

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-137/CENIPA/2021

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-UZI
MODELO:	EMB-202A
DATA:	05DEZ2021



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-UZI, modelo EMB-202A, ocorrido em 05DEZ2021, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente”.

Durante a recuperação, após passagem sobre a área de pouso para uso aeroagrícola, para alijamento da água do *hopper*, ocorreu a ruptura da asa direita da aeronave.

Constatou-se que a operação fora dos limites de Velocidade Máxima de Operação (V_{MO}), Velocidade de Manobra (V_A) e Peso Máximo de Decolagem (PMD), em uma aeronave com as longarinas fragilizadas por trincas não detectadas em inspeções anteriores, acarretou esforços sobre aeronave, durante uma manobra de alijamento de água, que superaram a sua resistência estrutural naquele contexto.

A aeronave ficou destruída.

O piloto sofreu lesões graves.

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.....	6
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.....	9
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.....	10
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	11
1.13.1. Aspectos médicos.....	11
1.13.2. Informações ergonômicas.....	11
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	11
1.14. Informações acerca de fogo.....	12
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	12
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	12
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	18
1.18. Informações operacionais.....	18
1.19. Informações adicionais.....	21
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
2. ANÁLISE.....	22
3. CONCLUSÕES.....	24
3.1. Fatos.....	24
3.2. Fatores contribuintes.....	25
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	26
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	26

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASO	Alerta de Segurança Operacional
BS	Boletim de Serviço
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
COM	Certificado de Organização de Manutenção
CVA	Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
END	Ensaio Não Destrutivo
GSO	Gerente de Segurança Operacional
INMET	Instituto Nacional de Meteorologia
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IS	Instrução Suplementar
L	<i>Lift</i> - sustentação
MEV	Microscopia Eletrônica de Varredura
MNTE	Habilitação de Avião Monomotor Terrestre
NM	<i>Nautical Miles</i> - milhas náuticas
OM	Organização de Manutenção
PAGA	Habilitação de Piloto Agrícola - Avião
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
SAE-AG	Categoria de Registro Privada Serviço Aéreo Especializado Público - Aeroagrícola
SDTO	Designativo de localidade - Aeródromo Fazenda Cataco, Ubarana, SP
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
V _A	Velocidade de Manobra
V _C	Velocidade Calibrada
V _{MO}	Velocidade Máxima de Operação
W	<i>Weight</i> - peso

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: EMB-202A	Operador: Imagem Aviação Agrícola Ltda.
	Matrícula: PT-UZI Fabricante: EMBRAER	
Ocorrência	Data/hora: 05DEZ2021 - 17:55 (UTC)	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema / componente
	Local: Fazenda Bom Jesus	
	Lat. 10°53'03"S Long. 049°37'02"W	
	Município - UF: Lagoa da Confusão - TO	

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou da área de pouso para uso aeroagrícola na Fazenda Bom Jesus, município da Lagoa da Confusão, TO, por volta das 17h50min (UTC), a fim de realizar um voo local de alijamento de água, com um piloto a bordo.

Durante a recuperação, após a passagem sobre a área de pouso para alijamento da água contida no *hopper*, ocorreu a ruptura da asa direita da aeronave.



Figura 1 - Posição final da aeronave.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões graves.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída. Houve a separação total da asa direita, que foi encontrada a cerca de 30 m da concentração dos destroços. A asa esquerda se encontrava presa parcialmente e em posição invertida, com o bordo de ataque para trás.

O berço do motor se despreendeu da aeronave e o estabilizador direito foi parcialmente arrancado após o contato com o solo. O cone de cauda, o estabilizador vertical e o estabilizador horizontal esquerdo permaneceram com poucos danos.

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	1.828:32
Totais, nos últimos 30 dias	41:18
Totais, nas últimas 24 horas	01:00
Neste tipo de aeronave	1.000:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	41:18
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio da Caderneta Individual da Voo (CIV) digital e verificado no Diário de Bordo da aeronave. As horas no tipo de aeronave foram obtidas por meio da declaração do piloto.

1.5.2. Formação.

Informação não disponibilizada à Comissão de Investigação.

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

O *Pilot in Command* (PIC - piloto em comando) possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os registros indicaram que o piloto operava o modelo de aeronave desta ocorrência desde 2020 e, especificamente no de matrícula PT-UZI, ele havia voado nos meses de outubro, novembro e dezembro de 2021, respectivamente 5 horas e 30 minutos, 40 horas e 5 horas e 54 minutos, totalizando mais de 51 horas na aeronave acidentada.

Conforme previa o item 61.21 - "Experiência Recente" do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 61, que tratava de "Licenças, Habilitações e Certificados para Pilotos", considerou-se que o PIC 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 monomotor de asa baixa, trem de pouso tipo triciclo convencional, matrícula PT-UZI, modelo EMB-202A, de número de série 20001133, foi fabricada pela EMBRAER, em 2010, possuía o Peso Máximo de Decolagem (PMD) de 1.800 kg e estava inscrita na Categoria de Registro Privada Serviço Aéreo Especializado Público - Aeroagrícola (SAE-AG).

A estrutura da aeronave era constituída de fuselagem em estrutura tubular soldada, revestida com painéis de alumínio removíveis. A sua asa era metálica, com sistema de fixação do tipo cantiléver e a empenagem era metálica do tipo convencional. O trem de pouso era fixo, do tipo convencional.

Conforme certidão de inteiro teor, o operador da época do acidente havia transferido a propriedade da aeronave para um novo proprietário desde 24JAN2013.

Para permanecer como operador da aeronave a partir daquela data, havia sido firmado um contrato de arrendamento operacional, o qual foi renovado por mais quatro vezes, sendo a última renovação com vencimento em 15MAIO2025.

Histórico de intervenções de reparo e manutenções na célula da aeronave PT-UZI

O PT-UZI esteve envolvido em um acidente em 25NOV2017, na Fazenda Cataco (SDTO), município de Ubarana, SP, quando, após um estouro de pneu, a aeronave veio a ultrapassar o limite lateral direito da pista e colidiu a asa direita contra um mourão de cerca.



Figura 2 - Imagem do acidente com a aeronave PT-UZI em 25NOV2017.

Conforme o laudo de avarias, datado de 07MAIO2018, emitido pela OM Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC), a aeronave estava com 2.654 horas e 42 minutos, possuía avaria nos bordos de ataque, no tanque da asa direita, danos no revestimento dos flapes, além de parada brusca do motor e hélice, sendo identificado, ainda, moossa em uma das pás de hélice.

Como solução, foi realizado o alinhamento e a substituição do tubo da treliça próximo ao trem de pouso; confeccionados e substituídos os bordos de ataque; substituído o tanque de combustível da asa direita; efetuado reparo e pintura do revestimento dos flapes; e a pintura total da asa.

Nessa oportunidade, em 09AGO2018, foi registrado o cumprimento da DA 2017-05-02, pela OM D.A - Aviação Ltda. (COM 9710-01/ANAC), cujo formulário (FORM) F-100-01 SEGVOO 003 trazia as seguintes observações:

O produto aeronáutico discriminado em anexo, foi submetido inspeção visual (lupa 10x) quanto a presença de trincas, corrosão e medição de rugosidade nos furos dos elementos da junção e ensaio não destrutivo por *Eddy Current* conforme as especificações de norma técnica aplicável nº MIL HDBK 728/02 (01/07/1992) em conformidade com os itens previstos na DA 2017-05-02; Manual do Fabricante PN MS 202A/2005 revisão 18 (11/12/2017) e Boletim de Serviço nº 200-057-0008, de acordo com padrão PN 200T-07369-401- *repetir o cumprimento dessa DA a cada 2 .000 horas de voo ou 04 (quatro) anos (o que ocorrer primeiro) a partir dessa data. (sic)

Os procedimentos previstos para a aplicação da DA estavam descritos no Boletim de Serviço (BS) 200-057-0008 emitido pelo fabricante da aeronave. As instruções contidas no BS visavam à verificação da longarina principal das semiasas e a inspeção dos furos de ½ pol quanto à corrosão e trincas, com a realização de Ensaio Não Destrutivo (END) pelo método *Eddy-Current* (também conhecido como Correntes Parasitas) nas superfícies internas dos furos.

Enquanto a aeronave esteve indisponibilizada para a execução dos reparos, foi registrado, na caderneta de hélice e no mapa informativo de controle de componentes, que houve manutenção de revisão geral, inspeção de “50 horas” e “100 horas”, na OM Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC), datada de 27AGO2018, com total de 2.655 horas e 10 minutos registrados.

Em 01AGO2019, foi novamente registrado o cumprimento da DA 2017-05-02, no Mapa de Controle/Situação de DA, quando a aeronave PT-UZI acumulava 3.101 horas totais. A diretriz foi aplicada na aeronave pela OM D.A - Aviação Ltda. (COM 9710-01/ANAC).

Com a realização dessa inspeção, a DA previa que o próximo END pelo método *Eddy-Current*, previsto no BS 200-057-0008, deveria ser realizado em um intervalo que não excedesse 4 anos (agosto de 2023) ou 2.000 horas (5.101 horas totais de célula do PT-UZI), o que ocorresse primeiro.

Além dos procedimentos acima, a DA Nº 2017-05-02 também determinava a execução das inspeções visuais, já previstas no Manual de Serviço, por meio da execução das tarefas previstas no BS 200-057-A007 nas inspeções de “100 horas”. Ao se verificar os registros da caderneta de célula da aeronave PT-UZI, constatou-se que essas inspeções haviam sido registradas.

De acordo com os dados levantados pela Comissão de Investigação, entre a data da aplicação da DA, em agosto de 2019, e a data da ocorrência, foram registradas 799 horas de voo, sendo que a última verificação de aeronavegabilidade (com emissão do CVA) havia sido realizada em 26OUT2021 pela OM Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC), em Jaboticabal, SP, menos de 2 meses antes do acidente.

Após a inspeção para emissão do CVA, foram registradas 49 horas e 24 minutos de voo até a ruptura da longarina da asa direita.

A última inspeção da aeronave, do tipo “50 horas”, foi realizada em 03DEZ2021 pela Organização de Manutenção (OM) Tocantins Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. (COM 1704-61/ANAC), em Gurupi, TO, tendo realizado outros três voos, com duração total de uma hora, após a inspeção.

Na data do acidente, a aeronave estava com o Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) válido e possuía 3.900 horas e 48 minutos de voo registrados.

As cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas, de acordo com as horas lançadas no diário de bordo. Porém, as partes de controle mensal de utilização estavam desatualizadas.

A Instrução Suplementar (IS) 43.9-003 REV B, da ANAC, aprovada em 20FEV2020, em sua seção 5.6.2, trazia o seguinte:

5.6.2 A atualização da Parte I das cadernetas de célula, de motor e de hélice, obrigatoriamente, deverá ser feita até o quinto dia do mês subsequente, sempre que houver alteração dos tempos de funcionamento citados nos parágrafos 4.4 e 4.5 desta IS. Desta forma, caso uma aeronave, motor ou hélice opere, após um período inativo maior que um mês, deverá ser citada essa inatividade numa única linha no campo Controle Mensal das Partes I das respectivas cadernetas. (grifo nosso).

1.7. Informações meteorológicas.

Segundo relatos, houve chuva na localidade nas horas anteriores, contudo, no momento do acidente, as condições estavam propícias à realização do voo visual, com nuvens esparsas, temperatura ambiente de cerca de 25°C, e vento com direção próxima a 230°e intensidade de 5 kt (5,7 mph).

Foram coletados dados da estação meteorológica da Lagoa da Confusão (A055), distante 13 NM do local da ocorrência, conforme as informações do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET).

Hora UTC	Vento Direção	Vento (m/s)	Vento Rajada (m/s)	Umidade (%)	Pressão (hPa)	Temperatura (°C)
17:00	262°	2,3	6,2	96	992,2	24,6
18:00	241°	2,1	5,3	97	991,1	24,5

Tabela 1 - Condições meteorológicas próximas do local da ocorrência.

Fonte: <https://mapas.inmet.gov.br/>

Considerando que as condições meteorológicas no local da ocorrência estivessem semelhantes às condições da região para a mesma data/hora, verificou-se que a direção do vento era de 241° com 2,1 m/s (4,7 mph), rajadas de 5,3 m/s (11,8 mph), umidade de 97% e temperatura de 24,5°C.

A umidade estava alta, corroborando informações de observadores e verificada em vídeo que gravou o evento.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu sobre uma área de pouso para uso aeroagrícola com pavimento de terra com dimensões aproximadas de 700 x 10 m, elevação de 600 ft, e cabeceiras que correspondiam aos azimutes aproximados de 145° e 325°.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Por meio de um vídeo que registrou a ocorrência, foi possível verificar que, durante o alijamento da água contida no tanque de produtos, houve a tendência natural de subida da aeronave, a qual foi contrariada, inicialmente, por um comando a “picar” no manche (Figura 3).



Figura 3 - Passagem da aeronave com o alijamento de água em voo nivelado.

A seguir, ocorreu o início da subida, quando aconteceu a ruptura da asa direita e o rolamento à direita em trajetória descendente contra o terreno.



Figura 4 - Movimento de subida, seguido de quebra da asa direita e rolamento à direita.



Figura 5 - Rolamento à direita em trajetória descendente.

A aeronave efetuou um giro completo e impactou o solo em atitude ligeiramente “picada” e com inclinação lateral à direita.

A partir da análise realizada no sítio dos destroços, foi possível verificar que a asa direita estava afastada cerca de 30 m do restante da aeronave e que a asa esquerda permaneceu presa, parcialmente, e em posição invertida, com o bordo de ataque para trás.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho do tripulante.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Não houve evidência de que questões de ordem psicológica tenham afetado o desempenho do tripulante.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

O piloto foi resgatado por pessoas que presenciaram a ocorrência, tendo sido removido em meio aos destroços da aeronave.

Apesar da extensão dos danos em toda a fuselagem, a cabine de pilotagem restou relativamente inteira, em uma posição ligeiramente inclinada à direita (Figura 6).



Figura 6 - Detalhe da extensão dos danos na cabine de pilotagem.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Amostras das longarinas das semiasas da aeronave foram segregadas pela Comissão de Investigação e analisadas pela Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA).

As longarinas da aeronave EMB-202A eram constituídas por um conjunto de chapas- mesa superiores e inferiores.

Próximas aos pontos de conexão das duas semiasas, havia chapas de reforço que “abraçavam” as chapas-mesa e as ferragens de interligação das semiasas que eram fixadas por meio de cinco parafusos de meia polegada ($\frac{1}{2}$ pol).

No quinto parafuso de $\frac{1}{2}$ pol de cada parte da estrutura, também eram fixadas as treliças traseiras. Após o término das ferragens, as chapas-mesa superiores e inferiores de cada semiasa eram presas entre si por meio de parafusos de $\frac{3}{16}$ pol (Figura 7).

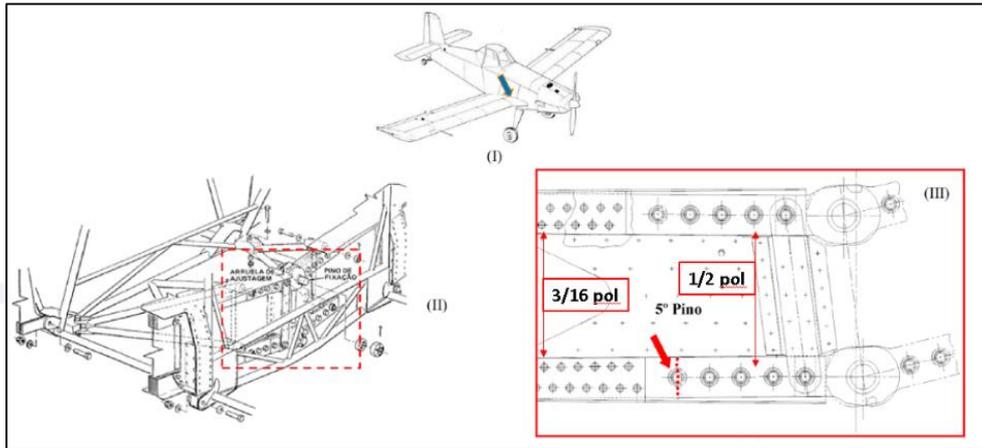


Figura 7 - Esquema com a localização da região de falha, vista a partir da posição frontal da longarina. A seta vermelha indica a região fraturada na longarina da semiasa direita, região do 5º parafuso ($\frac{1}{2}$ pol) da mesa inferior.

A análise inicial permitiu verificar que houve a separação completa das mesas inferior e superior da semiasa direita, e, também, a presença de trincas em chapas da mesa inferior da semiasa esquerda.

De forma geral, a superfície de fratura da mesa superior direita apresentava características típicas de fratura por sobrecarga e a inferior direita, apresentava marcas de praia típicas de falha por fadiga do material, além da presença de tinta no interior do furo.

Observa-se na Figura 8, a seguir:

- (I) vista frontal da junção das longarinas;
- (II) superfície de fratura das chapas-mesa superiores da semiasa direita com aspecto de fratura por sobrecarga;
- (III) e (IV) superfícies de fratura da falha ocorrida na região do 5º parafuso de fixação das chapas-mesa da longarina inferior da semiasa direita. Nota-se a presença de marcas de praia típicas de falha por fadiga do material; e
- (V) presença de trincas na face superior das chapas-mesa inferiores da longarina da semiasa esquerda na região do 5º parafuso, conforme indicado pelas setas vermelhas.

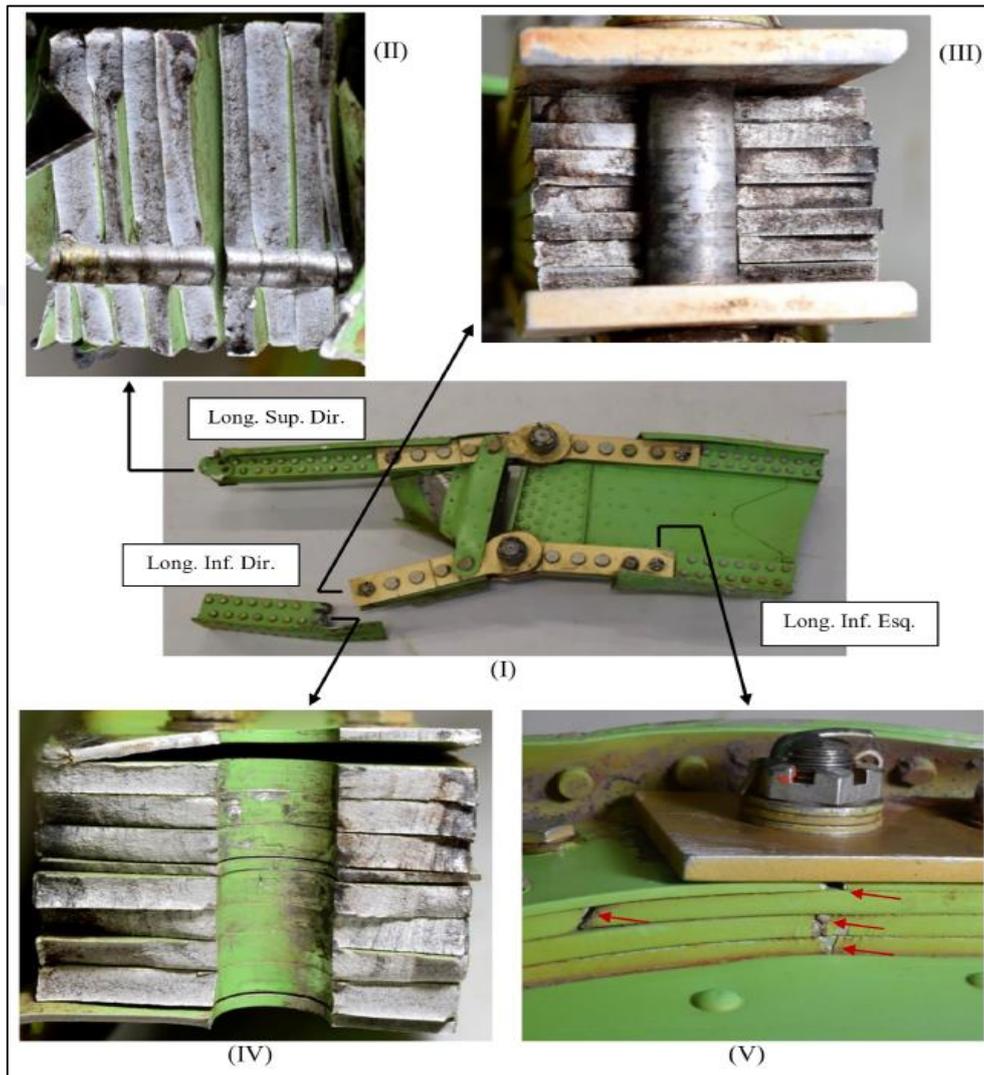


Figura 8 - Detalhe das fraturas no caixão central das sementes.

Especificamente, analisando-se a superfície das chapas-mesa inferiores da longarina direita, verificou-se a fratura ocorrida na região do 5º parafuso, onde se pôde observar marcas de praia típicas de falha por fadiga do material, notando-se ainda a presença de tinta no interior do furo, conforme verificado na Figura 9.

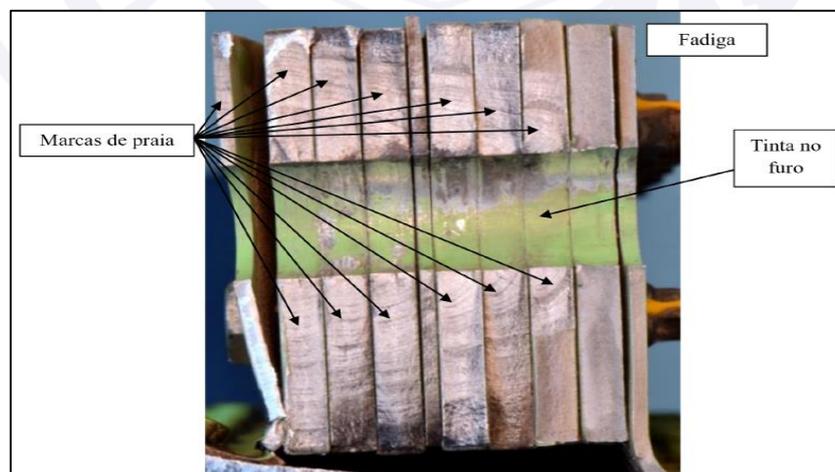


Figura 9 - Marcas de praia típicas de falha por fadiga e tinta no interior do furo.

A Figura 10 mostra o seguinte:

- (I) superfície de fratura da falha ocorrida na região do 5º parafuso. As chapas 0 e 9 correspondem aos perfis em “L”; e
- (II) detalhe da superfície de fratura acima do furo. Nas chapas de 0 a 8 observou-se que a inicialização das trincas (setas brancas) ocorreu a partir da superfície do 5º furo. A propagação das trincas de fadiga (setas pretas) se deu de maneira aproximadamente simétrica ao longo das seções resistentes acima e abaixo do furo. Notou-se também que a extensão da propagação (linha pontilhada) era maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque. A extensão do dano por fadiga corresponde a cerca de 65% da seção resistente da longarina.

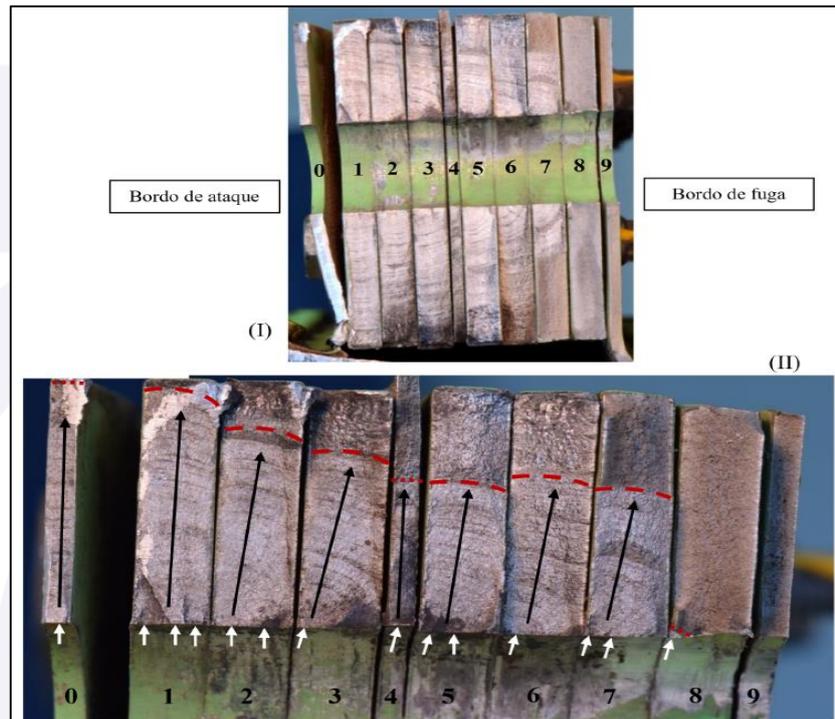


Figura 10 - Detalhe das chapas de composição da longarina e das marcas de praia.

Com a finalidade de determinar o mecanismo de falha, conduziu-se a caracterização morfológica das fraturas por meio de Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV).

Na Figura 11, a seguir, visualizou-se o seguinte:

- (I) a fotoestereoscopia representativa da região de propagação de trinca evidencia a presença de marcas de praia típicas de falha por fadiga; e
- (II) a MEV mostra estrias na superfície de fratura, característica do mecanismo de falha por sobrecarga.

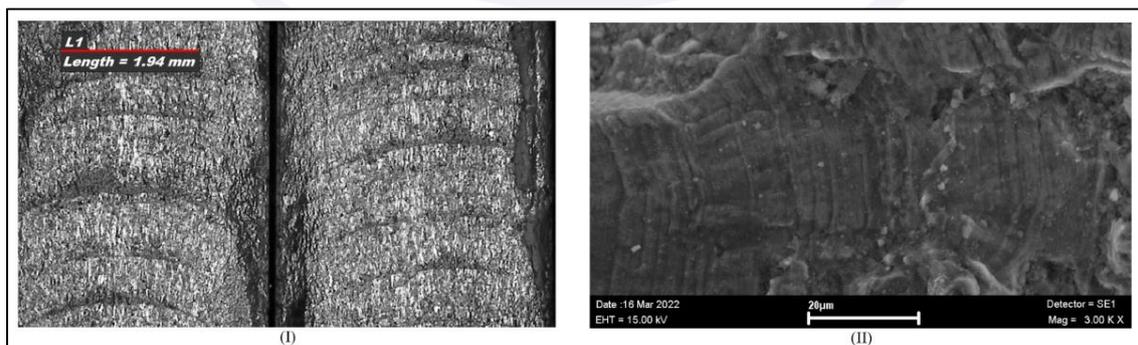


Figura 11 - Detalhamento das fraturas por meio de Microscopia Eletrônica de Varredura.

A fotoestereoscopia mostra a região de início de trinca de fadiga a partir da superfície do 5º furo da chapa nº1. É possível observar múltiplos locais de nucleação de trincas de fadiga (setas pretas), as quais, posteriormente, cresceram e se uniram para formar uma única trinca que se propagou ao longo da seção resistente da chapa.

Nota-se, também, a presença de trincas secundárias paralelas à fratura principal. Tais observações são representativas para as demais chapas que compõem a mesa inferior direita (Figura 12).

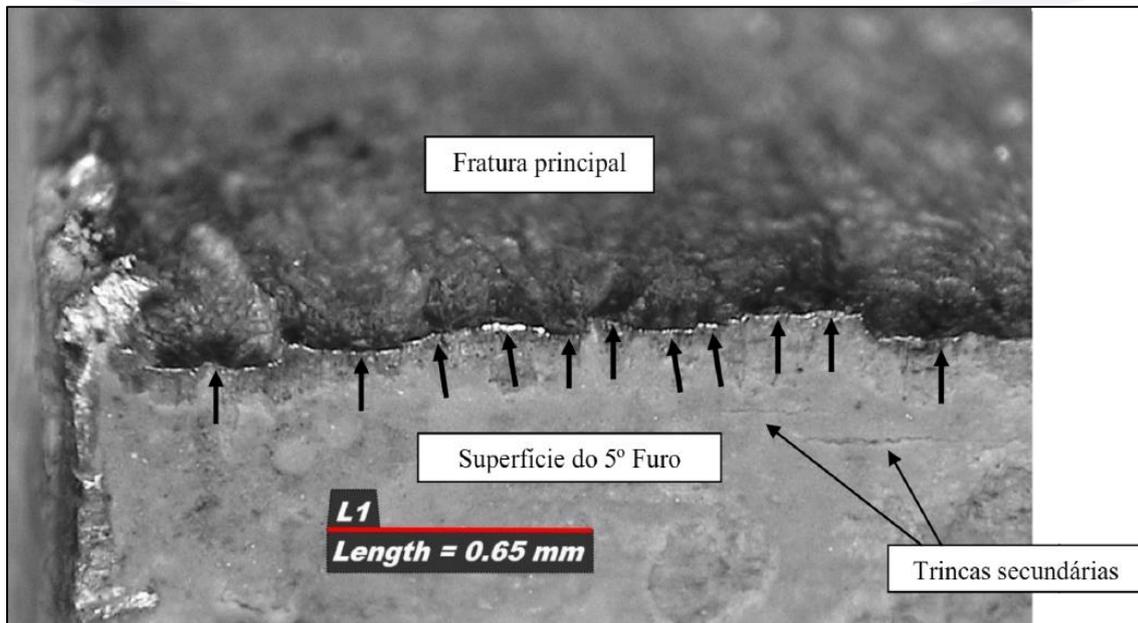


Figura 12 - Fotoestereoscopia da região da superfície do 5º furo da chapa nº 1.

Verificou-se, ainda, na superfície do 5º furo, a presença de trincas secundárias paralelas à fratura principal.

A Figura 13, a seguir, em (II), destaca a MEV, na qual é possível observar o detalhamento das trincas secundárias.

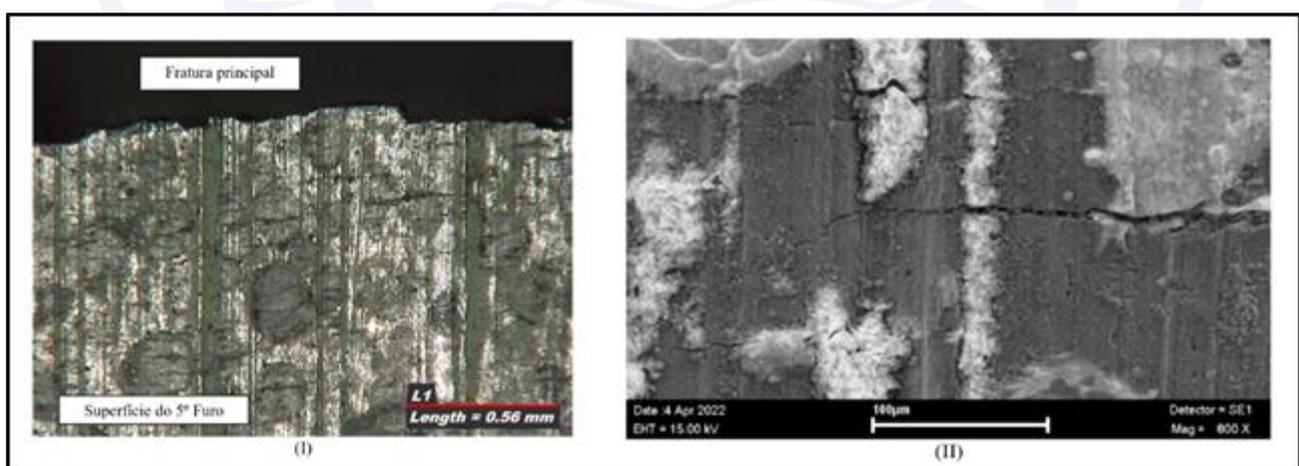


Figura 13 - Fotoestereoscopia (I) e MEV (II) da superfície do 5º furo e as trincas secundárias paralelas à fratura principal.

Uma maior ampliação revelou que a nucleação dessas trincas se deu a partir de pites de corrosão na superfície do furo, Figura 14.

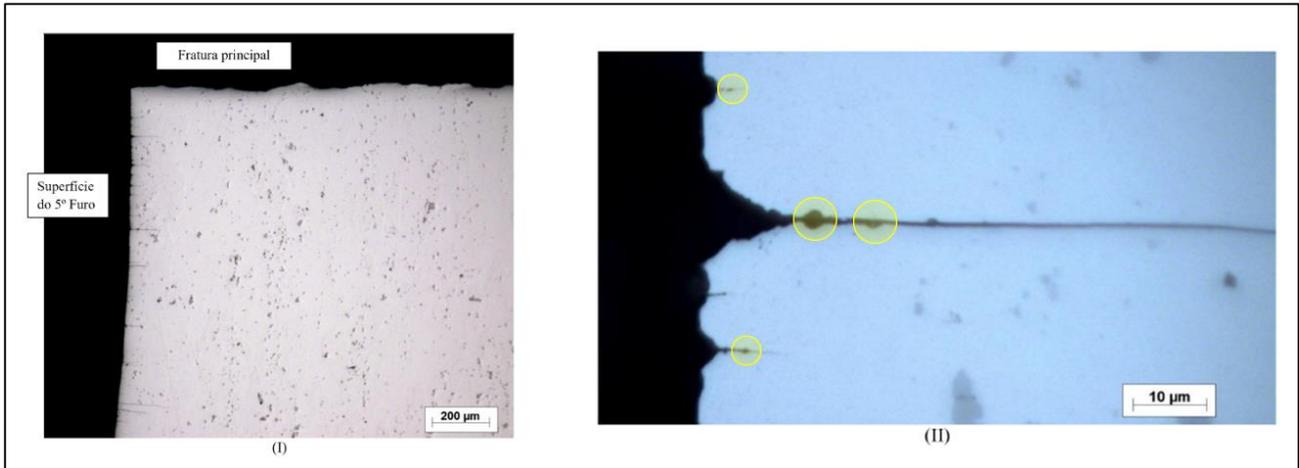


Figura 14 - Micrografia da seção longitudinal da região de fratura no 5º furo e, no detalhe em amarelo, pites de corrosão.

Também, era perceptível a existência de trincas na face superior das chapas 0, 1, 2 e 3 das chapas-mesa inferiores da longarina da semiasa esquerda.

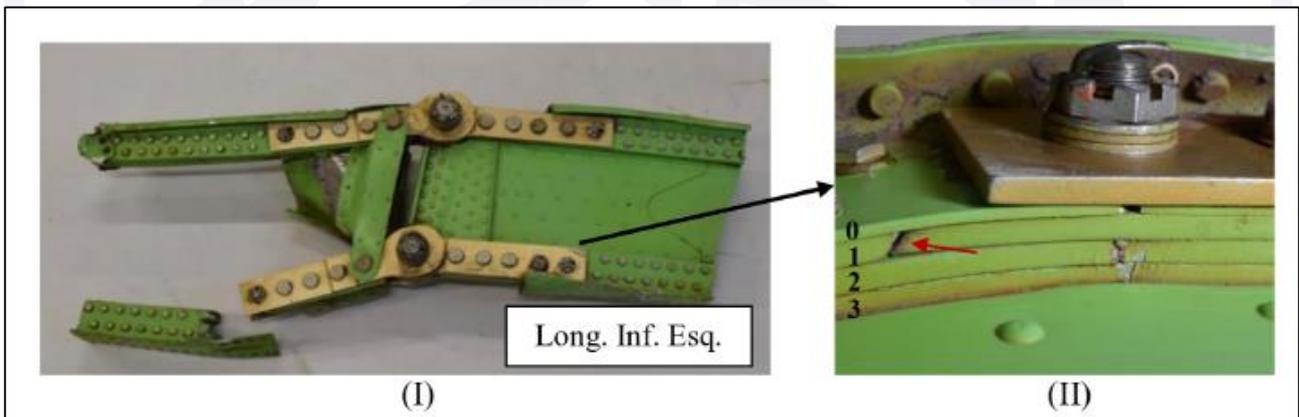


Figura 15 - Detalhe da longarina inferior da semiasa esquerda e as trincas das chapas.

Na Figura 16, a seguir, observou-se o seguinte sobre a longarina esquerda:

- (III) e (IV) fotoesteoroscopias da superfície de fratura da chapa 1 após a desmontagem da longarina. Notou-se a presença de marcas de praia típicas de falha por fadiga. É possível notar que a trinca se iniciou na superfície do 1º furo de 3/16 pol, propagando-se para ambos os lados do furo; e
- (V) MEV mostrando estrias na superfície de fratura, indicando falha por fadiga.

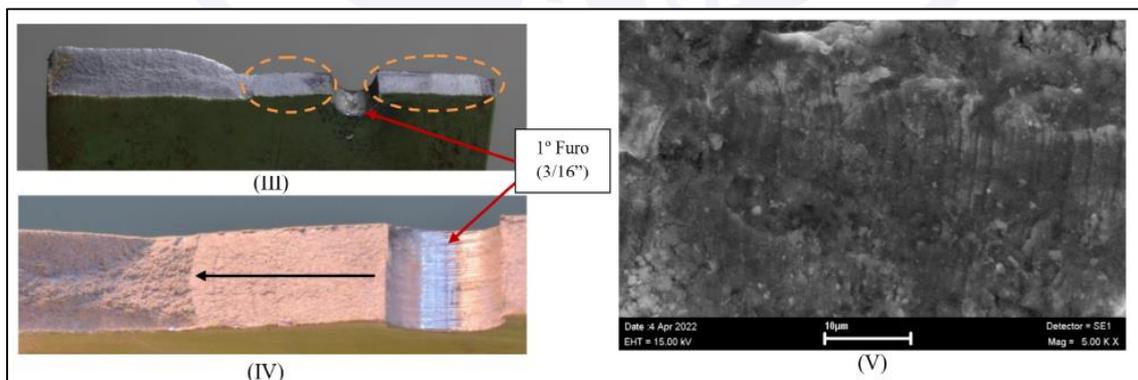


Figura 16 - Detalhe da chapa 1 da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda e as estrias na superfície da fratura, indicando falha por fadiga.

A partir das análises e exames realizados, constatou-se que a ruptura da semiasa direita da aeronave ocorreu a partir de um processo de fadiga na mesa inferior da longarina. As trincas de fadiga iniciaram-se em pites de corrosão na superfície do 5º furo e propagaram-se por cerca de 65% da seção resistente das chapas que compõem a mesa inferior, o que causou uma significativa redução na sua resistência mecânica, levando a sua ruptura final por sobrecarga.

Por sua vez, a mesa superior, não sendo capaz de suportar a carga transferida após a ruptura da mesa inferior, sofreu falha por sobrecarga, resultando no desprendimento da semiasa direita em voo. Também foram observadas trincas de fadiga em avançado processo de propagação nas chapas da mesa inferior da semiasa esquerda.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

De acordo com o Gerente de Segurança Operacional (GSO) da Empresa, a decolagem da área de pouso da Fazenda Bom Jesus ocorreu às 17h54min (UTC), com a intenção de realizar uma verificação de desempenho da aeronave com o *hopper* carregado com água, após tarefa de manutenção relacionada ao magneto do grupo motopropulsor.

A aeronave realizaria a decolagem, faria uma passagem sobre a área de pouso, o alijamento da água e, em seguida, efetuaria o pouso completo.

No momento da ocorrência, a aeronave havia decolado com um peso estimado de 1.843 kg, acima do limite de PMD que era de 1.800 kg para o projeto.

Peso Vazio Básico	1.079 kg
Combustível (100L) *AvGas, Dens. 0,79 g/ml	79 kg
Piloto	85 kg
600L Água *Dens. 1,0g/ml	600 kg
TOTAL	1.843 kg

Tabela 2 - Cálculo do peso de decolagem.

Com relação à Velocidade Máxima de Operação (V_{MO}) do EMB 202A na categoria restrita, a qual tinha um PMD de 1.800 kg, o Manual de Operação MO202/007 limitava a velocidade em 130 mph. A Seção 1 - "Generalidades" apresentava a seguinte definição para a V_{MO} :

É a velocidade que não pode ser deliberadamente excedida nas operações normais de voo.

A Seção 2 - "Limitações de Velocidade" ainda trazia a seguinte observação sobre a V_{MO} :

Esta velocidade não deve ser excedida em qualquer operação.

Analisando-se as imagens de vídeo, a Comissão de Investigação realizou os cálculos necessários para se obter a distância percorrida pela aeronave no intervalo de um *frame*.

Ao se realizar a sobreposição de dois *frames* consecutivos e, considerando o comprimento da aeronave equivalente a 7,43 m, foi possível calcular o deslocamento correspondente a 2,02 m.

Uma vez que o vídeo foi gravado com razão de 29,97 *frames* por segundo, obteve-se um deslocamento em relação ao solo equivalente a 60,54 m/s (135,42 mph), conforme ilustrado na Figura 17.



Figura 17 - Medição do deslocamento da aeronave no intervalo de um *frame*.

Assim, considerando-se os dados de vento e temperatura da estação A055 (241° / 4,7 mph @ $24,5^{\circ}\text{C}$), o rumo e a elevação da área sobrevoada (325° @ 600 ft), e a velocidade da aeronave em relação ao solo (135,42 mph), calculou-se que a aeronave voava com Velocidade Calibrada (V_C) de 132,94 mph, correspondente à Velocidade Indicada (V_i) de, aproximadamente, 135 mph.

Considerações sobre a variação do Fator de Carga e da Velocidade de Manobra (V_A) em função do peso da aeronave

Conforme os relatos e a gravação da câmera de vídeo, verificou-se que a aeronave fez a passagem nivelada sobre a área de pouso para uso aeroagrícola e, quando no alijamento da água, houve a tendência de a aeronave “cabrar”, contrariada pelo comando a “picar” realizado pelo tripulante.

Durante o alijamento da carga, e ao cruzar a cabeceira oposta da área de pouso, a aeronave iniciou uma trajetória ascendente associada a um comando de voo “a cabrar”, quando ocorreu a fratura da asa seguida de um forte rolamento não comandado à direita até a colisão contra o solo.



Figura 18 - Detalhe da aplicação de comando “a cabrar”.

Naquilo que diz respeito ao Fator de Carga “ n ” sobre uma aeronave, sabe-se que ele está relacionado à razão entre a sustentação “ L ” (*Lif*) e o peso da aeronave “ W ” (*Weight*),

como uma grandeza adimensional. O Fator de Carga é computado $n = L/W$, e apesar de adimensional, na aviação, seu valor é comumente referido como o número de "G's", sendo que a letra "G" representa a força da gravidade.

Ou seja, sendo $n = L/W$, para um Fator de Carga de 2G, tem-se que a sustentação é o dobro do peso. Em voo reto e nivelado, o Fator de Carga é igual a um ($n=1$) e, portanto, a sustentação é igual ao peso ($L=W$).

Segundo o Manual de Operação MO202/007, Seção 2 - "Limitações", a aeronave operava na Categoria Restrita (PMD = 1.800 kg) e o seu Fator de Carga máximo estava limitado em +2,8 G (Figura 19).

2.8 LIMITES DE MANOBRA	
A categoria Normal é aplicável a aviões destinados a operações não acrobáticas, podendo ser executadas quaisquer manobras necessárias para voo normal, estóis (exceto estol de badalo) e curvas, cujo ângulo de inclinação não ultrapasse 60°. São proibidas manobras acrobáticas, inclusive parafusos.	
A categoria Restrita é aplicável a aviões destinados a operações com fins especiais, no caso operações agrícolas, podendo ser executadas todas as manobras previstas para a operação pretendida, exceto estóis e curvas cujo ângulo ultrapasse 60°. São proibidas manobras acrobáticas, inclusive parafusos.	
2.9 LIMITES DE FATOR DE CARGA	
Fatores de carga em voo - Categoria Normal	
Flapes Recolhidos.....	+3,8 e - 1,52
Flapes Abaixados.....	+2,0
Fatores de Carga em Voo - Categoria Restrita	
Flapes Recolhidos.....	+2,8
Flapes Abaixados.....	+2,0

Figura 19 - Trecho do Manual de Operação MO202/007, Seção 2 - Limitações.

O mesmo manual limitava o Fator de Carga para a Categoria Normal (PMD = 1.550 kg) em +3,8 G e -1,52 G.

Sabendo-se que o Fator de Carga "n" é a razão entre a força de sustentação "L" e o peso "W", conforme registrado na filmagem, houve a manutenção do voo nivelado durante o alijamento da carga, ou seja, manutenção da sustentação.

Entretanto, com o alijamento da carga de 600 kg presente no *hopper*, o peso total "W" da aeronave foi consideravelmente alterado, quase instantaneamente, fazendo com que o Fator de Carga "n", por um momento transiente, fosse aumentado, visto que a Sustentação "L" permaneceu inalterada.

Essa condição teve como consequência um aumento repentino do Fator de Carga. Nesse caso, de cerca de 50% a mais. O cálculo do Fator de Carga para a variação de peso é mostrado na Figura 20.

$n = \frac{L}{W}$ $L = n \cdot W$	Para uma mesma sustentação antes do alijamento da carga (a) e depois (b), temos:
	$n_a \cdot W_a = n_b \cdot W_b$ $1G \cdot 1.800kg = n_b \cdot 1.200kg$ $n_b = \frac{1.800}{1.200}$ $n_b = 1,5 G \quad \text{*Aumento de 50% no Fator de Carga.}$
n= Fator de Carga L= Sustentação W= Peso da aeronave	n _a = Fator de Carga antes do alijamento (1G – Voo nivelado) W _a = Peso da aeronave antes do alijamento (1.800kg) n _b = Fator de Carga depois do alijamento W _b = Peso da aeronave depois do alijamento (1.200kg)

Figura 20 - Cálculo do Fator de Carga para a variação do peso.

Com relação à V_A , o Manual de Operação MO202/007, Seção 1 - “Generalidades”, definia da seguinte maneira:

A V_A é “a maior velocidade na qual a aplicação total dos controles aerodinâmicos disponíveis não excede a resistência estrutural do avião”.

A Seção 2 - “Limitações de Velocidade” estabelecia que o EMB-202A, na categoria normal (PMD 1.550 kg), estava limitado a 134 mph e ainda trazia a seguinte observação:

Não acione total ou bruscamente os comandos acima desta velocidade. (grifo nosso)

Considerando-se que no voo em questão houve uma significativa variação do peso da aeronave, faz-se necessário calcular o novo limite para a V_A após a liberação da carga d’água, conforme a Figura 21 seguir:

$$V_A \text{ atual} = \sqrt{\frac{W \text{ atual}}{W \text{ cat normal}}}$$

$$V_A \text{ atual} = 134 \times \sqrt{\frac{1.200}{1.550}}$$

$$V_A \text{ atual} = 118 \text{ mph}$$

V_A atual = V_A calculada para o peso da aeronave sem a carga
 V_A cat normal = V_A definida para o PMD da categoria normal
 W atual = peso da aeronave sem a carga (1.200 kg)
 W cat normal = PMD da categoria normal (1.550 kg)

Figura 21 - Cálculo da V_A da aeronave EMB 202A com peso de 1.200 kg.

Assim, com base nos cálculos para o peso estimado da aeronave no momento em que a carga foi alijada, a Comissão de Investigação estimou uma V_A de 118 mph.

1.19. Informações adicionais.

A Comissão de Investigação identificou, por meio de entrevistas e visitas *in loco* a alguns Operadores e Organizações de Manutenção, que havia dificuldades em executar as tarefas de manutenção para detecção de trincas e corrosão. Algumas das considerações levantadas em campo foram as seguintes:

- dificuldade para a limpeza da região devido à dificuldade de acesso à área da inspeção e à condição normal de sujeira das aeronaves, que operam em ambiente agrícola;
- dificuldade de acesso à região do caixão central da longarina para a execução das inspeções boroscópicas previstas a cada 100 horas de voo; e
- dificuldade de interpretação das leituras durante as inspeções por *Eddy-Current*, em especial decorrente de a mesa da longarina ser formada por um conjunto de chapas e, devido a pequenos desalinhamentos entre as quinas das chapas com os parafusos removidos, havia dificuldade para distinção das descontinuidades entre as chapas em relação às eventuais trincas internas.

Ainda, a Comissão de Investigação levantou a possibilidade de que o END por *Eddy-Current* estivesse sendo realizado com a utilização de um *probe* (sonda de detecção) de deslocamento linear, diferente do *probe* rotativo previsto no BS 200-057-0008 (*Olympus* SPO-5965, Diâmetro .500” - .562”, PN - 9219985), específico para uso em superfícies circulares, como os furos de ½ pol das mesas das longarinas das semiasas.

Além disso, a pré-calibração com uso do bloco padrão de referência e a calibração do equipamento detector de falhas, ambos estipulados no BS, poderiam não estar sendo feitas, de modo que as condições de funcionamento do equipamento para a detectabilidade de falhas ficavam reduzidas.

Foi reportada, também, a existência de dificuldades durante a remoção e reinstalação dos parafusos do 5º furo de ½ pol, além da prática comum de pintura das suas superfícies internas, o que tinha como consequência a diminuição do seu diâmetro interno.

Essa atividade acabava sendo um dos fatores que contribuíam para a realização de uma remontagem forçada dos parafusos, o que, por si só, poderia produzir marcas de ferramentas nas paredes internas dos furos e amassamentos nas quinas das chapas da mesa, o que facilitava a nucleação de trincas de fadiga, além da possibilidade de remoção da proteção anticorrosiva, facilitando a geração de corrosão eletroquímica.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo local para verificação de desempenho da aeronave pós-manutenção, com passagem sobre a pista para alijamento de carga d'água. Durante a manobra, ocorreu a ruptura da asa direita no início da subida após o alijamento.

O PIC estava qualificado, possuía experiência no tipo de voo e estava com as habilitações requeridas em vigor. Também, não houve evidência de que ponderações de ordem psicológica, fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o seu desempenho.

A ocorrência se deu sobre uma área de pouso para uso aeroagrícola com dimensões aproximadas de 700 x 10 m, elevação de 600 ft, e cabeceiras que correspondiam aos azimutes aproximados de 145º e 325º.

De acordo com as informações levantadas, houve chuva na localidade nas horas anteriores, contudo, no momento do acidente, as condições estavam propícias à realização do voo visual, com nuvens esparsas, temperatura ambiente de cerca de 25°C, e vento com direção próxima a 230º e intensidade de 5 kt.

No momento do acidente, a aeronave havia decolado com um peso estimado de 1.843 kg, acima do limite de PMD que era de 1.800 kg para o projeto.

A passagem sobre a área foi executada com V_C de 132,94 mph, acima do limite de 130 mph de V_{MO} previsto para a categoria restrita.

Além do fato de a aeronave estar operando acima do PMD e acima da V_{MO} , ainda houve o alijamento da carga de 600 kg presente no *hopper*, acarretando um aumento repentino do Fator de Carga para 1,5 G. Com a redução do peso total da aeronave para 1.200 kg, observou-se uma redução repentina do limite de V_A (categoria normal) de 134 mph para 118 mph.

Durante o alijamento da carga, e ao cruzar a cabeceira oposta da área de pouso, a aeronave iniciou uma trajetória ascendente associada a um comando de voo "a cabrar". Uma vez que a Seção 2 - "Limitações de Velocidade" do Manual de Operação MO202/007 advertia que não se devia acionar total ou bruscamente os comandos acima da V_A , restou clara a extrapolação dos limites de operação da aeronave, a qual tinha o potencial de acarretar falhas estruturais.

Com relação à aeronave PT-UZI, verificou-se que ela possuía um histórico de acidente, em 25NOV2017, no qual ela ultrapassou o limite lateral direito da pista e colidiu a asa direita contra um mourão de cerca.

Essa colisão demandou que fosse realizado o alinhamento e a substituição do tubo da treliça próximo ao trem de pouso; confeccionados e substituídos os bordos de ataque; substituído o tanque de combustível da asa direita; efetuado reparo e pintura do revestimento dos flapes; e a pintura total da asa.

Nessa oportunidade, em 09AGO2018, foi registrado o cumprimento da DA 2017-05-02, pela OM D.A - Aviação Ltda. (COM 9710-01/ANAC) e, em 27AGO2018, foi registrado na caderneta de hélice e no mapa informativo de controle de componentes, que houve manutenção de revisão geral, inspeção de “50 horas” e “100 horas”, na OM Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC), quando a aeronave acumulava 2.655 horas e 10 minutos registrados.

Em 01AGO2019, foi novamente registrado o cumprimento da DA 2017-05-02, quando a aeronave PT-UZI acumulava 3.101 horas totais. A diretriz foi aplicada na aeronave pela OM D.A - Aviação Ltda. (COM 9710-01/ANAC).

Com a realização dessa inspeção, a DA previa que o próximo END pelo método *Eddy-Current* deveria ser realizado em um intervalo que não excedesse 4 anos (agosto de 2023) ou 2.000 horas (5.101 horas totais de célula do PT-UZI), o que ocorresse primeiro.

Os procedimentos previstos para a aplicação da DA estavam descritos no Boletim de Serviço (BS) 200-057-0008 emitido pelo fabricante da aeronave. As instruções contidas no BS visavam à verificação da longarina principal das semiasas e a inspeção dos furos de ½ pol quanto à corrosão e trincas, com a realização de END pelo método *Eddy-Current* nas superfícies internas dos furos.

Além dos procedimentos acima, a DA Nº 2017-05-02 também determinava a execução das inspeções visuais, já previstas no Manual de Serviço, por meio da execução das tarefas contidas no BS 200-057-A007 para as inspeções de “100 horas”. Ao se verificar os registros da caderneta de célula da aeronave PT-UZI, constatou-se que essas inspeções haviam sido registradas.

De acordo com os dados levantados pela Comissão de Investigação, entre a data da aplicação da DA, em agosto de 2019, e a data da ocorrência, foram registradas 799 horas de voo, sendo que a última verificação de aeronavegabilidade (com emissão do CVA) havia sido realizada em 26OUT2021 pela OM Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC), em Jaboticabal, SP, menos de 2 meses antes do acidente.

Após a inspeção para emissão do CVA, foram registradas 49 horas e 24 minutos de voo até a ruptura da longarina da asa direita.

Ao realizar os exames nos destroços da aeronave, a Comissão de Investigação constatou que houve a separação completa das mesas inferior e superior da semiasa direita, e, também, a presença de trincas em chapas da mesa inferior da semiasa esquerda.

Especificamente, analisando-se a superfície das chapas-mesa inferiores da longarina direita, verificou-se a fratura ocorrida na região do 5º parafuso, onde se pôde observar marcas de praia típicas de falha por fadiga do material, notando-se ainda a presença de tinta no interior do furo.

Também, foram observadas trincas de fadiga em avançado processo de propagação nas chapas da mesa inferior da semiasa esquerda.

A despeito do estado avançado de propagação das trincas, verificou-se que foi registrada a realização de END pelo método *Eddy-Current* nas longarinas das semiasas, especificamente nos furos de ½ pol, cerca de 799 horas antes do acidente e no intervalo temporal de 2 anos e 4 meses.

Adicionalmente, verificaram-se os registros das inspeções de “100 horas”, a qual prevê a inspeção quanto a corrosão e trincas nas longarinas das semiasas e estrutura de fixação.

Desse modo, restaram dúvidas quanto à adequação dos intervalos de END ou mesmo quanto à qualidade dos serviços executados, os quais deveriam garantir a detecção das trincas antes de a longarina atingir o seu limite de resistência mecânica.

A Comissão de Investigação identificou, por meio de entrevistas e visitas *in loco* que havia dificuldades na execução das tarefas de manutenção para detecção de trincas e corrosão. Algumas das considerações estavam relacionadas à dificuldade para a limpeza da região das longarinas; dificuldade de acesso à região do caixão central da longarina para a execução das inspeções boroscópicas; e dificuldade de interpretação das leituras durante realização de END pelo método *Eddy-Current*.

No caso do acidente do PT-UZI, as trincas de fadiga propagaram-se até atingirem 65% da seção resistente das chapas que compõem a mesa inferior, sem serem detectadas. Isso acarretou uma significativa redução da resistência mecânica da longarina, levando à sua ruptura final por sobrecarga.

Assim, considerando a operação fora dos limites de V_{MO} , V_A e PMD, em uma aeronave com as longarinas fragilizadas por trincas não detectadas em inspeções anteriores, concluiu-se que os esforços a que a aeronave foi submetida, durante a manobra de alijamento de água, superaram a sua resistência estrutural naquele contexto.

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 Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) válido;
- e) as cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas de acordo com as horas lançadas no diário de bordo;
- f) as partes de controle mensal de utilização da aeronave estavam desatualizadas;
- g) a aeronave esteve envolvida em outro acidente em 2017, quando colidiu a asa direita contra um mourão de cerca, causando a avaria dos bordos de ataque e do tanque da asa direita;
- h) os serviços de recuperação/manutenção foram finalizados em agosto de 2018, sendo considerada novamente aeronavegável;
- i) a última inspeção de longarina das semiasas com END pelo método *Eddy-Current* foi registrada em agosto de 2019 e estava dentro da validade;
- j) foram registradas todas as inspeções visuais das longarinas, nos intervalos de 100 horas;

- k) houve relatos de dificuldades no cumprimento de alguns itens das inspeções de verificação das longarinas das semiasas;
- l) as trincas de fadiga propagaram-se até atingirem 65% da seção resistente das chapas que compõem a mesa inferior da longarina direita, sem serem detectadas;
- m) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- n) a aeronave estava fora dos limites de peso;
- o) a aeronave realizava uma verificação de desempenho em voo com o *hopper* carregado com água, após tarefa de manutenção;
- p) durante o voo, foram extrapolados os limites de V_{MO} e V_A da aeronave;
- q) houve ruptura da asa direita em voo;
- r) a aeronave colidiu contra o terreno;
- s) a aeronave ficou destruída; e
- t) o piloto sofreu lesões graves.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos - contribuiu.

Durante o alijamento da carga, e ao cruzar a cabeceira oposta da área de pouso, a aeronave iniciou uma trajetória ascendente associada a um comando de voo “a cabrar”. Uma vez que a Seção 2 - “Limitações de Velocidade” do Manual de Operação MO202/007 advertia que não se devia acionar total ou bruscamente os comandos acima da V_A , restou clara a extrapolação dos limites de operação da aeronave, a qual tinha o potencial de acarretar falhas estruturais.

- Julgamento de pilotagem - contribuiu.

A operação da aeronave fora dos limites de V_{MO} , V_A e PMD, durante o alijamento da carga, revelou a inadequada avaliação dos parâmetros que contribuíram para que os esforços impostos sobre a aeronave superassem a sua resistência estrutural.

- Manutenção da aeronave - indeterminado.

Uma vez que havia registros das inspeções visuais e de END pelo método *Eddy-Current*, conforme o programa de manutenção previsto pelo fabricante, e diante das dificuldades na execução das tarefas de manutenção para detecção de trincas e corrosão, verificadas pela Comissão de Investigação, restaram dúvidas quanto à qualidade dos serviços executados, os quais deveriam garantir a detecção das trincas antes de a longarina atingir o seu limite de resistência mecânica.

- Projeto - indeterminado.

Uma vez que foi registrada a realização de END pelo método *Eddy-Current* nas longarinas das semiasas, cerca de 799 horas antes do acidente e no intervalo temporal de 2 anos e 4 meses; quando o seu limite previa um intervalo que não excedesse 2.000 horas ou 4 anos, o que ocorresse primeiro; restaram dúvidas quanto à adequação dos intervalos de END, os quais deveriam garantir a detecção das trincas antes de a longarina atingir o seu limite de resistência mecânica.

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-137/CENIPA/2021 - 01

Emitida em: 03/10/2024

Divulgar os ensinamentos colhidos neste Relatório às Organizações de Manutenção que possuam em suas Especificações Operativas aeronaves modelos EMB-200, EMB-201, EMB-202, EMB-203 e variações, objetivando alertar essas Organizações sobre a necessidade de que as Diretrizes de Aeronavegabilidade e os Boletins de Serviço afetos à inspeção das asas sejam cumpridos com elevados padrões de qualidade, utilizando-se dos equipamentos e padrões de calibração previstos.

A-137/CENIPA/2021 - 02

Emitida em: 03/10/2024

Divulgar os ensinamentos colhidos neste Relatório aos operadores de aeronaves Ipanema, de modo que eles reconheçam a importância de respeitarem, estritamente, todos os limites de operação, em especial durante os procedimentos de alijamento de carga.

A-137/CENIPA/2021 - 03

Emitida em: 03/10/2024

Avaliar a atualização dos procedimentos previstos na Diretriz de Aeronavegabilidade nº 2017-05-02, buscando sanar eventuais falhas de periodicidade ou de cumprimento deficiente ou insuficiente dos procedimentos previstos para a inspeção de verificação da longarina das semiasas.

A-137/CENIPA/2021 - 04

Emitida em: 03/10/2024

Assegurar que a Organização de Manutenção D.A - Aviação Ltda. (COM 9710-01/ANAC) executa o Ensaio Não Destrutivo (END) pelo método *Eddy-Current* com a correção e o nível de qualidade necessários para identificar o surgimento de trincas nas longarinas das asas das aeronaves Ipanema.

A-137/CENIPA/2021 - 05

Emitida em: 03/10/2024

Assegurar que a Organização de Manutenção Aerocenter Manutenção Aeronáutica e peças Ltda. (COM 1308-43/ANAC) executa as tarefas previstas no BS 200-057-A007, nas inspeções de “100 horas”, com a correção e o nível de qualidade necessários para identificar trincas e corrosões nas longarinas das asas das aeronaves Ipanema.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Emissão do Boletim de Serviço 200-057-0013

Em 28JAN2022, a EMBRAER emitiu novo Boletim de Serviço com detalhes adicionais relativos à inspeção das asas e estrutura de fixação quanto à corrosão e trincas. Ao descrever a motivação do boletim, o documento descreve que as

investigações indicavam “práticas deficientes de inspeção e manutenção como fatores contribuintes” para os acidentes.

Alerta de Segurança Operacional (ASO) 0001-0/2022 ANAC - 07FEV2022

Com a finalidade de alertar operadores e mantenedores quanto à presença de trincas e corrosão nas semiasas de aviões EMBRAER, modelos EMB-202 e EMB-202A, a Agência Reguladora emitiu o referido ASO para reforçar a importância do correto cumprimento dos procedimentos de inspeção visual e por meio de ensaios não destrutivos previstos nas Diretrizes de Aeronavegabilidade e Boletins de Serviço associados, além de ressaltar a importância do atendimento aos prazos estabelecidos.

Em 3 de outubro de 2024.

