

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-172/CENIPA/2018

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-U11
MODELO:	EMB-202
DATA:	20NOV2018



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-UII, modelo EMB-202, ocorrido em 20NOV2018, classificado como “[SCF-NP] Falha ou Mau Funcionamento de Sistema/Componente”.

Durante um voo de aplicação de ureia em lavoura de arroz, a mesa inferior da longarina da semiasa esquerda se rompeu, acarretando uma alteração no diedro e a consequente perda de controle da aeronave, levando-a a colidir contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O piloto teve lesões fatais.

Não houve a designação de Representante Acreditado.



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.....	8
1.8. Auxílios à navegação.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	8
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	10
1.13.1. Aspectos médicos.....	10
1.13.2. Informações ergonômicas.....	11
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	11
1.14. Informações acerca de fogo.....	11
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	11
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	12
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	18
1.18. Informações operacionais.....	18
1.19. Informações adicionais.....	19
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	27
2. ANÁLISE.....	27
3. CONCLUSÕES.....	29
3.1. Fatos.....	29
3.2. Fatores contribuintes.....	30
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	30
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	30

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BS	Boletim de Serviço
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAVOK	<i>Ceiling and Visibility OK</i> - Condições de base das nuvens acima de 5.000 ft e de visibilidade horizontal acima de 10 km
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
COM	Certificado de Organização de Manutenção
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DET	Inspeções Detalhadas
DGPS	<i>Differential Global Positioning System</i> - sistema diferencial de posicionamento global
END-CP	Ensaio Não Destrutivo por Correntes Parasitas
AvGas	Gasolina de Aviação
GSO	Gestor de Segurança Operacional
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - reporte meteorológico de aeródromo
MNTE	Habilitação de Classe - Avião Monomotor Terrestre
MS	Manual de Serviços
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
N/S	Número de Série
PAGA	Habilitação de Piloto Agrícola - Avião
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
SAE-AG	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Especializado Público - Agrícola
SBPK	Designativo de localidade - Aeródromo de Pelotas, RS
SERIPA V	Quinto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: EMB-202 Matrícula: PT-UII Fabricante: Neiva Indústria Aeronáutica	Operador: Mirim Aviação Agrícola Ltda.
Ocorrência	Data/hora: 20NOV2018 - 17:12 (UTC) Local: Condomínio Agropecuário Estância da Várzea Lat. 31°34'58"S Long. 052°09'32"W Município - UF: Pelotas - RS	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema / componente

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou da área de pouso para uso aeroagrícola Contagem, localizada no Condomínio Agropecuário Estância da Várzea, município de Pelotas, RS, às 17h07min (UTC), com um piloto a bordo, a fim de aplicar ureia em lavoura de arroz. Aproximadamente 5 minutos após a decolagem, a aeronave colidiu contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O piloto faleceu no local.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída após o impacto (Figura 1).



Figura 1 - Aeronave PT-UII após o impacto.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	Desconhecido
Totais, nos últimos 30 dias	68:24
Totais, nas últimas 24 horas	07:05
Neste tipo de aeronave	Desconhecido
Neste tipo, nos últimos 30 dias	68:24
Neste tipo, nas últimas 24 horas	07:05

Obs.: A Caderneta Individual de Voo (CIV) do Piloto em Comando (PIC) não foi encontrada. Também, não havia registros de horas de voo na CIV eletrônica. O quantitativo de horas voadas nos últimos 30 dias foi obtido por meio de consulta ao diário de bordo da aeronave.

1.5.2. Formação.

Os registros da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) indicam que o piloto obteve sua licença de Piloto Privado - Avião (PPR) em setembro de 1998, mas não foi possível identificar a escola de formação.

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

O piloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e de Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Segundo relatos, o piloto foi admitido na empresa em 2015. Na data do acidente, ele já teria completado 16 safras, sendo quatro na empresa.

O piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 200717, foi fabricada pela Indústria Aeronáutica Neiva, em 1994, e estava registrada na Categoria de Serviços Aéreos Especializados - Agrícola (SAE-AG).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido até 30JUN2023.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo "50 horas", foi realizada em 04NOV2018 pela Motormec Aeronaves e Veículos, em Capão do Leão, RS (Certificado de Organização de Manutenção - COM nº 8311-01/ANAC), estando com 21 horas e 30 minutos voados após a inspeção.

A maior inspeção prevista para a aeronave, do tipo "100 horas", foi realizada em 01OUT2018, também pela Motormec Aeronaves e Veículos, estando com 71 horas voadas após.

1.7. Informações meteorológicas.

O *Meteorological Aerodrome Report* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeroporto Internacional de Pelotas, RS (SBPK), aeródromo mais próximo do local da ocorrência, indicava o seguinte:

METAR SBPK 201700Z 10011KT CAVOK 25/16 Q1018

Segundo o METAR, as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, com visibilidade acima de 10 km e ausência de nuvens significativas na região do acidente.

A imagem do espectro infravermelho da região sul do Brasil para o dia 20NOV2018, às 17 horas (UTC), evidenciava a ausência de formações meteorológicas significativas no horário e local da ocorrência (Figura 2).

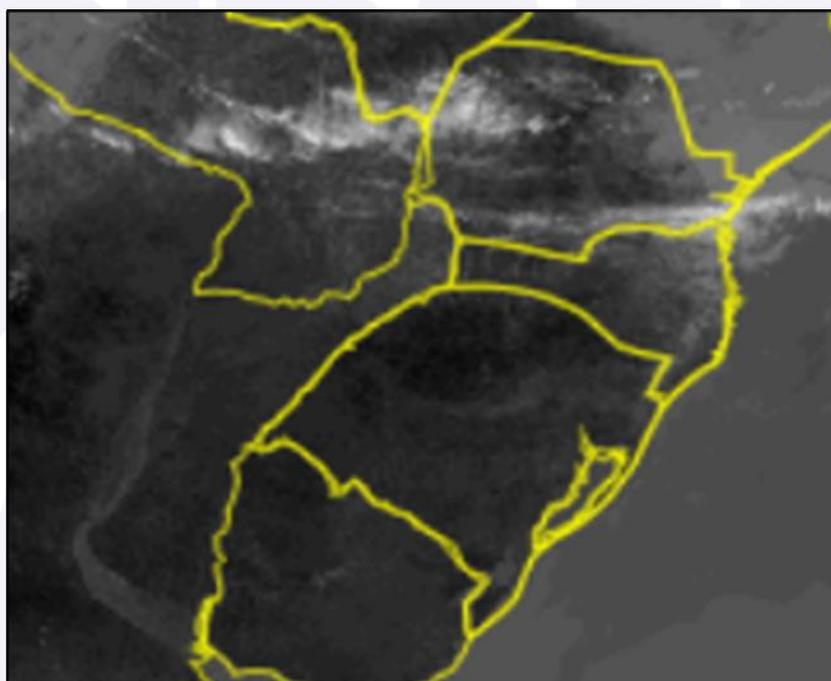


Figura 2 - Imagem do espectro infravermelho do dia 20NOV2018, às 17 horas (UTC).

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.

Observadores no solo, apesar de não terem visto o impacto, reportaram ter escutado o ruído do motor da aeronave em funcionamento, momentos antes da colisão.

Os instrumentos de voo e do motor ficaram bastante deteriorados pelo impacto e não permitiram realizar a leitura precisa de seus parâmetros.

Após o impacto, o motor se despreendeu da aeronave e foi arremessado por 30 m de distância à frente. A condição em que o motor foi encontrado pode ser visualizada por meio da Figura 3.



Figura 3 - Vista do motor após o impacto da aeronave contra o solo.

A hélice foi encontrada próxima à aeronave, conforme indicado na Figura 4. A semiasa esquerda estava a 15 m dos destroços.

O profundor esquerdo e o dispensor também foram encontrados afastados da aeronave.



Figura 4 - Vista da aeronave e da hélice.

A distribuição dos destroços mais significativos da aeronave pode ser observada por meio da Figura 5. Nota-se a perna esquerda do trem de pouso principal como primeiro componente no rastro de distribuição dos destroços, a semiasa esquerda distante 15 m do conjunto de destroços da fuselagem e, também, o motor da aeronave posicionado no alinhamento que indica o sentido do voo.



Figura 5 - Distribuição dos destroços mais significativos.

A análise do sítio do acidente permitiu evidenciar que a aeronave impactou contra o solo, desenvolvendo grande energia. O grau de deformação de alguns componentes da aeronave sugere que ela estava com inclinação de asa para a esquerda e em atitude de voo descendente no momento do impacto.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

O exame pericial concluiu que a *causa mortis* do piloto foi politraumatismo.

Foi realizado exame toxicológico, o qual testou as seguintes medicações: Barbitol, Diazepam, Fenobarbital, Anfepramona, Femproporex, Sibutramina, Amitriptilina, Carbamazepina, Clorpromazina, Cetamina, Venlafaxina, Clozapina, Ácido Valpróico, Fenitoína, Cocaína, Lidocaína, Prometazina, Malationa, Clorpirifós, Diclorvós, Carbofurano, Carbaril e Endosulfam. Esses testes tiveram resultado negativo. Além disso, foi realizada pesquisa de concentração de álcool, que também teve resultado negativo.

Durante a ação inicial, foram encontradas algumas cartelas de medicações no local do acidente, contendo Paracetamol (validade FEV2011), Neosaldina (validade FEV2017), Diclofenaco (não foi possível identificar a validade) e Alprazolam (validade NOV2017).

O exame toxicológico não incluiu a pesquisa de Alprazolam, de modo que não foi possível atestar se o tripulante estava sob efeito desta medicação no momento do voo.

A inspeção de saúde mais recente do piloto não continha registros de utilização de medicações. Os exames de laboratório, eletrocardiograma e testes psicológicos não revelaram qualquer alteração significativa. A inspeção estava válida até 30JUL2019.

Segundo relatos de pessoas do convívio do piloto, ele não estava em tratamento de doenças, mas constatou-se que ele apresentava quadros eventuais de enxaqueca e que, nessas ocasiões, utilizava o medicamento Neosaldina. Eventualmente, sentia algumas dores no joelho e utilizava anti-inflamatórios.

Na noite anterior ao acidente, o piloto dormiu por volta das 21h00min e acordou às 4h30min (horário local).

No dia do acidente, o piloto iniciou suas atividades às 06h30min (horário local) e realizou aplicações aeroagrícolas até às 11h30min (horário local), em área localizada no município de São Lourenço do Sul, RS.

A seguir, trasladou a aeronave para a área de pouso de uso aeroagrícola “Contagem” localizada no condomínio agropecuário Estância da Várzea, em Pelotas, RS. Após um intervalo para almoço e descanso, retomou as atividades às 13h00min (horário local) e voou até o momento do acidente, às 15h12min (horário local) - 17h12min (UTC).

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O piloto tinha 40 anos de idade, era casado e estava à espera de sua segunda filha. Foi contratado pelo operador em agosto de 2015. Morava com sua família na cidade onde a empresa estava sediada. Estava em sua 16ª safra, sendo a 4ª na empresa.

No início de 2018, o piloto passou por algumas dificuldades em relação à condução de negócios particulares fora da aviação e sentia a perda de um familiar. Em abril de 2018, ele teria feito uso de medicação psicotrópica para dormir; sem possuir prescrição médica. No entanto, interrompeu o uso logo após, devido aos efeitos colaterais da medicação.

O piloto foi descrito como uma pessoa dedicada à família. Sua rotina na época da safra iniciava às cinco horas da manhã. Costumava dormir cedo, tinha uma alimentação saudável e era muito ativo.

Foi caracterizado como reservado em relação à sua vida pessoal e correto no ambiente de trabalho, contudo, era incisivo e possuía ideias fortes. Tinha um perfil proativo e relacionava-se bem com seus colegas.

Era percebido como um piloto cuidadoso e que não demonstrava comportamentos de risco em voo. Entrevistados relataram que ele apresentava uma boa aceitação no relacionamento com os clientes, mesmo em relação àqueles mais exigentes.

Sua contratação na empresa ocorreu após recomendações que o indicavam como bom profissional. Já havia trabalhado próximo da região e optou por sair da antiga empresa com o intuito de residir na cidade de Pelotas, RS.

Colegas de trabalho e familiares informaram que, no dia do acidente, o piloto aparentava estar bem e que não havia nada de anormal que despertasse atenção para o seu comportamento.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

O motor da aeronave, o profundor esquerdo e a semiasa esquerda foram submetidos à apreciação de especialistas do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), sendo acompanhados por representantes do Quinto Serviço Regional de Investigação e Prevenção e Acidentes Aeronáuticos (SERIPA V).

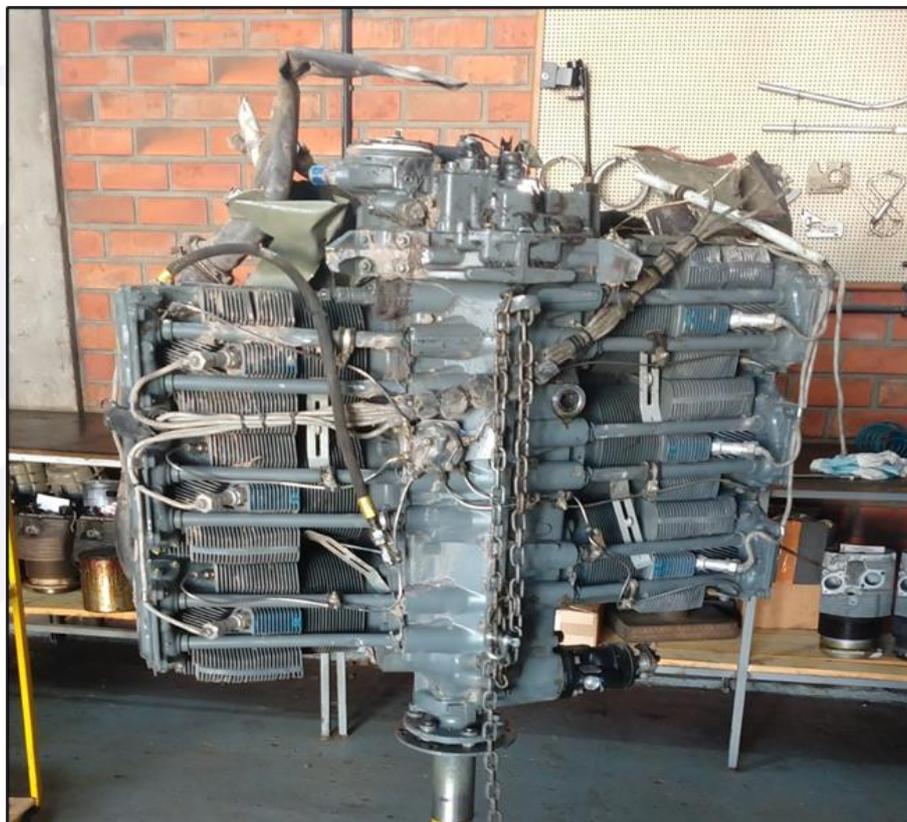


Figura 6 - Vista do motor da aeronave.

O motor, modelo IO-540-K1J5D e número de série L-26671-48A, foi fabricado pela *Lycoming*.

Devido ao impacto contra o solo, o motor teve avarias severas. O magneto, o filtro de óleo principal, o cárter e a bomba de combustível tiveram fraturas.

O sistema de lubrificação foi desmontado e não apresentava anormalidades. Não foram detectados danos provenientes de ausência de lubrificação. As bronzinas dos mancais e das bielas estavam em bom estado de conservação e os componentes internos estavam devidamente lubrificadas.

Os cilindros, pistões, bielas, eixo do comando de válvulas e eixo de manivelas do motor também se encontravam em bom estado de conservação.

A inspeção visual da hélice evidenciou a presença de riscos transversais em uma das pás, indicando movimento de rotação da pá de hélice no instante do impacto. Também, pôde-se verificar a existência de uma moossa no bordo de ataque (Figura 7).



Figura 7 - Marcas transversais e moessa na pá da hélice.

Houve o dobramento para a frente de uma das pás de hélice, além do rompimento da extremidade da outra (Figura 8). Tais evidências sinalizaram que o motor estava desenvolvendo potência no momento do impacto contra o solo.



Figura 8 - Rompimento da extremidade da pá, moessa e dobramento voltado para a frente.

Sendo assim, não foram encontradas discrepâncias que pudessem ter comprometido o funcionamento normal do motor. As evidências encontradas indicaram que o motor não apresentava problemas mecânicos e que estava desenvolvendo potência no momento do impacto.

Durante a coleta de dados nos destroços, verificou-se que o painel esquerdo do profundor havia se desprendido da fuselagem e que o tubo de torção apresentava sinais de corrosão na área onde se rompeu. Isso levantou a suspeita de que o tubo de torção poderia ter se rompido durante o voo, no entanto, uma análise em laboratório mais detalhada revelou que o tubo apresentava características típicas de fratura por sobrecarga, indicando que, a despeito da presença de sinais de corrosão, o seu seccionamento se deu em decorrência do impacto (Figura 9).



Figura 9 - Vista dos danos por sobrecarga no tubo de torção do profundor esquerdo.

Uma deformação ocasionada pelo contato do pneu do trem de pouso esquerdo contra a semiasa esquerda indicou que esta permaneceu acoplada à fuselagem até o momento do impacto da aeronave contra o solo e que, portanto, não se desprendeu em voo (Figura 10).



Figura 10 - Deformação causada na semiasa esquerda da aeronave.

Dadas as características da fratura da longarina da semiasa esquerda, a qual fraturou na região da junção com a fuselagem, as mesas estruturais que se romperam foram preservadas para análise em laboratório.

Com relação à semiasa esquerda, foram segregadas as mesas (inferior e superior) da longarina principal (Figura 11).

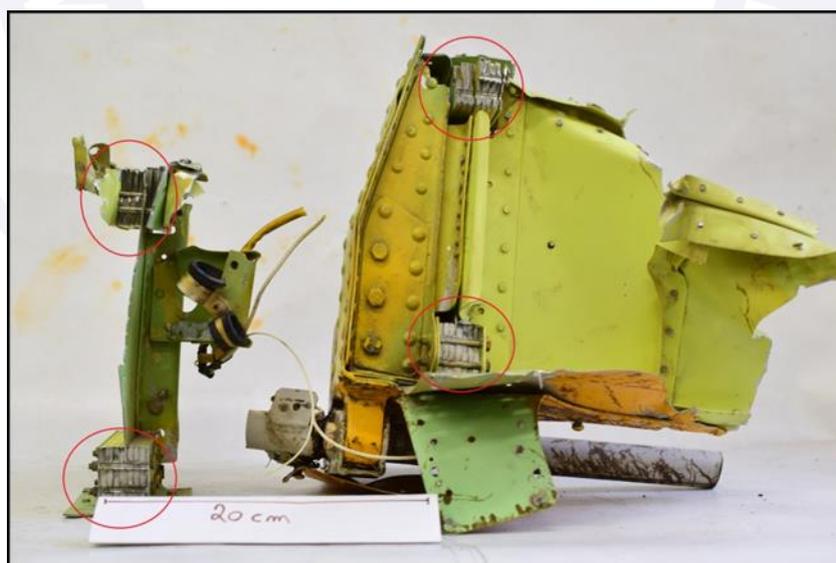


Figura 11 - Vista das mesas seccionados da longarina principal da semiasa esquerda.

Por meio de inspeção visual, pôde-se verificar que a mesa superior da longarina apresentou fratura típica de falha por sobrecarga (Figura 12).



Figura 12 - Vistas lateral e frontal da mesa superior da longarina com características típicas de fratura por sobrecarga.

A mesa inferior, por sua vez, apresentou fratura típica de falha por fadiga. A Figura 13 apresenta a região com marcas de praia (indicativas de fadiga) e pontos de corrosão.

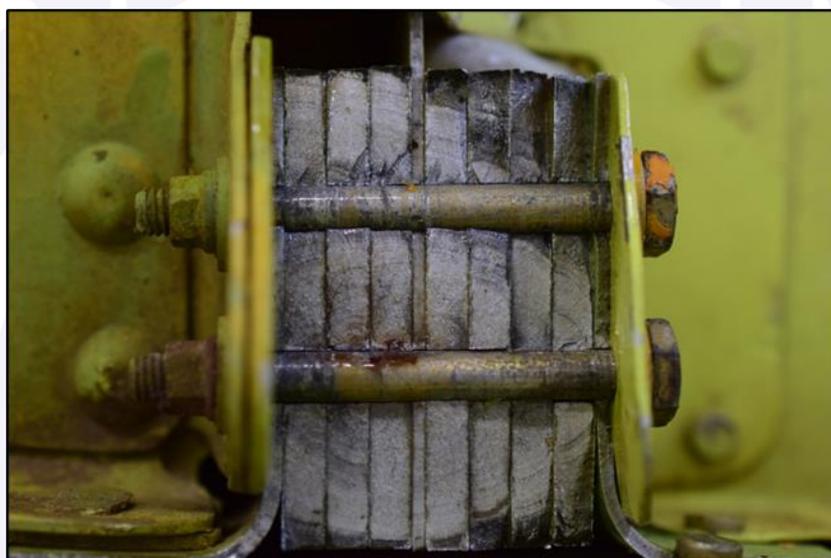


Figura 13 - Marcas de praia na mesa inferior da longarina.

Por meio de exames estereoscópicos da mesa inferior da longarina, foi possível identificar a presença de fadiga em quase toda a superfície da fratura (Figura 14).



Figura 14 - Detecção de fadiga, por meio de estereoscopia, na mesa inferior da longarina.

Também se verificou a existência de ranhuras no interior dos furos da longarina provocadas pelo rosqueamento dos pinos de fixação (Figura 15).

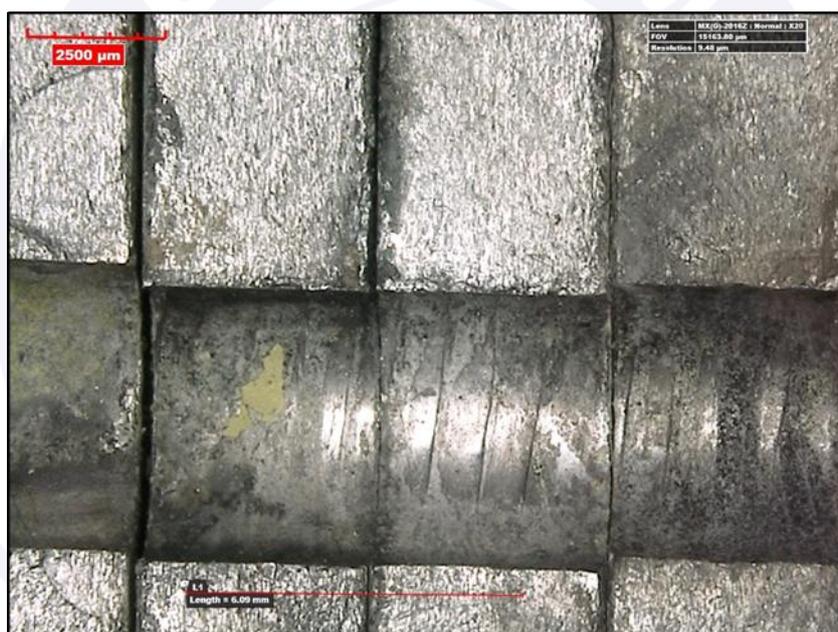


Figura 15 - Ranhuras no interior dos furos de 3/16 pol de diâmetro da longarina provocadas pelo rosqueamento dos pinos de fixação.

Assim, os resultados dos exames visuais e estereoscópicos evidenciaram que a fratura da mesa superior da longarina da semiasa esquerda decorreu da sobrecarga provocada pelo impacto da aeronave contra o solo.

Da mesma forma, os exames evidenciaram a presença de marcas de rosqueamento inadequado nas paredes internas do furo de encaixe do pino de 3/16 pol, os quais se tornaram concentradores de tensão. Essas marcas de ferramenta podem ter contribuído para o início do processo de fadiga nas chapas da mesa inferior da longarina. Na ocasião do acidente, esse segmento apresentava fadiga em quase toda a sua superfície.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

A empresa Mirim Aviação Agrícola Ltda. operava desde 1977 em Pelotas, RS, Arroio Grande, RS e Santa Vitória do Palmar, RS, realizando serviços aeroagrícolas, conforme o Certificado de Operador Aeroagrícola de n.º 2011-09-5IDI-04-01.

Possuía sete aeronaves e tinha 35 funcionários, sendo sete pilotos, onze técnicos agrícolas, um Gestor de Segurança Operacional (GSO), três coordenadores e outros funcionários de apoio.

As manutenções das aeronaves eram realizadas em oficinas de manutenção, mas a empresa contava com quatro mecânicos que prestavam apoio durante a safra.

1.18. Informações operacionais.

Antes da decolagem, a aeronave estava abastecida com 40 litros de gasolina de aviação (AvGas) em seus tanques e com 600 kg de produto agrícola (ureia) em seu *hopper*.

Acrescentando-se os pesos do piloto e básico da aeronave, obteve-se o valor de 1.773,8 kg. O peso máximo de decolagem da aeronave estipulado pelo fabricante era de 1.800 kg. O cálculo do centro de gravidade (CG) da aeronave indicou que ela estava dentro dos parâmetros previstos.

A aeronave estava equipada com um *Differential Global Positioning System* (DGPS - sistema diferencial de posicionamento global), por meio do qual foi possível extrair dados dos voos da aeronave (Figura 16).

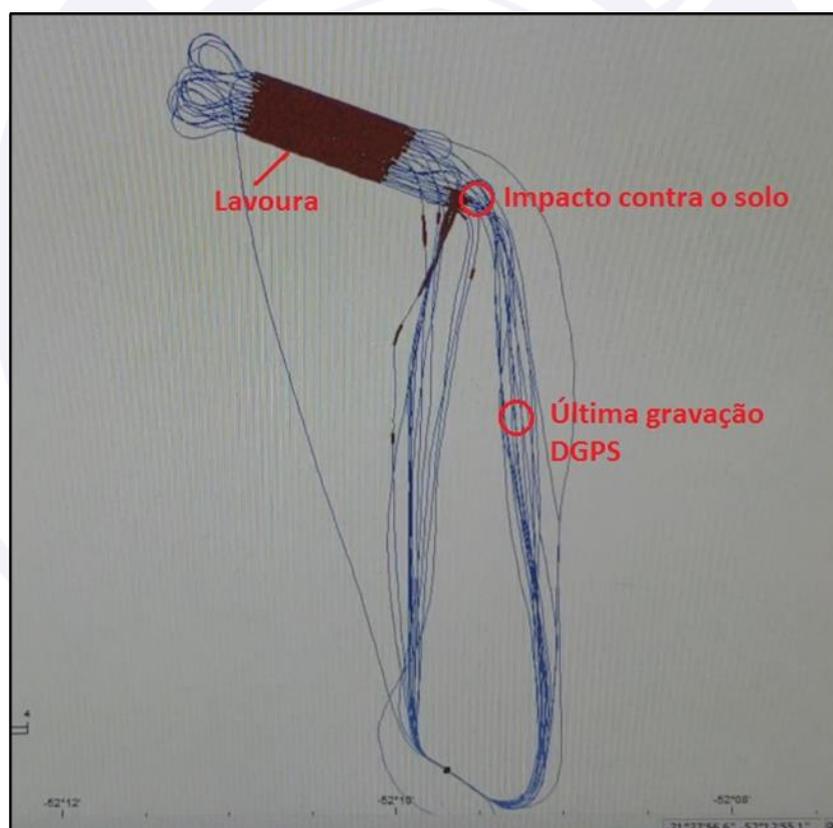


Figura 16 - Vista da trajetória da aeronave registrada pelo DGPS.

Os dados foram armazenados no cartão de memória do DGPS até 1,82 km do local do acidente, mas não gravou o momento do impacto, possivelmente por uma configuração interna do equipamento, o qual realiza gravações a intervalos de tempo definidos.

O voo que culminou no acidente era o 14º do dia. A análise dos dados armazenados no DGPS apontou que as curvas de enquadramento para o eixo de aplicação possuíam

perfis similares, com velocidade aproximada de 160 Km/h (86,4 kt) e altura de, aproximadamente, 45 m.

Constatou-se que, após a decolagem, a aeronave voou por 5,44 km até o impacto contra o solo. O local de início de aplicação (lavoura) estava a 850 m do local do impacto.

Levando-se em consideração a trajetória da aeronave até o ponto onde a gravação do DGPS foi interrompida e o local onde ocorreu o impacto, constatou-se que a colisão da aeronave ocorreu durante a realização da curva à esquerda para enquadramento do eixo de aplicação (Figura 17).

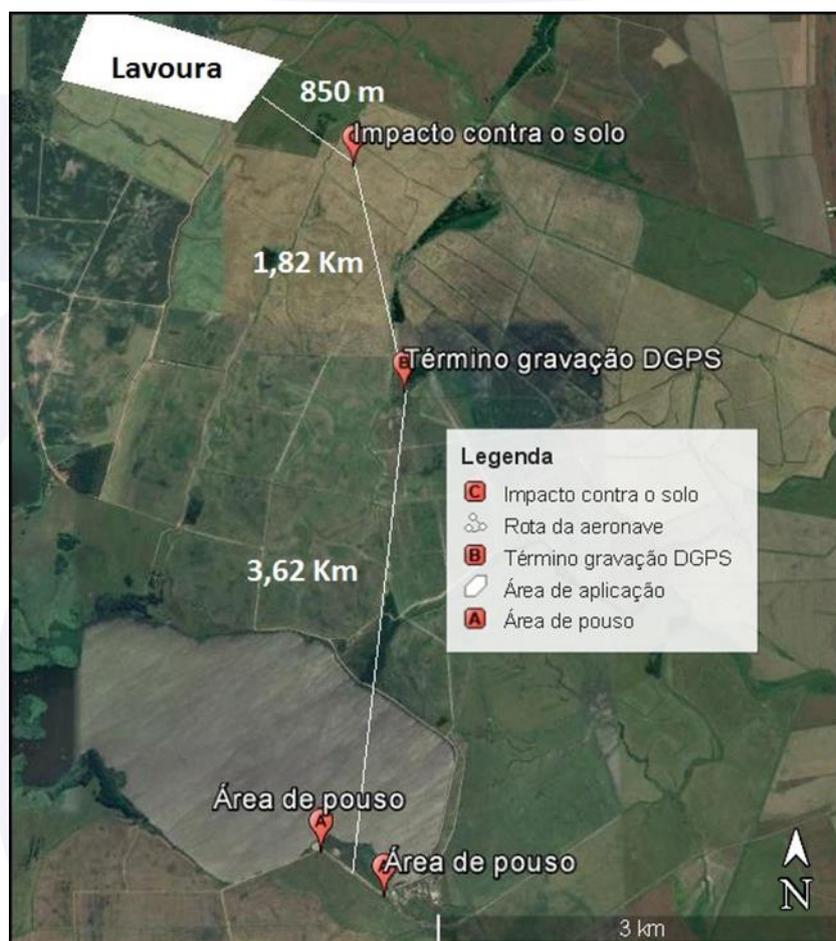


Figura 17 - Trajetória da aeronave e distâncias entre os principais pontos do voo.

1.19. Informações adicionais.

De acordo com o banco de dados do CENIPA, à época do acidente em pauta, 7 outros acidentes haviam ocorrido com aeronaves Ipanema, abrangendo modelos EMB-201, EMB-201A e EMB-202, todos ocorridos com os mesmos mecanismos de falha progressiva envolvidos: Corrosão e Fadiga Estrutural.

A partir das Recomendações de Segurança e de estudos por parte do fabricante, em 2015, a ANAC - que já havia emitido duas Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA) contemplando Inspeções Detalhadas (DET) no local da fratura, mas que não englobavam o Número de Série (N/S) do PT-UII - emitiu a DA Nº 2015-09-01, com aplicabilidade para todos os modelos e todos os N/S de aeronaves Ipanema, visando mitigar a condição insegura evidenciada.

O motivo exposto na DA foi:

MOTIVO: Foi constatada a presença de corrosão e trinca na longarina das semiasas e de corrosão nos parafusos de junção das estruturas e adjacências em alguns aviões. Esta DA foi emitida para detectar e corrigir a corrosão e a subsequente trinca na longarina das semiasas e elementos de fixação, que poderá resultar na separação das semiasas e perda de controle do avião.

Para o modelo EMB-202 (modelo em pauta), a DA prescreveu a obrigatoriedade de desmontagem das semiasas para a realização de uma Inspeção Detalhada (DET) pelo método Ensaio Não Destrutivo por Correntes Parasitas (END-CP), a fim de garantir a ausência de trincas no interior dos furos onde estavam alojados os prendedores do conjunto de chapas da mesa inferior das longarinas das semiasas.

Esse método permite detectar alterações no material da peça inspecionada, identificando, entre outras condições, descontinuidades no material como vazios, trincas, segregações e inclusões. Essas inspeções têm boa precisão na detecção de trincas causadas por fadiga e corrosão, as quais se iniciam, geralmente, na superfície da peça.

Nos casos mencionados, as trincas se iniciaram nas superfícies das paredes internas dos furos que alojam os prendedores de fechamento do pacote de chapas que formam as mesas das longarinas das semiasas, propagando-se em direção às superfícies das faces inferiores e superiores das chapas.

Os executantes desse tipo de Ensaio devem ser qualificados e estar autorizados pela ANAC a executá-lo, em nível adequado, atendendo requisitos de legislação específica emitida pela ANAC.

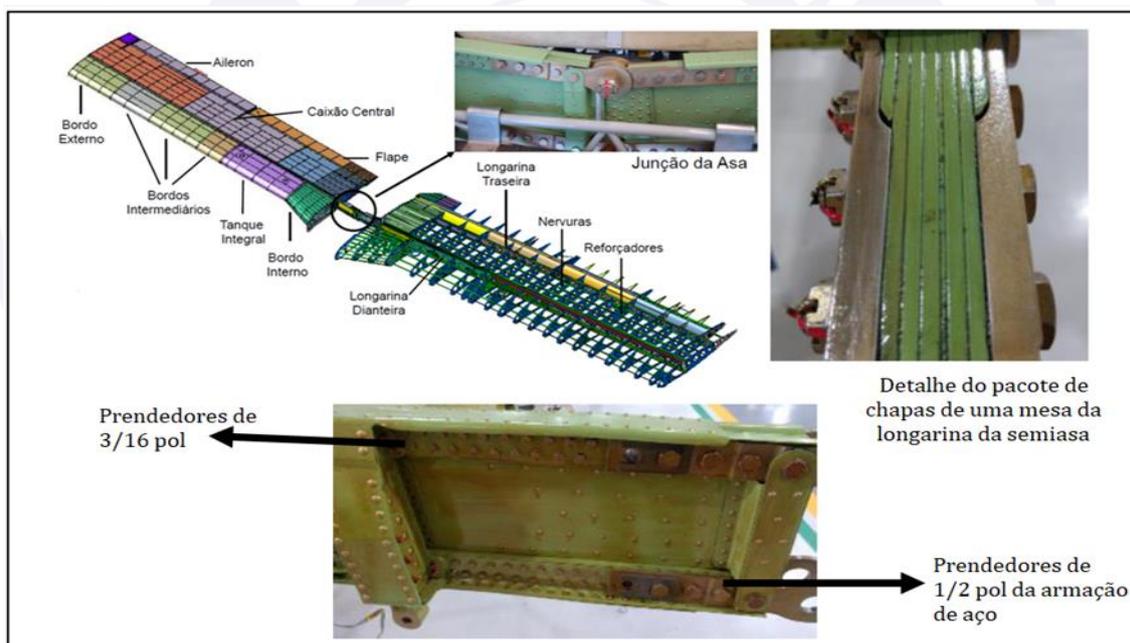


Figura 18 - Ilustrações da estrutura das longarinas das semiasas das aeronaves Ipanema EMB-202.

O prazo de cumprimento dessa inspeção prevista na DA Nº 2015-09-01 era:

- Antes que o avião completasse 3.000 horas de voo ou 17 anos, o que ocorresse primeiro; ou nas próximas 400 horas de voo após a data da efetividade da DA, que era de 14SET2015. Após essa primeira execução, a DA previa a repetição das ações a cada 1.000 horas de voo ou 2 anos, o que o corresse primeiro.

Ainda, a inspeção prevista na DA deveria ser executada conforme Manual de Serviços MS-202 revisão 17, item 57-12.1(c), para aeronaves EMB-202, cujo texto segue abaixo:

57-12.1. INSPEÇÃO E REPARO DOS FUROS DE UNIÃO DAS CHAPAS MESAS DAS LONGARINAS PRINCIPAIS DAS SEMI ASAS.

Inspecione os prendedores (parafusos, porcas e arruelas) de fechamento do pacote de chapas que formam a longarina quanto a existência de corrosão. Caso seja encontrada corrosão, proceda conforme abaixo:

[...]

c: Inspecione visualmente o interior dos furos onde estavam alojados os prendedores. Limpe a face interna dos furos de modo a possibilitar uma inspeção confiável. Utilize lanterna e lente de 10X. Os furos devem estar em perfeitas condições, livres de corrosão, trincas e mossas. Caso os furos estejam em perfeitas condições, reinstale utilizando prendedores novos.

O texto da DA expunha a obrigatoriedade da desmontagem dos prendedores de fechamento do pacote de chapas que formam a longarina das semiasas, independentemente de sua condição, para inspeção conforme subitem “c” acima exposto.

Já o texto do cabeçalho do item 57-12.1 expunha que a remoção dos prendedores deveria ser feita caso fosse encontrada corrosão. Logo, apesar de a DA ter referenciado apenas o subitem “c” do item 57-12.1, o texto poderia gerar dúvida de interpretação, levando o mecânico ao entendimento de que, nessa oportunidade, a remoção dos prendedores de 3/16 pol só deveria ocorrer em caso de evidência de corrosão.

De acordo com os registros primários da caderneta de célula da aeronave, a DA Nº 2015-09-01 foi aplicada em 19ABR2016, quando a aeronave possuía 10.832 horas de voo e, portanto, dentro do prazo estipulado. Desse modo, a próxima desmontagem estava prevista para ocorrer em, no máximo, 19ABR2018 ou 11.832 horas de operação.

Contudo, conforme registro de aprovação para retorno ao serviço, o END-CP previsto na DA foi realizado apenas nos elementos de junção das semiasas, ou seja, nas paredes internas dos furos dos prendedores de ½ pol, não abrangendo os prendedores de 3/16 pol, região essa a da fratura do PT-UII.

Posteriormente, a DA Nº 2017-05-02, de 29MAI2017, substituiu a DA 2015-09-01, estipulando que as Inspeções internas fossem realizadas em novo período de repetição e nos furos de ½ pol apenas. O novo período previsto foi de 2.000 horas de operação ou 4 anos, o que ocorresse primeiro. As instruções para a execução desse procedimento estavam contidas no BS 200-057-0008, de 23DEZ2016, e incluídas da revisão 17 do MS-202.

A partir dessa mudança, a inspeção feita anteriormente passava a estar de acordo com a Diretriz de Aeronavegabilidade e com as publicações do fabricante.

Essa nova DA 2017-05-02 também ratificou a execução das inspeções das longarinas e estrutura de fixação, inclusive dos prendedores de 3/16 pol, mas externamente, cujo detalhamento foi exposto no BS Nº 200-057-A007, de 25NOV2016, a ser executada com auxílio de lente de aumento e boroscópio, com a finalidade de detectar danos na pintura, trincas e corrosão das peças do conjunto de chapas através da inspeção externa.

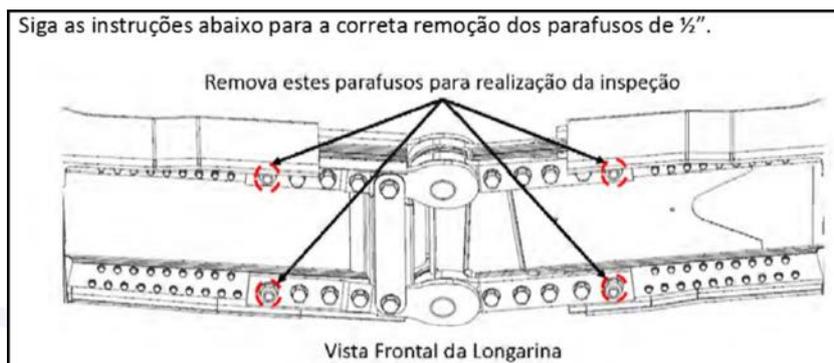


Figura 19 - Figura ilustrativa da remoção dos prendedores de ½ pol para inspeção interna dos furos conforme detalhamento do BS 200-057-0008. Fonte: BS 200-057-0008.

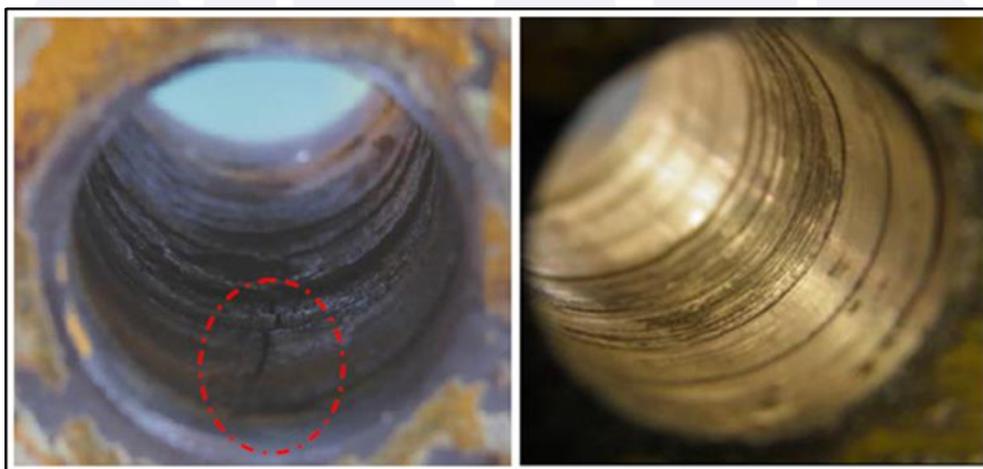


Figura 20 - Detalhamento de trinca (esquerda) e riscos internos (direita) nas paredes internas de furos de ½ pol. Fonte: BS 200-057-0008.

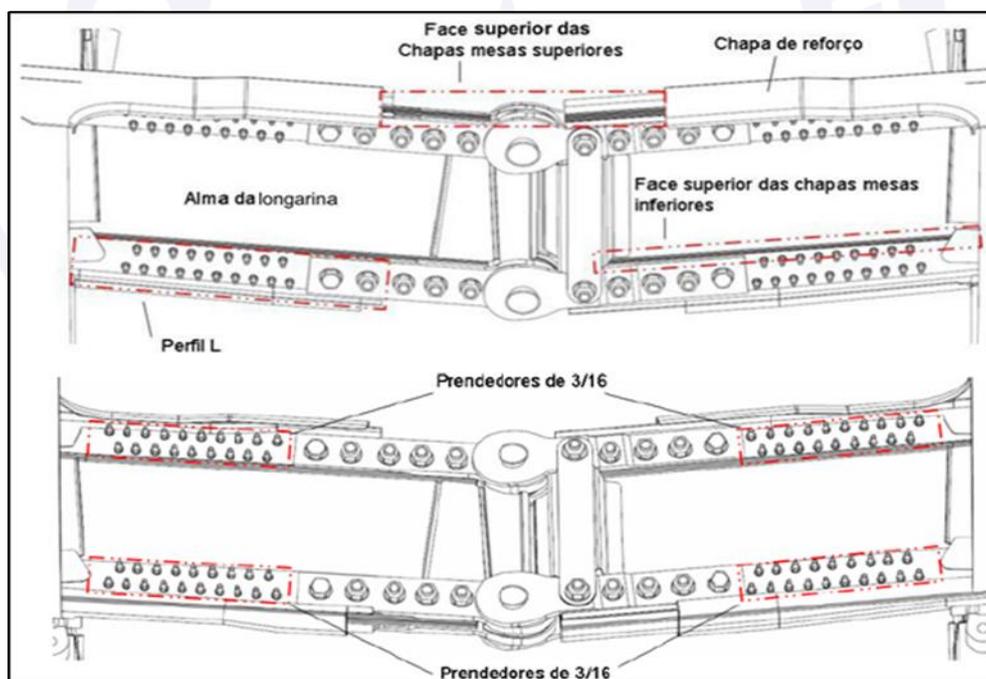


Figura 21 - Ilustração de algumas das seções a serem realizadas nas Inspeções Detalhadas (DET) a cada 100 horas de operação, conforme BS 200-A057-A007. Fonte: BS 200-057-A007.



Figura 22 - Parafusos de 3/16 pol com corrosão. Fonte: BS 200-057-A007.

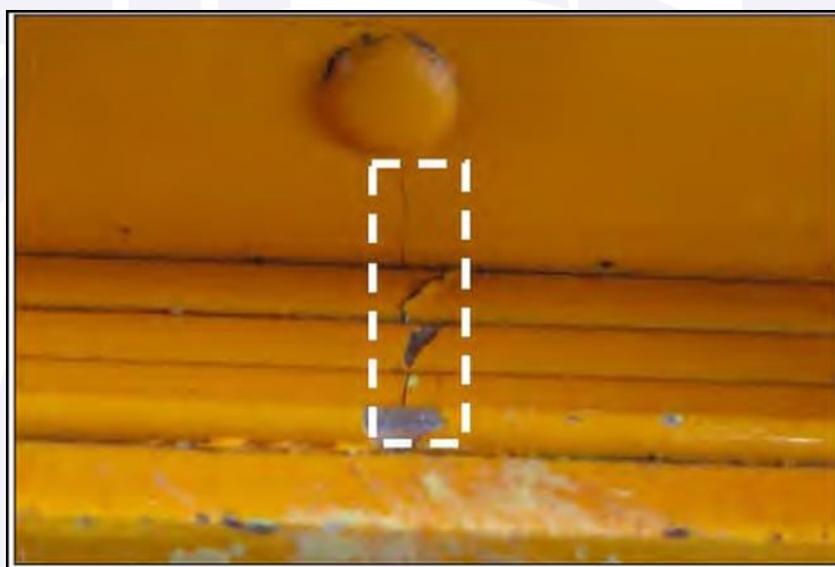


Figura 23 - Face superior das chapas da mesa inferior e alma da longarina com trincas evidentes. Fonte: BS 200-057-A007.

Ou seja, o acesso à superfície interna dos furos de 3/16 pol só ocorreria caso fosse detectada corrosão nos prendedores, por meio da inspeção externa, ou ainda, caso alguma trinca fosse encontrada.

De acordo com os registros primários da caderneta de célula da aeronave, as inspeções previstas BS 200-057-A007 foram realizadas 6 vezes desde a sua emissão, sendo o último registro de 01OUT2018, com a aeronave totalizando 11.936 horas de operação.

A Figura 24 mostra uma linha do tempo dos registros de manutenção, para desmontagem obrigatória das asas para cumprimento da inspeção DET prevista na DA Nº 2015-09-01; e para as inspeções DET externas aos furos, prevista no BS 200-057-A007.

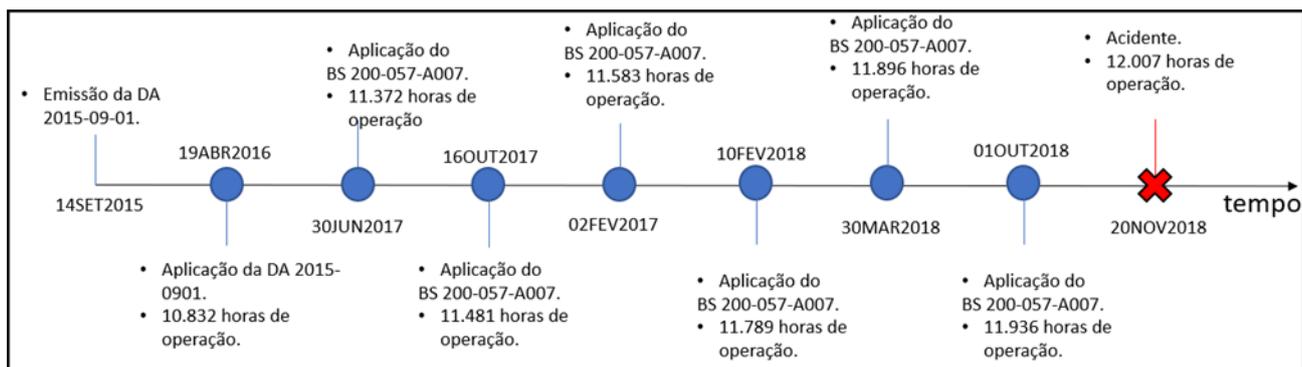


Figura 24 - Linha do tempo contendo registros da aplicação de Diretivas Técnicas e Boletins de Serviço até a data do acidente.

Ainda, a DA Nº 2017-05-02 estipulava que, em caso de detecção de qualquer corrosão, trinca ou discrepância, houvesse a comunicação à ANAC.

Não foram encontrados registros de comunicação de discrepância feita à ANAC.

Adicionalmente à inspeção programada de 100 horas, o MS-202, desde sua revisão 13, de 24JAN2014, já previa, em seu item 57-11.2, a execução de inspeção DET similar à de 100 horas, mas com a remoção dos tanques de combustível, de todos os bordos de ataque e painéis de revestimento abaixo da cabine, a fim de facilitar o acesso para visualização de possíveis trincas ou corrosão, sendo mais uma oportunidade de detecção da trinca.

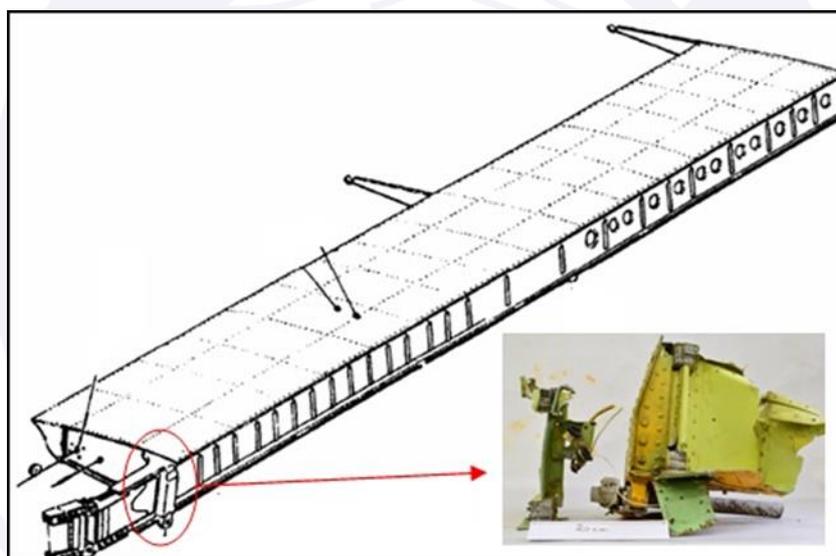


Figura 25 - Ilustração representativa de uma das duas semiasas sem bordo de ataque para realização da inspeção detalhada durante as Inspeções Anuais de Manutenção (IAM); e referência da região da longarina fraturada do PT-UII.

Ainda sobre o item 57.11-2, havia a previsão de remoção das asas para realização de ações para detecção de trincas com acesso pelas paredes internas dos furos, mas essa remoção também só ocorreria: “se for constatada corrosão e/ou trincas” (texto do subitem “c”).

Ou seja, se na inspeção sem remoção da asa não fosse detectada nenhuma corrosão nem trinca, a asa não seria desmontada para inspeção da parte interna dos furos.

Essa grande quantidade de documentos tratando os assuntos e, algumas vezes apresentando divergências entre si, pode ter contribuído para confusão e conseqüente não execução plena dos serviços necessários para a prevenção da propagação dos danos de fadiga.

A Figura 13 deste relatório demonstrou que as marcas de praia da mesa fraturada progrediram a partir das paredes dos furos de 3/16 pol, avançando em ambos os sentidos, em direção às faces superior e inferior da mesa da longarina.

Assim, uma inspeção interna de END-CP ou mesmo visual detalhada interna a esses furos seria capaz de identificar a presença das trincas, o que não ocorreu.

Em suma, para identificação dos danos progressivos na longarina fraturada do PT-UII, havia 4 tipos de inspeções previstas em publicações:

Inspeção da DA Nº 2015-09-01, de 14SET2015.

- Aplicada em 19ABR2016, com 10.832 horas de operação, e deveria ser cumprida de forma repetitiva a cada 1.000 horas ou 2 anos, o que ocorresse primeiro. Assim, seu vencimento seria com 11.832 horas de operação ou em 19ABR2018.
- Seguindo esse prazo, a asa deveria ter sido desmontada novamente em prazo anterior ao do acidente, o que não aconteceu.

Inspeção da DA Nº 2017-09-02, de 29MAIO2017.

- Substituiu a DA Nº 2015-09-01.
- Alterou o prazo de cumprimento repetitivo para cada 2.000 horas ou 4 anos, o que ocorrer primeiro com acesso interno apenas aos furos de ½ pol.
- Especificou o cumprimento de inspeção DET das longarinas e estrutura de fixação, com acesso apenas externo (sem acesso interno aos furos dos prendedores de 3/16 pol - região da fratura) a cada 100 horas, conforme detalhamento exposto no BS 200-057-A007, de 25NOV2016.
- O acesso às paredes internas dos furos de 3/16 pol ocorreria caso fosse detectada trinca ou corrosão.

Inspeções programadas de 100 horas do MS-202.

- Inspeção realizada conforme MS-202 em sua revisão atual e com detalhamento exposto também no BS 200-057-A007. Incluía a inspeção detalhada externa com auxílio de espelho, lanterna, lente de aumento (10X) e boroscópio.
- Externas aos furos que alojam os prendedores do conjunto de chapas das mesas das longarinas.
- O acesso às paredes internas dos furos de 3/16 pol ocorreria caso fosse detectada trinca ou corrosão.

Inspeções IAM do MS-202 ou 12 meses.

- Semelhante às de 100 horas, mas com a desmontagem dos tanques de combustível, todos os bordos de ataque e painéis de revestimento abaixo da cabine, a fim de facilitar o acesso.
- O acesso às paredes internas dos furos de 3/16 pol ocorreria caso fosse detectada trinca ou corrosão.

Com base nisso, a análise dos registros de manutenção da aeronave indicou que houve quatorze ocasiões para detecção da trinca na área fraturada, quando da execução das inspeções de 100 horas, das IAM (Inspeções Anuais de Manutenção), da aplicação do BS 200-057-A007 e uma na aplicação da DA Nº 2015-09-01.

Contudo, a inspeção mais capaz de identificar a trinca desde seu início era a prevista apenas na DA Nº 2015-09-01, visto que esta inspeção previa a remoção dos prendedores de fechamento do pacote de chapas que formam a longarina das semiasas, e posterior realização de um Ensaio Não Destrutivo por Correntes Parasitas. Contudo, conforme

documento de aprovação para retorno ao serviço da aeronave, esse acesso não foi feito, mas apenas nos prendedores de ½ pol, tendo a aeronave então sido aprovada para retorno ao serviço.

Após a substituição da DA 2015-09-01 pela DA 2017-09-02, em acordo com as publicações emitidas pelo fabricante, o acesso interno passou a estar previsto apenas para os prendedores de ½ pol.

Portanto, o acesso à parte interna dos furos de 3/16 pol não foi feito até o acidente.

A Tabela 1 abaixo considerou registros desde a data da introdução dos itens 57-11.1 e 57-11.2 no Manual de Serviços da aeronave (MS-202), revisão 13, emitida em 24JAN2014. Esses itens introduziram as inspeções visuais nas longarinas das semiasas nas inspeções de 100 horas e IAM incluindo a região da fratura do PT-UII, apenas externamente. Nessa revisão havia a previsão de utilização apenas de lente de aumento, lanterna e espelho para facilitar a visualização.

Data	Horas de Operação	Tipo de Inspeção	Oficina
18/FEV/2014	9.842:40	100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
De 08/MAI/2014 a 03/JUN/2014	10.015:00	IAM/100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
10/FEV/2015	10.320:40	100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
De 24/ABR/2015 a 13/JUL/2015	10.474:40	IAM/100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
04/FEV/2016	10.778:00	100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
De 03/MAR/2016 a 08/AGO/2016	10.832:40	IAM/100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
19/ABR/2016	10.832:40	DA 2015-09-01	D.A AVIAÇÃO LTDA.
22/JAN/2017	11.140:25	100 horas	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
De 02/MAI/2017 a 30/JUN/2017	11.372:35	IAM/100 horas/BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
16/OUT/2017	11.481:50	BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
02/DEZ/2017	11.583:20	BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
10/FEV/2018	11.789:50	100 horas/BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
30/MAR/2018	11.896:10	BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.
De 15/JUN/2018 a 01/OUT/2018	11.936:40	IAM/100 horas/BS 200-057-A007	MOTORMEC - Aeronaves e Veículos LTDA.

Tabela 1 - Registros de manutenção da aeronave.

Portanto, o cumprimento das inspeções do MS-202 deveria ser suficiente para detecção da corrosão no prendedor de 3/16 pol e das trincas nas superfícies das chapas da mesa inferior das longarinas das semiasas quando da realização das Inspeções de 100 horas e IAM.

Assim, contabilizando as inspeções pós-BS 200-057-A007, o qual detalhou as inspeções a serem realizadas, totalizam-se seis oportunidades de detecção da trinca

Apesar disso, mesmo com o detalhamento, não houve detecção de trinca de fadiga na região.

A aeronave voou em torno de 635 horas de operação entre a primeira inspeção pós-BS A007 e o acidente, e 1.175 horas entre a aplicação da DA 2015-09-001 e o acidente; esforço aéreo baixo para o desenvolvimento do processo de fadiga generalizada (em quase toda a superfície), o que reforça a hipótese de que o processo de fadiga já estava presente na longarina quando da execução dessas inspeções.

Portanto, o comprometimento da integridade estrutural das asas pode estar associado às práticas deficientes de inspeção e manutenção, visto que o cumprimento do previsto nas publicações técnicas deve ser suficiente para a detecção do dano de fadiga em estágio anterior ao da propagação catastrófica.

Aliado a isso, o excesso de revisões de publicações técnicas, o descasamento de algumas informações entre Diretrizes, Boletins e Manuais de Serviço, pode ter contribuído em problemas de interpretação de “o que”, “como” e “quando” deveriam ser executadas tarefas capazes de detectar o dano progressivo de fadiga.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

O piloto obteve sua licença de PPR em 1998 e estava com as habilitações MNTE e PAGA válidas. Foi admitido no operador em 2015 e havia atuado em quatro safras na empresa. Possuía um total de 16 safras no currículo.

A inspeção de saúde estava dentro do prazo de validade e não possuía registros de utilização de medicações. Os exames de laboratório, eletrocardiograma e testes psicológicos de suas últimas inspeções de saúde não revelaram alterações dignas de nota. O exame pericial concluiu que a *causa mortis* do piloto foi politraumatismo.

No início de 2018, o piloto passou por algumas dificuldades em relação à condução de negócios particulares fora da aviação, somadas à perda de um familiar. Na ocasião do acidente, o piloto estava à espera de sua segunda filha.

Dadas as dificuldades acima descritas, em abril de 2018, o piloto havia feito uso de medicação psicotrópica para dormir, sem a devida prescrição médica. No entanto, logo em seguida, interrompeu o uso devido aos efeitos colaterais.

Durante a ação inicial, foram encontradas algumas medicações com prazos de validade vencidos na mochila do piloto. Dentre elas, foi encontrada uma cartela contendo alguns comprimidos de Alprazolam, com prazo de validade de novembro de 2017.

Os exames toxicológicos, realizados após o acidente, não detectaram a presença de nenhuma substância ou medicação que pudesse ter afetado o desempenho em voo. Apesar de não ter sido realizado teste específico para a medicação Alprazolam, familiares afirmaram que o tripulante havia suspenso, em época anterior ao acidente, a utilização da medicação.

Segundo relatos de familiares, o piloto repousou adequadamente na noite anterior ao acidente e não consumiu bebidas alcoólicas.

Uma análise dos dados dos voos realizados no dia do acidente, gravados no DGPS da aeronave demonstrou que as curvas de enquadramento para o eixo de aplicação possuíam perfis similares, com velocidade aproximada de 160 Km/h (86,4 kt) e altura de, aproximadamente, 45 m.

Tal constância e precisão na execução dos procedimentos evidenciaram que, a despeito das dificuldades enfrentadas em sua vida pessoal e da possível utilização de medicação psicotrópica, o piloto não teve o seu desempenho em voo afetado no momento do acidente.

As condições meteorológicas, no local do acidente, estavam propícias ao voo visual.

A aeronave estava com o CA válido e possuía as escriturações de célula, motor e hélice atualizadas. As inspeções haviam sido realizadas em oficina homologada pela ANAC e os registros de manutenção estavam devidamente escriturados nas respectivas cadernetas.

No momento do acidente, a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento estipulados pelo fabricante.

Segundo a análise dos dados do DGPS da aeronave, verificou-se que, no momento do impacto, a aeronave realizaria curva à esquerda, para enquadramento do eixo de aplicação na lavoura, distante 800 m.

A análise dos destroços permitiu evidenciar que a aeronave impactou contra o solo, desenvolvendo grande energia. O grau de deformação de alguns componentes indicou que ela estava com inclinação de asa para a esquerda e em atitude de voo descendente no momento do impacto.

Os componentes internos do motor estavam íntegros e não apontaram discrepâncias que pudessem ter comprometido o seu funcionamento normal. A hélice apresentava riscos transversais e uma moosa no bordo de ataque em uma das pás, indicando movimento de rotação no instante do impacto. As evidências encontradas indicaram que o motor não apresentava problemas mecânicos e que estava desenvolvendo potência no momento do impacto.

O painel esquerdo do profundor se despreendeu da fuselagem e o tubo de torção apresentava sinais de corrosão na área onde se rompeu, no entanto, uma análise em laboratório revelou que o tubo apresentava características típicas de fratura por sobrecarga, indicando que, a despeito da presença de sinais de corrosão, o seu seccionamento se deu em decorrência do impacto.

A semiasa esquerda encontrava-se separada 15 m do restante dos destroços e com a longarina principal fraturada na região da junção com a fuselagem. As deformações causadas pelo contato entre a roda do trem de pouso e a semiasa esquerda indicaram, no entanto, que ela estava acoplada à fuselagem no momento do impacto.

Dadas as características de ruptura da longarina da semiasa esquerda, a qual fraturou na região da junção com a fuselagem, os seus segmentos estruturais foram preservados para análise em laboratório. A análise apontou que a mesa inferior da longarina possuía fadiga em praticamente toda a sua superfície; enquanto a mesa superior teve fratura típica de falha por sobrecarga.

Assim, constatou-se que a mesa inferior da longarina se rompeu devido à fadiga e que a semiasa esquerda permaneceu acoplada à fuselagem apenas por meio do seguimento superior até o momento do impacto, quando houve o seu rompimento.

O rompimento da mesa inferior da longarina acarretou uma alteração no diedro e, conseqüentemente, houve a perda de controle da aeronave.

A análise da longarina apontou, ainda, que houve, em algum momento, o rosqueamento inadequado dos pinos de 3/16 pol de diâmetro em seus respectivos furos. As marcas de ferramenta deixadas por esse rosqueamento inadequado se tornaram concentradores de tensão que podem ter facilitado o início do processo de fadiga da mesa inferior da longarina.

A inspeção da área onde ocorreu a ruptura da semiasa esquerda do PT-UII era estabelecida conforme previsto no Manual de Serviço e detalhada no Boletim de Serviços 200-057-A007 da aeronave a cada 100 horas de operação.

Após a emissão do BS 200-057-A007, em 25NOV2016, a aeronave passou por seis inspeções programadas, contando os registros de inspeções de 100 horas e de Inspeções Anuais de Manutenção, tendo a aeronave voado cerca de 635 horas. Apesar de as inspeções terem ocorrido e terem sido registradas, não foram efetivas na detecção das trincas de fadiga e não preveniram o acidente.

Dada a baixa quantidade de horas voadas desde a emissão do BS N° 200-057-A0007, a hipótese de que a trinca de fadiga já existia na longarina quando da execução das últimas 6 inspeções programadas não é descartada. Ou seja, possivelmente as inspeções

programadas não detectaram as trincas de fadiga que já existiam na estrutura das chapas da mesa inferior da semiasa esquerda.

Considerando essa existência de uma condição latente de fadiga do seguimento inferior da longarina, conclui-se que, em algum momento do seu ciclo de vida, houve a nucleação de trincas de fadiga ao redor do primeiro e segundo furos de 3/16 pol do conjunto de chapas da mesa da longarina da semiasa esquerda, as quais se propagaram até que a resistência estrutural remanescente não fosse suficiente para suportar as cargas do voo e, com isso, houve a fratura da mesa inferior da longarina asa.

Não foi possível identificar o momento exato da nucleação da trinca nem sua causa raiz, contudo, sabe-se que a existência de corrosão internamente ao furo e a existência das marcas de ferramentas deixadas por procedimento inadequado de manutenção contribuíram para o surgimento das trincas de fadiga.

Por fim, o cruzamento de informações entre os procedimentos previstos nas revisões dos Manuais de Serviço e os registros de manutenção da aeronave indicou a possibilidade de a área fraturada ter sido inspecionada em quatorze ocasiões desde a data da introdução do item na revisão do Manual de Serviços da aeronave até a ocorrência.

Ao menos seis dessas inspeções foram realizadas após a emissão do Boletim de Serviços de detalhamento da inspeção, evidenciando, portanto, que as referidas inspeções podem não ter sido conduzidas da maneira adequada, ou não serem suficientes para a detecção do dano progressivo em andamento.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e de Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas;
- c) o piloto possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula, motores e hélices estavam atualizadas;
- g) houve rosqueamento inadequado dos pinos da longarina da semiasa esquerda;
- h) as inspeções da longarina da semiasa esquerda realizadas em oficina de manutenção não identificaram o processo de fadiga do material da mesa inferior;
- i) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- j) a aeronave decolou com um piloto a bordo para realizar aplicação de ureia em lavoura;
- k) a mesa inferior da semiasa esquerda fraturou-se em decorrência de fadiga;
- l) houve alteração do diedro da asa, seguido da consequente perda de controle da aeronave;
- m) durante o enquadramento para o eixo de aplicação, a aeronave impactou contra o solo;
- n) a aeronave ficou destruída; e
- o) o piloto teve lesões fatais.

3.2. Fatores contribuintes.

- Manutenção da aeronave - contribuiu.

Em algum momento do seu ciclo de vida, a aeronave foi submetida a um inadequado procedimento de manutenção, o qual permitiu que houvesse um rosqueamento inadequado dos pinos de fixação da longarina da semiasa esquerda, acarretando a formação de concentradores de tensão que, por sua vez, podem ter facilitado o início do processo de fadiga.

A área afetada possuía procedimento de inspeção estabelecido pelo fabricante da aeronave. Os registros de manutenção indicaram que a referida área foi verificada em várias ocasiões, porém, em nenhuma delas o problema foi detectado.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade.

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

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

A-172/CENIPA/2018 - 01

Emitida em: 30/03/2023

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação às Organizações de Manutenção autorizadas a realizar serviços no modelo de aeronave EMB-202 e realizar ações de promoção da segurança operacional, a fim de divulgar o correto cumprimento dos Manuais, Boletins e Diretrizes de Aeronavegabilidades emitidas que dizem respeito às falhas por fadiga estrutural nas longarinas das aeronaves modelo Ipanema.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em, 30 de março de 2023.