PT-YDC, obteve-se o seguinte:

foi realizado teste de desempenho em bancada, sendo observado que o motor gerou potência equivalente a 338 SHP, ou seja, abaixo da potência prevista de 420 SHP. A falta de potência notada no teste funcional pode ser resultante do roçamento ocorrido entre o impelidor centrífugo e sua carcaça, durante o pouso de emergência, bem como à degradação das aletas estatoras da turbina do compressor, provocada provavelmente pelo mau funcionamento do bico injetor.

Exame do conjunto *main driveshaft*

Na preparação para a remoção do motor para teste em bancada, foi observado que o *inner coupling* do conjunto *main driveshaft* (engrenagem interna do eixo de potência do lado do motor) estava desacoplado do próprio eixo de potência (Figura 15).

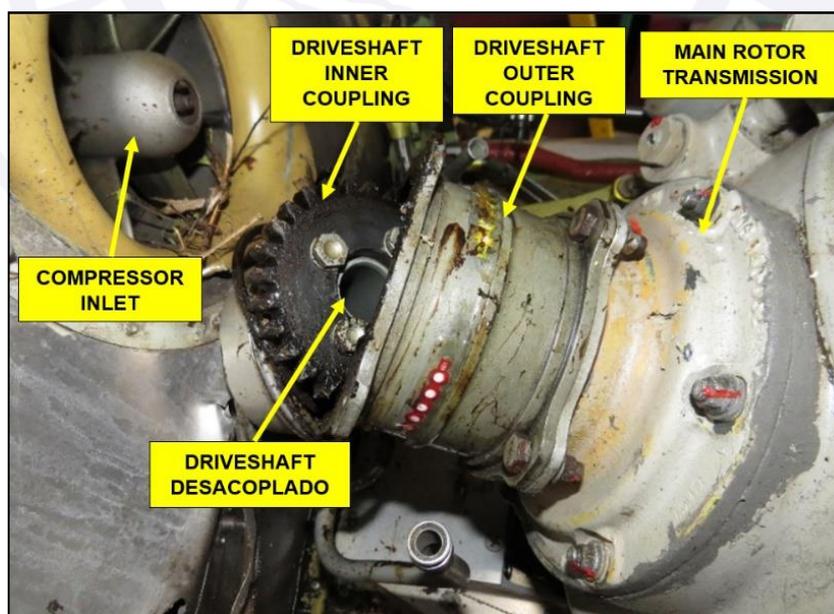


Figura 15 - Vista geral do conjunto *main driveshaft* antes da sua desinstalação da aeronave (desacoplado do próprio eixo de potência).

Diante desse fato, o conjunto *main driveshaft*, SN 206-040-015-107, foi encaminhado para ser examinado em laboratório.

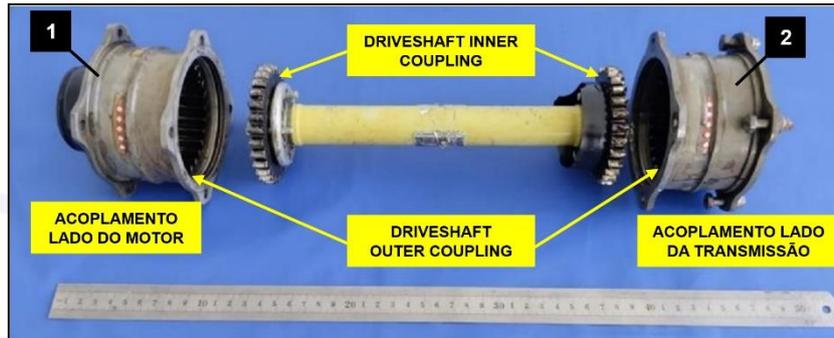


Figura 16 - Vista geral do conjunto *main driveshaft* desmontado, destacando os *inner coupling* e *outer coupling*.

Na inspeção visual do conjunto *main driveshaft*, SN 206-040-015-107, foi possível observar que houve a soltura das quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*), do lado do motor, com o flange do eixo de potência (Figura 17);

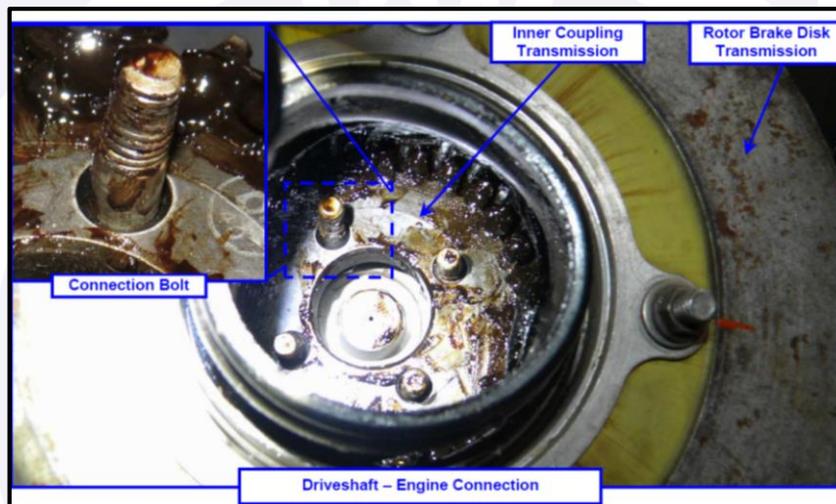


Figura 17 - Aspecto do eixo de transmissão, com destaque para os parafusos de fixação (*connection bolt*) sem as porcas.

O *boot* do lado do motor, que protegia o *inner coupling*, estava íntegro. No entanto, o *boot* do lado da transmissão se encontrava rasgado (Figura 18).

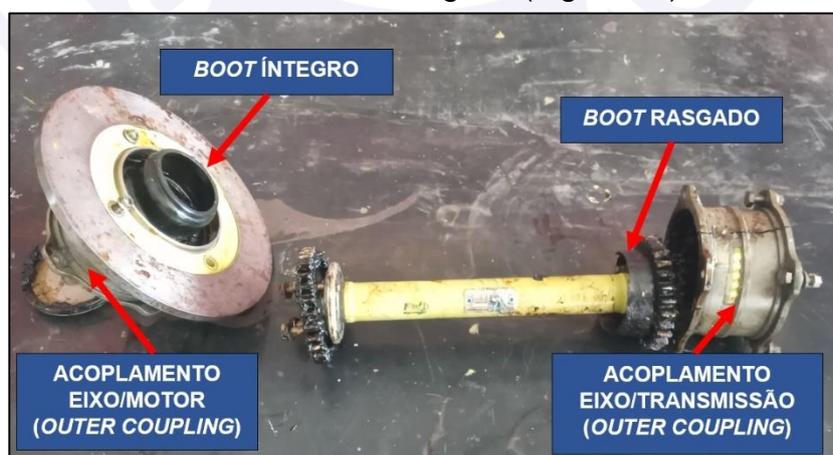


Figura 18 - Aspecto do eixo de transmissão, com destaque para os acoplamentos e os *boots* de borracha.

Os parafusos de fixação do *inner* do lado do motor apresentavam empenos e danos nos seus corpos (aspecto de polimento), conforme Figura 19.

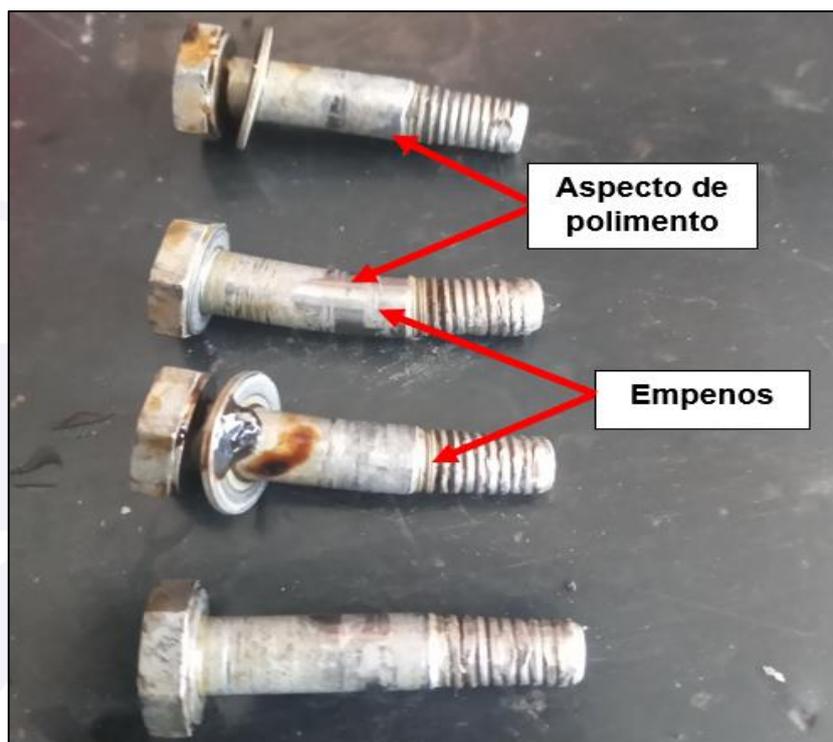


Figura 19 - Vista geral dos parafusos de fixação do *inner coupling* no eixo de potência, destacando os empenos, danos no corpo (aspecto de polimento) e nos fios de rosca.

Foi observado que os fios de rosca dos parafusos de fixação do *inner coupling* do lado do motor apresentavam danos semelhantes a esmagamentos (Figura 20).

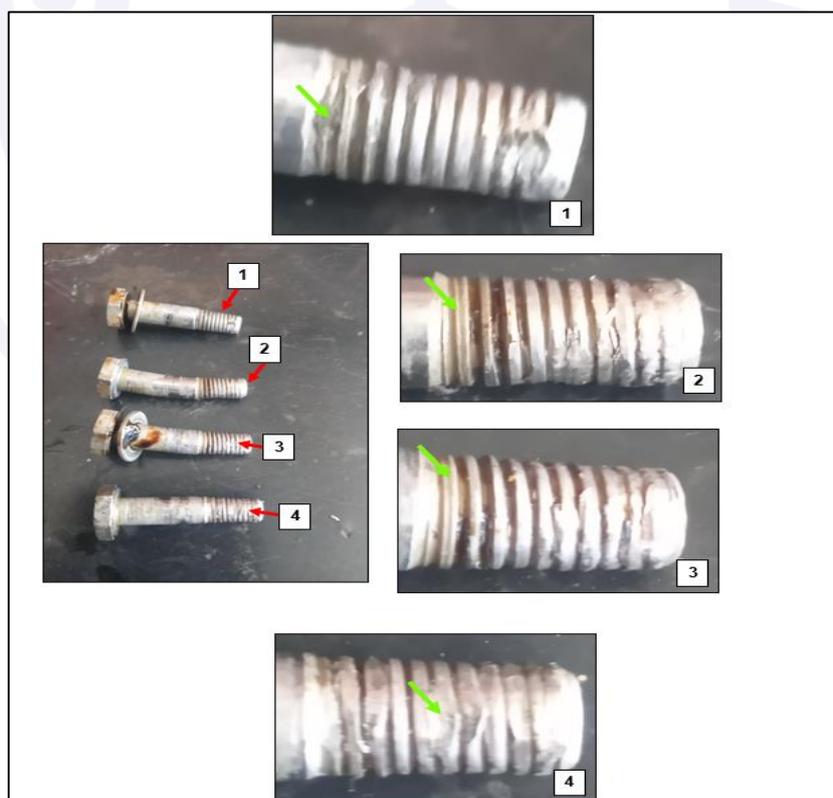


Figura 20 - Vista geral das roscas dos parafusos de fixação do *inner coupling*, destacando os danos semelhantes a esmagamentos.

Os orifícios do flange do eixo (lado do motor) se encontravam ovalizados (Figura 21).

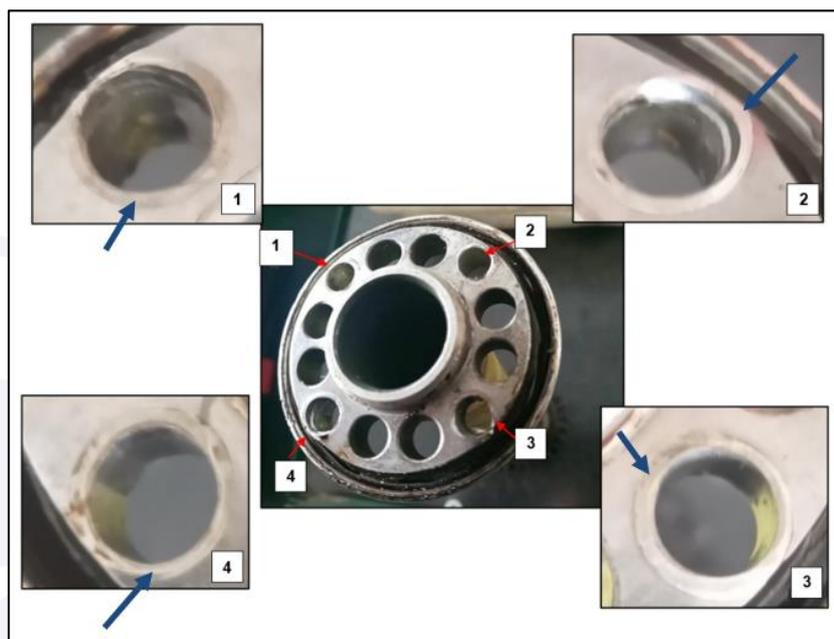


Figura 21 - Vista do flange do *driveshaft*, com destaque para a ovalização dos furos de passagem dos parafusos, além de marcas de "polimento".

A face oposta do flange do eixo (lado do motor) apresentava marcas de amassamento/polimento (Figura 22).



Figura 22 - Marcas de amassamento / polimento na face oposta do flange.

Havia marcas longitudinais de atrito nos dentes da engrenagem interna (*inner coupling*) no lado do motor. A macrografia dos dentes da engrenagem mostrou marcas de desgaste e ausência de fraturas (Figura 23).

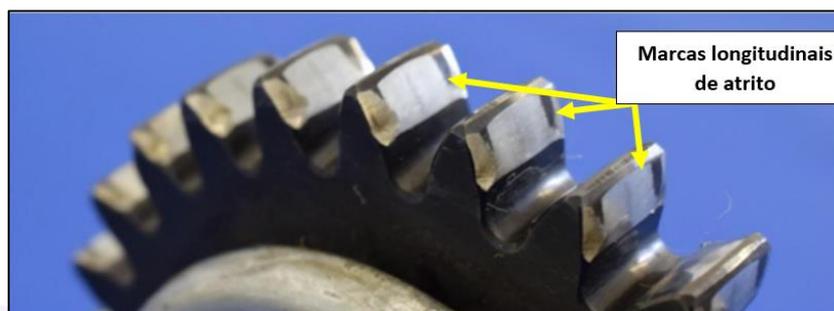


Figura 23 - Marcas longitudinais de atrito nos dentes da engrenagem interna, no lado do motor.

A engrenagem interna (*inner coupling*) do lado da transmissão apresentava dentes fraturados e marcas de atrito no sentido longitudinal. A macrografia evidenciou detalhes de fraturas, e os exames de estereoscopia realizados nos dentes fraturados apresentaram aspecto de falha a partir de sobrecarga (Figura 24).

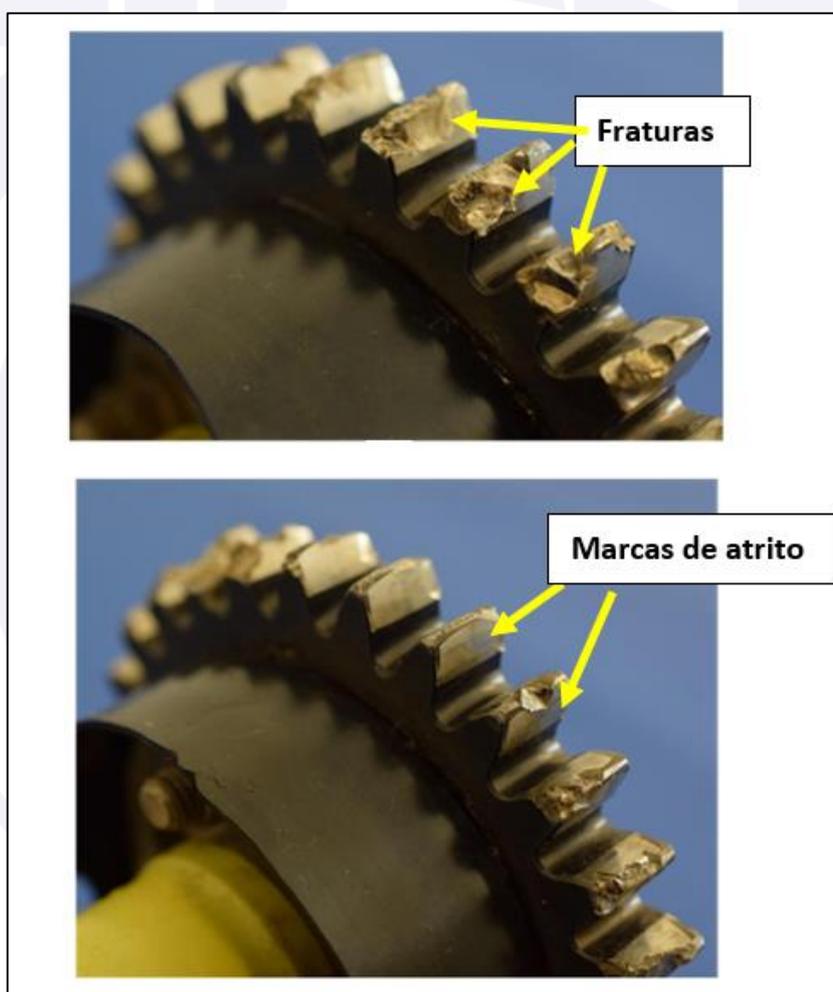


Figura 24 - Engrenagem interna (*inner coupling*) com dentes fraturados e marcas de atrito no sentido longitudinal, lado da transmissão.

A engrenagem externa (*outer coupling*) do lado da transmissão apresentava fratura no sentido longitudinal em toda sua extensão. A estereoscopia da superfície fraturada indicou que havia características de ruptura a partir de sobrecarga (Figura 25).

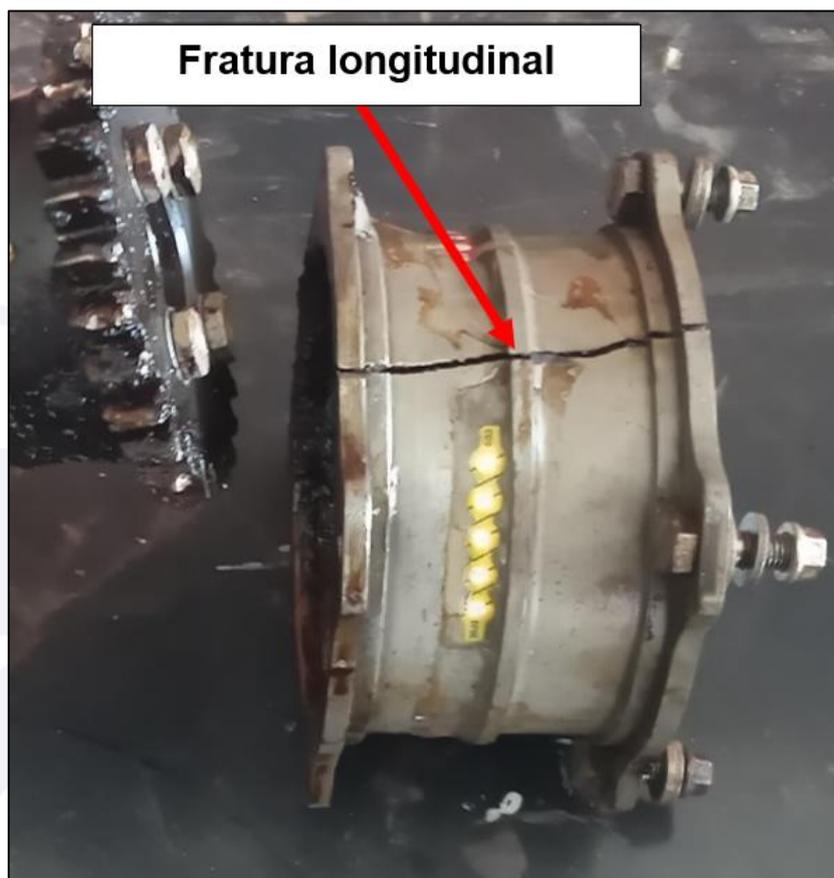


Figura 25 - Engrenagem externa (*outer*) com fratura no sentido longitudinal, lado da transmissão.

Em resumo, do trabalho de investigação realizado no conjunto *main driveshaft*, SN 206-040-015-107, pertencente ao PT-YDC, obteve-se o seguinte:

os danos semelhantes a esmagamentos nos fios de rosca finais dos parafusos de fixação do *inner* ao flange do eixo de potência, lado do motor, indicaram que a falha do conjunto *main driveshaft* possivelmente esteve associada à soltura das quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*) com o flange do eixo de potência.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

O Peso Máximo de Decolagem (PMD) da aeronave era de 1.451 kgf e, no momento da decolagem, o seu peso era de 1.200 kgf.

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

O planejamento do voo previa a decolagem do pátio da empresa “Chame Pedreira”, Itabuna, BA, com o pouso em um local não cadastrado em Barra Grande, Maraú, BA.

Segundo o relato do PIC, até o momento em que houve a perda de rotação do rotor principal, não houve falhas em quaisquer sistemas ou componentes da aeronave que pudessem ser relacionados ao acidente.

Durante o voo, com o helicóptero mantendo cerca de 1.000 ft AGL e velocidade de 90 kt, o PIC percebeu que o motor sofreu uma perda súbita de potência, com redução de, aproximadamente, 30% da indicação de torque, seguindo-se de uma guinada à esquerda.

Ato contínuo, o helicóptero iniciou um afundamento e, sem perceber qualquer indicação de sinal sonoro ou luminoso no painel de alarme, o PIC iniciou uma manobra de autorrotação.

Falhas dessa natureza normalmente são caracterizadas por indicação de baixo torque, perda de rotação do rotor principal e disparo de rotação das turbinas.

Ainda segundo o relato do PIC, naquele momento crítico do voo, houve a preparação para um pouso de emergência em área descampada. Porém, o aumento da razão de descida impossibilitou que o local inicialmente escolhido fosse alcançado pela aeronave, que veio a colidir contra árvores típicas da região e com o solo.

O PIC informou que o motor permaneceu funcionando após o impacto contra o solo e que efetuou o corte girando o *throttle* (manete do acelerador) para a posição *OFF*. Em seguida, interrompeu o fluxo de combustível por meio do interruptor da válvula mestre de combustível.

1.19. Informações adicionais.

A seção 61.3 do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 61- “Licenças, Habilitações e Certificados para Pilotos”, Emenda nº 13, em vigor à época do acidente definia que:

61.3 - Condições relativas à utilização de licenças, certificados, habilitações e autorizações”

(a) Licença/certificado e habilitações de piloto: só pode atuar como piloto ou copiloto a bordo de aeronaves civis registradas no Brasil quem seja titular e esteja portando uma licença/certificado de piloto com suas habilitações válidas, expedidas em conformidade com este Regulamento, e apropriadas à aeronave operada, à operação realizada e à função que desempenha a bordo.

A seção 61.21 - Experiência recente dizia que:

61.21 Experiência recente

(a) Ressalvados os prazos estabelecidos na seção 61.19 deste Regulamento, um piloto somente pode atuar como piloto em comando de uma aeronave se dentro dos 90 (noventa) dias precedentes ele tiver realizado:

(1) para operações em voo diurno:

(i) no caso de balão livre e planador, no mínimo 1 (uma) decolagem e 1 (uma) aterrissagem, durante as quais tenha efetivamente operado os comandos da aeronave da mesma categoria; e

(ii) no caso das demais aeronaves, no mínimo 3 (três) decolagens e 3 (três) aterrissagens no período diurno ou noturno, durante as quais tenha efetivamente operado os comandos da aeronave da mesma categoria e classe/tipo;

[...]

A seção 61.33 que tratava dos prazos e tolerância para a revalidação de habilitação trazia:

61.33 Prazo e tolerância para revalidação de habilitação

(a) Desde que cumpridos os requisitos aplicáveis à revalidação de uma habilitação, o exame de proficiência pertinente a essa revalidação pode ser realizado no período que compreende 30 (trinta) dias antes do início do mês de vencimento até 30 (trinta) dias após o fim do mês de vencimento, mantendo-se, após concluída a revalidação, o mês base de vencimento para a nova validade.

(b) É permitida a operação normal relativa a uma habilitação vencida há menos de 30 (trinta) dias.

(c) É vedada a operação normal relativa a uma habilitação vencida há mais de 30 (trinta) dias, em qualquer situação.

(d) Habilitações revalidadas fora do prazo disposto no parágrafo (a) desta seção terão seus prazos de validades contados a partir do mês de aprovação do piloto no exame de proficiência, conforme disposto na letra (a) da seção 61.19.

A seção 61.199, que abordava as prerrogativas e limitações do titular de habilitação de categoria e de classe, dizia que:

61.199 Prerrogativas e limitações do titular de habilitação de categoria e de classe

(a) Observado o cumprimento dos preceitos estabelecidos neste Regulamento, as prerrogativas do titular de uma habilitação de categoria ou de classe são as de pilotar aeronaves da categoria ou classe na qual tenha se habilitado, na função de piloto em comando ou segundo em comando.

(b) O titular de uma habilitação de categoria ou classe **pode exercer suas prerrogativas em todos os modelos de aeronave pertencentes à categoria ou classe em que esteja habilitado. (grifo nosso)**

[...]

(c) **As prerrogativas do titular da habilitação de categoria ou classe deixam de existir após decorrido o período de validade da habilitação** pertinente estabelecido pela seção 61.19 deste Regulamento, considerando-se o prazo de tolerância estabelecido na seção 61.33 deste Regulamento, caso não tenha sido realizada a revalidação dessa habilitação de categoria ou classe. **(grifo nosso)**

Com relação aos “Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis”, o RBAC 91, Emenda nº 03, em vigor na data do acidente, estabelecia que:

91.5 Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis

(a) É permitida a operação de uma aeronave civil registrada no Brasil somente se:

- (1) a tripulação do voo estiver em conformidade com a tripulação mínima da aeronave, conforme estabelecida no seu certificado de aeronavegabilidade;
- (2) o operador designar um piloto para atuar como piloto em comando; e
- (3) a operação for conduzida por tripulantes adequadamente licenciados/certificados e habilitados para a aeronave segundo o RBAC nº 61 ou RBHA nº 63, ou RBAC que vier a substituí-lo, para a função que exercem a bordo, com experiência recente, e detentores de certificados médicos aeronáuticos (CMA) válidos, emitidos em conformidade com o RBAC nº 67.

[...]

Sobre o tratamento a ser dispensado às porcas de retenção, por ocasião da desmontagem completa/montagem do conjunto *main driveshaft*, nas inspeções maiores, o *Manual Bell Helicopter BHT-206B3-CR&O Cap 63-00-00, Rev. 1* estabelecia:

63-4 Disassembly

Pag. 11

[...]

Discard packings (4 and 11, figure 63-2) and nuts (1).

[...]

Sobre o tratamento a ser dispensado às porcas de retenção por ocasião da montagem do conjunto *main driveshaft*, nas inspeções maiores, o *Manual Bell Helicopter BHT-206B3-CR&O-3, Cap 63-00-00, Rev. 2*, estabelecia:

63-8 Assembly

Pag. 16B

[...]

4. Install inner coupling on end of shaft with seal ring projecting outboard and inner rolled edge of seated in groove in face of flange. Install bots (13) with steel washer (7) under bolt heads and new nuts (1). Hold nuts with a wrench

to prevent turning and scoring shaft when tightening bolts. Torque bolts 80 to 100 inch-pounds (9 to 11 Nm).

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A aeronave decolou do pátio da Empresa “Chame Pedreira”, Itabuna, BA, com destino a Barra Grande, Marauá, BA, a fim de realizar voo privado, com um piloto e um passageiro a bordo.

As condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo.

Quanto ao piloto, verificou-se que o seu CMA estava válido, porém ele somente detinha a habilitação de classe HMNC válida, sendo que o PT-YDC era equipado com um motor turboeixo. Portanto, a operação desse modelo de aeronave demandava uma habilitação de classe HMNT.

Assim, observou-se que, embora o PIC possuísse experiência no tipo de voo, não se encontrava qualificado para operar a aeronave em questão, uma vez que a sua habilitação de classe HMNT estava vencida desde fevereiro de 2021, contrariando o que previa a seção 91.5 do RBAC 91, Emenda nº 03, em vigor na data do acidente.

Com base na seção 61.33 do RBAC 61, que vedava a operação normal relativa a uma habilitação vencida há mais de 30 (trinta) dias, em qualquer situação, considerou-se que, na data do acidente, o PIC não era detentor das prerrogativas referentes à habilitação de classe HMNT, conforme disposto na seção 61.199 do RBAC 61.

Segundo o relato do PIC, até o momento em que ele percebeu a perda de rotação, não houve a indicação de falhas em quaisquer sistemas ou componentes da aeronave que pudessem ser relacionados ao acidente.

Durante o voo em questão, com o helicóptero mantendo cerca de 1.000 ft AGL e velocidade de 90 kt, o PIC percebeu que o motor sofreu uma perda súbita de rotação do rotor principal, com redução de aproximadamente 30% de indicação de torque, seguindo-se de uma guinada à esquerda.

Ato contínuo, o helicóptero iniciou um afundamento, levando o PIC a realizar uma manobra de autorrotação.

Após o impacto contra o solo, o motor permaneceu funcionando até que o piloto efetuou o corte, girando o *throttle* (manete do acelerador) para a posição *OFF*. Em seguida, interrompeu o fluxo de combustível por meio da válvula mestra de combustível.

Embora não tenha sido reportado pelo PIC, em falhas dessa natureza seria normal ocorrer indicação de baixo torque, perda de rotação do rotor principal e disparo de rotação das turbinas.

No sítio do acidente, havia marcas do choque da aeronave contra as árvores e o solo, até a parada total na proa magnética 025°.

Com base nas evidências levantadas, relacionadas às circunstâncias em que ocorreu a autorrotação, suspeitou-se que a perda de rotação reportada pelo PIC tivesse ocorrido abaixo dos 1.000 ft AGL, em uma altura que reduzia a possibilidade de escolha de um local melhor para a realização do pouso de emergência.

Com o intuito de identificar os aspectos que contribuíram para o acidente, a investigação foi orientada da seguinte forma.

Inicialmente, foram realizados testes na amostra do combustível retirado da aeronave. Os resultados mostraram que ela se encontrava de acordo com as especificações técnicas e não apresentava indícios de contaminação.

No curso da investigação, o motor foi removido da aeronave e testado em bancada, sendo possível observar que não havia evidências de incêndio, danos ou mau funcionamento antes do impacto da aeronave contra o solo.

O teste revelou, ainda, que o motor gerava potência equivalente a 338 SHP, abaixo da prevista de 420 SHP, e que essa diferença poderia estar associada a duas hipóteses: a primeira seria atribuída ao roçamento entre o impelidor centrífugo e a sua carcaça, sendo uma condição decorrente do pouso de emergência; e a segunda estaria relacionada aos danos das aletas estatoras do primeiro estágio da turbina do compressor, em consequência do mau funcionamento do bico injetor.

Diante disso, inferiu-se uma baixa probabilidade de contribuição do motor para o acidente, uma vez que a primeira hipótese não foi associada a danos ocorridos em voo, mas ao impacto da aeronave contra o solo; e que a segunda hipótese teria levado a um comprometimento gradual do desempenho do motor, diferindo daquilo que foi relatado pelo piloto, sobre uma perda súbita de torque.

Vale registrar que, na preparação para a remoção do motor para teste em bancada, foi observado que o *inner coupling* (engrenagem interna do eixo de potência do lado do motor), do conjunto *main driveshaft* estava desacoplado do próprio eixo de potência.

Diante desse fato, o conjunto *main driveshaft* em questão foi encaminhado para exame em laboratório.

O exame mostrou que havia danos semelhantes a esmagamentos nos fios de rosca finais dos parafusos de fixação do *inner* no flange do eixo de potência, lado do motor, apontando para a hipótese de que a falha do conjunto *main driveshaft* estivesse associada à soltura das quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*) ao flange do eixo de potência, resultando na perda de torque relatada pelo PIC.

Assim, para a compreensão dessa hipótese, associada à falha do conjunto *main driveshaft*, vislumbrou-se a seguinte dinâmica.

As quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*) ao flange do eixo de potência, do lado do motor, perderam o torque gradualmente. O fato de o *boot*, do mesmo lado, ter se mantido íntegro reforçou essa observação.

A perda da capacidade de retenção das referidas porcas concorreu para que houvesse o afastamento e o desalinhamento gradativos entre a engrenagem interna e o flange do eixo de potência (lado do motor), ocasionando tensões de cisalhamento e, conseqüentemente, empenos dos parafusos de fixação da engrenagem interna.

O empeno dos parafusos, por sua vez, permitiu o deslocamento daquela extremidade do eixo de potência. Esse deslocamento teria provocado o desbalanceamento do *main driveshaft*.

De fato, os orifícios do flange do eixo ovalizados evidenciaram que houve a ocorrência de esforços não previstos entre o flange e os corpos dos parafusos, demonstrando que o afastamento havia causado o desalinhamento da engrenagem interna com relação ao flange bem como com a engrenagem externa (*outer coupling*).

Assim, à medida que as porcas perdiam a capacidade de retenção, ocorria a ampliação do afastamento entre as partes (*inner* e flange do eixo), provocando o incremento do desbalanceamento e da intensidade da vibração do conjunto *main driveshaft*, ampliando a perda de retenção das porcas de fixação da engrenagem interna à flange do eixo, do lado do motor.

As fraturas dos dentes da engrenagem interna, do lado da transmissão principal, ocorreram por sobrecarga, possivelmente, pelo fato de os parafusos de fixação da referida engrenagem não terem cedido, ao contrário do que aconteceu do lado do motor, onde houve um desalinhamento maior, entre a engrenagem interna (*inner*) e a externa (*outer coupling*), em razão da soltura das porcas.

Do lado do motor, o desalinhamento entre as engrenagens interna e externa do referido conjunto provocou desgastes por fricção nos dentes da engrenagem interna.

A operação do motor naquela condição degradada do conjunto *main driveshaft*, propiciou a separação entre a engrenagem interna e o flange do eixo do lado do motor, conforme demonstrado na Figura 26, impossibilitando o acionamento do rotor principal, por meio da caixa de transmissão principal, ainda que o motor estivesse desenvolvendo potência.

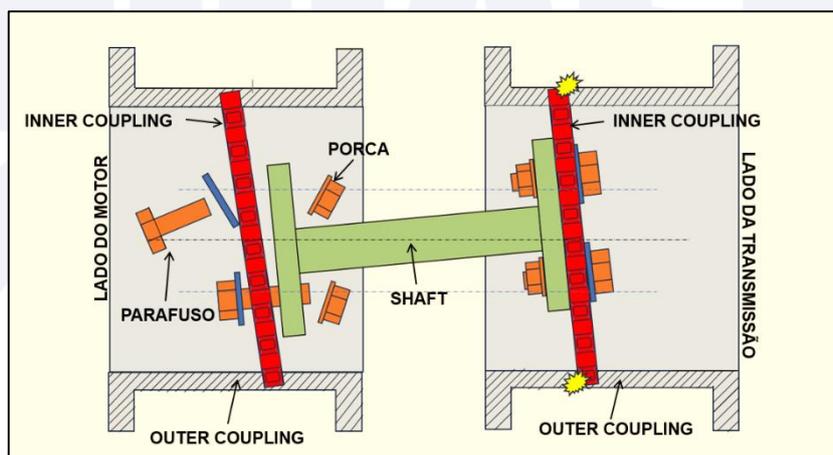


Figura 26 - Esquema didático do conjunto *main driveshaft*, ilustrando a dinâmica da separação entre o *inner coupling* e o eixo de potência, do lado do motor.

Sobre a perda da capacidade de retenção das porcas de fixação da engrenagem interna à flange do eixo de potência (do lado do motor), considerou-se a possibilidade de que isso tenha ocorrido durante a montagem do conjunto *main driveshaft*, em razão das seguintes situações:

- reutilização das porcas de retenção, em desacordo com o *Manual Bell Helicopter BHT-206B3-CR&O-3 Cap 63-00-00, Rev. 2, Pág. 16B, item 4*;
- torque nas porcas de retenção abaixo do recomendado; e
- sobretorque nas porcas de retenção, provocando a deformação nos fios de rosca dos parafusos.

Vale ressaltar que, tanto o sobretorque como o torque abaixo do recomendado nas referidas porcas de retenção podem ter ocorrido em razão da sua reutilização.

Tendo em vista que as situações acima descritas poderiam ter ocorrido na desmontagem completa do conjunto *main driveshaft*, por ocasião de uma inspeção maior, observou-se que o último serviço de lubrificação do referido conjunto foi realizado pela OM Henrimar Táxi Aéreo Ltda. Porém, naquela ocasião, não houve a remoção dos parafusos de fixação do *inner* no flange do eixo de potência.

De fato, o registro fotográfico apresentado à Comissão de Investigação pelos representantes da supramencionada OM, referente à lubrificação do conjunto *main driveshaft*, realizada durante a inspeção de 300 horas/12 meses e 600 horas/12 meses da aeronave PT-YDC, demonstrou que, em consonância com o manual de manutenção da

aeronave, não houve a desmontagem completa do referido conjunto, afastando a possibilidade de tal procedimento de manutenção ter contribuído para o acidente.

Por meio da documentação apresentada, não foi possível estabelecer a adequada rastreabilidade dos serviços de manutenção realizados no conjunto do *main driveshaft* do PT-YDC, de modo a identificar se a última desmontagem completa do referido componente teria ocorrido de acordo com o preconizado pelo manual de manutenção da aeronave e, principalmente, se naquela oportunidade houve a reutilização das porcas de retenção das suas engrenagens internas.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor;
- b) o PIC estava com a habilitação HMNT, necessária para voar o helicóptero modelo 206B, fora do período de vigência desde fevereiro de 2021;
- c) o PIC possuía experiência no tipo de voo, porém não estava qualificado para operar a aeronave;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- h) a aeronave decolou do pátio da Empresa “Chame Pedreira” com destino a uma área de pouso não cadastrada em Barra Grande, Marauá, a fim de realizar voo privado;
- i) durante o voo, a aeronave apresentou perda de rotação do rotor principal, levando o piloto a realizar um pouso de emergência em área de mata da Fazenda Santa Bárbara, no município de Itacaré, BA;
- j) o exame de laboratório realizado na amostra do combustível colhida da aeronave mostrou que ela atendia às especificações e não apresentava indícios de contaminação;
- k) o teste em bancada do motor evidenciou roçamento entre o impelidor centrífugo e a sua carcaça, bem como danos nas aletas estatoras do primeiro estágio da turbina do compressor;
- l) o motor não apresentava evidências de incêndio, danos ou mau funcionamento antes do impacto;
- m) o *inner coupling* do *main driveshaft* encontrava-se desacoplado do eixo de potência;
- n) as quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*) ao flange do eixo de potência, do lado do motor, encontravam-se soltas;
- o) havia danos semelhantes a esmagamentos nos fios de rosca finais dos parafusos de fixação do *inner* ao eixo de potência, no lado do motor;
- p) a aeronave teve danos substanciais; e
- q) o PIC e o passageiro saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

É possível que a falha do conjunto *main driveshaft* da aeronave esteja associada à soltura das quatro porcas de fixação da engrenagem interna (*inner*) ao flange do eixo de potência, do lado do motor, o que remeteria à inadequação dos serviços de manutenção realizados na aeronave.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não há.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em 23 de junho de 2025.

