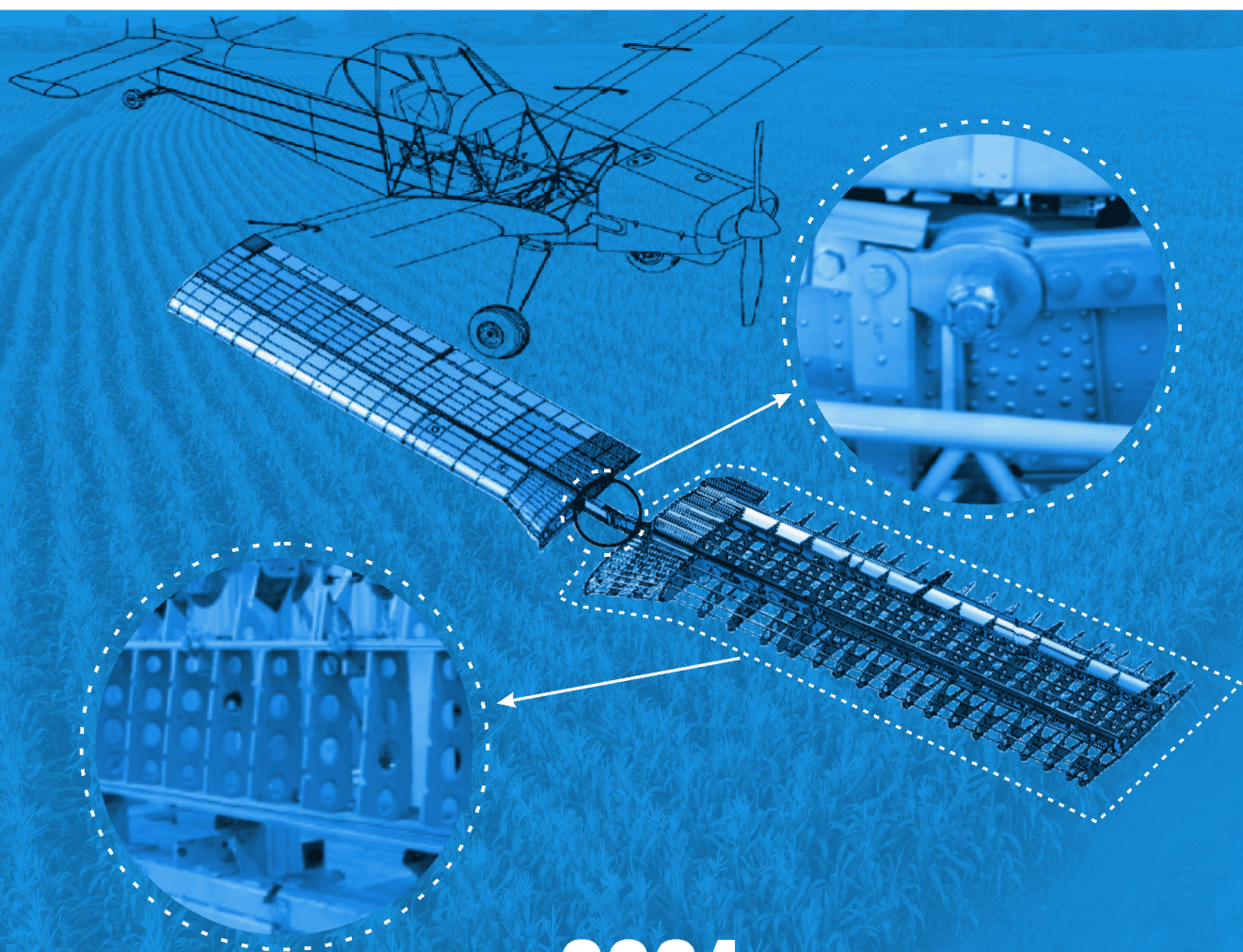




Centro de Investigação e Prevenção
de Acidentes Aeronáuticos

IN-FLIGHT BREAKUPS **NA AVIAÇÃO AGRÍCOLA**

Estudo de Segurança de Voo
E-01/CENIPA/2024



2024

Sumário

1	Lista de Termos e Abreviaturas	3
2	Sumário Executivo	6
3	<i>In-Flight Breakup</i> - Separação Estrutural em Voo	9
4	A aeronave Ipanema	12
5	Histórico de Ocorrências	24
5.1	Ocorrência 1: PT-GHP	24
5.2	Ocorrência 2: PT-GSB.	27
5.3	Ocorrência 3: PT-GZM	32
5.4	Ocorrência 4: PT-GUR	35
5.5	Ocorrência 5: PT-USM	39
5.6	Ocorrência 6: PT-UKT	42
5.7	Ocorrência 7: PT-ULQ	45
5.8	Ocorrência 8: PT-UII	47
5.9	Ocorrência 9: PT-UII	50
5.10	Ocorrência 10: PT-UKZ	54
5.11	Ocorrência 11: PT-UPG	56
6	A Fadiga Metálica - Análise Técnica	61
7	Aeronavegabilidade Continuada	82
8	Fator Operacional	88
8.1	Manutenção Aeronáutica	88
8.2	Operação da Aeronave	108
9	Fatores Humanos - Condicionantes Organizacionais	120
10	Análise Estatística das Horas de Voo	127
11	Condução de Estudo de Segurança pela EMBRAER - NEIVA	129
12	Resumo	131
13	Recomendações de Segurança	135
14	Equipe Técnica	136

1 Lista de Termos e Abreviaturas

AC		<i>Advisory Circular</i> - Circular emitida pela FAA
AD		<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
AFT		<i>After</i> - referência à parte traseira da aeronave
Al		Alumínio - Elemento Químico
α		Ângulo de Ataque
AMR		Divisão de Materiais do IAE
ANAC		Agência Nacional de Aviação Civil
ANV		Aeronave
APRS		Aprovação para Retorno ao Serviço
AVGAS		Gasolina de Aviação
BS		Boletim de Serviço
BSA		Boletim de Serviço de Alerta
Ca		Cálcio - Elemento Químico
CA		Certificado de Aeronavegabilidade
CBA		Código Brasileiro de Aeronáutica - Lei 7.565/1986
CENIPA		Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CFR		<i>Code of Federal Regulations</i>
Cl		Cloro - Elemento Químico
CL		Coeficiente de Sustentação
COP		Certificado de Organização de Produção
CP/EC		Ensaio Não Destrutivo - método Correntes Parasitas/ <i>Eddy Current</i>
CRM		<i>Crew Resource Management</i> - Gerenciamento de Recursos de Cabine
CT		Certificado de Tipo
CTM		Centro Técnico de Manutenção
CVA		Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
DA		Diretriz de Aeronavegabilidade
DAE		Diretriz de Aeronavegabilidade Especial
DET		Inspeção Detalhada
DGPS		<i>Differential Global Positioning System</i> - GPS Diferencial
DS		Dificuldade em Serviço
DTA		Análise de Tolerância ao Dano
EDS		<i>Energy Dispersive X-ray Spectroscopy</i> - Técnica de Energia Dispersiva
EHC		Etanol Hidratado Combustível
END/NDI		Ensaio Não Destrutivo/ <i>Nondestructive Inspection</i>
EPI		Equipamento de Proteção Individual
FAA		<i>Federal Aviation Administration</i> - Autoridade de Aviação Civil dos Estados Unidos
FAR		<i>Federal Aviation Regulations</i> - Regulamentos Federais de Aviação da FAA
FCDA		Ficha de Cumprimento de Diretriz de Aeronavegabilidade
FEM		<i>Finite Element Method</i> - Método dos Elementos Finitos
FH		<i>Flight Hours</i> - Horas de Voo
FWD		<i>Foward</i> - referência à parte dianteira da aeronave
GEMS		<i>Generic Error Modeling System</i>

GPS		<i>Global Positioning System</i>
hp		<i>Horsepower</i> - Unidade de Potência
IAE		Instituto de Aeronáutica e Espaço
ICA		Instrução do Comando da Aeronáutica
ICAO	..	<i>International Civil Aciation Organization</i> - Organização da Aviação Civil Internacional
IFI		Instituto de Fomento e Coordenação Industrial
INSPAC		Inspetor de Aviação Civil
IS		Instrução Suplementar da ANAC
L		<i>Lift</i> - Força de Sustentação
LP		Ensaio Não Destrutivo - método Líquido Penetrante
MCA		Manual do Comando da Aeronáutica
MEV		Microscopia Eletrônica de Varredura
Mg		Magnésio - Elemento Químico
MIT		<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
MMA		Mecânico de Manutenção Aeronáutica
MO		Manual Operacional
MPa		Mega Pascal - Unidade de medição de pressão/tensão
MS		Manual de Serviços
Na		Sódio - Elemento Químico
NACA		<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA		<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NSCA		Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
O		Oxigênio - Elemento Químico
OM		Organização de Manutenção
ϕ		Ângulo de rolagem (bank)
PM		Ensaio Não Destrutivo - método Partículas Magnéticas
PMD		Peso Máximo de Decolagem
PN		<i>Part Number</i> - Número da Parte
pol		Polegadas - Unidade de medida dimensional
RBAC		Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA		Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
REV		Revisão
RF/RFS		Relatório Final/Relatório Final Simplificado
RH/LH		<i>Right Hand/Left Hand</i> - Lado Direito/Lado Esquerdo
rpm		Rotações por minuto
RS		Recomendação de Segurança
S		Enxofre - Elemento Químico
SAE		<i>Society of Automotive Engineers</i> ou Serviço Aéreo Especializado
SB		<i>Service Bulletin</i>
Se		Tensão Limite de Resistência à tração
Se'		Tensão Limite de Resistência à tração corrigida
SERAC		Serviço Regional de Aviação Civil
SRM		<i>Single-Pilot Resource Management</i> ou <i>Structural Repair Manual</i>
SG		Ensaio Não Destrutivo - método Shearografia
SGSO		Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional
SHELL		<i>Software, Hardware, Envitonment, Liveware</i>

SINDAG	Sindicato Nacional das Empresas de Aviação Agrícola
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SNA	Sindicato Nacional dos Aeronautas
TG	Ensaio Não Destrutivo - método Termografia
US	Ensaio Não Destrutivo - método Ultrassom
USAF	<i>United States Air Force</i> - Força Aérea dos Estados Unidos
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> - Tempo Universal Coordenado
W	<i>Weight</i> - Força Peso

2 Sumário Executivo

Desde março de 2016, o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) tem fomentado a produção de conhecimentos relacionados à prevenção e à investigação de acidentes, divulgando pesquisas acadêmicas de temas estratégicos afetos à segurança de voo e outros assuntos julgados de interesse do Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER).

A motivação para a realização deste trabalho surgiu do fato de existir uma sequência de ocorrências ocasionadas por fratura de asas das aeronaves modelo Ipanema, as quais, atreladas a questões operacionais e de manutenção, resultaram em fatalidades e perdas materiais. Identificou-se contribuições diversas do Fator Operacional, nos aspectos de manutenção e operação, dos Fatores Humanos e do Fator Material, de modo que foram emitidas Recomendações de Segurança (RS) complementares às já emitidas nos Relatórios Finais e Relatórios Finais Simplificados (RF/RFS) relativos à cada ocorrência.

De janeiro de 2011 a janeiro de 2022, o CENIPA investigou 11 acidentes aeronáuticos envolvendo aeronaves de modelos da família EMBRAER Ipanema, em que, na árvore de eventos, o mesmo mecanismo de falha estava presente, a fadiga metálica ocorrida na mesa inferior da longarina principal das asas, cuja consequência foi, em todos os casos, a fratura da longarina e a queda da aeronave.

Acidente	Data da Ocorrência	Matrícula	Modelo	SN	Ano de Fabricação
1	17/01/2011	PT-GHP	EMB 201	200152	1975
2	31/12/2012	PT-GSB	EMB 201A	200320	1977
3	22/02/2013	PT-GZM	EMB 201A	200487	1984
4	03/05/2013	PT-GUR	EMB 201A	200388	1980
5	18/12/2013	PT-USM	EMB 202	200981	2004
6	17/03/2016	PT-UKT	EMB 202	200780	1998
7	07/10/2016	PT-ULQ	EMB 202	200803	1999
8	20/11/2018	PT-UII	EMB 202	200717	1994
9	05/12/2021	PT-UZI	EMB 202A	2001133	2010
10	08/01/2022	PT-UKZ	EMB 202	200786	1998
11	14/01/2022	PT-UPG	EMB 202	200897	2003

Figura 1: Ocorrências investigadas envolvendo fratura de asa das aeronaves Ipanema entre janeiro de 2011 e janeiro de 2022.

Por ocasião do fechamento deste Estudo, em 27 de janeiro de 2024, houve um novo acidente fatal com a aeronave de marcas PT-VYS, no qual existem indícios de fratura na longarina por meio de mecanismo de falha semelhante aos 11 casos abarcados acima.

Com relação às lesões decorrentes dos 11 acidentes anteriores investigados, 8 pilotos sofreram lesões fatais, 2 sofreram lesões graves e 1 lesões leves. Ou seja, contabilizando que o acidente do PT-VYS, cuja investigação SIPAER ainda não foi concluída, ocorreu devido à falha estrutural com mesmo mecanismo de falha presente, tem-se um total de 12 acidentes com 9 lesões fatais.

O Capítulo 3 - ***In-Flight Breakup***, promove a exposição da definição da *International Civil Aviation Organization (ICAO)* para contextualização geral a respeito desse tema - fratura estrutural em voo.

No Capítulo 4 - **A aeronave Ipanema**, é trazido um breve resumo sobre a aeronave, sua evolução em modelos ao longo dos anos de operação, uma síntese da ficha técnica de cada modelo, bem como uma exposição simples de seus elementos estruturais.

Já no Capítulo 5 - **Histórico de Ocorrências**, uma sinopse de cada acidente é posta ao leitor, de modo que as informações gerais de cada um deles sejam observadas. Ressalta-se aqui que as informações e análises completas encontram-se nos Relatórios Finais de cada acidente, publicados na página eletrônica do CENIPA - www.fab.mil.br/cenipa.

A partir da contextualização do leitor sobre os acidentes aeronáuticos em pauta, o Capítulo 6 - **A Fadiga Metálica - Análise Técnica**, busca explicar, também de forma sucinta, características relativas ao mecanismo de falha da fadiga e a contribuição da corrosão para sua progressão.

Neste ponto, vale ressaltar que assunto **falha por Fadiga Metálica** resultante de carregamento variável, abordado em livros de Engenharia Mecânica, Aeronáutica e de Materiais, é assunto amplo, complexo e largamente estudado nos ramos da engenharia, analítica e empiricamente, de modo que os conceitos presentes neste Estudo visam apenas a elucidação das bases do assunto de forma simples e enxuta.

Informações atinentes ao importante conceito de **Aeronavegabilidade Continuada** são evidenciadas no Capítulo 7, incluindo a conceituação de Boletins de Serviço e Diretrizes de Aeronavegabilidade.

As contribuições operacionais expostas no Capítulo 8 - **Fator Operacional**, também buscam instigar o leitor ao entendimento da necessidade de adesão aos procedimentos operacionais preconizados pelo fabricante da aeronave em seus manuais técnicos e operacionais. Além disso, para facilitar o entendimento do leitor sobre os fatores que contribuíram para que cada acidente ocorresse, esse Capítulo também traz um histórico de publicações de manutenção aeronáutica emitidas para a mitigação dos riscos envolvidos, dispostas em uma linha do tempo, as quais evoluíram ao longo dos anos, devendo, as atuais e em vigor (efetivas), serem perfeitamente cumpridas para que as aeronaves mantenham-se aeronavegáveis.

O Capítulo 9 - **Fatores Humanos - Condicionantes Organizacionais**, visa abordar, de forma analítica, a complexidade dos assuntos que envolvem as diversas interfaces homem-máquina que se enquadram no contexto das investigações deste Estudo, a fim de facilitar o entendimento.

Após isso, uma discussão é estabelecida no Capítulo 10 - **Análise Estatística das Horas de Voo** contemplando uma análise estatística dos acidentes com relação às taxas de falha máximas previstas para a categoria das aeronaves Ipanema, de modo a trazer um panorama quantitativo ao Estudo.

O Capítulo 11 - **Condução de Estudo de Segurança pela EMBRAER - NEIVA** traz um resumo das avaliações técnicas realizadas pelo fabricante da aeronave para análises de segurança dos modelos do Ipanema, o qual conclui que a operação das aeronaves é segura, desde que operada sob as condições preestabelecidas de aeronavegabilidade.

Finalmente, após a passagem pelas informações que circundam estes acidentes, este Estudo traz algumas **Recomendações de Segurança** suplementares, a fim de fortalecer ainda mais as Recomendações já emitidas nos Relatórios Finais dos acidentes, visando à mitigação dos riscos associados às fraturas de asas das aeronaves Ipanema.

Tenha uma boa leitura e usufrua dos conhecimentos que poderão auxiliá-lo na prevenção de acidentes.

3 *In-Flight Breakup* - Separação Estrutural em Voo

As falhas estruturais que resultam na separação de componentes em voo pertencem, no âmbito da Investigação de Acidentes Aeronáuticos, à área de investigação de estruturas.

O Doc. 9756 - *Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation*, Parte III - *Investigation*, da ICAO, trata do assunto *In-Flight Breakup* em seu capítulo 9, expondo técnicas de investigação e os principais fatores contribuintes para separações estruturais. O Manual do Comando da Aeronáutica **MCA 3-6 - Manual de Investigação do SIPAER** incorpora tais conhecimentos no seu capítulo 12 - Investigação pós-campo.

Separações em voo são geralmente o resultado da fadiga do material, *design* inadequado, manutenção inadequada, ou cargas aerodinâmicas. Quando uma parte estrutural ou componente falha em voo, em geral, uma cadeia de eventos catastróficos é iniciada, durante a qual outras peças ou componentes irão também falhar sequencialmente. Assim, quando um painel de asa falha e desprende-se da aeronave, muito frequentemente, este painel irá atingir partes da fuselagem ou cauda. A separação da falha do painel da asa é geralmente referida como falha “inicial ou primária”, ao passo que a fuselagem ou cauda são referidas como “subsequente ou secundária”. Além disso, quando a aeronave ou seus componentes separados atingem o solo, os danos do impacto são substanciais.

As forças e momentos aos quais uma aeronave é submetida em sua operação são oriundas, principalmente, das cargas aerodinâmicas e de inércia. Basicamente, as aeronaves são projetadas para resistir à vários esforços, como:

- Voo (manobras, rajadas);
- Solo (pouso, táxi, reboque);
- Peso dos ocupantes;
- Peso do combustível;
- Peso dos sistemas.

As cargas devem ser definidas para todo o envelope de voo, envelope este exposto através do **Diagrama Vxn**, sendo “**V**” a velocidade da aeronave e “**n**” o Fator de Carga. Esse diagrama será melhor explorado no item 10.2 do capítulo 10 deste Estudo - Operação da Aeronave.

No Brasil, a ANAC é órgão certificador na aviação civil, e os Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil, ou RBAC, tratam dos requisitos de segurança mínimos e de cumprimento obrigatório para que uma estrutura aeronáutica tenha sua operação aprovada.

Por exemplo, o RBAC 23 é utilizado para aeronaves de até 12.500 lbs e 19 ocupantes e, em sua subparte C, são tratados os requisitos na área de estruturas e na subparte D os requisitos de construção. Vários aspectos como diferenciação de cargas limites e últimas, fatores de segurança mínimos, fatores de carga e casos de carregamentos acidentais podem ser encontrados nesses requisitos.

Portanto, de forma breve, deve-se ter em mente que o projeto deve ser realizado de forma que a aeronave atenda todos os requisitos de certificação, e as análises e ensaios executadas pelos engenheiros de estruturas das organizações projetistas devem ser suficientes para demonstrar que a aeronave cumpre os requisitos de aeronavegabilidade expostos em cada regulamento.

Quando há separação estrutural em voo, no âmbito da Investigação de Acidentes Aeronáuticos, pode-se citar que há duas principais sequências de eventos que sucedem à separação:

- 1) **Asa Primeiro - *Wing First***; e
- 2) **Cauda Primeiro - *Tail First***.

Em todos os casos abordados neste estudo, a cadeia de eventos se deu com a falha primária/inicial na asa, ocorrendo a separação da Asa Primeiro - *Wing First*.

Basicamente, quando há uma fratura e consequente separação de uma asa em voo, uma sequência de eventos ocorre, tornando o voo incontrollável e a consequência é catastrófica.

Quando uma asa falha, primeiramente, em razão da sobrecarga estática para cima, a asa separada irá dobrar para cima e para trás sobre a fuselagem, simultaneamente. Ao mesmo tempo, uma sustentação não balanceada da asa oposta causa um rolamento rápido da aeronave para o lado da asa que falhou. Em alguns casos, a razão de rolamento é rápida o suficiente para causar uma falha de torção na empenagem. A asa separada muitas vezes impacta a superfície da cauda deixando marcas de impacto e manchas na pintura. O impacto com a cauda pode ser grave o suficiente para causar falhas secundárias na estrutura de cauda, e a seguinte sequência de eventos é provável de acontecer:

- 1) Separação da asa;
- 2) Rolamento inadvertido devido à assimetria de Sustentação;
- 3) A asa fraturada dobra para cima e segue para trás, podendo acertar a cauda; e
- 4) A aeronave toma trajetória descendente e o voo não é mais possível de ser mantido.

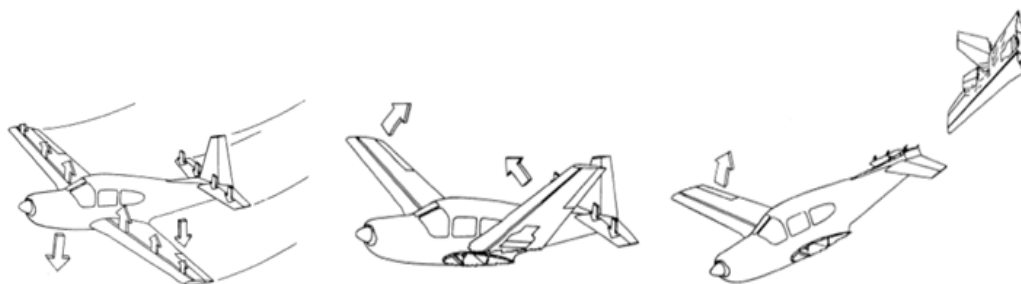


Figura 2: **Wing First** - Sequência de eventos.

Em razão das características aerodinâmicas e de peso da asa, normalmente, ela se encontrará separada dos destroços principais da aeronave.

Este Estudo de Segurança trata de algumas técnicas de investigação utilizadas para a identificação dos modos de falhas das asas das aeronaves Ipanema acidentadas, atendo-se especialmente à Fadiga e Corrosão.

4 A aeronave Ipanema

A aeronave Ipanema foi originalmente projetada em 1972 para operações agroagrícolas, e até hoje vem evoluindo para atender às demandas deste mercado, estando atualmente em sua sétima versão.



Figura 3: Ipanema EMB-203. Última versão lançada pela EMBRAER.

Na Figura 4 a seguir, pode-se visualizar os modelos, suas datas de homologação de tipo e a quantidade produzida por modelo. Ainda, em sequência, é apresentado um resumo com informações básicas relativas às principais características e modificações incorporadas nos modelos das aeronaves da família Ipanema.



Figura 4: Evolução dos modelos da aeronave Ipanema

EMB-200: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) de 260 hp a 2700 rpm (AV-GAS).

Hélice: Bipá de passo fixo (84 pol).

Hopper: de 580 L e 550 kg.

Peso Máximo de Decolagem (PMD): 1.550 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015, 1,60m de corda, 11,20m de envergadura, 7° de diedro e ponta tipo *rounded*.

Categoria(s) de Certificação: Normal.

EMB-200A: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) de 260 hp a 2700 rpm (AV-GAS).

Hélice: Bipá de velocidade constante (84 pol).

Hopper: de 580 L e 550 kg.

PMD: 1.550 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015, 1,60m de corda, 11,20m de envergadura, 7° de diedro e ponta tipo *rounded*.

Categoria(s) de Certificação: Normal.

EMB-201: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) 300 hp a 2700 rpm (AVGAS).

Hélice: Bipá de passo variável (84 pol).

Hopper: de 680 L e 750 kg.

PMD: 1.800 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015, 1,60m de corda, 11,20m de envergadura, 7° de diedro e ponta tipo *rounded*.

Categoria(s) de Certificação: Normal e Restrita.

EMB-201A: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) 300 hp a 2700 rpm (AVGAS).

Hélice: Bipá ou tripá de passo variável (84 pol).

Hopper: de 680 L e 750 kg.

PMD: 1.800 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015 modificado, 1,71m de corda, 11,69m de envergadura, 7° de diedro e ponta tipo gaviota.

Categoria(s) de Certificação: Normal e Restrita.

EMB-202: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) de 300 hp a 2700 rpm (AV-GAS)

Hélice: Bipá ou tripá de passo variável (84 pol ou 86 pol).

Hopper: de 950 L e 750 kg.

PMD: 1.800 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015 modificado, 1,71m de corda, 11,69m ou 11,07m de envergadura, 7º de diedro e ponta tipo gaviota ou *winglet*.

Categoria(s) de Certificação: Normal e Restrita.

EMB-202A: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) de 320 hp a 2700 rpm (Etanol Hidratado Combustível - EHC).

Hélice: Tripá de passo variável (84 pol).

Hopper: de 950 L e 750 kg.

PMD: 1.800 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015 modificado, 1,71m de corda, 11,07m de envergadura, 7º de diedro e ponta tipo *winglet*.

Categoria(s) de Certificação: Restrita.

EMB-203: _____

Motor: Potência máxima contínua (nível do mar) de 320 hp a 2700 rpm (Etanol Hidratado Combustível - EHC).

Hélice: Tripá de passo variável (86 pol) com cubo alongado (+5 pol).

Hopper: de 1050 L e 750 kg.

PMD: 1.900 kg.

Asa: Retangular, com Perfil Aerodinâmico NACA 23015 modificado, 1,71m de corda, 13,30m de envergadura, 5º de diedro e ponta tipo *winglet* modificada.

Categoria(s) de Certificação: Restrita e Utilidade.

Modelos do Certificado de Tipo	
<i>Modelos</i>	<i>Emissão</i>
EMB-200	15DEZ1971
EMB-200A	08DEZ1973
EMB-201	02SET1974
EMB-201A	12ABR1977
EMB-202	28MAI1991
EMB-202A	19OUT2004
EMB-203	20NOV2015

Figura 5: Modelos constantes no Certificado de Tipo e datas de emissão do CT.

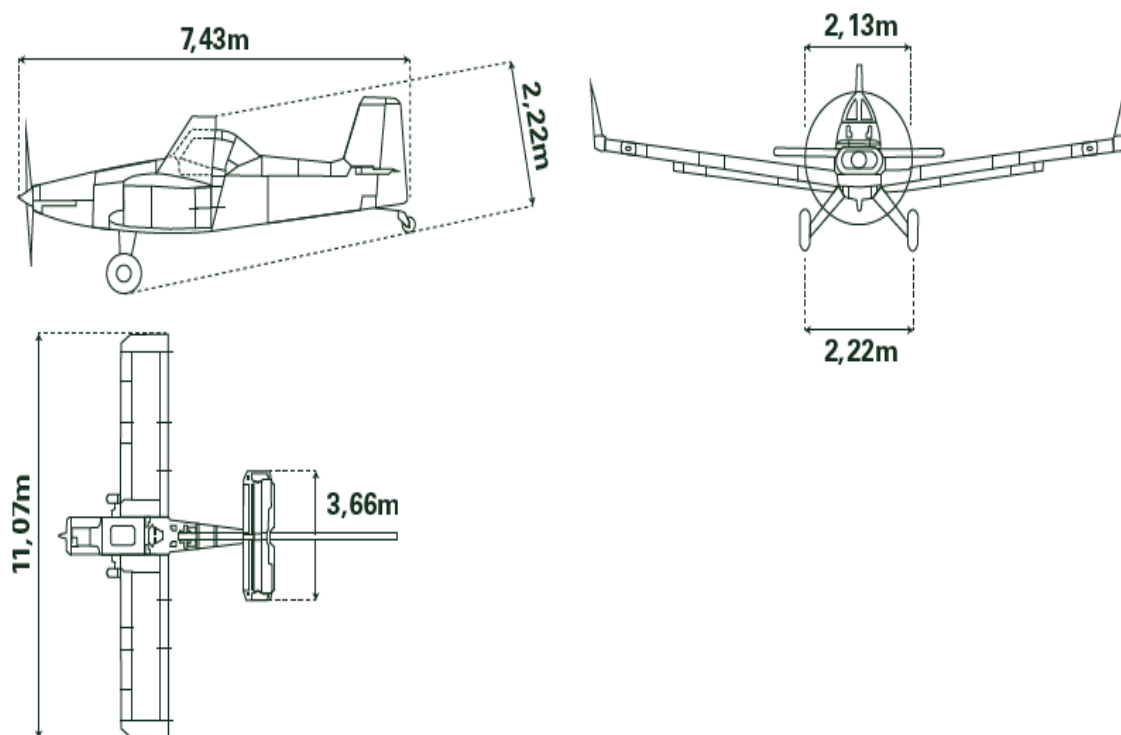


Figura 6: Três vistas de um Ipanema modelo EMB-202.

Características Gerais da Estrutura

Desde sua primeira versão, as aeronaves da família Ipanema foram construídas com uma fuselagem em estrutura tubular soldada, revestidas com painéis removíveis de alumínio.

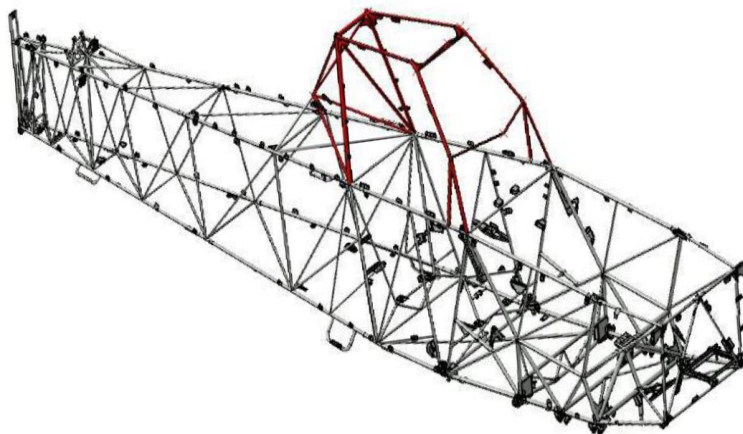


Figura 7: Estrutura tubular da fuselagem em aço SAE 4130.

Alguns materiais utilizados nos revestimentos da fuselagem dos Ipanemas podem variar entre modelos, cabendo aqui expor, apenas para conhecimento geral, alguns dos empregados em um Ipanema do modelo mais recente, EMB-203.



Figura 8: Alguns materiais empregados na fuselagem de um Ipanema EMB-203. Preto - Alumínio 7475; Vermelho - Alumínio 2024; e Azul - Fibra de Vidro.

A asa é metálica, do tipo cantilever, semimonocoque e a empenagem é metálica do tipo convencional. O trem de pouso é fixo e do tipo convencional.

Ainda com relação às asas - **elemento foco deste Estudo** - para todos os modelos têm-se uma longarina principal (frontal) e uma secundária (traseira), conectadas por nervuras. Os revestimentos superior e inferior possuem três reforçadores longitudinais cada e os bordos de ataque são removíveis. Em cada semiasa é montado um tanque de combustível, na seção dos bordos de ataque, imediatamente após os bordos da raiz da asa.

As longarinas principais são formadas por duas mesas, inferior e superior, e uma alma de interligação. Cada uma dessas mesas é formada por um pacote de **chapas-mesa** de Alumínio presas por fixadores de 3/16 pol, e na região da raiz da longarina, uma armadura de aço faz a interligação das duas semiasas, as quais são unidas por dois pinos cônicos de fixação centrais e mais vinte fixadores de 1/2 pol, cinco em cada conjunto de chapas-mesa.



Figura 9: Detalhe da longarina principal (frontal) e secundária (traseira), unidas pelas nervuras.

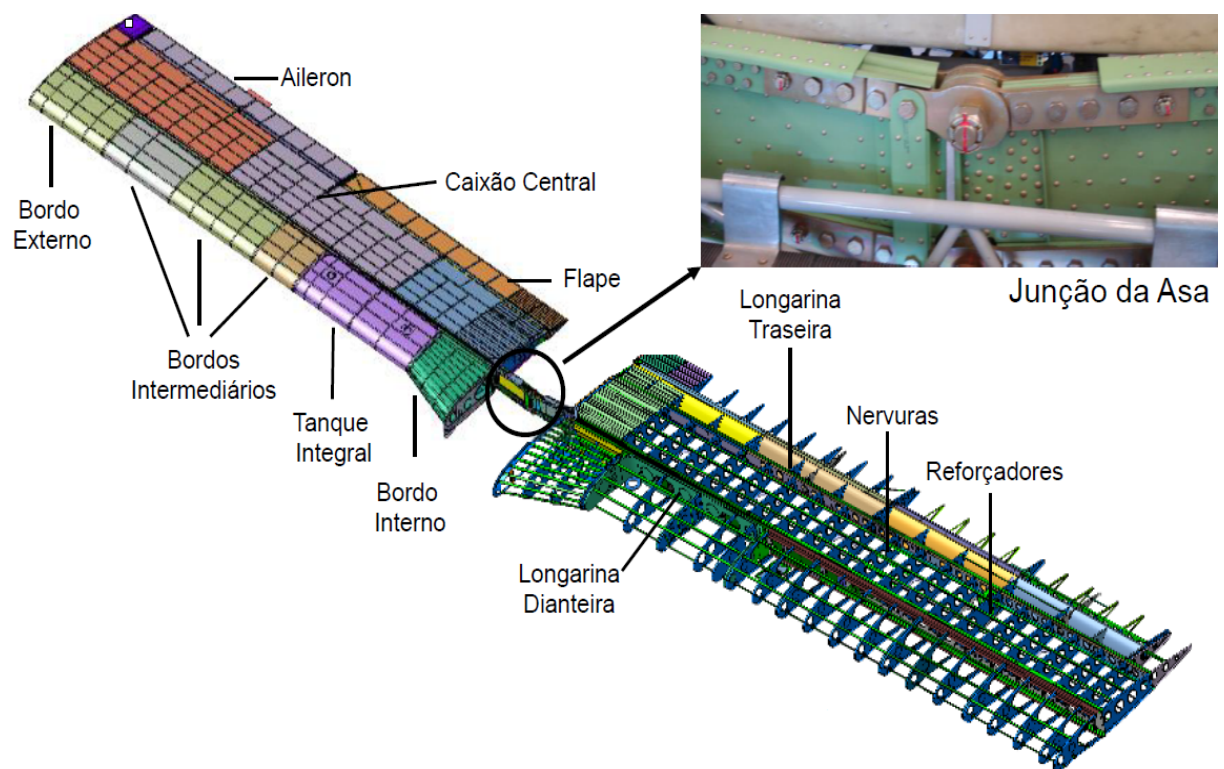


Figura 10: Estrutura das semiasas. Detalhe da armadura de aço que faz a junção das semiasas, unidas por 2 pinos cônicos centrais e 20 fixadores de 1/2 pol, 5 em cada mesa.

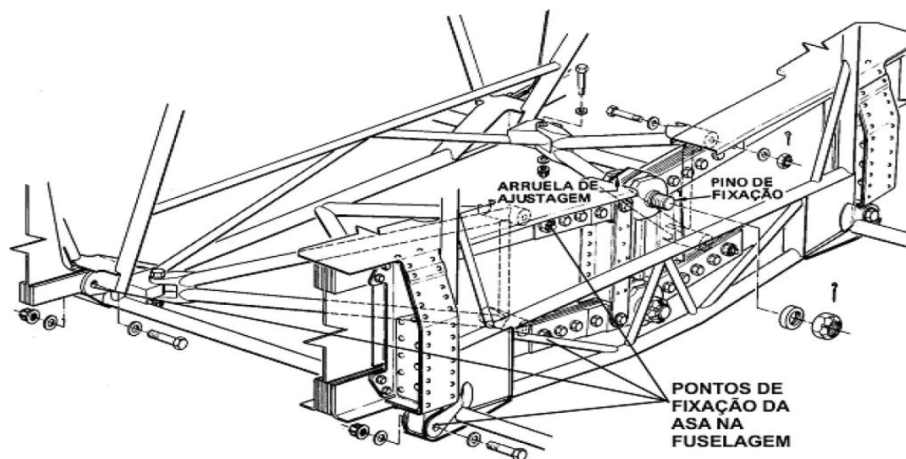


Figura 11: Detalhe do conjunto de fixação das semiasas entre si e dos pontos de fixação das asas na fuselagem.

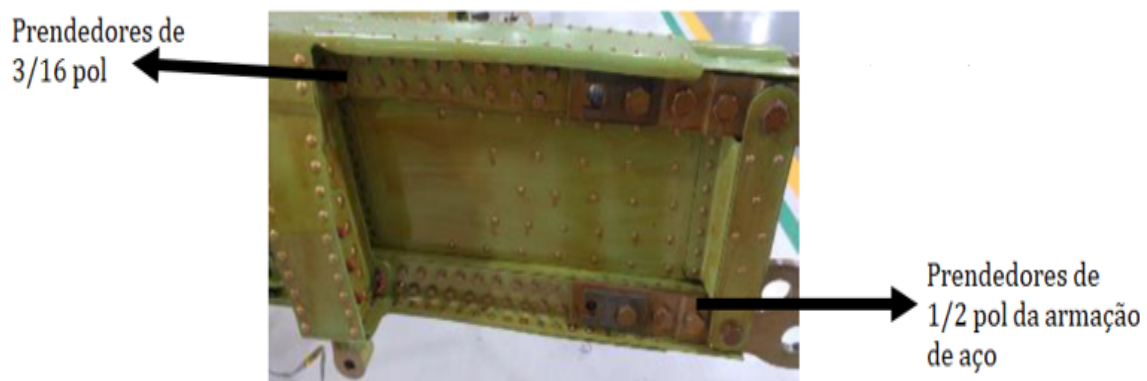


Figura 12: Detalhe dos prendedores de 1/2 pol da armadura de aço de junção das semiasas e dos prendedores de 3/16 pol do pacote de chapas que forma as mesas da longarina.

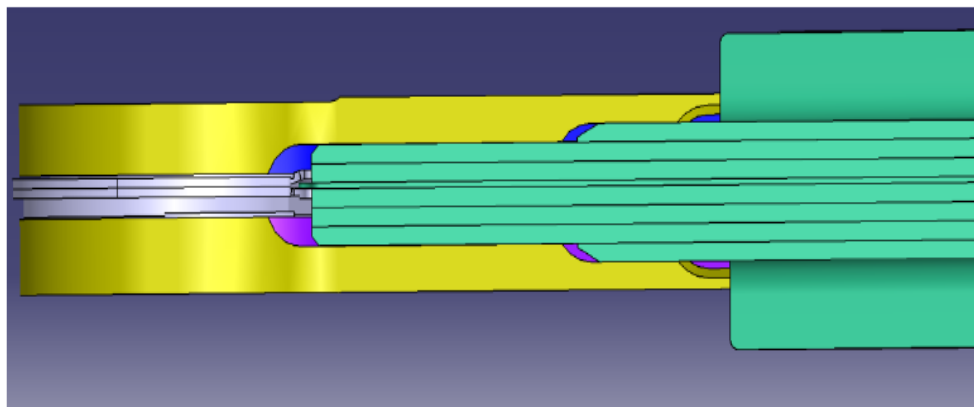


Figura 13: Detalhe do pacote de chapas que compõem as mesas (chapas mesa) das longarinas principais (longarinas dianteiras).

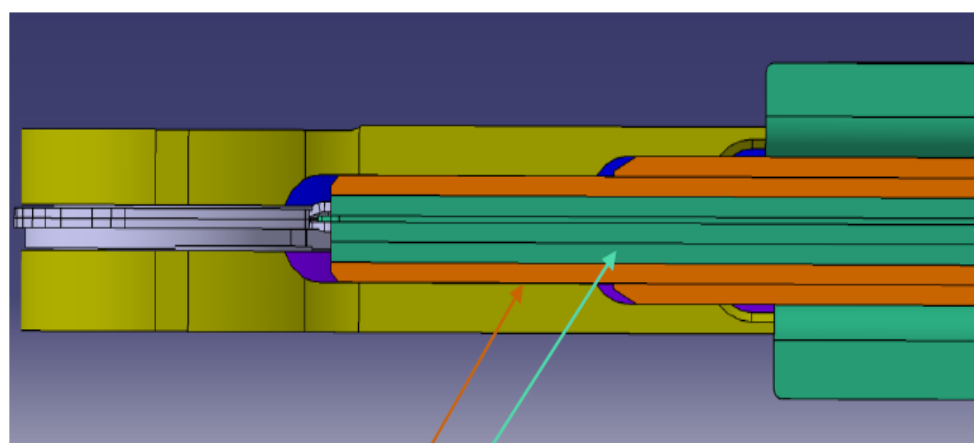
As pontas de asa evoluíram ao longo do tempo, desde as de formato “rounded”, passando pelo modelo “gaivota” e, atualmente, a aeronave sai de linha de fabricação com o dispositivo no formato “winglet”. Os flaps e ailerons são montados no bordo de fuga de cada semiasa.

Com relação ao material de fabricação das chapas mesa das longarinas, do modelo EMB-200 até o modelo EMB-202A, o principal material utilizado para sua confecção é o alumínio “Alclad 2024”, com tratamento térmico T3 e T42. Já para o modelo EMB-203 o principal material é o alumínio “7475 bare”, com tratamento T761. Para o EMB-203 há ainda 4 chapas de aço 15-15PH nas extremidades do conjunto.

- EMB202 e anteriores Chapas de AL 2024-T3



- EMB203 chapas de AL 7475-T761



4 chapas de aço 15-5PH e
chapas de AL 7475-T761

Figura 14: Detalhe do pacote de chapas com seus materiais de fabricação.

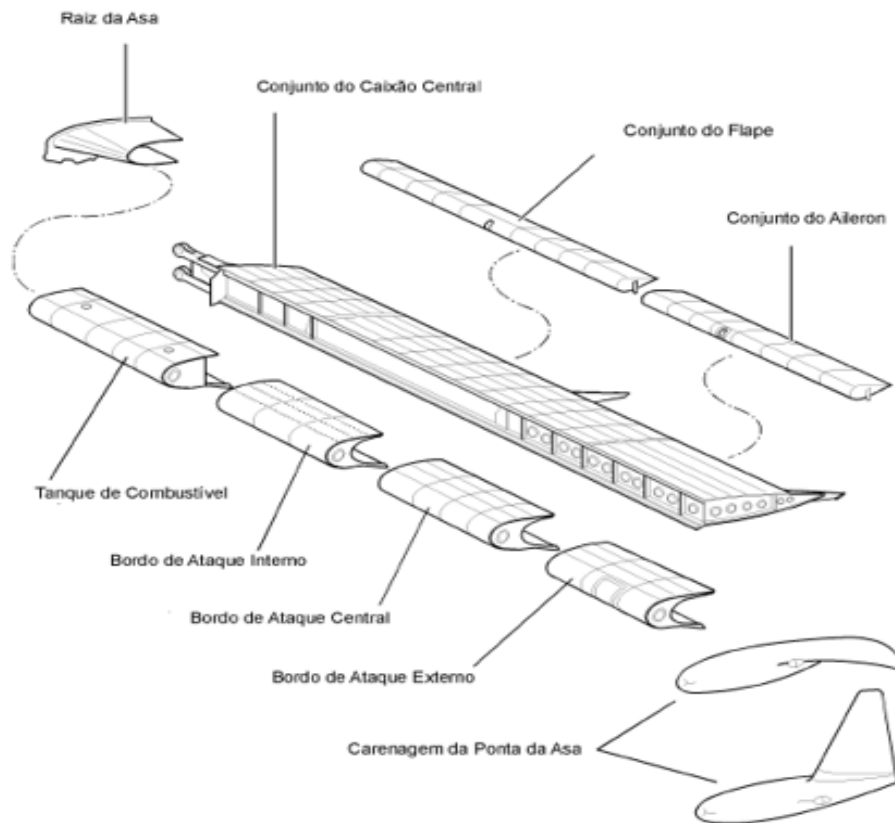


Figura 15: Ilustração da semiasa dos EMB-201A, EMB-202 e EMB-202A.

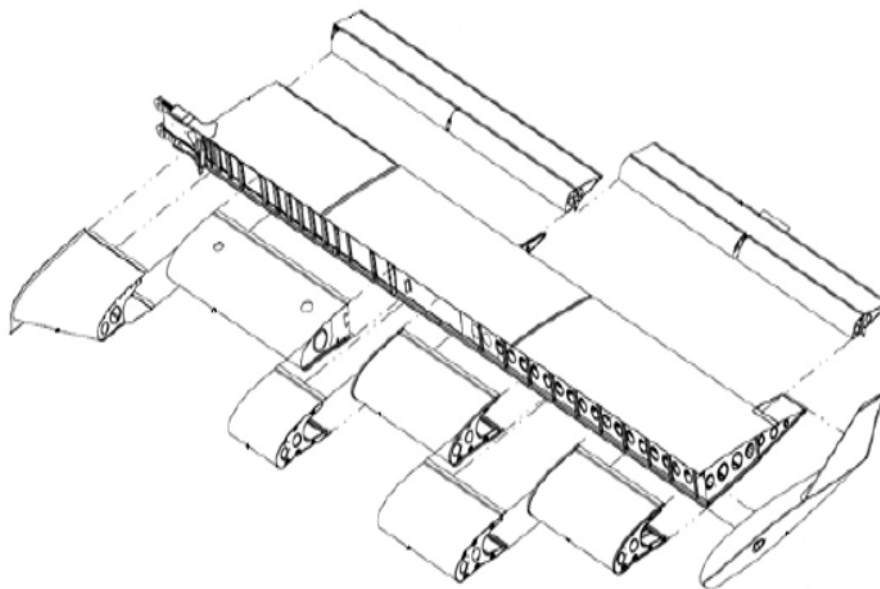


Figura 16: Ilustração da semiasa dos EMB-203.

Como já mencionado, especificamente para as longarinas dianteiras das asas dos modelos de Ipanema, verifica-se uma construção típica, em formato de viga “I”, com feixe de chapas montado na porção dos “intra” e “extradorsos”, e fixadas através de pinos, parafusos e rebites.

A alma da longarina é estabilizada com reforçadores cravados por rebites na longarina dianteira. Nas figuras abaixo também é possível visualizar o ponto de ligação da asa com a fuselagem e as ferragens de ligação das semiasas.

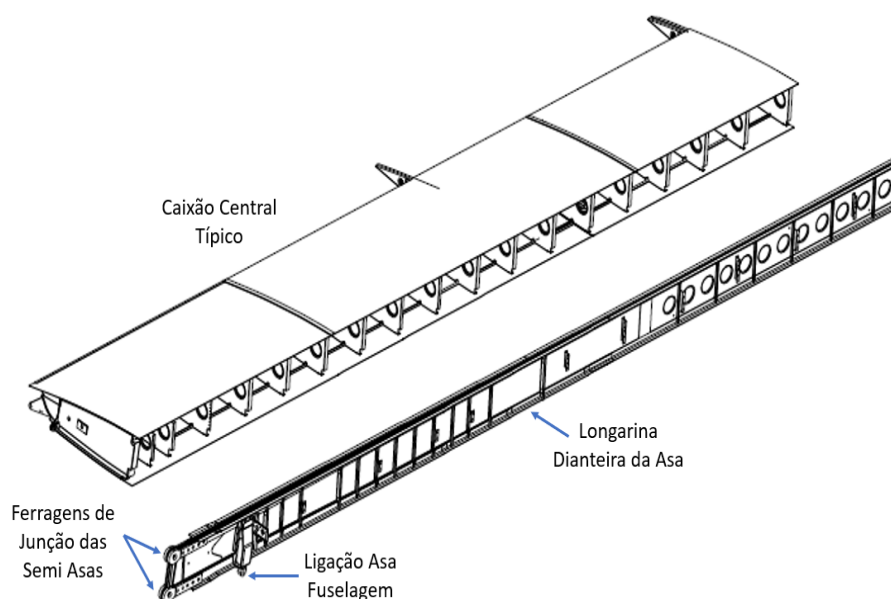


Figura 17: Construção típica da longarina dianteira (longarina principal).

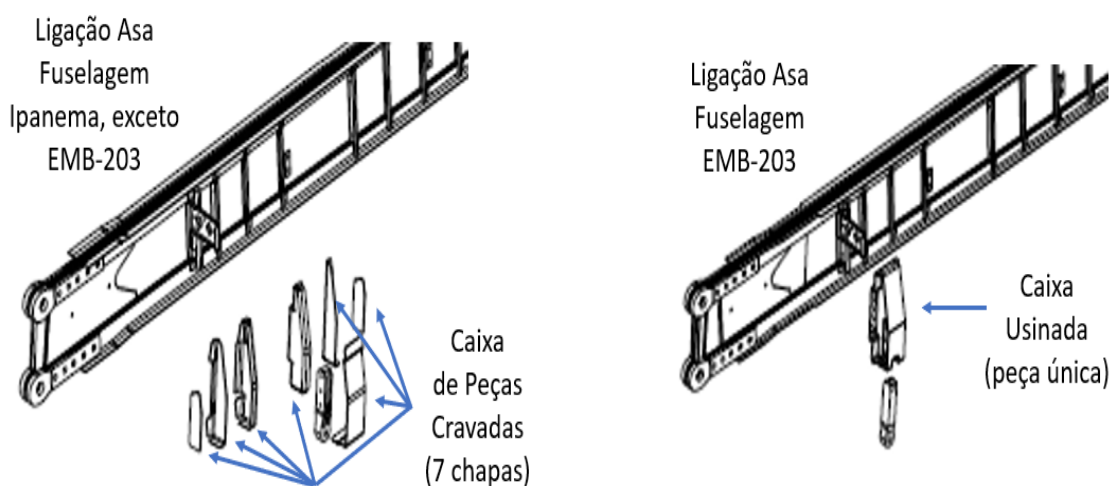


Figura 18: Ligação Asa-fuselagem.

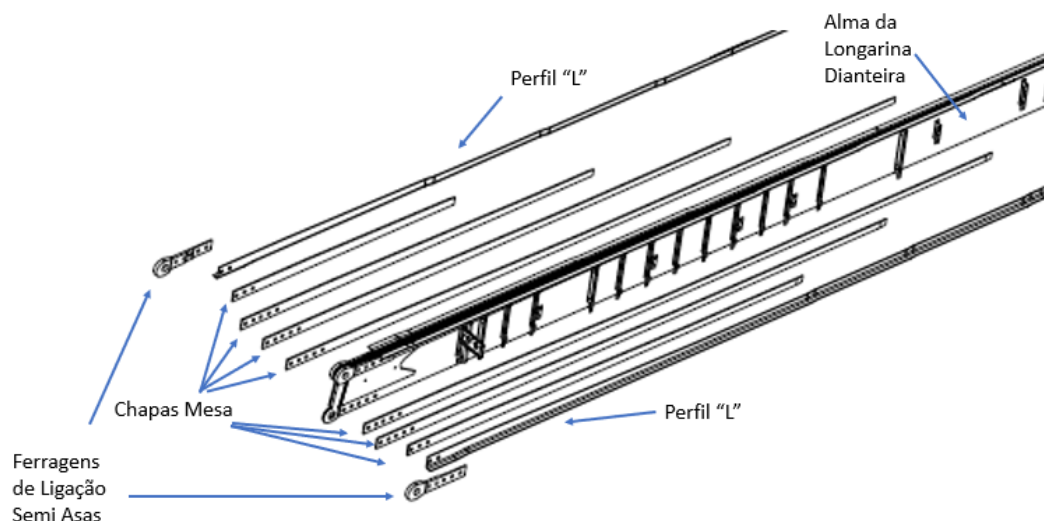


Figura 19: Chapas mesa inferiores da longarina dianteira (longarina principal) - vista explodida.

Como já mencionado, o principal material empregado na fabricação das asas e das longarinas dianteiras é o Alumínio 2024-T3, utilizado até o modelo EMB-202A.

Para o EMB-203, a principal liga passou a ser o Alumínio 7475-T761. A partir da aeronave de Número de Série 20001428, parte da longarina dianteira recebeu reforço nas quatro chapas mais externas que compõem o feixe de chapas da mesa inferior (chapas-mesa), com a substituição da liga de alumínio de 7475-T761 para chapas de aço inox 15-5PH.

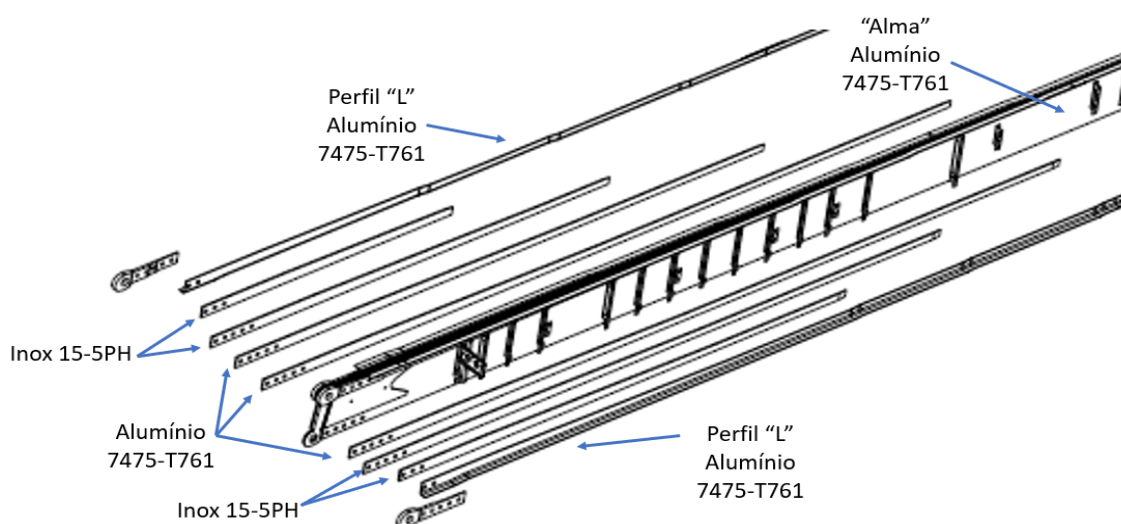


Figura 20: Chapas mesa inferiores da longarina dianteira (longarina principal) do EMB-203 e indicação das ligas metálicas usadas na fabricação.

A orientação das chapas que compoem a mesa da longarina, **do bordo de ataque em direção ao bordo de fuga**, é a seguinte:

- Perfil “L”;
- 3 Chapas mesa (nº 1 a nº 3) voltadas ao bordo de ataque;
- Chapa da Alma da longarina (nº 4 - mais fina);
- 4 Chapas mesa (nº 5 a nº 8) voltadas ao bordo de fuga;
- Perfil “L”.

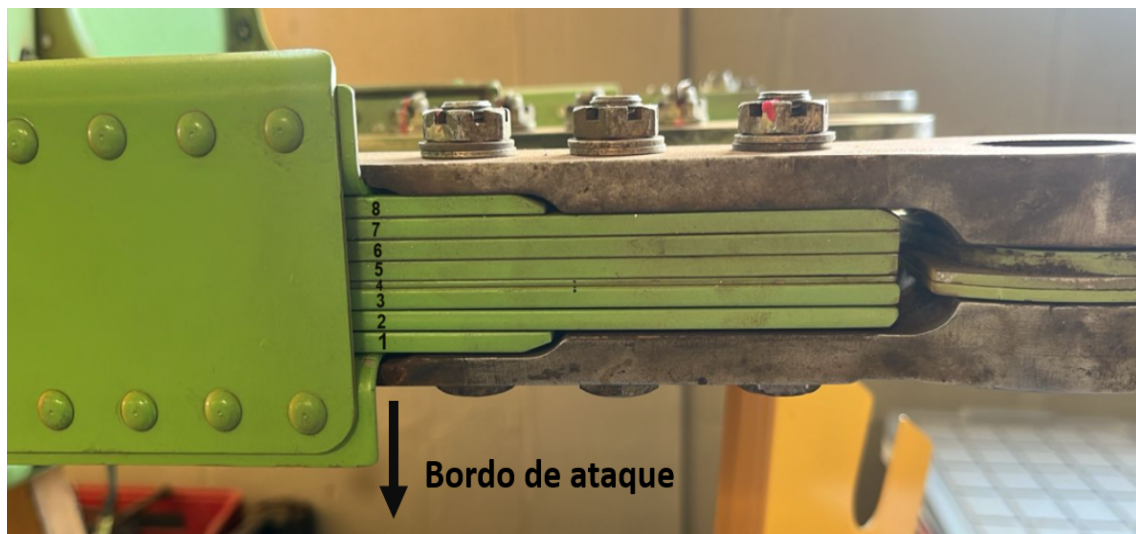


Figura 21: Foto das chapas da mesa de uma longarina indicando a referência do bordo de ataque para orientação da numeração das chapas. A chapa nº 4 (mais fina) é a chapa da alma da longarina.

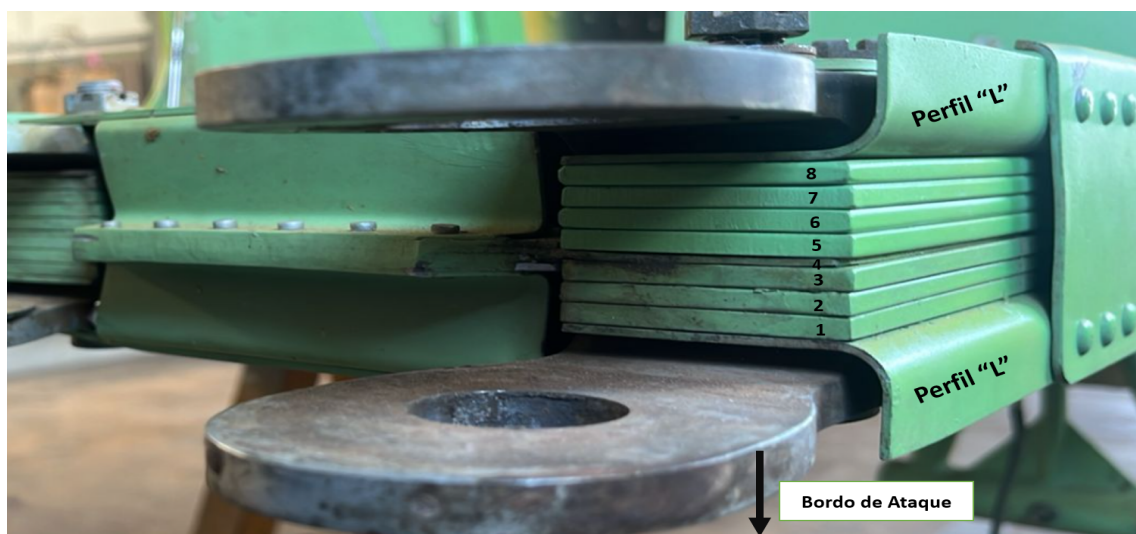


Figura 22: Foto da seção da raiz da longarina com referência do bordo de ataque para a numeração das chapas.

5 Histórico de Ocorrências

Este Capítulo traz um breve histórico de informações coletadas dos 11 acidentes investigados pelo CENIPA em que houve fratura de asa em voo. Cabe frisar aqui que as investigações realizadas pelo Centro são conduzidas conforme protocolos internacionais, seguindo o Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944 e demais diretrizes da ICAO. Assim, fatores contribuintes são identificados e recomendações de segurança são emitidas com o único objetivo de evitar que novos acidentes ocorram. Logo, ressalta-se, novamente, que esta seção **não traz, na íntegra, os achados de cada investigação**, cabendo ao leitor interessado em se aprofundar nas investigação dos acidentes aqui expostos, realizar a busca do respectivo RF/RFS na página do CENIPA (www.fab.mil.br/cenipa).

Por ocasião do fechamento deste Estudo, houve um acidente com um EMB-202A de matrícula PT-VYS, no qual se constatou a fratura da longarina em voo. Contudo, devido ao fato de a referida investigação se encontrar em estágio preliminar, o referido acidente não foi abarcado neste texto.

5.1 Ocorrência 1: PT-GHP

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-GHP.

Modelo: EMB-201.

Número de Série: 200152.

Ano de Fabricação: 1975.

Horas totais da aeronave: 6.245:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA

Número do Relatório Final: A-088/CENIPA/2011.

Classificação: Acidente.

Data: 17JAN2011.

Local: Mostardas - RS.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da pista da Fazenda Porteira Velha, município de Mostardas, RS, para fazer um voo aeroagrícola, a fim de aplicar fungicida em uma área de plantação de arroz. Por volta das 14 horas, dois minutos após a decolagem, a aeronave acidentou-se na lavoura onde seria aplicado o produto.

Houve fratura da longarina da asa esquerda em voo, causando a perda de controle e a queda da aeronave. A asa esquerda foi encontrada a 30 metros do local do primeiro impacto da aeronave com o solo e os destroços pararam 20 metros a frente

do primeiro impacto.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

A aeronave teve dois acidentes anteriores. O primeiro ocorreu em 28DEZ1982, quando a aeronave possuía 1.442 horas e 05 minutos voados. Após esse acidente, a aeronave permaneceu sem uso por aproximadamente oito anos, tendo sido reparada em 11SET1990 e considerada satisfatória por Inspetor da Aviação Civil (INSPAC) do Serviço Regional de Aviação Civil da região Sul (SERAC-5), porém, sem os devidos registros de liberação da aeronave.

O segundo acidente ocorreu em 14DEZ1991, quando a aeronave possuía 1.617 horas e 05 minutos voados. Não foram encontrados registros de reparos após o acidente.

Em 28JUN2002, consta uma compra de longarina dianteira direita pela empresa Mostardas da EMBRAER-NEIVA, quando a aeronave possuía 4.498 horas e 35 minutos voados e, em 18OUT2002, consta nos registros de manutenção a realização de inspeção de 100 horas e montagem das asas. Ressalta-se que não há registro de ocorrência com a aeronave nesse período.

Durante os exames realizados após o acidente de 17JAN2011, foi possível observar erros de montagem das asas.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: Furo de 3/16 pol, do conjunto de chapas da mesa inferior da longarina dianteira da semiasa esquerda, após o conjunto de fixação da asa na fuselagem.

Mecanismo de Falha: Falha por fadiga iniciada em cavidades de corrosão (pites) nas paredes do furo.

Observações:

1. As trincas de fadiga nuclearam nas paredes do furo de 3/16 pol em cavidades de corrosão (pites) e se propagaram transversalmente ao furo, induzidas pelos carregamentos cíclicos da asa.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque (partindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8).
3. Observado que a propagação das trincas se deu de forma aproximadamente simétrica ao longo das seções resistentes acima e abaixo do furo.
4. A redução da área útil de seção transversal levou à redução da resistência mecânica da longarina e consequente falha abrupta por sobrecarga.
5. Havia corrosão por pits.

6. Também foram observadas trincas de fadiga em processo de propagação em furo de 3/16 pol adjacente ao da região da fratura.

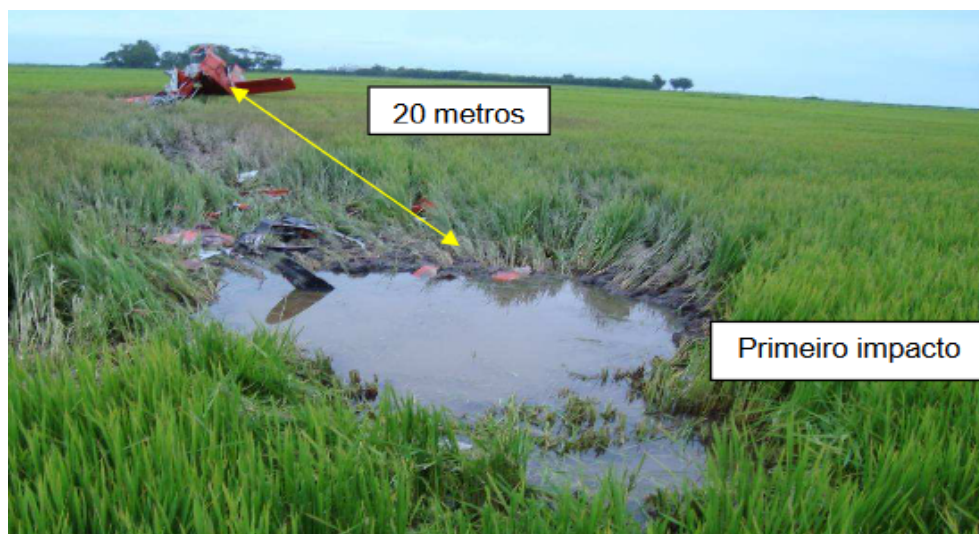


Figura 23: PT-GHP. Impacto do nariz da aeronave contra o solo e posterior deslocamento até a parada total.

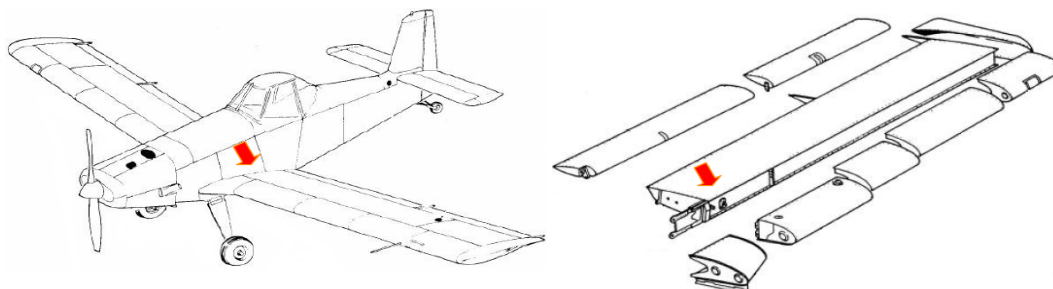


Figura 24: PT-GHP. Localização da região fraturada na longarina dianteira da semiasa esquerda.

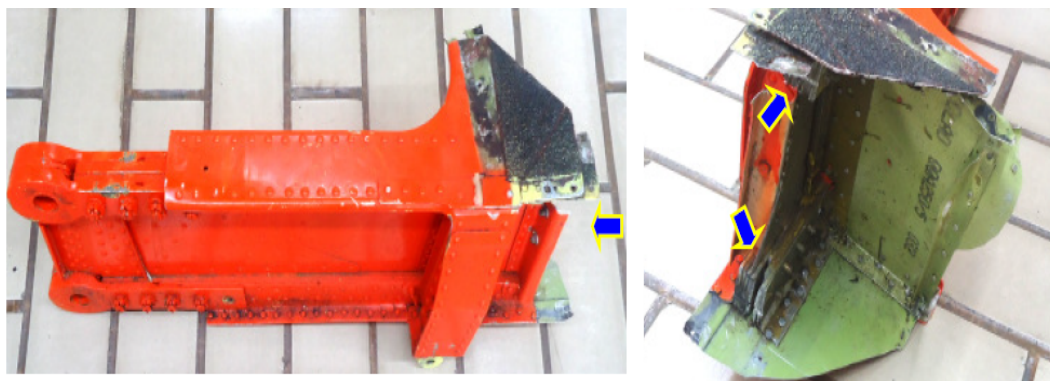


Figura 25: PT-GHP. Seção da longarina dianteira da semiasa esquerda removida para exames e pesquisas em laboratório. Setas azuis mostram a seção de fratura.



Figura 26: PT-GHP. Seção transversal da fratura através do furo de 3/16 pol, mesa inferior, apresentando marcas de praia típicas de fadiga.

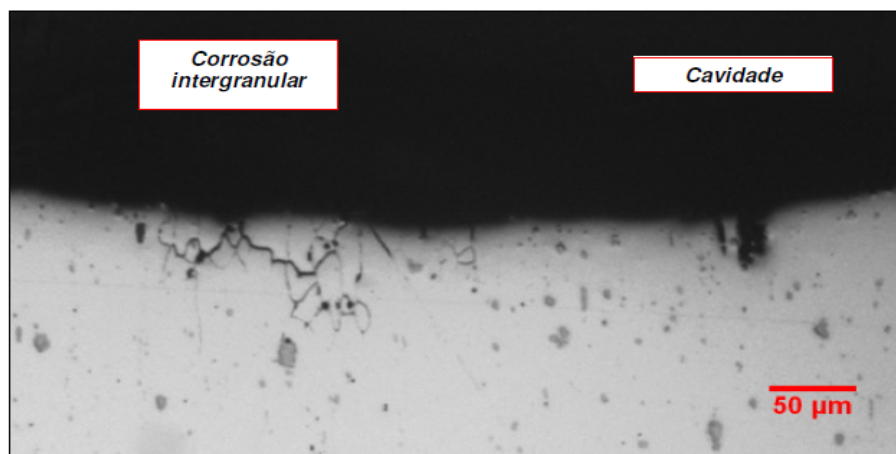


Figura 27: PT-GHP. Microestrutura na região da parede inferior do furo de uma das chapas evidenciando a presença de corrosão intergranular e da cavidade (pite) de corrosão.

5.2 Ocorrência 2: PT-GSB.

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-GSB.

Modelo: EMB-201A.

Número de Série: 200320.

Ano de Fabricação: 1977.

Horas totais da aeronave: 9.167:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA

Número do Relatório Final: A-517/CENIPA/2021.

Classificação: Acidente.

Data: 31DEZ2012.

Local: Sonora - MS.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da área de pouso para uso aeroagrícola da Fazenda São Pedro, município de Sonora, MS, a fim de realizar aplicação de produtos agrícolas em uma área de plantação de arroz, com um piloto a bordo.

Ao realizar a curva de reversão, durante a recuperação após a última aplicação, houve o rompimento da asa direita em voo, causando a queda da aeronave.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

Os registros coletados de *Differential Global Positioning System* - sistema diferencial de posicionamento global (DGPS) embarcado na aeronave, evidenciaram operação em velocidades altas, acima da máxima prevista no envelope de voo do Manual de Operações da aeronave. Logo, a aeronave já fora operada com Fatores de Carga e velocidade acima dos limites de projeto.

Trincas de fadiga propagaram-se ao redor do 5º furo usado na fixação da armação de aço no conjunto de chapas da mesa inferior da longarina direita, até que a resistência residual não fosse o suficiente para os esforços solicitantes do voo, havendo então a fratura em voo. A mesa superior falhou por sobrecarga de forma secundária.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa direita.

Mecanismo de Falha: Fadiga metálica. Havia a presença de corrosão superficial generalizada nos pinos e nas superfícies do 5º furo, o que pode ter facilitado o início/progressão do processo de fadiga.

Observações:

1. A fratura da semiasa direita ocorreu devido a um processo de fadiga na mesa inferior da longarina, ao redor do 5º furo de 1/2 pol da armação de aço que prende as duas semiasas.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque, progredindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8.

3. Observado que a propagação das trincas se deu de forma aproximadamente simétrica ao longo das seções resistentes acima e abaixo do furo de 1/2 pol.
4. Os pinos removidos e os respectivos furos apresentaram corrosão generalizada.
5. A trinca de fadiga propagou-se por cerca de 60% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
6. Nessa mesma região da longarina da semiasa esquerda foram observadas trincas em estágio de propagação indicando processo de falha em andamento, equivalente ao ocorrido na asa direita.
7. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
8. Os dados dos DGPS levantados de outros voos realizados na mesma área mostraram que não havia um padrão operacional dos voos das aeronaves. A ausência de critérios para limitar as manobras com possíveis cargas aerodinâmicas (fatores de carga) elevadas pode ter contribuído para que os limites operacionais fossem desrespeitados.
9. A utilização da aeronave acima dos seus limites operacionais pode ter contribuído para o agravamento do processo de fadiga encontrado na mesa inferior da longarina direita, fato que também pode ter contribuído para a sua ruptura.



Figura 28: PT-GSB. Foto tirada no local do acidente. À esquerda, destroços principais da aeronave. À direita, detalhe da asa direita da aeronave, encontrada a 200 metros de distância dos destroços em relação à trajetória do voo



Figura 29: PT-GSB. Foto tirada no local do acidente. Região da longarina da asa direita fraturada em voo.

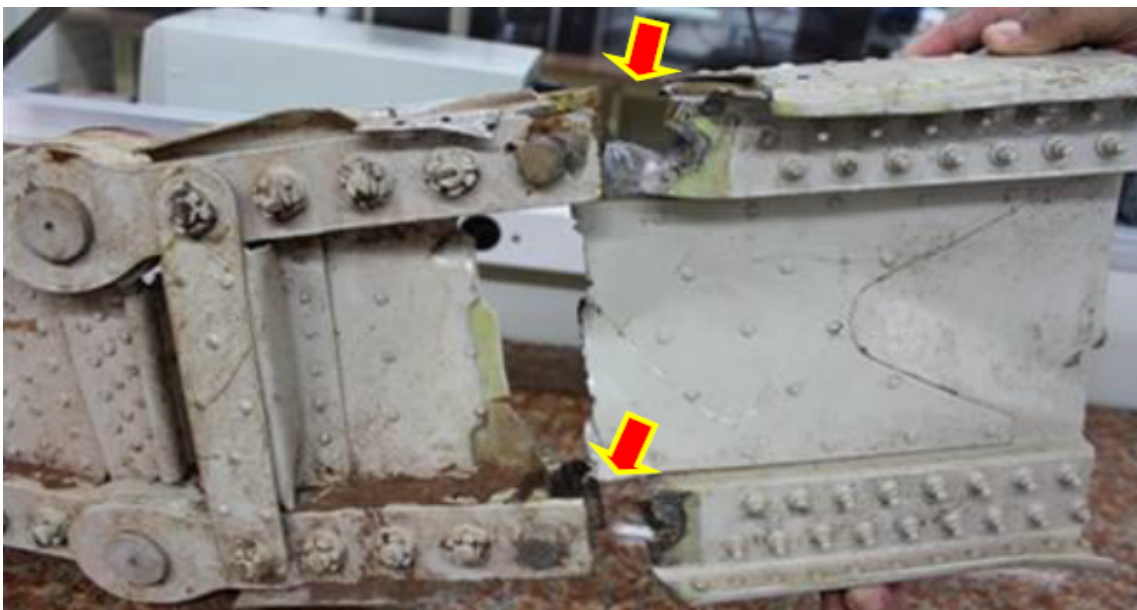


Figura 30: PT-GSB. Foto com a indicação (setas vermelhas) da posição das fraturas (5º pino de 1/2 pol) da longarina da semiasa direita.

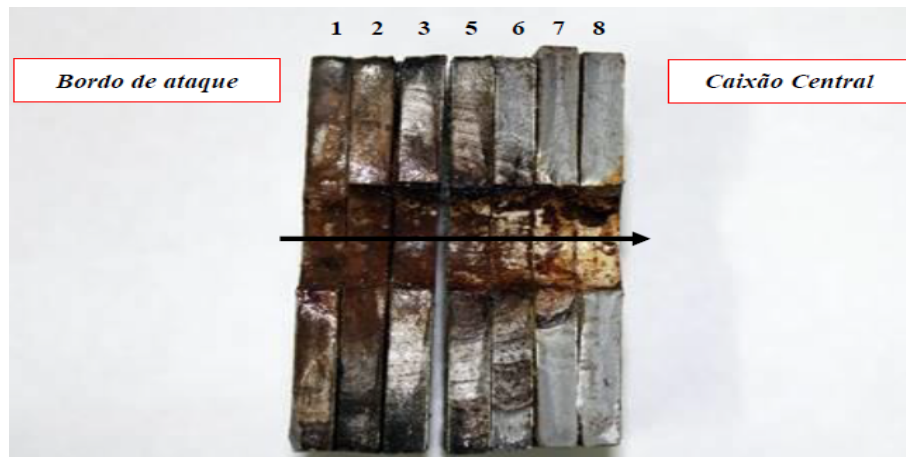


Figura 31: PT-GSB. Fotografia. Aspecto da superfície de fratura das chapas da mesa inferior da semiasa direita, após desmontagem. As seta indica a direção da propagação das trincas de fadiga (da chapa nº 1 para a nº 8). Corrosão generalizada na superfície de fratura.

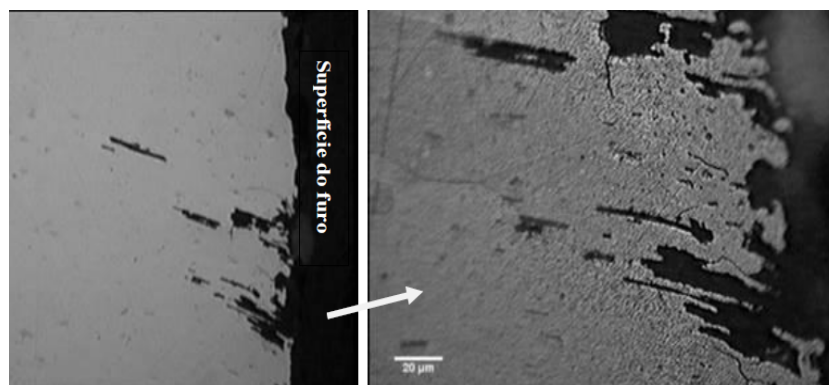


Figura 32: PT-GSB. Micrografias. Sem ataque. Seção transversal à chapa nº 5 passando pelo furo. Observam-se desgaste superficial e microtrincas causadas por corrosão.



Figura 33: PT-GSB. Fotografia indicando a presença de trincas na furação do 5º pino da mesa inferior da semiasa esquerda também, em propagação. Corrosão generalizada encontrada nos pinos de 1/2 pol.

5.3 Ocorrência 3: PT-GZM

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-GZM.

Modelo: EMB-201A.

Número de Série: 200487.

Ano de Fabricação: 1984.

Horas totais da aeronave: 4.340:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA

Número do Relatório Final: A-037/CENIPA/2013.

Classificação: Acidente.

Data: 22FEV2013.

Local: Chapada - RS.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da pista da Base Boderguini, município de Chapada, RS, por volta das 10h15min (UTC), a fim de aplicar fungicida em uma área de plantação de soja, com um piloto a bordo. Após ultrapassar a vegetação, a aeronave iniciou um mergulho mais acentuado para dar início a aplicação. Houve o rompimento da asa esquerda em voo, causando a perda de controle e, conseqüentemente, a queda da aeronave.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

A asa caiu a cerca de 25 metros de distância dos destroços. Ocorreu fratura por fadiga no furo do 5º pino de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda. A mesa superior falhou por sobrecarga secundariamente.

Marcas de ferramenta internas ao furo podem ter facilitado a nucleação das trincas. Havia trinca em propagação também no 5º furo da semiasa direita.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga metálica. Havia a presença de riscos grosseiros (marcas de ferramenta) na parede interna do 5º furo de 1/2 pol, o que pode ter facilitado o início do processo de fadiga.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciado junto às bordas do furo das chapas.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque, progredindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por cerca de 70% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Observou-se um reparo anormal realizado na alma da longarina da semiasa direita o qual pode indicar que a aeronave tenha sofrido danos anteriores e que os serviços de reparo adotados não tenham sido realizados de acordo com as prescrições do fabricante.
6. Não havia nenhuma registro de intervenções de manutenção nas longarinas das semiasas da aeronave. Observou-se na superfície do 5º furo a presença de riscos grosseiros (marcas de ferramenta que indicam a realização de uma montagem forçada) que podem ter contribuído para facilitar o início do processo de fadiga metálica.
7. Trincas secundárias paralelas à superfície de fratura também foram observadas.
8. Na mesma região do 5º furo de 1/2 pol da longarina da semiasa direita, foram observadas trincas em estágio de inicial, nas 3 primeiras chapas, indicando processo de falha em andamento, equivalente ao ocorrido na asa esquerda.



Figura 34: PT-GZM. À esquerda - destroços da aeronave. À direita - asa esquerda separada dos destroços principais a cerca de 25 metros.

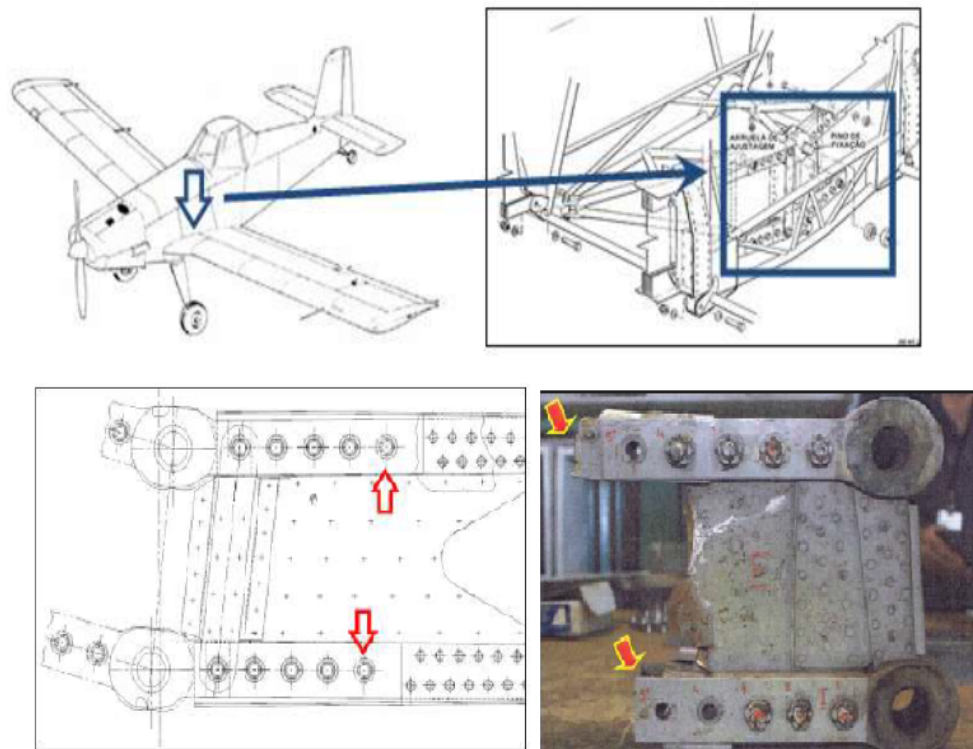


Figura 35: PT-GZM. Detalhe em desenho e em foto da região da fratura na longarina da asa esquerda.

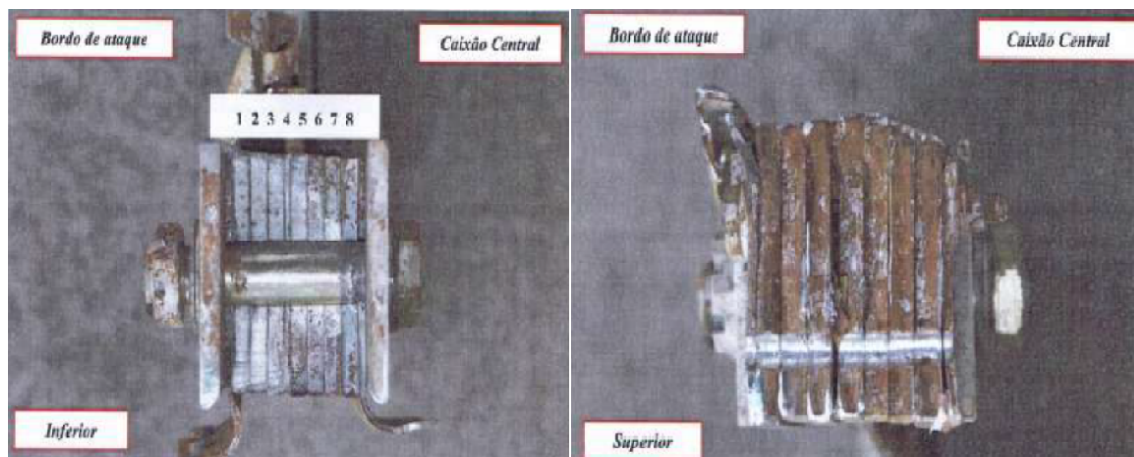


Figura 36: PT-GZM. Detalhe das superfícies de fratura. À esquerda - chapas mesa inferiores apresentando marcas de praia de fadiga progredindo a partir das paredes do furo. À direita - chapas mesa superiores apresentando fratura por sobrecarga (falha secundária).

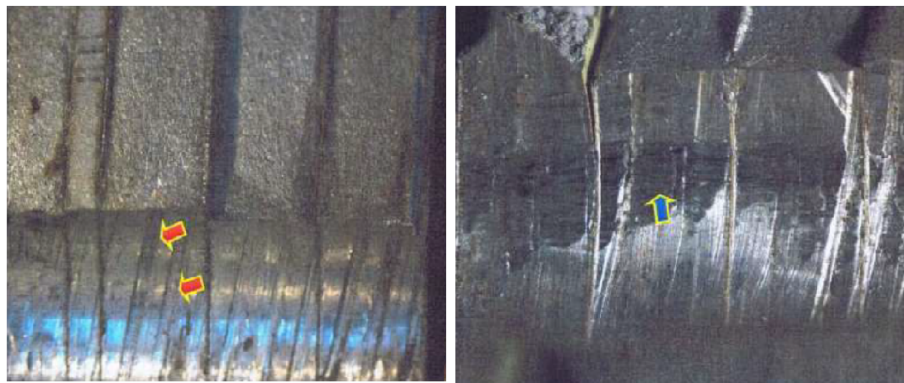


Figura 37: PT-GZM. Detalhe de marcas de ferramenta nas paredes internas do 5º furo de 1/2 pol.

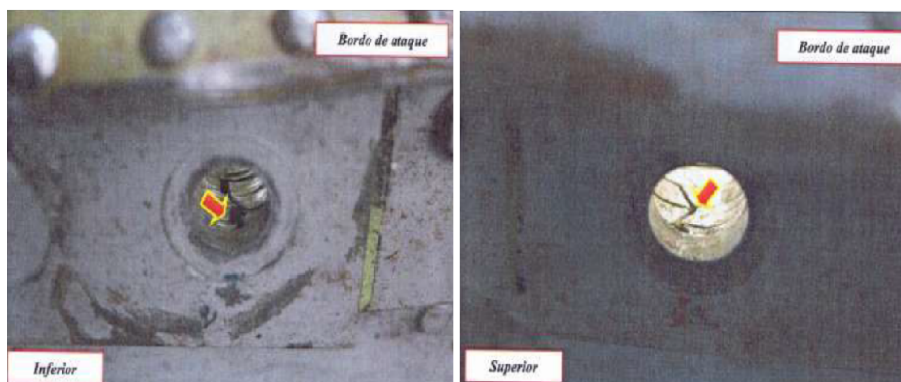


Figura 38: PT-GZM. Detalhe de trinca em progressão na asa direita, também no 5º furo de 1/2 pol.

5.4 Ocorrência 4: PT-GUR

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-GUR.

Modelo: EMB-201A.

Número de Série: 200388.

Ano de Fabricação: 1980.

Horas totais da aeronave: 4.892:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-089/CENIPA/2013.

Classificação: Acidente.

Data: 03MAI2013.

Local: Jataí - GO.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da pista da Fazenda Ariranha, localizada no Município de Jataí, GO, às 14h37min (UTC), com apenas o piloto a bordo, a fim de realizar um voo de aplicação de inseticida em plantação de milho. Ao final de um dos “tiros de aplicação”, a aeronave não ganhou altura, colidindo contra as árvores de uma área de mata nativa, contígua ao local em que estava sendo pulverizado.

A aeronave teve danos substanciais e o piloto sofreu lesões fatais.

A semiasa direita da aeronave se desprendeu após fratura devido a processo de fadiga em torno do 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina. O rompimento da mesa inferior causou sobrecarga no resto da seção da longarina, acarretando a fratura secundária por sobrecarga da sua mesa superior e a perda da asa em voo.

Os destroços ficaram distribuídos linearmente pelo terreno, no eixo em que estava sendo realizado o voo (proa 240º), estendendo-se por cerca de 33 metros. A semiasa esquerda também apresentava corrosão generalizada e processo de fadiga iniciado ao redor do 5º furo de 1/2 pol.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa direita.

Mecanismo de Falha: Fadiga metálica associada à corrosão generalizada na longarina e nos pinos de fixação do pacote de chapas.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa direita, iniciado junto às bordas do furo das chapas.
2. Nesse caso, foi observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de fuga, progredindo da chapa nº 8 em direção à chapa nº 1.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por cerca de 80% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Observou-se que o pino apresentava corrosão generalizada.
6. Observou-se nas superfícies do 5º furo a presença de corrosão que contriuiu para facilitar o início do processo de fadiga.

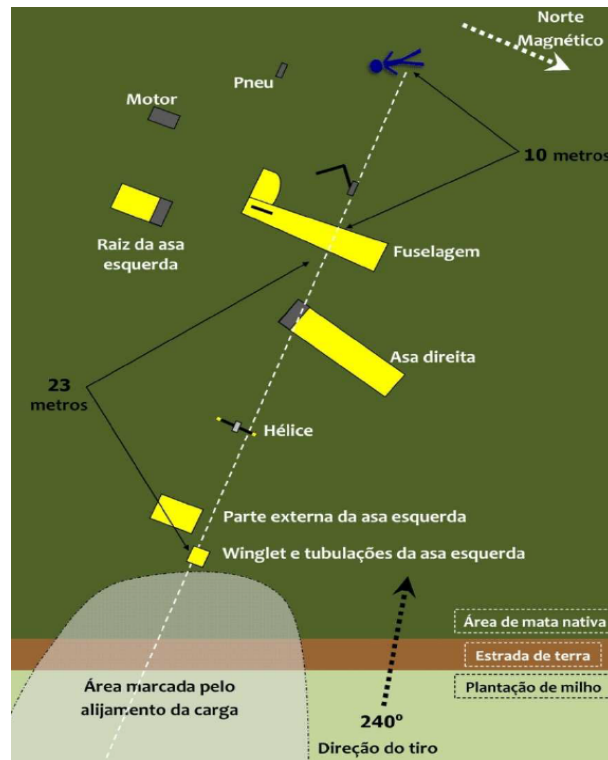


Figura 39: PT-GUR. Distribuição dos destroços no *Crash Site*.



Figura 40: PT-GUR. *Mockup* da aeronave com destroços.

A figura abaixo mostra em detalhe a região fraturada da longarina apresentando corrosão generalizada. Abaixo e à esquerda - seção transversal das chapas mesa superiores, fraturada por sobrecarga. Abaixo e à direita - seção transversal das

chapas mesa inferiores, fraturada por fadiga. Seta e traços vermelhos ajudam na identificação das marcas de praia, de difícil visualização a olho nu dada corrosão generalizada.



Figura 41: PT-GUR. Detalhe da região fraturada da longarina apresentando corrosão generalizada.



Figura 42: PT-GUR. Detalhe da fratura por fadiga. Trincas iniciadas nas paredes de contato do furo com o pino e a propagação ocorreu da chapa 8 em direção à chapa 1.

5.5 Ocorrência 5: PT-USM

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-USM.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200981.

Ano de Fabricação: 2004.

Horas totais da aeronave: 3.067:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-227/CENIPA/2013.

Classificação: Acidente.

Data: 18DEZ2013.

Local: Tapurah - MT.

Lesões: Leves.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou do Aeródromo da Fazenda Guimarães II, no município de Tapurah, MT, com destino à Fazenda Boa Esperança (SJPW), às 12h35min (UTC), a fim de realizar aplicação de defensivos agrícolas em plantação de soja, com um piloto a bordo.

Durante a recuperação do terceiro “tiro de aplicação” de defensivos, parte da estrutura da asa esquerda despreendeu-se, provocando a “dobra” da asa em 90° para cima. A aeronave então apresentou rolamento para esquerda e colidiu contra árvores e contra o solo em área de mata fechada.

A aeronave teve danos substanciais e o piloto sofreu lesões leves.

No dia do acidente, dois voos já haviam sido cumpridos com a aeronave, ambos em atividades de pulverização de lavoura e sem registros de desconformidades. Contudo, no terceiro voo, a estrutura da asa esquerda falhou. A linha de distribuição dos destroços se estendeu por 87 metros.

A aeronave já havia se acidentado anteriormente, em 2008, sendo que houve a colisão em voo do bordo de ataque da asa direita contra um poste de concreto.

Os exames realizados na longarina indicaram erros de montagem, e com aplicação de torque errada nos pinos de fixação das chapas das longarinas.

As chapas da mesa inferior da longarina apresentaram aspecto macroscópico indicativo da fratura por fadiga. A análise mostrou que a ruptura da longarina da asa esquerda do 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior e na região do 2º parafuso de 3/16

pol da mesa superior.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga metálica com corrosão associada.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciado junto às bordas do furo das chapas.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque, progredindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por cerca de 70% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Observou-se na superfície do 5º furo e do pino de 1/2 pol, no lado do bordo de ataque, a presença de corrosão localizada que contribuiu para facilitar o início do processo de fadiga. Observou-se durante a desmontagem das longarinas a falta de torque em vários pinos e a montagem incorreta das chapas externas de suporte das mesas (armação de aço), o que levou ao desalinhamento na montagem do pacote de chapas da longarina.

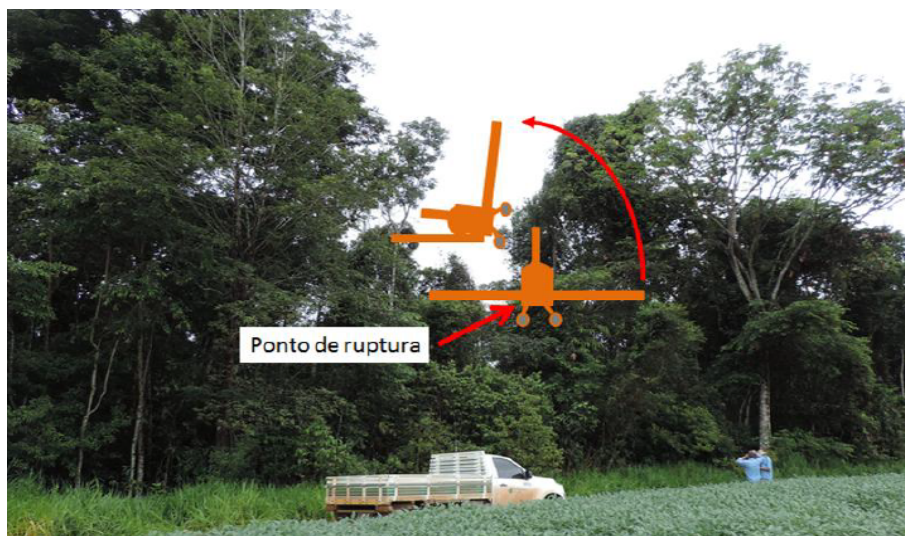


Figura 43: PT-USM. Foto do local dos primeiros impactos da aeronave contra as árvores com a representação da atitude da aeronave após fratura da semiasa esquerda.



Figura 44: PT-USM. Posição final dos destroços. Aeronave separada da asa esquerda.

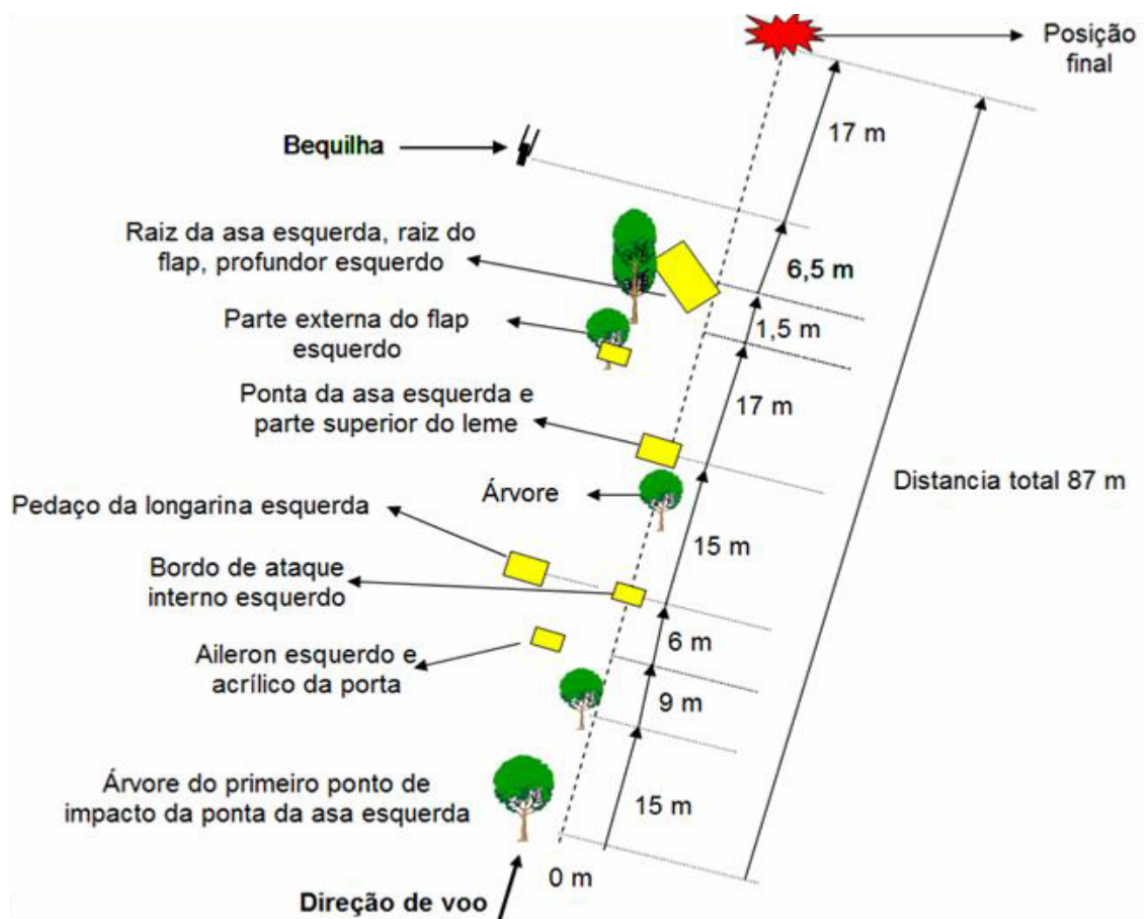


Figura 45: PT-USM. Distribuição dos destroços - extensão de 87 metros.



Figura 46: PT-USM. Região da fratura da mesa inferior (5º furo de 1/2 pol) e superior (2º parafuso de 3/16 pol) da longarina da semiasa esquerda.

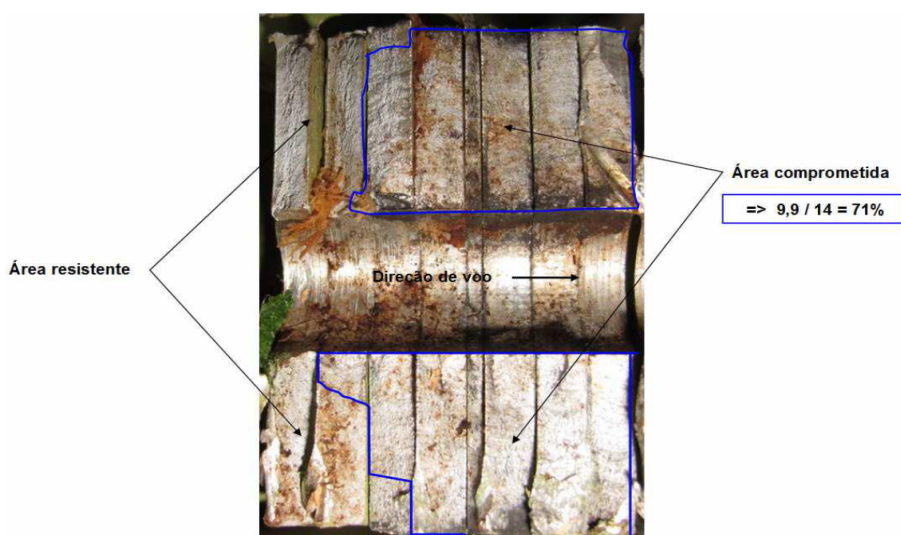


Figura 47: PT-USM. Estimativa do percentual de área da longarina comprometida pela fadiga.

5.6 Ocorrência 6: PT-UKT

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-UKT.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200780.

Ano de Fabricação: 1998.

Horas totais da aeronave: 4.800:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-045/CENIPA/2016.

Classificação: Acidente.

Data: 17MAR2016.

Local: Jaborandi - BA.

Lesões: Graves.

Resumo da Ocorrência:

A aeronave decolou de área de pouso eventual situada no município de Jaborandi, BA, às 09h20min (UTC), com planejamento de realizar traslado para o aeródromo de Formosa (SWFR), GO, com um piloto a bordo.

Com aproximadamente 20 minutos de voo, o piloto identificou uma pista de operação aeroagrícola, também caracterizada como área de pouso eventual, e decidiu realizar passagem baixa para verificar as condições dessa pista.

Após a passagem baixa, durante a recuperação, ocorreu a ruptura da asa esquerda da aeronave em voo. Logo em sequência, o avião colidiu contra o solo em um terreno plano e livre de obstáculos. A asa da aeronave caiu a aproximadamente 7 metros de distância dos destroços principais.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões graves.

A análise laboratorial do componente indicou que a fratura ocorreu devido a um processo de fadiga na mesa inferior da longarina, iniciado ao redor do 5º furo de 1/2 pol do pino fixador que prende a treliça à semiasa.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga metálica com corrosão associada.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciado junto às bordas do furo das chapas.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas internas, mais próximas ao bordo de fuga, progredindo da chapa nº 8 em direção à chapa nº 1.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por cerca de 70% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.

4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Havia corrosão. O estado de corrosão observado no pacote de chapas indicava que as trincas tiveram origem antes da realização da última inspeção preventiva, o que leva a acreditar que os serviços realizados nas semiasas da aeronave não foram adequados, pois não identificaram as trincas nem a corrosão.
6. Observou-se marcas grosseiras de rosqueamento que facilitaram o processo de fadiga.
7. Observou-se que os furos dos cinco pinos de 1/2 pol da mesa inferior da semiasa esquerda estavam pintados, o que não é previsto pelo fabricante.



Figura 48: PT-UKT. Destroços da aeronave na fazenda do operador.



Figura 49: PT-UKT. Posição final da asa esquerda da aeronave em relação aos destroços principais.

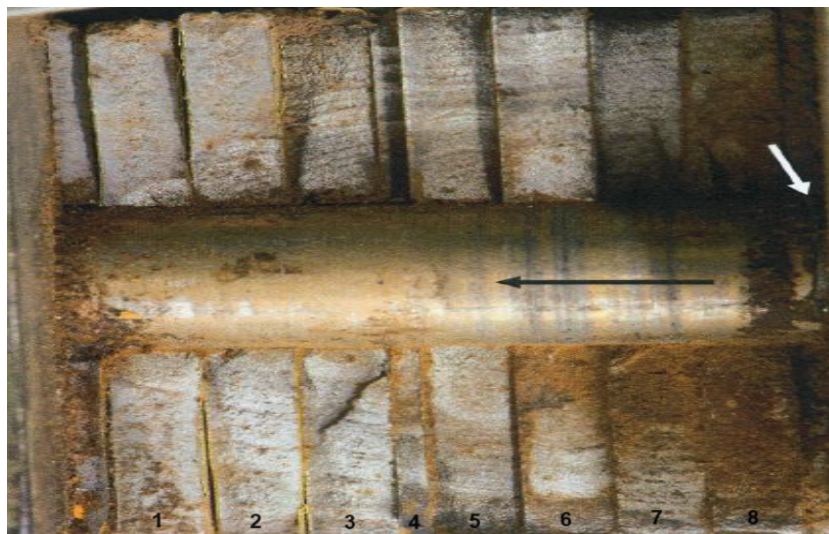


Figura 50: PT-UKT. Detalhe seção da fratura por fadiga. A propagação ocorreu da chapa nº 8 para chapa nº 1 (seta preta).

5.7 Ocorrência 7: PT-ULQ

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-ULQ.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200803.

Ano de Fabricação: 1999.

Horas totais da aeronave: 4.900:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-130/CENIPA/2016.

Classificação: Acidente.

Data: 07OUT2016.

Local: Ipiranga do Norte - MT.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da área de pouso para uso aeroagrícola em fazenda do município de Ipiranga do Norte, MT, a fim de realizar aplicação de defensivos agrícolas em uma plantação, com um piloto a bordo.

As condições meteorológicas eram propícias ao voo e, durante uma das passagens de aplicação, a asa esquerda se soltou da aeronave e esta colidiu com o solo.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

A asa esquerda foi encontrada a cerca de 15 metros do restante dos destroços da aeronave.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga estrutural associada à corrosão.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciado junto às bordas do furo das chapas.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de fuga, progredindo da chapa nº 8 em direção à chapa nº 1.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por cerca de 70% da seção das chapas da mesa inferior, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Havia corrosão. Observou-se nas superfícies do 5º furo e do pino a presença de corrosão que pode ter contribuído para o início do processo de fadiga.



Figura 51: PT-ULQ. Vista da aeronave após a ocorrência.



Figura 52: PT-ULQ. Indicação macroscópica das marcas de praia de fadiga da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda.

5.8 Ocorrência 8: PT-UII

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-UII.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200717.

Ano de Fabricação: 1994.

Horas totais da aeronave: 12.008:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-172/CENIPA/2018.

Classificação: Acidente.

Data: 20NOV2018.

Local: Pelotas - RS.

Lesões: Fatais.

Resumo da Ocorrência:

A aeronave decolou da área de pouso eventual de Contagem, localizada em condomínio agropecuário no município de Pelotas, RS, às 17h07min (UTC), com um piloto a bordo, a fim de aplicar Uréia em lavoura de arroz. Com cerca de cinco minutos de voo após a decolagem, a aeronave impactou contra o solo, ficando destruída.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

A asa esquerda se desprendeu em voo após fratura por fadiga do conjunto de chapas mesa inferiores da sua longarina, com a trinca propagando-se em torno do 1º e 2º furos de 3/16 pol dos prendedores do pacote de chapas. As análises estereoscópicas laboratoriais indicaram a presença de ranhuras internas aos furos, o que pode ter facilitado a nucleação de trinca.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 1º furo de 3/16 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga estrutural.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 1º e 2º furos de 3/16 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciando nas paredes dos furos.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas foi maior nas chapas mais próximas ao bordo de fuga, progredindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8.
3. As trincas de fadiga propagaram-se por quase toda a área da seção transversal da mesa inferior da longarina, o que causou considerável redução na sua resistência mecânica e levou à sua ruptura final por sobrecarga.
4. A mesa superior da longarina falhou por sobrecarga de forma secundária, após o rompimento da mesa inferior (falha primária).
5. Havia pontos de corrosão no pino do 1º furo de 3/16 pol.
6. Verificou-se a existência de ranhuras no interior dos furos da longarina, provocadas por rosqueamento dos pinos de fixação de 3/16 pol.
7. Foram evidenciadas ranhuras de rosqueamento na superfície interna do furo de 3/16 pol, potenciais concentradores de tensão.



Figura 53: PT-UII. Distribuição dos destroços no *Crash Site*.

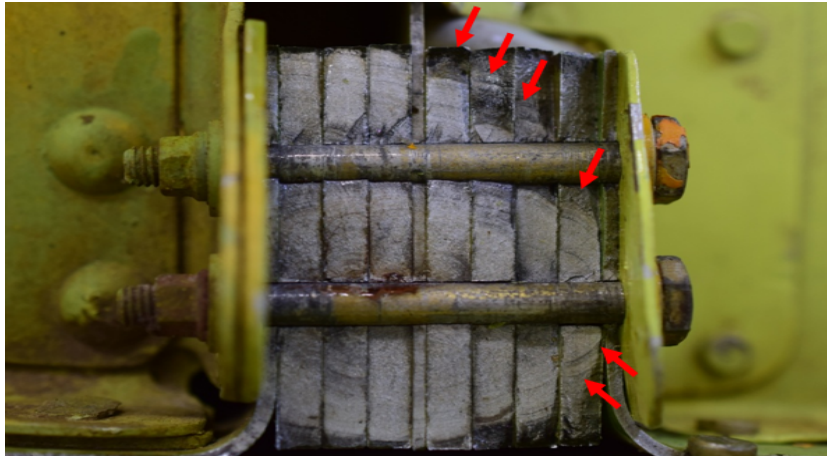


Figura 54: PT-UII. Setas indicam a interface entre região suave e lisa - região de fadiga - e região grosseira e cristalina - região de sobrecarga.

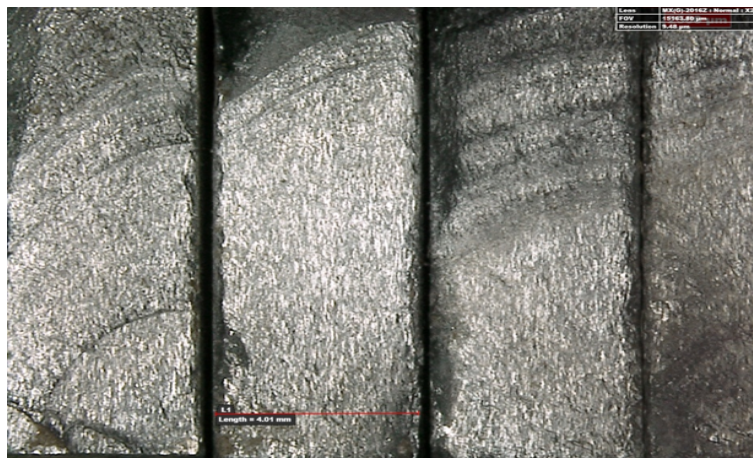


Figura 55: PT-UII. Detalhe da progressão das marcas de praia nas chapas da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda.



Figura 56: PT-UII. Setas brancas indicando pontos de corrosão e ranhuras internas evidenciadas após a remoção dos pinos de 3/16 pol.

5.9 Ocorrência 9: PT-UZI

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-UZI.

Modelo: EMB-202A.

Número de Série: 2001133.

Ano de Fabricação: 2010.

Horas totais da aeronave: 3.900:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-137/CENIPA/2021.

Classificação: Acidente.

Data: 05DEZ2021.

Local: Bom Jesus - TO.

Lesões: Grave.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou de uma área de pouso eventual localizada na Fazenda Bom Jesus, município de Lagoa da Confusão, TO, por volta das 17h50min (UTC), a fim de realizar voo local. Após passagem sobre a pista, para alijamento da água presente no *Hopper*, ocorreu a ruptura da semiasa direita da aeronave e o consequente impacto contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais e o piloto sofreu lesões fatais.

Através das análises laboratoriais é possível dizer que a soltura da semiasa direita da aeronave ocorreu devido a processo de fadiga na mesa inferior da sua longarina. As trincas iniciaram-se em pites de corrosão na superfície do 5º furo e propagaram-se por cerca de 65% da seção transversal resistente do conjunto de chapas, o que causou significativa resistência mecânica, levando a ruptura final por sobrecarga. Por sua vez, a mesa superior da longarina não pôde suportar a carga e sofreu falha por sobrecarga, resultando na perda da semiasa direita em voo.

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

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa direita.

Mecanismo de Falha: Fadiga estrutural associada à corrosão por pites.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu no 5º furo de 1/2 pol da semiasa direita, com início a partir da superfície do furo e propagou de maneira aproximadamente simétrica ao longo das seções resistentes, acima e abaixo do furo.
2. Observado que a extensão da propagação das trincas é maior nas chapas mais próximas ao bordo de ataque, progredindo da chapa nº 1 em direção à chapa nº 8.
3. As trincas de fadiga propagaram-se até atingir cerca de 65% da seção transversal da mesa inferior da longarina, o que causou considerável redução da área útil de seção transversal e levou à redução da resistência mecânica da longarina, com consequente falha final abrupta por sobrecarga.
4. Havia corrosão por pites.
5. Também foram observadas trincas de fadiga em processo de propagação na mesa inferior da longarina da semiasa esquerda, iniciadas tanto na superfície do 5º furo de 1/2 pol quanto na do 1º furo de 3/16 pol.



Figura 57: PT-UZI. Destroços da aeronave.



Figura 58: PT-UZI. Seção do caixão central das longarinas das semiasas direita (fraturada em voo) e esquerda.

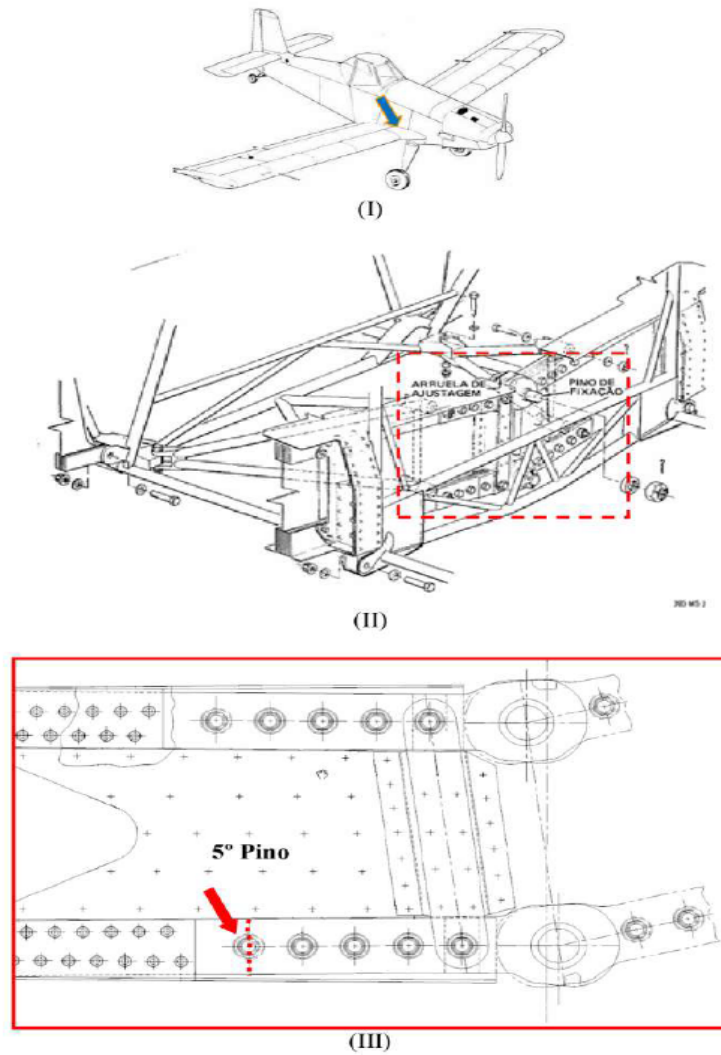


Figura 59: PT-UZI. Em (I) e (II), desenhos esquemáticos mostrando a localização da região da falha. Em (III), seta vermelha indica a região fraturada.

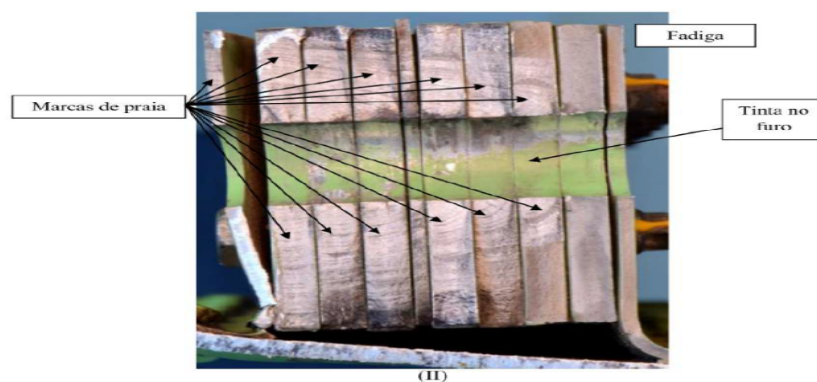


Figura 60: PT-UZI. Superfície da fratura indicando a progressão de fadiga acima e abaixo 5º furo de 1/2 pol. A extensão da fadiga corresponde a cerca de 65% da área da seção transversal.

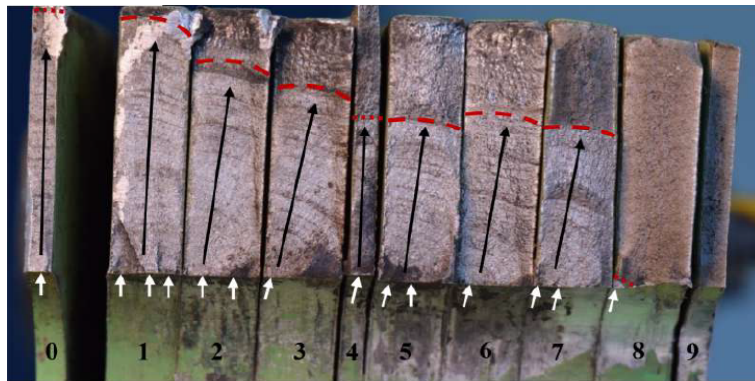


Figura 61: PT-UZI. Detalhe da superfície acima do 5º furo de 1/2 pol. Maior propagação nas chapas próximas ao bordo de ataque. (Setas brancas) - pontos de nucleação de trincas. (Setas pretas) - direção de propagação. (Setas vermelhas) - interface entre região suave e lisa - fadiga - e região grosseira e cristalina - sobrecarga.

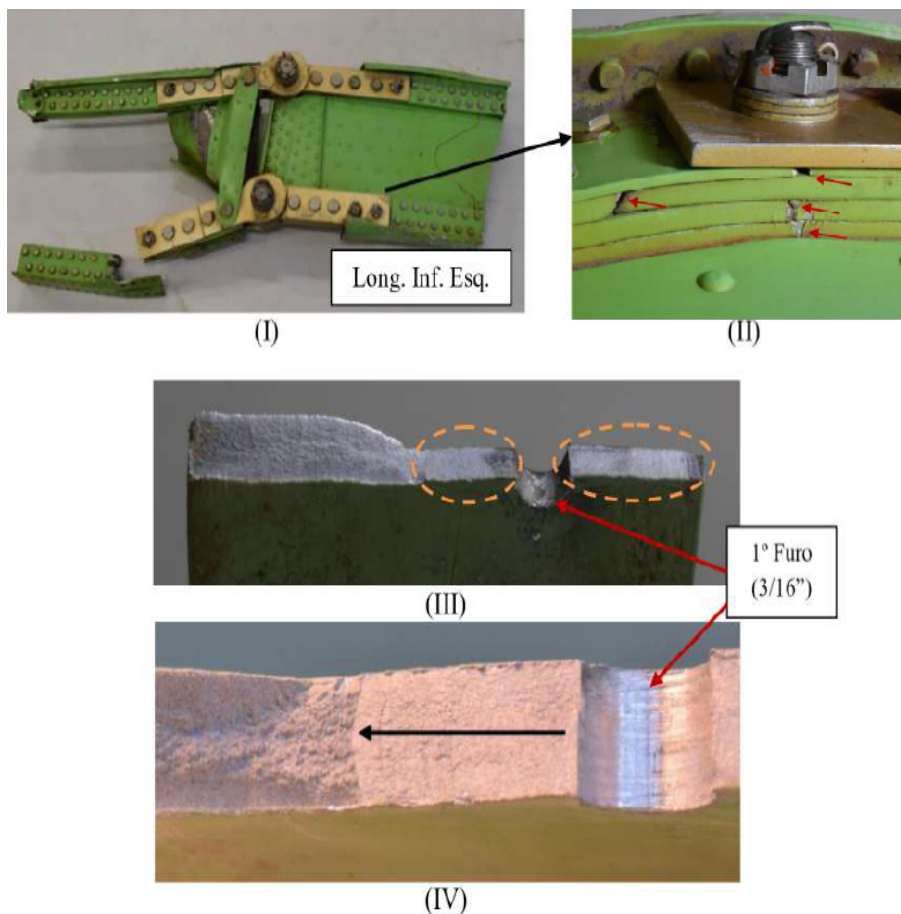


Figura 62: PT-UZI. Longarina esquerda. Trincas em propagação ao redor do 5º furo de 1/2 pol e do 1º furo de 3/16 pol. Em (I), vista frontal do caixão central para referência. Em (II), trincas visíveis (setas vermelhas). Em (III) e (IV), fotoestereoscopias da superfície de fratura da chapa nº 1 ao redor do furo de 3/16 pol.

5.10 Ocorrência 10: PT-UKZ

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-UKZ.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200786.

Ano de Fabricação: 1998.

Horas totais da aeronave: 5.550:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-001/CENIPA/2022.

Classificação: Acidente.

Data: 08JAN2022.

Local: Nova Ubiratã - MT.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou da Área de Pouso para Uso Aeroagrícola da Fazenda Sabiá, no município de Nova Ubiratã, MT, com um piloto a bordo. Por volta de 12h30min (UTC), durante aplicação de defensivos agrícolas, ocorreu a ruptura da longarina dianteira da semiasa esquerda e a aeronave colidiu contra o solo.

A aeronave ficou destruída e o piloto sofreu lesões fatais.

As análises laboratoriais indicaram a fratura por fadiga do material (falha primária) com início a partir de corrosão na região dos furos de 3/16 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda. A fratura da mesa superior se deu por sobrecarga (falha secundária).

Paralelas à superfície de fratura foram observadas, também, trincas em progressão em outros furos. A abertura de uma dessas trincas mostrou também a presença de fadiga.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 1º furo de 3/16 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga estrutural associada à corrosão.

Observações:

1. O processo de fadiga ocorreu na região dos furos de 3/16 pol da mesa inferior da longarina da semiasa esquerda. A análise mostrou que a fadiga teve início a partir de corrosão na região dos furos.
2. Observado que as trincas de fadiga propagaram-se até atingir um ponto em

que a resistência residual não fosse suficiente para o esforço solicitante do voo. A fratura da mesa superior foi secundária e ocorreu por sobrecarga.

3. Observadas trincas de fadiga em fase de propagação avançada em furo adjacente à superfície de fratura principal.
4. Observado que a extensão da propagação das trincas, tanto da fratura principal como adjacentes, foi maior nas chapas internas, mais próximas ao bordo de fuga.
5. Observada a presença de corrosão acentuada no furo de 3/16 pol que se estende pela superfície de fratura.
6. Observado que os pinos de fixação de 3/16 do pacote de chapas eram diferentes entre a mesa superior e inferior.



Figura 63: PT-UKZ. Destroços da aeronave.

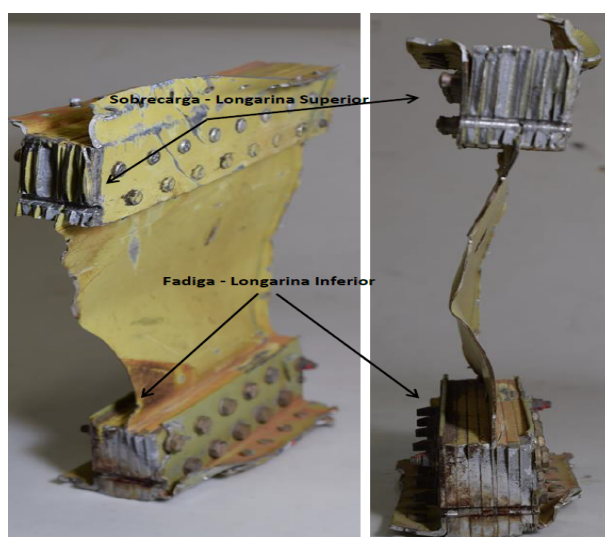


Figura 64: PT-UKZ. Seção fraturada da longarina. Vista em diagonal e de frente.

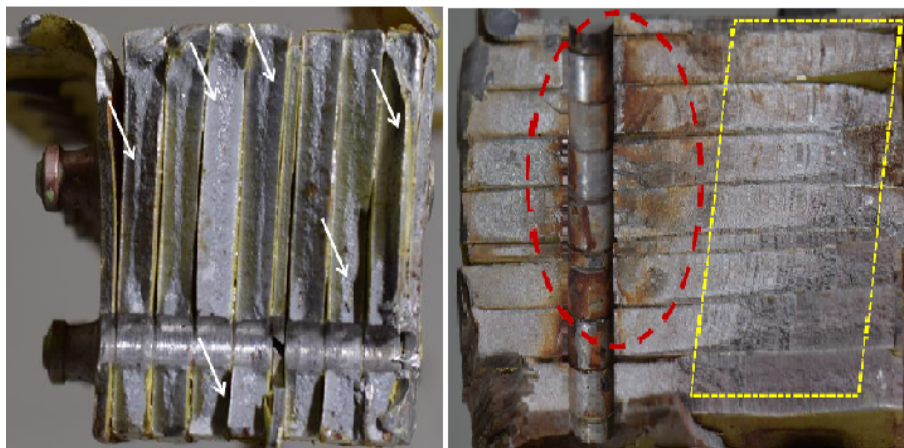


Figura 65: PT-UKZ. Estereoscopia. À esquerda, fratura por sobrecarga na mesa superior e à direita por fadiga na mesa inferior da longarina. Setas em branco indicam ângulos típicos de fratura por sobrecarga. Tracejado vermelho indica a presença de corrosão eletroquímica no furo. Tracejado amarelo indica a interface entre a região de fadiga e a de sobrecarga.



Figura 66: PT-UKZ. Trincas secundárias em propagação nas chapas da mesa inferior da longarina, paralelas à superfície de fratura principal.

5.11 Ocorrência 11: PT-UPG

DADOS DA AERONAVE

Matrícula: PT-UPG.

Modelo: EMB-202.

Número de Série: 200786.

Ano de Fabricação: 2003.

Horas totais da aeronave: 6.391:00.

DADOS DA OCORRÊNCIA:

Número do Relatório Final: A-004/CENIPA/2022.

Classificação: Acidente.

Data: 14JAN2022.

Local: Cafelândia - SP.

Lesões: Fatais.

Resumo da ocorrência:

A aeronave decolou de área de pouso para uso aeroagrícola localizada na Fazenda Santa Teresa, Cafelândia, SP, por volta das 09h45min (UTC) para um voo local de aplicação de defensivos agrícolas, com um piloto a bordo.

Durante o voo, a aeronave perdeu a asa esquerda e colidiu contra o solo, em área de cultivo de cana-de-açúcar na Fazenda Aliança, Cafelândia, SP.

A aeronave teve danos substanciais e o piloto sofreu lesões fatais.

A ruptura da semiasa da aeronave ocorreu devido à fadiga associada à corrosão generalizada (processo de fadiga-corrosão) na mesa inferior, o que causou a redução da resistência mecânica e levou à ruptura final por sobrecarga.

Como consequência da ruptura da longarina, a semiasa esquerda despreendeu-se em voo e ficou cerca de 140 metros separada dos demais destroços.

CARACTERÍSTICAS DA FALHA

Origem da Falha: 5º furo de 1/2 pol da mesa inferior da longarina dianteira, semiasa esquerda.

Mecanismo de Falha: Fadiga estrutural associada à corrosão na mesa inferior da longarina da semiasa esquerda.

Observações:

1. O processo de fadiga associada à corrosão (fenômeno de fadiga-corrosão) foi evidenciado na longarina. A corrosão generalizada na longarina afeta a resistência à fadiga do material, produzindo uma penalização na curva de fadiga (curva "S_{xy}- exposta no capítulo 6).
2. As trincas de fadiga-corrosão propagaram-se por todas as chapas da mesa inferior o que causou uma redução na sua resistência mecânica e levou a sua ruptura final por sobrecarga.
3. Observou-se corrosão superficial generalizada no pino de 1/2 pol do 5º furo.

4. A superfície de fratura da falha por fadiga-corrosão é caracterizada pela presença de um grande número de possíveis pontos de nucleação de trincas, o que geralmente não é o caso de uma falha por fadiga pura. Uma característica adicional é que, muitas vezes, a fratura está coberta por produtos de corrosão.
5. Também foram observadas trincas secundárias já em fase de propagação avançada em outros furos das chapas de alumínio da longarina.
6. Observou-se nas superfícies dos furos das chapas e do prendedor de 1/2 pol a presença de elementos químicos (Oxigênio, Enxofre e Cálcio), que contribuíram para o início e propagação da trinca pelo processo de fadiga associada à corrosão.



Figura 67: PT-UPG. Destroços da aeronave.



Figura 68: PT-UPG. Semiasa esquerda localizada a cerca de 140 metros dos destroços principais da aeronave.



Figura 69: PT-UPG. (A) Vista geral do componente durante sua desmontagem. (B) Detalhe da região fraturada em serviço, após a remoção do prendedor de 1/2 pol. Observam-se corrosão na superfície de fratura e marcas de praia, indicativas de fadiga (setas).

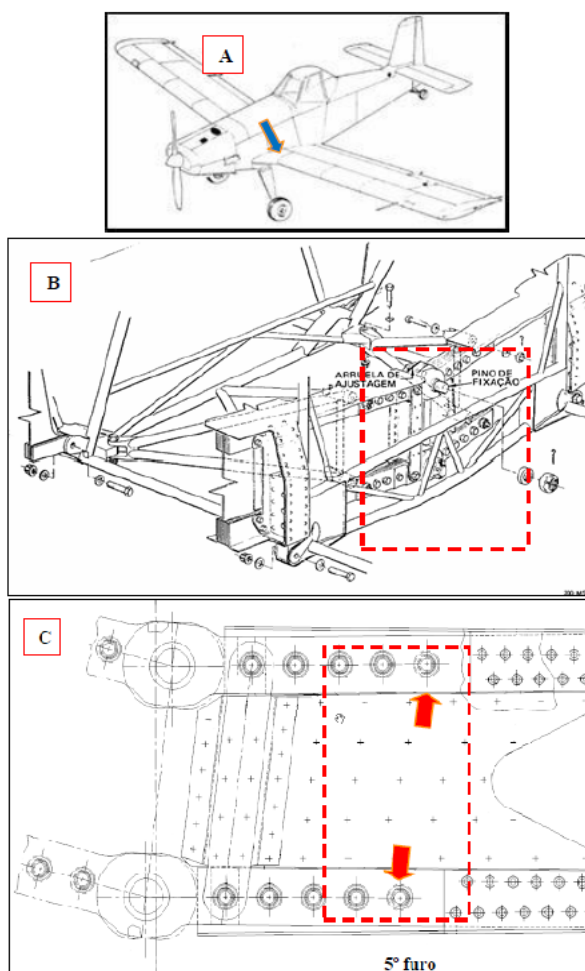


Figura 70: PT-UPG. Desenhos esquemáticos mostrando a região onde é instalado, na aeronave Ipanema EMB-202, o componente fraturado em serviço. As setas vermelhas indicam as regiões onde ocorreram as fraturas na longarina das semiasas.



Figura 71: PT-UPG. (A) Prendedor de 1/2 pol removido da região da fratura apresentando corrosão superficial generalizada. (B) Detalhe da seção de fratura na região do 5º furo de 1/2 pol.

6 A Fadiga Metálica - Análise Técnica

As análises realizadas pelo CENIPA durante as investigações dos acidentes aeronáuticos em pauta, expostas nos Relatórios Finais (RF) e Relatórios Finais Simplificados (RFS), evidenciaram fatores contribuintes contidos tanto no âmbito do Fator Operacional, do Fator Material e também dos Fatores Humanos.

Apesar dessa conjunção, vale ressaltar que, dentro do âmbito do Fator Material, os RF/RFS evidenciaram, nos 11 acidentes aeronáuticos em pauta neste Estudo de Segurança, a presença de um mecanismo de falha comum a todos: a **Fadiga Metálica**.

Para facilitar o entendimento desse mecanismo de falha de material, previsto nos livros de Engenharia Mecânica, Aeronáutica e de Materiais, deve-se entender alguns conceitos que envolvem as falhas por fadiga. Neste ponto, vale ressaltar que a falha por fadiga resultante de carregamento variável é assunto amplo, complexo e largamente estudado nos ramos da engenharia, de modo que os conceitos presentes neste texto visam apenas a elucidação, de forma simples e breve, sobre as bases do assunto.

A fadiga de material pode ser resumida como um processo de progressão de dano devido a carregamento cíclico/variável, ou seja, tensões flutuantes ao longo do tempo. Os diversos componentes estruturais de uma aeronave estão sujeitos a tensões que variam ao longo do cumprimento de seus envelopes de voo e, logo, estão sujeitos à fadiga de material. Com esses esforços variantes, a resistência final do componente diminui ao ponto de que o limite de resistência passa a ser outro, diferente do limite estático.

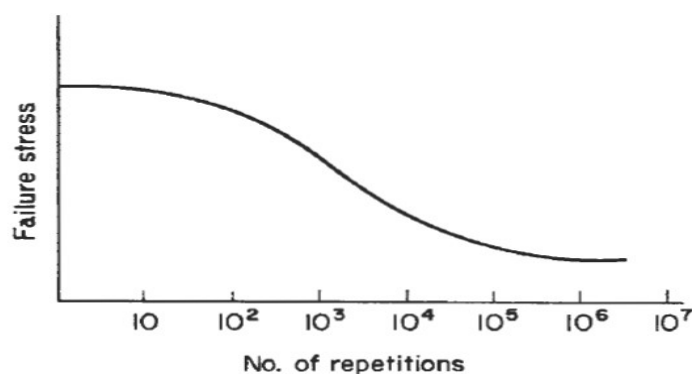


Figura 72: A Curva S-N ilustra a redução do Limite de Resistência do Material (S - eixo vertical - Resistência do material) com o aumento do número de ciclos em que a estrutura é submetida (N - eixo horizontal - n^o de ciclos).

Com isso, o projeto de componentes estruturais de aeronaves leva em consideração os níveis de esforços aos quais a estrutura é solicitada ao longo da sua vida operacional, prevendo o aparecimento de trincas de fadiga.

Safe-Life, ou vida segura, é uma filosofia de projeto iniciada na década de 50 após o trágico acidente envolvendo a aeronave *Comet - 1954*, a qual garante a segurança de uma estrutura por um tempo determinado, se operada sob determinadas condições.

As condições relativas a projeto estrutural aeronáutico evoluíram de maneira significativa, com novas filosofias de projeto e metodologias de análise computacional.

No caso de surgimento de microtrincas na estrutura, o Plano de Manutenção, os Boletins de Serviço, as Diretrizes de Aeronavegabilidade e demais documentos formais relativos ao projeto de tipo, são as ferramentas capazes de identificar esse dano antes da sua propagação.

Essas trincas, mesmo que microscópicas, tem sua propagação em ambientes que possuem **tensão local plástica** (advinda muitas vezes de concentração de tensão), **tensões de tração** e **tensões cíclicas**.

Assim, a falha por fadiga pode ser dividida em 3 etapas ao longo do tempo:

1. Fase I - Nucleação da trinca;
2. Fase II – Propagação da trinca; e
3. Fase III – Fratura do material.

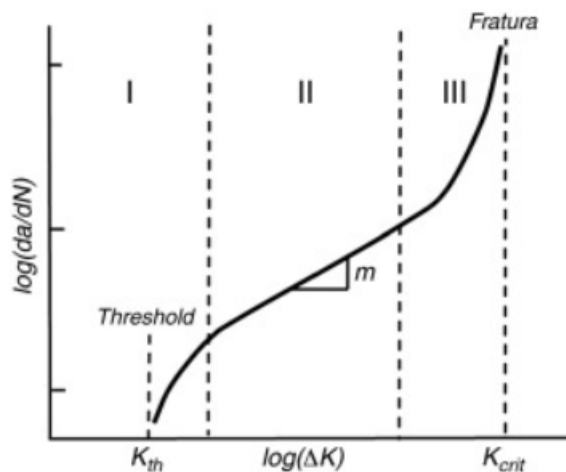


Figura 73: Comportamento típico do crescimento de uma trinca por fadiga em metais apresentando os dados em uma curva logarítmica da/dN, onde da/dN é a velocidade de crescimento da trinca em função da amplitude do fator de intensidade de tensões ΔK . A curva sigmoideal apresenta três regimes claramente diferenciados.

A derivada da/dN representa taxa de crescimento da trinca por ciclo. Quando da/dN é medido e traçado em coordenadas log-log para uma trinca já iniciada e em

progressão, tem-se o aumento da razão de tensão devido à redução da área remanescente da estrutura. Na região I se determinam valores limiares em que as taxas de propagação de trinca (da/dN) são tão baixas que se espera que não ocorra a falha. Ou seja, na região I, a taxa de propagação da trinca é baixa ao ponto de que a trinca apresenta velocidade de crescimento nulo ou desprezível até o valor limiar (K_{th}) (do inglês *Threshold*).

Na Região II, a partir de (K_{th}), ocorre uma propagação estável da trinca, sendo observada certa linearidade entre o ΔK aplicado e a velocidade de crescimento de trinca (da/dN). É nessa região que a maior parte da vida de uma trinca crescendo por fadiga acontece nas estruturas metálicas e, logo, é nela que ações de inspeção devem ter efetividade suficiente para que haja a detecção em tempo hábil, antes da fratura.

Na Região III observa-se um aumento pronunciado da velocidade de crescimento da trinca em função do ΔK aplicado. Nessa região da curva, K_{max} se aproxima do limite de tenacidade à fratura do material K_{crit} , quando ocorrerá a propagação instável e a ruptura súbita do material ($K_{max} = K_{crit}$).

Do limiar de tensão K_{th} para o crescimento da trinca até sua ruptura, uma liga de Alumínio irá gastar 5 a 8% da sua vida na região I, 85 a 90% II e 1 a 2% na região III. Isso indica que a trinca pode progredir lentamente, mas que, quando chega em região instável, a falha é abrupta e repentina.

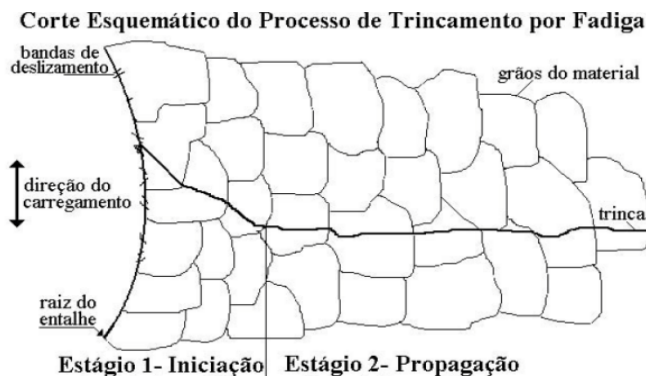


Figura 74: Corte esquemático do processo de propagação de trinca por fadiga. Trinca transgranular propagando perpendicularmente à direção do carregamento de tração cíclico. Condição equivalente é evidenciada na análise metalográfica exposta na Figura 99.

As tensões de tração que aparecem nas asas das aeronaves decorrem do esforço combinado de momento fletor em torno de diferentes eixos, em especial em torno do eixo longitudinal da fuselagem da aeronave, advindo do carregamento da distribuição de sustentação nas asas das aeronaves.

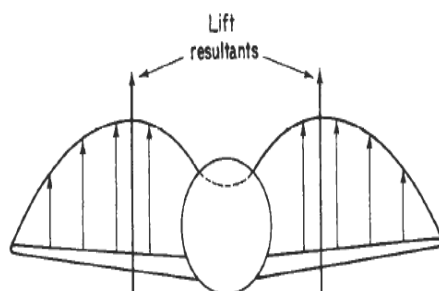


Figura 75: Imagem conceitual de uma distribuição de sustentação em uma aeronave de asa baixa.



Figura 76: Representação do momento fletor que traciona mesa inferior das longarinas das semiasas RH e LH.

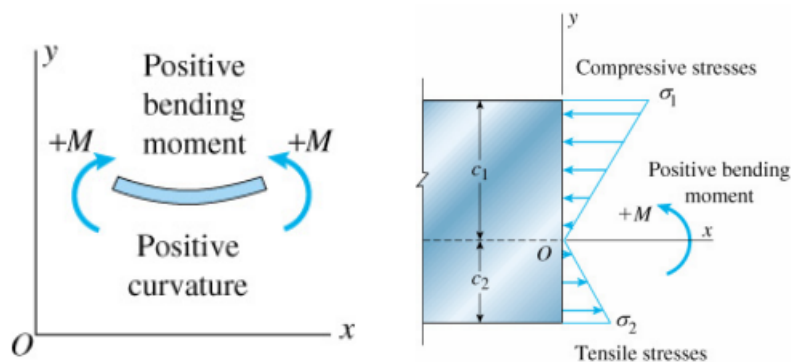


Figura 77: O momento fletor da asa em uma condição de voo gera um esforço de tração na parte inferior da longarina.

Conceitos como o de Análise de Tolerância ao Dano (DTA - *Damage Tolerance Analysis*) visam expandir a filosofia de projeto *Fail-Safe*, obtendo a segurança operacional através das inspeções periódicas.

Por conseguinte, o fabricante do produto aeronáutico, através de análises de mecânica da fratura e tratamento estatístico adequado, garante junto à Autoridade de Aviação Civil, responsável pela Certificação do produto aeronáutico, que uma

ou mais trincas não se propagarão até um tamanho crítico antes de que possam ser encontradas pela equipe de manutenção.

A Figura abaixo mostra, de forma conceitual, como se determina o intervalo de inspeção para determinado componente estrutural aeronáutico através da metodologia de projeto *Damage Tolerant*. Nela, a_0 representa tamanho inicial da trinca; a_{NDI} representa tamanho mínimo para detecção da trinca através de inspeção específica; t_1 , o tempo a partir do qual inspeções estruturais devem ser realizadas (conhecido como *threshold*; sendo $t_{crit} - t_1$ o tempo disponível para a detecção da trinca antes que seu tamanho atinja a_{crit} , e a resistência estrutural residual não seja suficiente para suportar os esforços solicitantes.

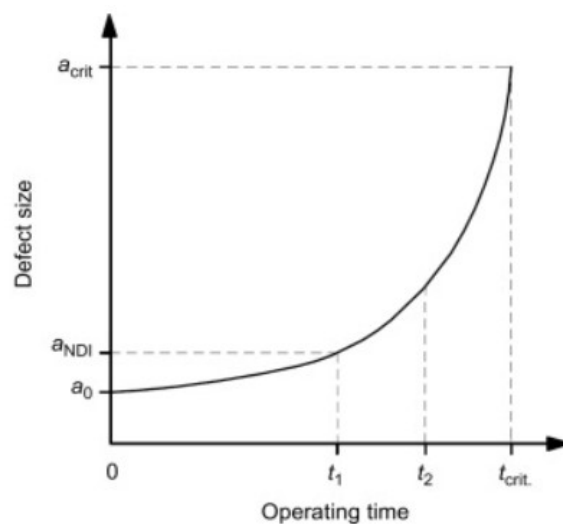


Figura 78: Metodologia de Projeto *Damage Tolerant*.

A aplicação de um Ensaio Não Destrutivo (END ou NDI - do inglês *Nondestructive Inspection*) pode não detectar o dano até que o defeito chegue a um tamanho suficiente, referenciado na figura como a_{NDI} .

Logo, a filosofia de tolerância ao dano exige que haja a detecção do dano nas execuções programadas dos END/NDI, a partir do tempo inicial que garante o tamanho mínimo de detecção do dano (*Threshold*) indicado na figura como t_1 .

A partir de t_1 , que normalmente é estipulado em ciclos, o intervalo de inspeção é definido de forma a garantir que haja a detecção das trincas antes da sua chegada ao tamanho crítico a_{crit} . É importante frisar que esse processo é altamente complexo e regulado, havendo a imposição de fatores de segurança tanto na definição da inspeção inicial quanto das intermediárias, seguindo diretrizes estabelecidas para certificação de produto aeronáutico em acordo com os RBACs (Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil) condizentes (23 ou 25).

O tamanho crítico do dano a_{crit} é indicado como o tamanho em que há a falha

catastrófica do componente estrutural, prevista para ocorrer no tempo crítico t_{crit} .

Os prazos para a realização de Inspeção de Manutenção que contempla o END/NDI para detecção de trincas, constantes no Plano de Manutenção da aeronave ou em demais Publicações Técnicas, são estipulados pela equipe de Engenharia do fabricante e devem ser cumpridos com rigor, pois um dano já pode ter sido iniciado e, se não captado por essa inspeção não destrutiva, pode propagar-se até a falha.

Isso posto, vale ressaltar que qualquer extrapolação dos prazos de cumprimento de atividades de manutenção deve ser feita com o consentimento do fabricante, utilizando-se os mecanismos de comunicação com assessorias de suporte técnico.

Outrossim, outro importante conceito que esse assunto abrange é o de “Fatores Modificadores de Resistência à Fadiga”.

Dentre os fatores modificadores, para os 11 eventos aqui pautados, pode-se expor 3 deles, evidentes nas regiões dos quintos furos de 1/2 pol e dos furos e 3/16 pol, quais sejam: **Concentração de Tensões, Corrosão e Condição de Superfície**.

A **concentração de tensões** ocorre devido a uma redução da área da seção transversal do material, aumentando assim a tensão no local da descontinuidade. Essa descontinuidade pode ser um furo, um entalhe, um rasgo de chaveta entre outros, e deve seguir regras de amaciamento, a fim de reduzir o raio do filete na região da descontinuidade. A figura a seguir expõe uma condição semelhante a que temos no 5º furo de 1/2 pol e nos furos de 3/16 pol das longarinas dos Ipanema.

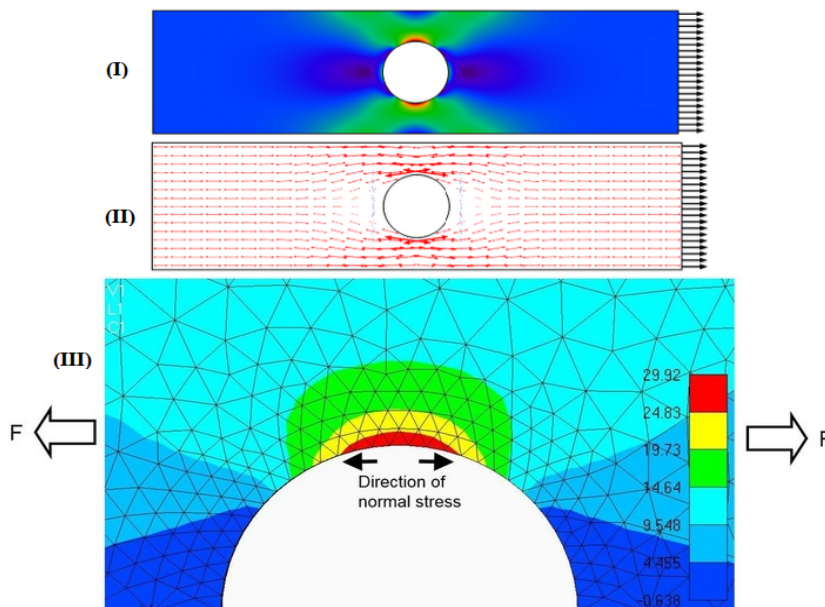


Figura 79: Imagens representativas da concentração de tensões ao redor de um furo de uma chapa sob tração.

Na figura acima, verifica-se em (I) uma imagem ilustrativa de uma simulação usando o Método dos Elementos Finitos (FEM - *Finite Element Method*) indicando, em vermelho, a região de maior tensão. Em (II), representação das linhas de fluxo de tensão para ilustrar o efeito da concentração de tensões. Em (III), detalhe da tensão de pico na parede do furo (região vermelha). A barra lateral ilustra o valor da tensão em MPa indicando o pico de 29,92MPa. Para o caso em pauta, a tensão nominal calculada era de 11.25MPa, indicando um valor de concentração de tensões K_t de cerca de 2,6.

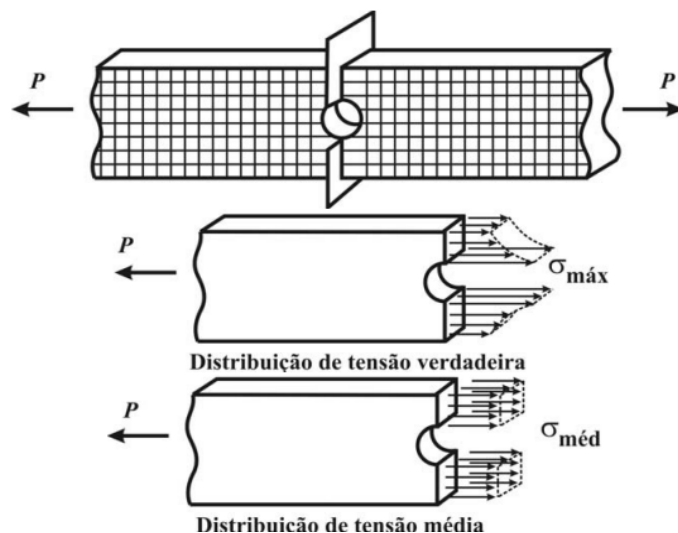


Figura 80: A figura em corte ilustra o efeito da concentração de tensões devido à mudança da seção transversal decorrente da presença do furo passante. Cabe citar que o valor σ_{max} pode aumentar na ordem de 3 vezes do valor de σ_{med} .

Ainda, para facilitação do entendimento, a figura abaixo evidencia, através da deformação da geometria do furo em suas paredes superior e inferior, como o aumento de tensão de tração irá tender a abrir a trinca de fadiga no sentido perpendicular ao vetor do esforço de tração.

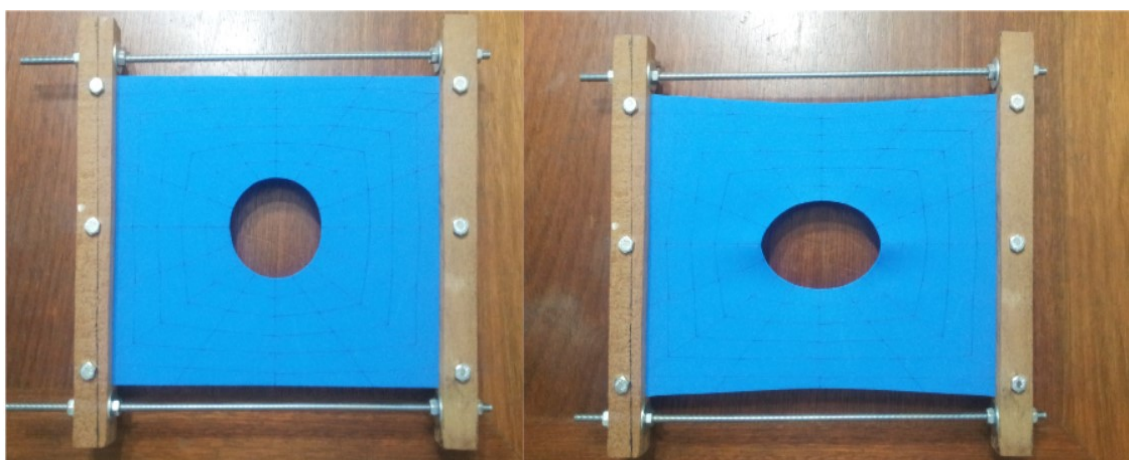


Figura 81: Deformação geométrica de espécime elástico sob tração

Portanto, caso uma trinca de fadiga seja nucleada na superfície do furo, superior ou inferior, a cada flutuação de tensão (ciclo), essa trinca irá se propagar em direção às superfícies das chapas, com plano aproximadamente perpendicular ao do esforço de tração, até a total ruptura da seção transversal. A figura abaixo ilustra esse efeito.

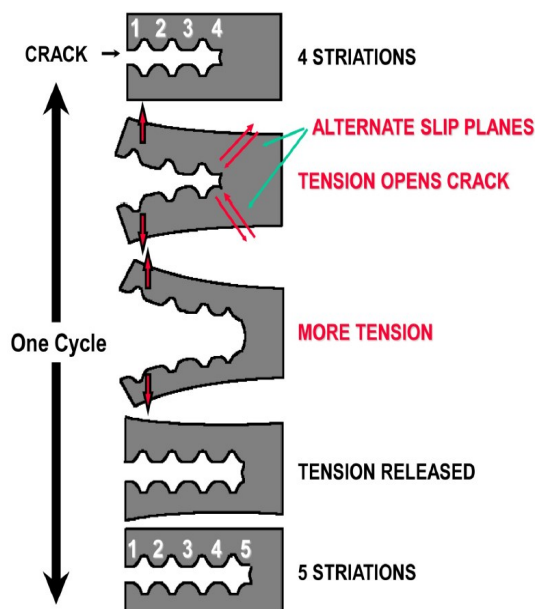


Figura 82: Propagação de trinca de fadiga.

Os investigadores do CENIPA conseguem, através de análises que utilizam técnicas de fractografia específicas, como estereoscopia, metalografia, microscopia eletrônica de varredura, e outras necessárias a cada caso, identificar o mecanismo de falha da estrutura por meio da observação da região de fratura.

No caso da fadiga, uma história completa da falha pode ser obtida através da observação da face da fratura, podendo-se obter informações sobre a magnitude e direção da carga, à presença ou ausência de concentradores de tensão e de ataques ambientais envolvidos, como a corrosão eletroquímica. A presença das **Marcas de Praia** é condição característica da propagação de trinca de fadiga.

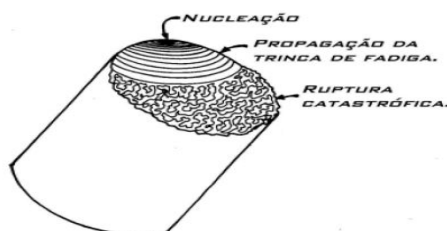


Figura 83: Propagação de Trinca de Fadiga: Nucleação, propagação (evidências de marcas de praia) e Ruptura. As Marcas de Praia são as marcas deixadas pela progressão da fadiga na estrutura, através do deslizamento progressivo da estrutura cristalina.

Em grande parte dos casos, essas **Marcas de Praia** irão se propagar em um padrão aparentemente elíptico, concentrico à origem da trinca, o que ajuda na localização da origem da fratura, podendo também variar de acordo com o campo de tensões solicitado ao item, tipo de material, geometria da peça, mudanças no padrão de progressão de trinca conforme ela vai avançando, entre outros.

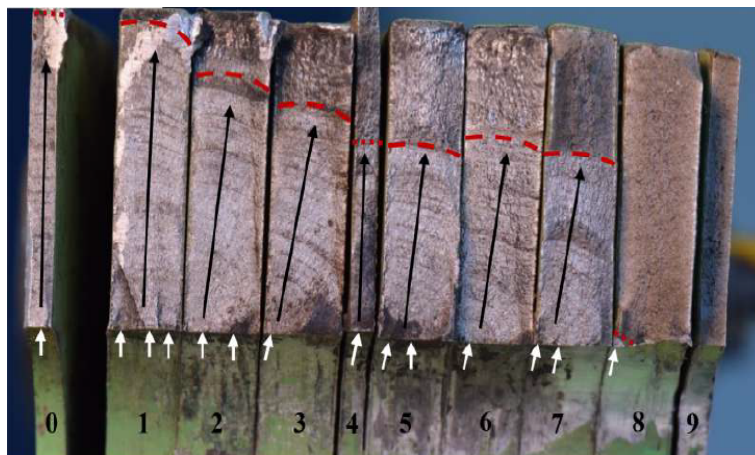


Figura 84: PT-UZI. Trazendo novamente a imagem da seção transversal de fratura da mesa inferior da longarina da aeronave.

Na figura, as setas brancas indicam o ponto de nucleação das trincas. Pode-se identificar a zona de propagação de trinca através das marcas de praia, indicando o avanço da fadiga (setas pretas) até o momento em que a resistência residual da estrutura não é o suficiente (tracejado vermelho indica a transição da fadiga para a região de sobrecarga) e há a ruptura catastrófica.

De forma geral, forma-se uma pequena trinca, geralmente em um ponto de concentração de tensões, que penetra lentamente o material, numa direção perpendicular à tensão de tração. Após muitos ciclos, a área do material se reduz a tal ponto que não permite mais suportar a carga aplicada onde então ocorre a ruptura final de forma repentina.

A característica principal das superfícies de fraturas por fadiga é a presença de uma região de início e propagação da trinca, com um aspecto liso, devido ao atrito entre as faces nos esforços repetidos, e uma região de aspecto rugoso, fibroso ou cristalino, onde se verifica a ruptura repentina/abrupta.

Assim, para melhor identificar os mecanismos de falha do material aeronáutico, suas condições de ação e contribuintes presentes no material, os investigadores do CENIPA também dispõem de suporte laboratorial do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), em São José dos Campos, onde são realizados exames e análises do material aeronáutico por meio de equipamentos específicos, com a finalidade de possibilitar a confirmação ou refutação de fatores contribuintes. Alguns exemplos de exames:

1. análise química qualitativa por degradação térmica do material para identificação da estrutura química;
2. análises químicas para dosar o teor de elementos;
3. difração e fluorescência de raios-X para determinados compostos;
4. estereoscopias, microscopia óptica e eletrônica de varredura (MEV);
5. espectrometria de raios-X por dispersão de energia (EDS);
6. análise metalográfica;
7. testes de dureza;
8. testes de condutividade elétrica.



Figura 85: PT-UZI. Imagem coletada do Laudo Técnico relativo ao acidente com a aeronave. Fotoestereoscopia representativa da região de propagação de trinca evidenciando a presença de marcas de praia típicas de falha por fadiga.

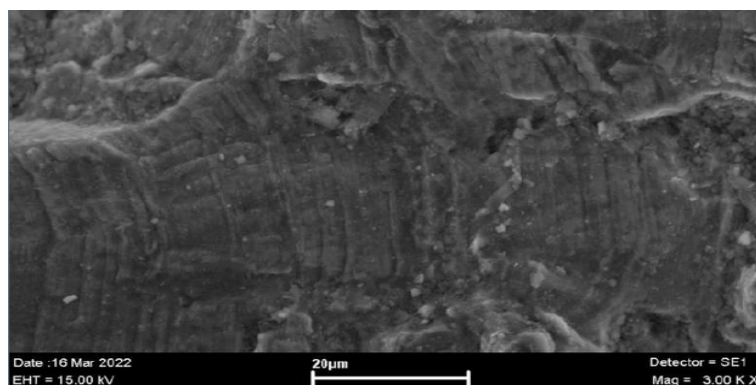


Figura 86: PT-UZI. Imagem coletada do Laudo Técnico relativo ao acidente com a aeronave. Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV) mostrando estrias na superfície de fratura, característica do mecanismo de falha por fadiga.

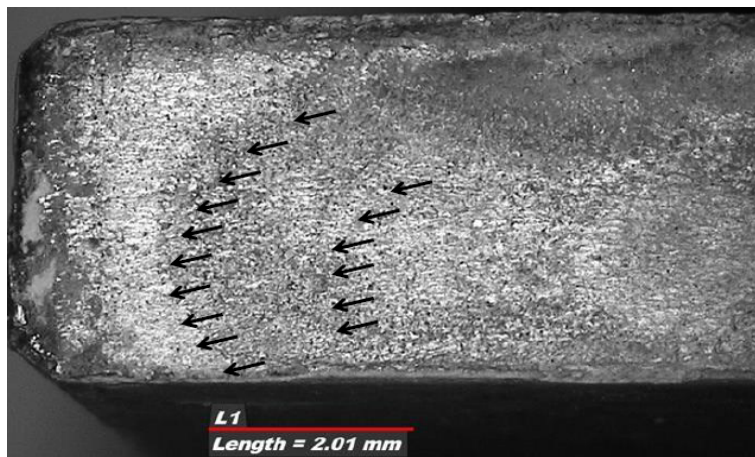


Figura 87: PT-UKZ. Imagem coletada do Laudo Técnico relativo ao acidente com a aeronave. Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV). Setas pretas apontam para uma região semicircular com aspecto plano e com diferença de coloração, aspecto comum às **marcas de praia**, típicas de falha por fadiga.

Todo componente estrutural que apresente discontinuidades (entalhes, rasgos, furos, nervuras, arranhões, cantos vivos e outros), ou seja, variações bruscas de seção transversal, desenvolvem tensões maiores do que a tensão média ao longo do componente.

Basicamente, entendendo a tensão em seu conceito básico de $\sigma = \text{Força}/\text{Área}$, percebe-se que a redução da área da seção transversal resistente causada pela imposição de uma discontinuidade será capaz de aumentar o valor da tensão local com um mesmo valor de força.

Quanto mais repentina for a mudança de área (menos macia), maior será o pico de tensão resultante deste concentrador de tensões. Por conseguinte, fabricantes expõem em manuais de reparos estruturais (SRM - *Structural Repair Manuals*) diversas técnicas de amaciamento de superfícies, a fim de evitar grandes concentrações de tensão nas estruturas aeronáuticas.

Na base teórica, de maneira altamente enxuta, o aumento de tensão é computado pelo Fator de Concentração de Tensão K_t , em que:

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{med}} \quad (1)$$

O fator K_t é função da geometria das chapas mesa da longarina e pode ser estimada por *plots* empíricos, análises em elementos finitos, entre outros métodos de análise estrutural. O gráfico abaixo mostra uma típica forma de estimativa de valor de K_t em função da geometria do furo:

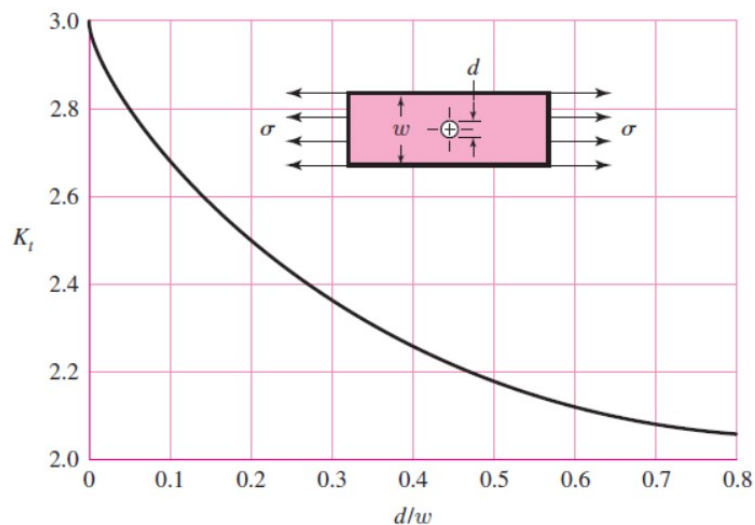


Figura 88: K_t em função da geometria do furo em uma chapa sob tração

No conjunto de chapas da mesa inferior da longarina do Ipanema, pode-se observar condição semelhante a esta, visto que o esforço fletor imposto à asa tem, por consequência, um esforço de tração na região inferior da longarina. Assim, com a concentração de tensão que pode vir devido ao furo, à condições da superfície, à corrosão, entre outros, há a tensão local plástica. Associado então à presença de tensões de tração e tensões flutuantes, tem-se o desenvolvimento da fadiga ao redor dos furos.

Considerando, por exemplo, que a largura da chapa das mesas das longarinas tenha 85 mm, para o diâmetro de 1/2 pol (12,7 mm), tem-se, consultando o gráfico da Figura 88, um valor de d/w em torno de 0,15, e um valor de K_t em torno de 2,5. Isso quer dizer que a tensão local aumenta quase 3 vezes nas paredes superior e inferior dos furos de 1/2 pol, podendo gerar uma deformação plástica local e consequente nucleação de trinca de fadiga.



Figura 89: Furos de 1/2 pol apresentando trinca. Observa-se que a trinca inicia nas regiões superior e/ou inferior do furo, propagando em direção praticamente vertical, sentido para cima e/ou para baixo, respectivamente. Figura retirada do Boletim de Serviço BS 200-057-008.

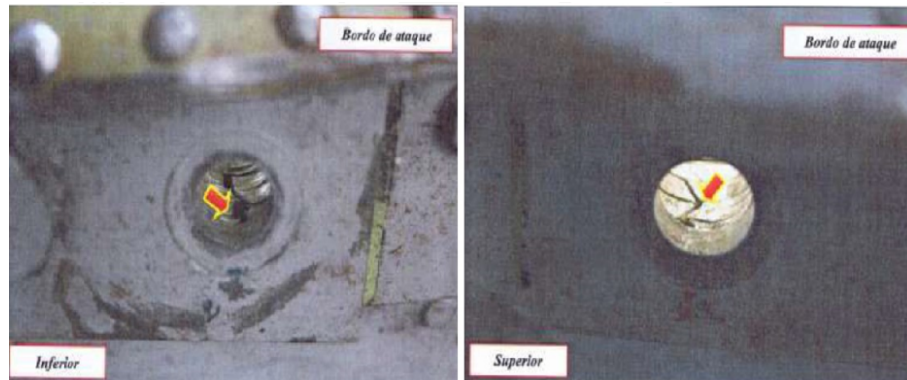


Figura 90: PT-GZM. Trincas evidentes nas paredes inferiores dos furos de 1/2 pol.

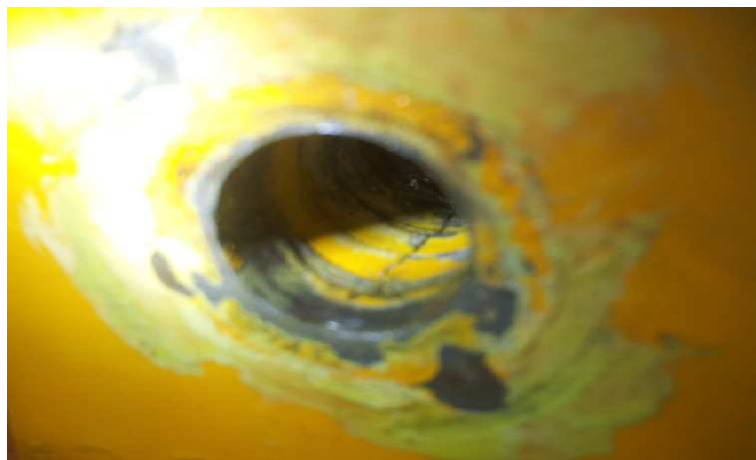


Figura 91: PT-GTZ. Furo de 1/2 pol da aeronave apresentando trinca. A detecção desta trinca foi tempestiva (ocorreu antes do acidente), e só foi possível devido à aplicação do Boletim de Alerta da EMBRAER BSA 200-057-A005.

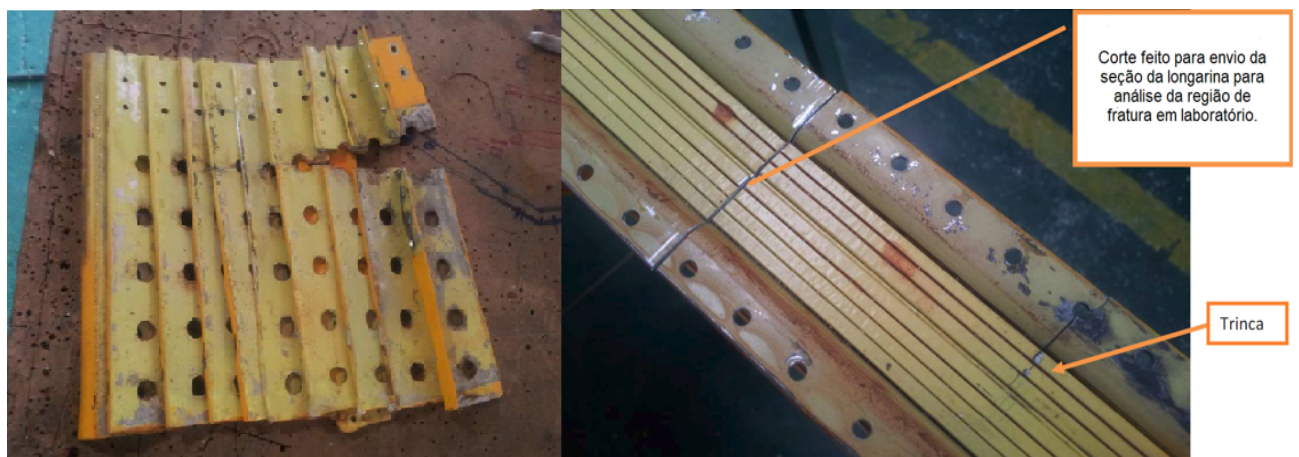


Figura 92: PT-GTZ. Trinca secundária em propagação na longarina da aeronave, avançando da chapa nº 1 para a chapa nº 8.

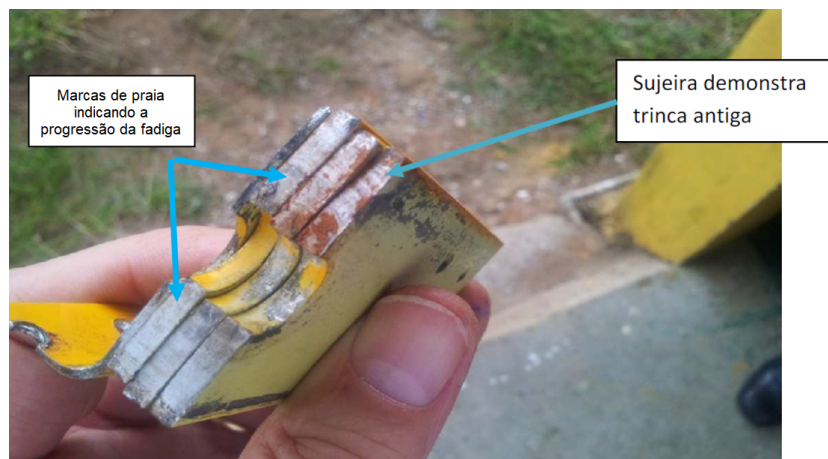


Figura 93: Seção transversal das chapas trincadas. A presença de corrosão eletroquímica incrustada ratifica o processo de fadiga associada à corrosão.

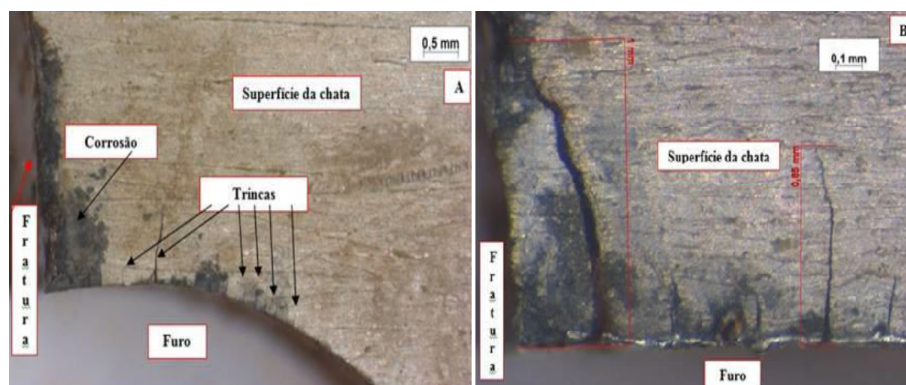


Figura 94: PT-UPG.(A e B) Fotoestereoscopias. Detalhes das regiões dos furos de duas chapas. Observam-se trincas secundárias associadas à corrosão. Trincas paralelas à trinca principal, propagando-se a partir da parede superior do furo de 1/2 pol. Imagem ilustra como as trincas propagam na direção vertical, a partir das paredes superior e inferior dos furos.

Outra característica comum em praticamente todos os acidentes deste Estudo está relacionada à forma praticamente simétrica de propagação das trincas em torno dos furos, com nucleação nas quinas das chapas e progredindo numa taxa semelhante para cima e para baixo até chegar à superfície superior e inferior das chapas.

Além disso, observou-se também que, na maioria dos casos, as trincas se propagam de maneira mais rápida nas chapas mais à frente da asa, voltadas para o bordo de ataque, apresentando uma extensão de propagação partindo da chapa nº 1 para a chapa nº 8. Contudo, essa condição não é regra geral.

Com isso, a detecção das trincas por meio da realização das inspeções detalhadas previstas de 100 horas (melhor abordado posteriormente) possivelmente será mais efetiva nas primeiras 3 chapas mesa (chapas nº 1 a 3) antes da chapa da alma (nº 4).

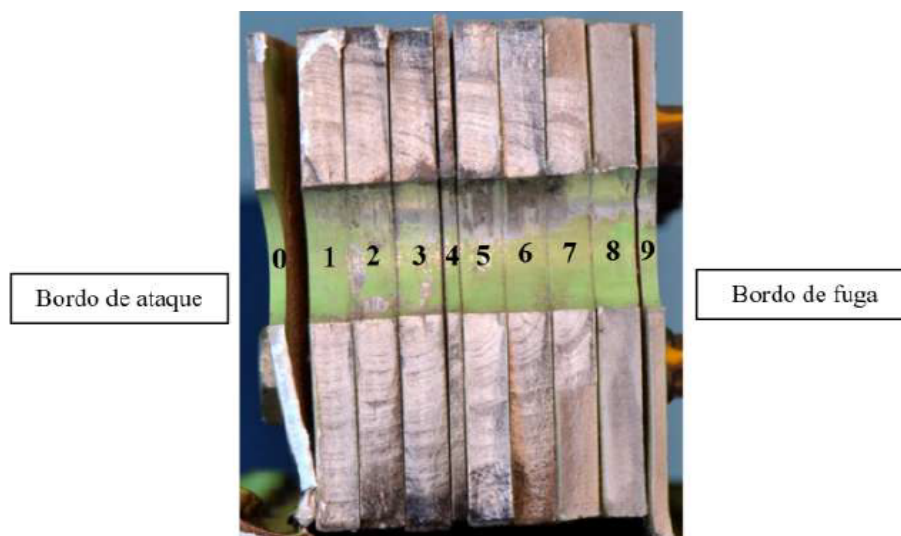


Figura 95: PT-UZI. Repetindo a Figura 60. As chapas mesa são as enumeradas de 1 a 8, sendo a 1 voltada ao bordo de ataque da aeroanve e a 8 ao bordo de fuga.

Essa característica morfológica decorre da geometria das asas dos Ipanemas e do sentido do voo, de modo que o carregamento combinado de momento fletor, devido aos ângulos de diedro e de incidência, estabelecem um esforço de tração decorrente da flexão e cisalhante decorrente da torção ligeiramente maior na região frontal da mesa inferior da longarina principal do que na região traseira. Contudo, cabe pontuar que **essa condição não pode ser vista como regra**. A figura a seguir traz um desenho esquemático que aborda essa questão.

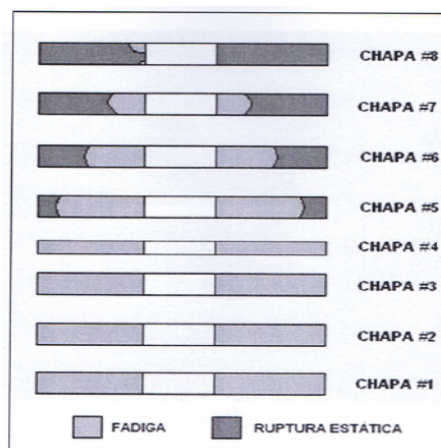


Figura 96: Desenho esquemático do aspecto morfológico mais observado nas superfícies de fratura das chapas mesa inferiores das longarinas dianteiras (principais).

Já a **corrosão**, que pode ser de tipos diferentes, incorre basicamente na redução do Limite de Resistência à Fadiga quando o metal é exposto à atmosfera corrosiva.

A operação da aeronave Ipanema é realizada normalmente em ambientes rurais, com atmosferas mais limpas do que as de um ambiente urbano.

Contudo, o excesso de depósito de sujidades na região das longarinas, o derramamento de produtos químicos carregados no *hopper*, capazes de reagir com a liga de alumínio, são fatores contribuintes para a aceleração do processo de corrosão e consequente redução do limite de resistência.

Mais uma vez é destacada, então, a **importância da adesão aos Programas de Combate à Corrosão previstos nos Manuais de Serviço, a correta limpeza da estrutura da aeronave e os demais cuidados orientados pelo fabricante e condizentes com as boas práticas de manutenção.**

Há uma extensa gama de livros e artigos que tratam da corrosão em seus diferentes ambientes no meio aeronáutico, seus tipos e formas. O documento da *Federal Aviation Administration - FAA Advisory Circular (AC) 43-4A* traz um compilado de técnicas e práticas básicas para controle de corrosão em material aeronáutico.

Basicamente, há 2 tipos gerais de corrosão que podem aparecer de diversas formas: a **corrosão química**, com o ataque direto de produtos químicos; e a **corrosão eletroquímica**, quando há a formação de uma pilha galvânica entre metais de diferentes valores de eletronegatividade em contato via eletrólito.

A corrosão eletroquímica formada quando o contato direto e sem devido tratamento protetivo ocorre entre os fixadores de liga de aço e as chapas de liga de Alumínio. A corrosão química pode ocorrer devido à exposição das superfícies a produtos ácidos ou mesmo excessivamente básicos transportados nos tanques de produtos das aeronaves agrícolas.

No caso da corrosão eletroquímica, pode-se observar seu ataque de diferentes formas, uniforme e superficial ou localizada e profunda sendo que, em ambas, há redução da resistência do componente estrutural.

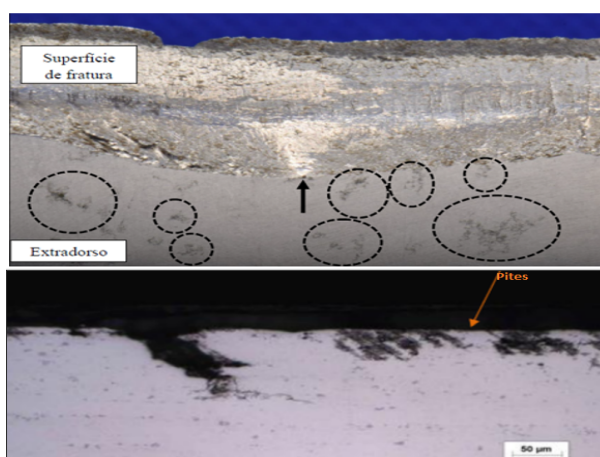


Figura 97: Superfície de uma hélice fraturada. Evidência de áreas com corrosão (círculos). A seta de cor preta indica o local de início da trinca de fadiga da hélice em um ponto de corrosão. A seta laranja evidencia pites de corrosão em fotomicrografia.

Não é função deste Estudo ater-se aos detalhes de formação, mas cabe frisar que, no caso dos acidentes em pauta, pôde-se evidenciar ambos os tipos de corrosão.

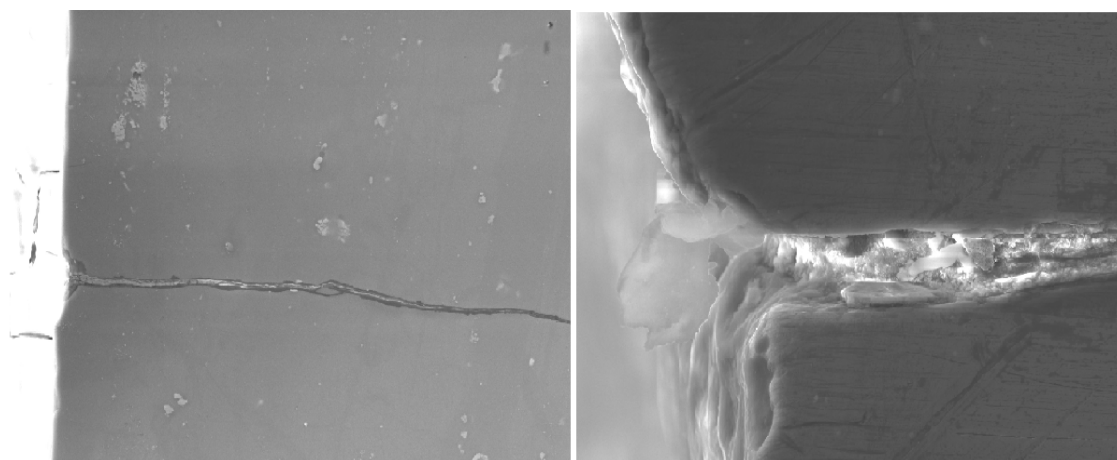


Figura 98: PT-UPG. Espectrometria de Raios-X por dispersão de energia (EDS). Detalhes, sem e com aproximação (esquerda e direita), de trinca secundária originada em um pite de corrosão. Aspecto reluzente indica presença de óxidos internamente à trinca.

Laudos de investigações evidenciam também condições de corrosão-fadiga com trincas tanto intergranulares como transgranulares. Esses casos promovem um agravamento da corrosão internamente à microestrutura do metal, atuando como concentradores de tensão e podendo facilitar a iniciação de uma trinca de fadiga. A figura 99 abaixo mostra o caso de uma trinca secundária provocada por corrosão transgranular iniciada por um pite de corrosão na aeronave acidentada PT-UPG, e as Figuras 100 e 101 mostram a presença de elementos químicos associados à corrosão internamente à trinca.

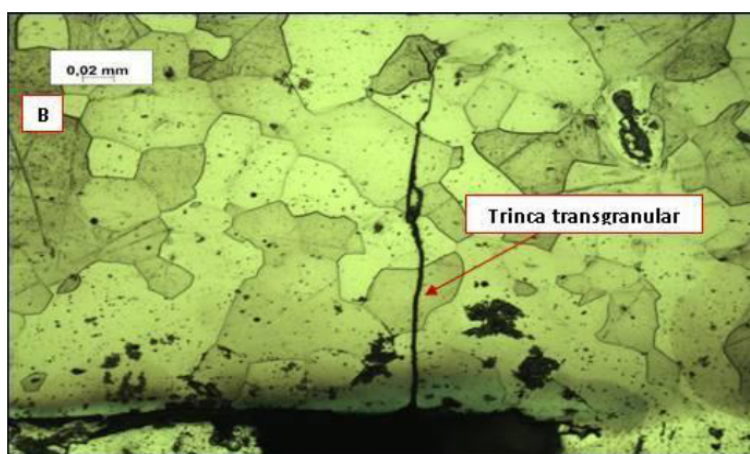


Figura 99: PT-UPG. Análise metalográfica. Fotomicrografia de uma das chapas de alumínio da mesa da longarina, região do furo. (B) Trinca secundária transgranular, característica de progressão de trinca por corrosão-fadiga.

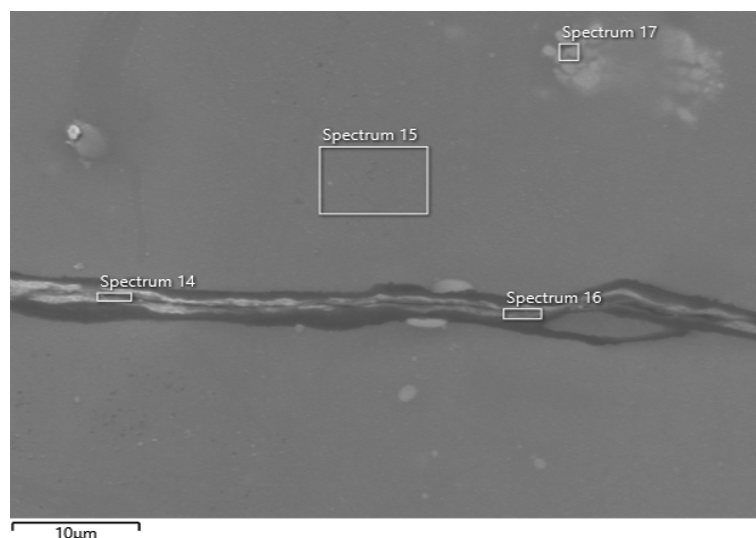


Figura 100: PT-UPG. MEV. Detalhe das regiões da trinca secundária da Figura 99 onde foram realizadas as análises por EDS, com o *Spectrum 14* sendo representado na figura seguinte.

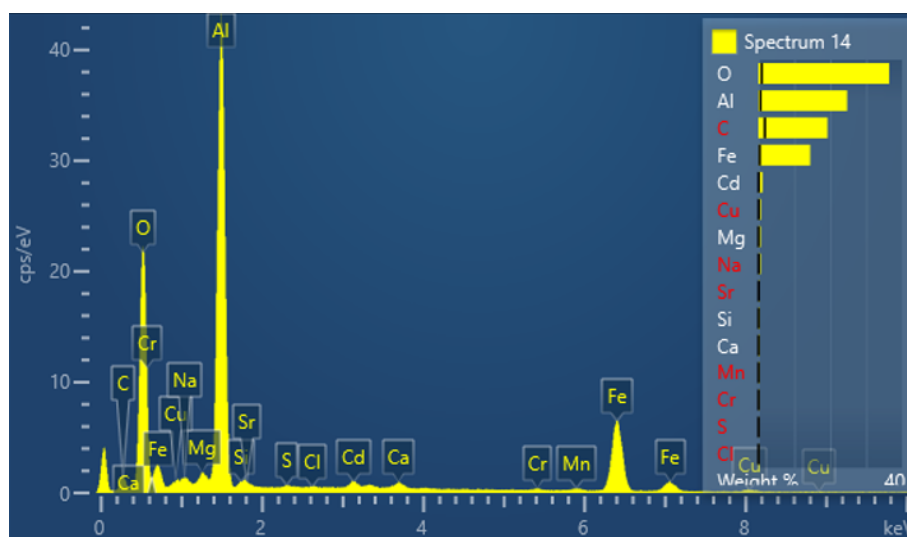


Figura 101: PT-UPG. EDS. *Spectrum 14* - Elementos químicos presentes no interior da trinca secundária. Al, Cu e Mg compõem a base da liga. Porém, O, Ca, Na, S e Cl são produtos associados à corrosão.

A fadiga associada à corrosão pode ser também conhecida como o fenômeno de **corrosão-fadiga**, no qual a superfície de fratura é caracterizada pela presença de um grande número de possíveis pontos de nucleação de trincas, o que geralmente não é o caso para uma falha por fadiga pura.

O fenômeno da **corrosão-fadiga** tem natureza mista, devido aos fatores de que dependem, isto é, corrosão e carregamento cíclico com tensões de tração. Contudo, por definição, emprega-se o termo corrosão-fadiga somente para aqueles casos em que a corrosão definitivamente afeta a resistência à fadiga do material, produzindo

uma penalização na curva de fadiga (curva S_xn), havendo uma diminuição da vida útil do componente.

No caso de ligas de Alumínio que sofrem passivação (proteção contra corrosão através do filme de óxido gerado na sua superfície, quando em contato com o Oxigênio), tem-se que os esforços de tração cíclicos podem gerar rupturas sucessivas nessa camada protetora, durante a propagação da trinca de fadiga, expondo a parte interna do material à ação do ambiente corrosivo e, assim, alterando as propriedades mecânicas do metal.

A figura abaixo ilustra condição de corrosão eletroquímica ocorrida devido ao contato entre o fixador de aço e a liga de Alumínio. Houve a penetração de eletrólito através do rompimento da camada passivadora e da pintura protetora, possibilitando o alastramento da corrosão com propagação intergranular.

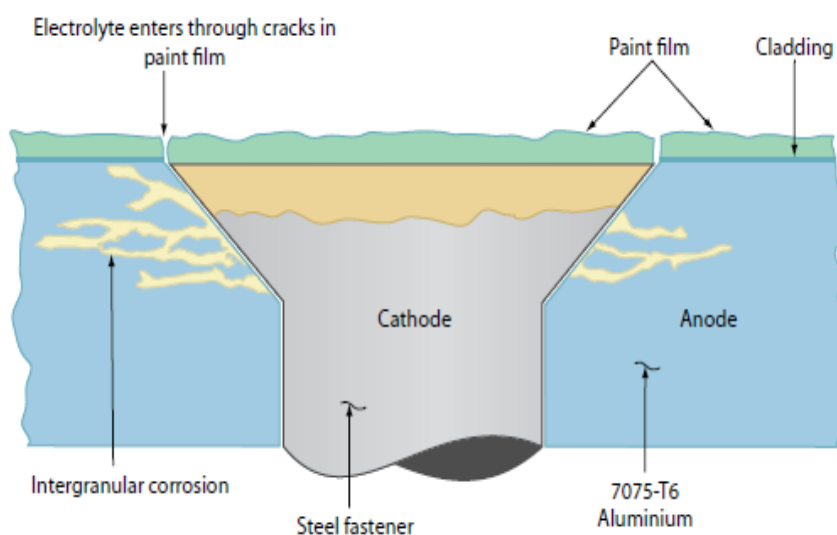


Figura 102: Desenho evidenciando corrosão eletroquímica intergranular em uma liga de Alumínio 7075-T6.

A execução plena das atividades previstas no Plano de Manutenção das aeronaves, no que tange ao **programa de limpeza, controle e combate à corrosão**, busca evitar que a corrosão inicie e que se alastre no material, seja na sua superfície, seja no seu interior. A evidência de óxidos advindos da corrosão eletroquímica entre fixadores e os furos do pacote de chapas, internamente à liga das mesas das longarinas, indica que o processo de corrosão ocorreu e permaneceu alastrando-se por considerável tempo, sem que houvesse ação corretiva capaz de frear o processo. Essa característica de corrosão generalizada foi encontrada em muitos dos acidentes avaliados.

Portanto, tem-se que a ação combinada de concentradores de tensões e o meio corrosivo diminui consideravelmente a resistência à fadiga, sendo essa redução muito mais pronunciada do que se esses efeitos fossem considerados separadamente.

Somando-se a isso, tem-se, ainda, como redutor do Limite de Resistência à Fadiga, o **fator de condição de superfície**, o qual depende da qualidade do acabamento da superfície do componente sujeito ao esforço de tração, sendo que ranhuras (marcas de ferramenta) como as evidenciadas nos laudos técnicos das longarinas do PT-UKT e PT-UII contribuem para o aumento da tensão local e redução da vida em fadiga.

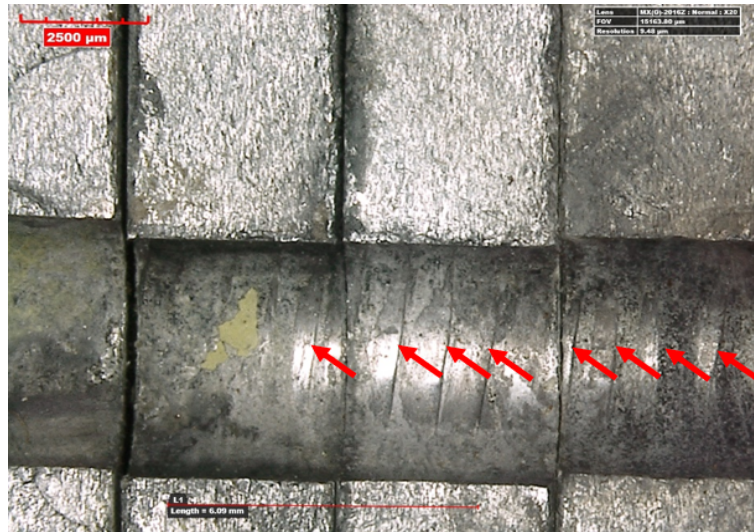


Figura 103: PT-GZM. Detalhe de ranhuras nas paredes internas do furo de fixação das chapas da longarina, compatíveis com ação de rosqueamento durante encaixe do pino. Esta ação leva à formação de concentradores de tensão que podem facilitar o início do processo de fadiga

Diferentemente do fator de concentração de tensões K_T que age de forma multiplicativa do valor de tensão média σ_{med} , aumentando-a, os fatores relativos à corrosão e à condição de superfície, assim como demais fatores utilizados, como o de confiabilidade por exemplo, são valores menores que 1 e reduzem o valor da resistência do material aos esforços solicitantes.

$$S'_e = k_a * k_b * k_c * \dots * S_e \quad (2)$$

O fator k_a seria o fator de condição de superfície; k_b o fator de modificação por ataque corrosivo (corrosão-fadiga); k_c é fator de confiabilidade, dentre outros fatores corretivos. S_e seria o valor da resistência à tração de um espécime de ensaio e S'_e o valor da resistência do componente real com as correções. Obviamente, tem-se que $S'_e < S_e$.

Mais uma vez, essa exposição tem intuito de trazer o leitor a entender que, para que uma aeronave se mantenha aeronavegável durante o seu ciclo de vida, faz-se

necessário o cumprimento em conformidade do plano de manutenção, Instruções, Boletins, Diretrizes e demais publicações que circundam o conceito de **aeronavegabilidade continuada**, pois o cumprimento dessas publicações garantem a segurança operacional, ou seja, que a aeronave esteja operando dentro do previsto, calculado e certificado pelo projetista junto à autoridade de aviação civil responsável pela certificação.

As inspeções visam, dentre outras ações, a detecção de possível trinca nucleada ainda na sua Fase I, antes de sua propagação, ao ponto de que o mecânico de manutenção aeronáutica, habilitado à realização do END/NDI previsto na tarefa de manutenção, possa autorizar o retorno ao serviço ou não, conforme critérios de aceitação e rejeição estabelecidos no capítulo 20 do Manual de Serviços (Práticas Padrão para Reparos Estruturais) do respectivo modelo de Ipanema (deve ser observado o Manual de Serviço aplicável ao modelo de Ipanema, em sua versão atualizada, não excluindo-se a observação de outras Publicações Técnicas vinculantes). Alguns detalhes com relação à prática de Ensaaios Não Destrutivos são expostos no capítulo 8 deste Estudo de Segurança.

O histórico de acidentes com ruptura da semiasa nas aeronaves EMB-Ipanema evidenciam um problema sistêmico, em que a manutenção pode não estar sendo efetiva ao ponto de evitar a formação de trincas e sua propagação pelo mecanismo de fadiga, na maior parte das vezes associada à corrosão.

Para inibir o processo de fadiga/corrosão-fadiga nas mesas inferiores das longarinas das semiasas, sem uma modificação de projeto, seria necessário eliminar um ou mais elementos que em conjunto desencadeiam o mecanismo de falha, como: - tensão mecânica cíclica; - a contaminação por produto químico (defensivo agrícola); - material susceptível à corrosão eletroquímica (liga de alumínio em contato com aço sem devido tratamento superficial).

A tensão mecânica cíclica é originada durante a operação da aeronave. O produto químico (defensivo agrícola) diluído em água é a matéria prima da operação de pulverização da plantação, mas não deve vazar para a estrutura. A corrosão eletroquímica não deve ocorrer ou se alastrar se as ações de manutenção forem executadas. Logo, os itens de estudo para resolver o problema de quebra do componente têm enfoque na manutenção e na operação da aeronave, de modo que, dentro destes aspectos podem estar todos os fatores contribuintes para as ocorrências em série aqui observadas.

7 Aeronavegabilidade Continuada

O artigo da Revista Conexão SIPAER 8(1), “*A Contribuição da Certificação de Sistemas de Gestão da Qualidade no Cumprimento dos Requisitos de Aeronavegabilidade Estabelecidos na Aviação Civil*”, dos autores Carlos Eduardo Leite da Silva Fortes, Luiz Eduardo Nicolini do Patrocínio Nunes e Paulo Cesar Corrêa Lindgren, apresenta a seguinte conceituação:

Certificação:

Em se tratando de produto aeronáutico e de acordo com a regulamentação em vigor, certificação significa a confirmação pela autoridade competente, de que o produto está em conformidade com os requisitos aplicáveis estabelecidos pela referida autoridade; ou referindo-se a empresas, significa o reconhecimento pela autoridade competente de que a empresa tem capacidade para executar os serviços e operações a que se propõe, de acordo com os requisitos aplicáveis estabelecidos pela referida autoridade. De acordo com o Art. 69 Código Brasileiro de Aeronáutica (CBA - Lei nº 7.565/1986), a autoridade aeronáutica emitirá os certificados específicos para empresa destinada à fabricação de produtos aeronáuticos, que na prática é o Certificado de Organização de Produção - COP, desde que o sistema da qualidade implementado assegure que toda unidade fabricada atenderá ao projeto aprovado.

O primeiro modelo da família de aeronaves Ipanema, o EMB-200, foi originalmente certificado em 1971 para operação na Categoria Normal. O EMB-200A foi certificado logo depois, em 1973 e o EMB-201 em 1974. A versão EMB-202, envolvida em 6 dos 11 acidentes, passou a ser comercializada a partir de 1991, com primeiro Certificado de Tipo (CT) emitido para as Categorias Normal e Restrita em maio daquele ano, sob a base de certificação do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) Nº 23, correspondente ao *14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 23*, no último nível das emendas até a emenda 23-8 inclusive, de 05FEV1970 - conforme **Especificação de Tipo Nº EA-7104**, de 31MAI2023.

Outrossim, conforme exposto no Capítulo 6, o modelo EMB-202 era originalmente equipado com motor de 300 HP alimentado por gasolina de aviação, hélice bipá, e difere do EMB-201A pela instalação de um tanque de produtos químicos (*Hopper*) com volume de 950 litros ou 750 kg, ambos com peso máximo de decolagem de 1.800 kg.

Já o EMB-202A foi certificado em outubro de 2004, incorporando modificações que diferem do modelo EMB-202, como a instalação de motores *Lycoming* modificados pelo Certificado Suplementar de Tipo (CST) nº 2004S10-01 e a modificação do sistema de combustível para a utilização do Etanol Hidratado Combustível (EHC), tendo a mesma base de certificação (RBAC 23).

Por fim, o modelo EMB-203 foi certificado em 13NOV2015 para operação na Categoria Restrita tendo, como base de certificação, requisitos presentes no RBAC

21.25 e RBAC 23 (Requisitos de Aeronavegabilidade - Aviões Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional).

Convergingo para este Estudo, a despeito de não terem sido analisados os requisitos avaliados à época da certificação primária, as ocorrências de fraturas das semiasas evidenciaram a susceptibilidade ao surgimento de trincas e corrosão na estrutura das longarinas e, para mitigar a possibilidade de que tais trincas/corrosão resultassem em falhas catastróficas, a ANAC emitiu Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA) associadas a Boletins de Serviço (BS) que proveriam a detecção e intervenções relacionadas.

Aeronavegabilidade:

Requisito de Aeronavegabilidade significa uma exigência governamental relativa ao projeto, materiais, processos de construção e fabricação, desempenho, qualidades de voo, sistemas e equipamentos de uma aeronave e seus componentes, visando garantir a segurança da operação. *Crawford* (1980) define aeronavegabilidade como **a capacidade permanente de uma aeronave executar de forma satisfatória as operações de voo para a qual foi projetada.**

Dificuldade em Serviço:

De acordo com IFI - *Dificuldades em Serviço* é o termo técnico para todo e qualquer problema operacional, logístico ou condição de falha que possa resultar, ou tenha resultado, em degradação da segurança ou da capacidade de cumprimento da missão de um produto, em incidente ou acidente, ocorrido em serviço e decorrente de erros de projeto, de produção, falha ou mau funcionamento de sistema ou componente, erros em procedimentos e documentos relacionados à sua operação e manutenção.

Ademais, trazendo uma outra definição, tem-se que as Dificuldades em Serviço consistem em qualquer falha, mau funcionamento ou defeito em qualquer produto aeronáutico (ANAC, 2012). Ainda de acordo com ANAC, conforme os requisitos definidos nos regulamentos operacionais, ocorrências definidas como incidentes, falhas, mau funcionamento, defeito, defeito técnico ou das limitações técnicas que possam colocar em perigo a operação segura da aeronave devem ser comunicadas à ANAC.

Na aviação civil, a dificuldade em serviço é item regulamentado previsto na subparte 21.3 do RBAC 21.

Falha Funcional, ou simplesmente Falha:

Estado em que um sistema, componente ou item é incapaz de desempenhar uma ou mais de suas funções específicas, nas condições de projeto definidas pelo fabricante (ICA 400-15: Manutenção Centrada na Confiabilidade).

Função:

O que o item realiza para atingir seu objetivo. A razão pela qual o item existe.

Segurança de Voo:

De acordo com o CBA, em seu Art. 87, a prevenção de acidentes aeronáuticos é de responsabilidade de todas as pessoas, naturais ou jurídicas, envolvidas com a fabricação, manutenção, operação e circulação de aeronaves, assim como as atividades de apoio da infraestrutura aeronáutica no território brasileiro. Segundo *Heath* (1981), os benefícios advindos da preocupação com a segurança de voo são vistos como altamente positivos pelas autoridades de aviação.

Assim, a autoridade de aviação civil deve promover a segurança de voo por meio do estabelecimento de padrões mínimos de segurança relativos a projetos, materiais, mão de obra, construção (fabricação) e desempenho de aeronaves, motores, hélices e demais componentes aeronáuticos.

Por conseguinte, para melhor entendimento da abrangência do conceito de Aeronavegabilidade Continuada, o Manual da ICAO a define como o seguinte:

Aeronavegabilidade Continuada:

Conjunto sistemático de ações que abrangem os processos que requerem que todas as aeronaves cumpram com os requisitos de aeronavegabilidade estabelecidos em sua base de Certificação de Tipo e com os requisitos impostos pelo Estado de Registro dessas aeronaves, visando manter a sua operação segura durante toda a sua vida operacional.

De acordo com *Heath* (1981), uma aeronave está pronta para voar quando um conjunto de ações relacionadas a Projeto, Fabricação, Testes e Manutenção são satisfatoriamente cumpridos.

O conceito de aeronavegabilidade mostra que é preciso criar mecanismos que conduzam à obtenção de evidências de que um produto aeronáutico fabricado por uma organização certificada está conforme projeto aprovado e em condição de operação segura. Construir e implementar um processo de certificação e vigilância reconhecido por toda a comunidade aeronáutica e que, ao mesmo tempo, atenda aos conceitos atuais de qualidade e aeronavegabilidade, passou a ser uma meta para fabricantes e autoridades de aviação civil (ANAC) do mundo inteiro. Portanto, diferentes *players* participam da gestão e execução das ações em prol da aeronavegabilidade continuada ao longo do ciclo de vida da aeronave.

Basicamente, a atribuição da fabricante é aprovar seu projeto de aeronave cumprindo os requisitos contidos na Base de Certificação do Projeto de Tipo, recebendo, então, os seus Certificados (Certificado de Organização de Produção, Certificado de Tipo, Certificado de Aeronavegabilidade e Certificado de Matrícula) pela ANAC,

definidos para a classe de aeronave proposta. Após a entrega, deverá manter este certificado ao longo de toda a vida operacional da aeronave. É sua atribuição também reportar situações de Dificuldades Em Serviço que tenham relação com a Segurança Operacional, além de acompanhar as investigações formais relacionadas com eventuais acidentes e incidentes conduzidas pelo CENIPA.

O operador da aeronave deve cumprir com as regras e regulamentos a ele aplicáveis para o tipo de aeronave que está operando, devendo também reportar ao seu regulador as Dificuldades em Serviço que venha a observar, e envolvendo o seu fabricante para que o problema seja adequadamente endereçado e as ações decorrentes possam ser tomadas nos prazos compatíveis.

De acordo com o Manual de Aeronavegabilidade da Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO), aeronavegabilidade continuada consiste no conjunto sistemático de ações que abrangem os processos que requerem que todas as aeronaves cumpram com os requisitos de aeronavegabilidade estabelecidos em sua base de certificação de tipo e com os requisitos impostos pelo Estado de Registro destas aeronaves, visando a manutenção da operação segura e continuada durante a vida operacional destas aeronaves.

A Divisão de Certificação de Produto Aeroespacial (CPA) do Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) define Aeronavegabilidade Continuada como **o conjunto de processos devidamente estabelecidos e aprovados que visam manter a aeronavegabilidade de um sistema ou produto aeronáutico durante sua vida em serviço.**

Ainda, o conceito de **Aeronavegabilidade** exposto pelo IFI traz como base a capacidade comprovada de um sistema ou produto aeronáutico de:

- realizar sua função de modo seguro em solo e em voo;
- em todas as configurações aprovadas;
- quando usado e mantido dentro dos limites operacionais estabelecidos (e das instruções de manutenção emitidas).

A vida de uma aeronave pode ser resumida em quatro etapas:

1. Projeto
2. Fabricação
3. Operação/Manutenção
4. Sucateamento

Portanto, após o cumprimento dos requisitos presentes na base de certificação do projeto de tipo e emissão dos Certificados (Certificado de Tipo, Certificado de Aeronavegabilidade, Certificado de Matrícula) pela ANAC, para aquele projeto e

para aquela aeronave, inicia-se então a vida Operacional dessa aeronave.

Durante esse período, essa aeronave deve cumprir todos os requisitos impostos pela Autoridade de Aviação Civil, requisitos normalmente advindos do seu fabricante ou do fabricante de componentes instalados nos sistemas da aeronave, motor e conjunto de hélice.

Assim, para manter a aeronavegabilidade continuada de uma aeronave ou produto aeronáutico, devem ser cumpridas, entre outras, as tarefas do Plano de Manutenções, os Boletins de Serviço e as Diretrizes de Aeronavegabilidade de caráter mandatórios.

As ocorrências afetando a segurança de voo irão receber a atenção da fabricante e do regulador e ambos irão tomar as ações que julgarem cabíveis ao nível de risco identificado. A fabricante irá emitir um Boletim de Serviço Alerta e o regulador poderá torná-lo mandatório através da emissão de uma Diretriz de Aeronavegabilidade. Tais tipos de ações foram consideradas para os casos de separação estrutural da asa do avião agrícola Ipanema.

Outra atribuição do operador para cada aeronave que ele estiver operando sob um CA (Certificado de Aeronavegabilidade) específico, durante todo o tempo em que ela estiver em uso, além dos requisitos operacionais, ela também deverá cumprir com todos os requisitos definidos pela Autoridade Aeronáutica e os requisitos normalmente advindos dos fabricantes que tenham certificação específica (motor, hélice e célula). Um eventual descumprimento tornará a aeronave não aeronavegável e sujeita às sanções previstas pelo órgão regulador – ANAC. Assim, para manter a aeronavegabilidade continuada de uma aeronave ou produto aeronáutico, é essencial que o Manual de Voo, as tarefas do Plano de Manutenção e a incorporação dos Boletins de Serviço de caráter mandatório sejam respeitados e plenamente atendidos.

Logo, a partir das Recomendações de Segurança emitidas pelo CENIPA e consequente identificação da existência de fadiga e corrosão com potenciais catastróficos, esforços foram envidados pelo fabricante em conjunto com a ANAC, e culminaram na emissão de atualizações no Plano de Manutenções dos Ipanema através de revisões dos Manuais de Serviço (MS) e emissão de Boletins de Serviço (BS), por parte da EMBRAER, e emissão de Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA), por parte da ANAC.

Boletim de Serviço:

Os Boletins de Serviço (BS ou SB - *Service Bulletins*) são documentos **emitidos pelo fabricante do produto aeronáutico** (aeronave, motor, equipamento e componente), com o objetivo de corrigir falha ou mau funcionamento desse produto ou nele introduzir modificações e/ou aperfeiçoamentos ou, ainda, visando à implantação de ação de manutenção ou manutenção preventiva aditiva àquelas previstas no programa de manutenção básico da aeronave.

Um BS, mesmo classificado como “mandatório” pelo fabricante, somente terá caráter mandatório quando a ANAC ou a autoridade de aviação civil do país de origem do produto aeronáutico emitir uma Diretriz de Aeronavegabilidade ou estabelecer no próprio Boletim de Serviço o seu caráter mandatório, ou quando incorporado por referência através de outro documento mandatório.

Diretriz de Aeronavegabilidade - DA:

O Regulamento Brasileiro de Aviação Civil nº 39 (RBAC 39) estabelece que as Diretrizes de Aeronavegabilidade da ANAC são prescrições legais que se aplicam aos seguintes produtos: aeronaves, motores de aeronaves, hélices e equipamentos.

São documentos legais emitidos pela Autoridade de Aviação Civil, de **cumprimento obrigatório**, e que estabelecem, conforme o caso, inspeções, modificações, instruções, procedimentos e limitações aplicáveis a produtos aeronáuticos, quando existir uma **condição insegura** nesse produto e essa condição tiver probabilidade de existir ou se desenvolver em outros produtos de mesmo projeto de tipo.

Ainda, a ANAC prevê que o registro primário do cumprimento dessas Diretrizes deve ser feito através do preenchimento de uma Ficha de Cumprimento de Diretriz de Aeronavegabilidade (FCDA), e o responsável pela aeronave deve manter um Mapa de Controle de DA para controle de cumprimento dessas prescrições legais.

Operadores, empresas de manutenção aeronáutica e demais provedores de serviços para aviação civil devem buscar informações a respeito de formas de cumprimento, obrigações, responsabilidades e demais normas nos RBACs, Instruções Suplementares e demais publicações atinentes, emitidas pela ANAC.

No caso dos eventos de falha estrutural das asas da aeronave Ipanema, como será exposto no capítulo seguinte, ao longo do tempo, com a ocorrência de acidentes aeronáuticos e emissão de publicações, foi possível observar que prazos de cumprimento estipulados em DA e BS divergiram um do outro, e, portanto, esse fato levantou dúvidas quanto ao correto a se cumprir.

Assim, ressalta-se que, quando publicações atinentes ao mesmo assunto irem de encontro umas às outras, o estipulado nas Diretrizes de Aeronavegabilidade emitidas pela Autoridade de Aviação Civil sempre terá prevalência sobre as demais.

8 Fator Operacional

8.1 Manutenção Aeronáutica

O ambiente aeroagrícola é hostil à operação de aeronaves. Além das precárias condições de muitas das pistas utilizadas, os produtos embarcados nos *hoppers* (tanque de produtos) podem também causar danos à estrutura, caso não haja um efetivo programa preventivo e corretivo de controle e combate à corrosão.

Ainda, a aeronave sofre um esforço considerável, fruto dos inúmeros ciclos curtos de decolagens, manobras, regimes diferentes de potência e pousos. Logo, é perceptível que as aeronaves agrícolas requerem cuidados especiais e que a atenção ao pleno cumprimento do estabelecido no Plano de Manutenção emitido pelo fabricante é de suma importância.

Em muitos casos, as investigações de acidentes identificam práticas reprováveis de manutenção, sobretudo aquelas que envolvem o motor e as estruturas dessas aeronaves. Problemas de escrituração que impedem a rastreabilidade das intervenções de manutenção, bem como o controle impreciso das horas de utilização são frequentes. Ainda, conversões de combustível sem a aprovação da ANAC e utilização de itens sem certificação aeronáutica, infelizmente, também são frequentes dentre os achados dos investigadores do CENIPA. Componentes aeronáuticos passam por um rigoroso processo de certificação antes da sua comercialização e, logo, não há espaço para soluções caseiras e improvisos.

O RBAC nº 45 emitido pela ANAC é o regulamento que estabelece os requisitos para a identificação de produtos aeronáuticos, de partes de reposição e de partes modificadas. Portanto, o detentor do *liability* (explorador responsável) da aeronave deve sempre conferir a existência dos dados mínimos de rastreio do item, como nome do fabricante, modelo, número de série, fichas de controle de manutenção e demais documentos de rastreio previstos no regulamento.

Conforme já estabelecido neste Estudo, os acidentes aqui abordados abrangeram os modelos de Ipanemas EMB-201, EMB-201A, EMB-202 e EMB-202A, todos ocorridos com o mesmo mecanismo de falha progressiva presente: **a Fadiga Estrutural**.

A corrosão em um metal é um problema progressivo, que altera as propriedades mecânicas da liga, fragilizando-a e deixando-a mais suscetível à falha estrutural, sendo, como já mencionado na equação nº 2 da página 80, um fator de modificação do Limite de Resistência do material.

Os investigadores do CENIPA encontraram, na maior parte das investigações aqui relacionadas, a associação da fadiga metálica com a corrosão, seja do tipo química seja eletroquímica. Como já comentado, enquanto o ataque eletroquímico advém do contato entre metais de diferentes potenciais de redução, quando há fluxo de elétrons de uma superfície metálica para a outra, como o aço dos pinos fixadores

das chapas mesa e a liga de alumínio das chapas em si; a corrosão química é a encontrada após ataque químico direto de soluções corrosivas, como algumas soluções de defensivos agrícolas nos *hoppers* dos Ipanemas para dispersão em lavoura.

Obviamente, o projetista/fabricante prevê a possibilidade de corrosão e inclui a aplicação de revestimentos e pinturas específicas para evitar o contato e a corrosão eletroquímica, de modo que há requisitos de certificação de projeto para as estruturas de aeronaves que englobam este aspecto, incluindo as agrícolas. Além disso, o fabricante também impõe no Manual de Serviços as ações periódicas e corretivas de controle e combate à corrosão.

Assim, a operação da aeronave em condições atmosféricas adversas, os ataques químicos decorrentes do derramamento de produtos nas estruturas, associados à falta de manutenção para prevenção da corrosão e para substituição de partes corroídas, contribuem para a presença de corrosão e consequente redução na resistência estrutural da aeronave dos eventos deste Estudo.

Consequentemente, a fim de se evitar a propagação da fadiga e corrosão, além das ações previstas nos Manuais de Serviço, diversas publicações técnicas foram emitidas a fim de se mitigar o risco envolvido com a evolução dos danos.

A figura a seguir mostra uma linha do tempo contendo o histórico de ocorrências e as datas das publicações emitidas.

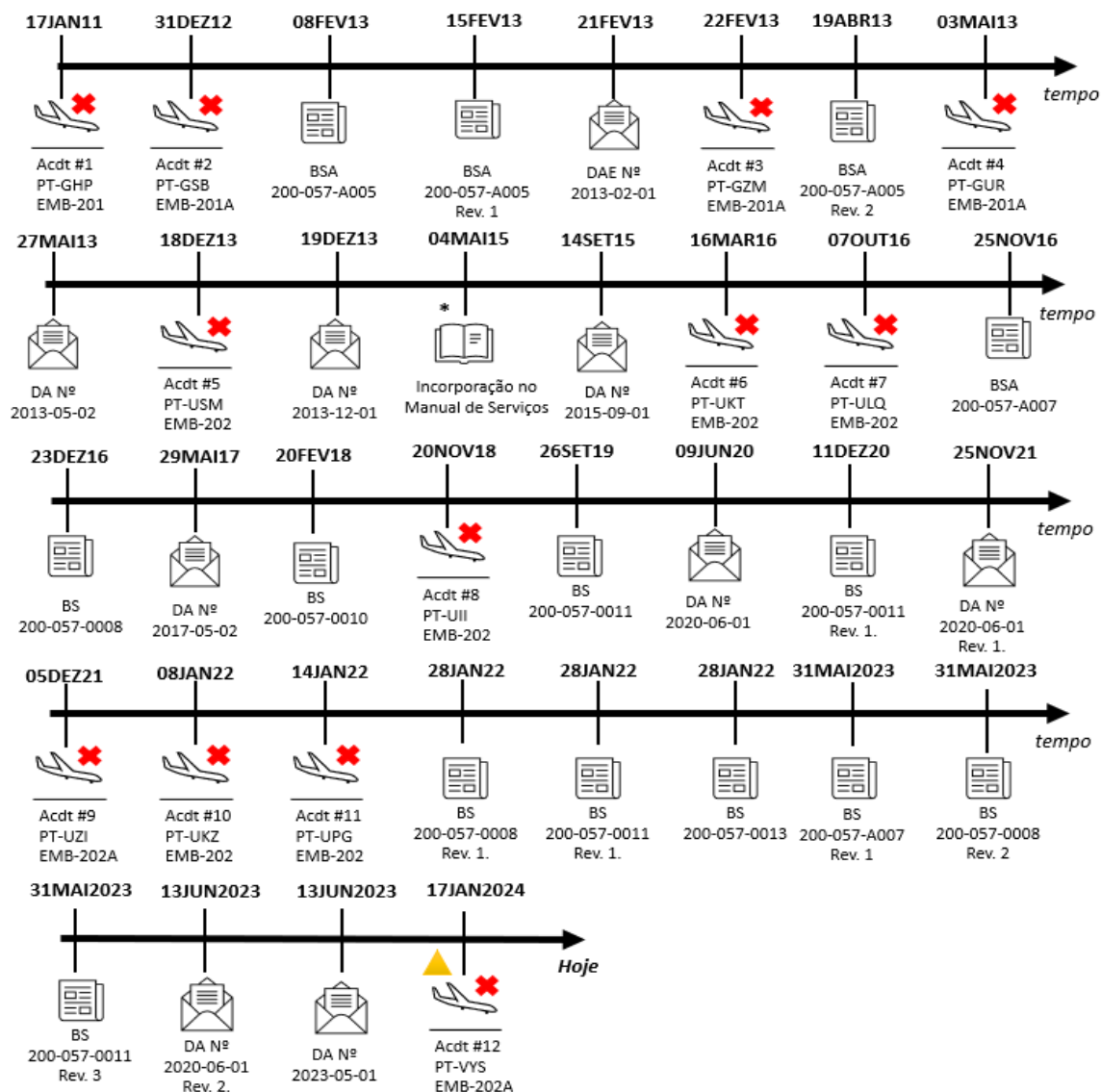


Figura 104: Linha do Tempo - Acidentes e emissões/efetividade de publicações. (*) A partir da incorporação das atividades no MS indicado, todas as revisões dos MS incluíram atividades dos BS. A investigação do PT-VYS encontra-se em andamento.

O conteúdo das publicações atualizadas, **em suas últimas revisões** (MS, BS e DA) traz todo o detalhamento das técnicas necessárias ao correto cumprimento das inspeções para detecção das trincas e de corrosão, sua aplicabilidade (modelos de aeronaves e/ou Números de Série abrangidos) e cumprimento (prazos de execução).

As publicações evoluíram ao longo dos anos com as conclusões dos Relatórios Finais do CENIPA, ao incluir observações dos representantes técnicos do Fabricante e Agência, e com as interações junto aos operadores e Organizações de Manutenção homologadas para o projeto Ipanema.

A despeito dessas evoluções, investigadores identificaram diversos problemas e dificuldades por parte de Oficinas de Manutenção e de mecânicos de manutenção

com relação à interpretação dos textos contidos nas diversas publicações atinentes ao assunto **ruptura de asas em voo**, além de dúvidas que estiveram presentes devido ao grande número de publicações, além de algumas divergências entre textos de BS e DA.

Em alguns momentos, dúvidas com relação ao prazo, à forma de cumprir as inspeções, ao correto local de inspeção e aos corretos métodos a serem implementados estiveram presentes no âmbito da manutenção aeronáutica.

Como iniciado no capítulo anterior, vale novamente ressaltar, em especial aos mecânicos de manutenção aeronáutica, que quando prazos ou informações de manutenção contidas em publicações atinentes ao mesmo assunto vão de encontro umas às outras, **o estipulado nas Diretrizes de Aeronavegabilidade emitidas pela Autoridade de Aviação Civil sempre terá prevalência sobre as demais.**

Na data da publicação deste Estudo, tem-se três Diretrizes ainda em vigor (efetivas) com relação ao assunto **ruptura de asas**, duas com aplicabilidade afetando os EMB-200, 200A, 201, 201A, 202 e 202A; e a outra afetando os EMB-203.

1) DA 2013-12-01.

No da Emenda: 1377.

Situação: EFETIVA.

Efetividade: 19DEZ2013.

Ação: FINAL.

Documentos de referência: BOLETIM DE SERVIÇO ALERTA (BSA) 200-057-A005 R2.

Sistema: INSPEÇÃO DETALHADA DAS SEMIASAS.

Fabricante: INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA S/A

Modelos: EMB-200, EMB-200A, EMB-201, EMB-201A, EMB-202, Números de série 200001 até 200407, inclusive; e Números de série 200408 a 200709, inclusive.

2) DA 2020-06-01R2.

No da Emenda: 1524.

Situação: EFETIVA.

Efetividade: 13JUN2023.

Ação: REPETITIVA / FINAL.

Documentos de referência: BS 200-057-0011 e BS 200-057-A007 R1.

Sistema: LONGARINAS DIANTEIRAS DAS SEMIASAS DO AVIÃO.

Fabricante: INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA S/A

Modelos: EMB-203.

3) DA 2023-05-01.

No da Emenda: 1519.

Situação: EFETIVA.

Efetividade: 13JUN2023.

Ação: REPETITIVA / FINAL.

Documentos de referência: BS 200-057-0008 R2 e BS 200-057-A007.

Sistema: LONGARINAS DIANTEIRAS DAS SEMIASAS.

Fabricante: INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA S/A

Modelos: EMB-200, EMB-200A, EMB-201, EMB-201A, EMB-202, EMB-202A.

As publicações trazem como **ação requerida** a **inspeção detalhada (DET)** das longarinas das semiasas, dos elementos de fixação com a fuselagem, e substituição das semiasas após tempo de vida limite, cabendo trazer parte do texto da Diretriz de Aeronavegabilidade 2023-05-01, da seguinte forma:

OBSERVAÇÕES:

- AS INFORMAÇÕES AQUI CONTIDAS NÃO TEM CUNHO DE PUBLICAÇÕES TÉCNICAS E NÃO SUBSTITUEM A LEITURA DAS CORRETAS E ATUALIZADAS PUBLICAÇÕES PARA A PRÁTICA DE MANUTENÇÃO.

- OS DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA CITADOS NAS DAS SUPRACITADAS DEVEM SER CONSULTADOS EM SUAS ÚLTIMAS REVISÕES.

b) Inspeção inicial e repetitiva dos furos de 1/2 pol das semiasas.

(1) Para os aviões listados na aplicabilidade (a) desta DA (todos os Embraer modelos EMB-200, EMB-200A, EMB-201, EMB-201A, EMB-202 e EMB 202A), antes que o avião acumule **3500 horas totais de voo ou 12 anos, o que ocorrer primeiro**, execute uma inspeção detalhada quanto a corrosão e trincas nos furos de fixação de 1/2 pol das semiasas conforme **procedimento detalhado na Parte I da seção 2 – “Processamento”, do Boletim de Serviço Embraer 200-057-0008, revisão 02, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC**. Caso já tenha ocorrido esse intervalo na data de efetividade desta DA, esta inspeção deve ser executada dentro dos próximos 90 dias a partir da data de efetividade desta DA. A execução da DA 2015-09-01 ou de inspeção dos furos de fixação de 1/2 pol. das semiasas, conforme parágrafos (a) ou (b) da DA 2017-05-02 anteriormente à data de efetividade desta DA, dispensa o cumprimento desta inspeção inicial.

(2) **Repita a inspeção estabelecida no parágrafo (b)(1) desta DA a cada 2000 horas de voo, ou 4 anos, o que ocorrer primeiro**, após a inspeção estabelecida no parágrafo (b)(1) desta DA, ou após última execução da DA 2015-09-01, ou após últimas inspeções dos furos de fixação de 1/2 pol. das semiasas conforme parágrafos (a) ou (b) da DA 2017-05-02, o que tiver ocorrido por último.

c) Inspeção das longarinas e estruturas de fixação.

(1) Para aeronaves onde não foram executadas as substituições de longarinas de acordo com a parte II da seção 2 – “Processamento”, do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-0008, revisão 02, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC, na próxima inspeção programada de 100 horas execute uma inspeção quanto à corrosão e trincas nas longarinas das semiasas e estruturas de fixação na região central da asa conforme procedimento detalhado na seção 2.1 – “TAREFA 1 – INSPEÇÃO DA SEÇÃO CENTRAL DA ASA” do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-A007, revisão 01, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC. **Repita a inspeção requerida por este parágrafo a cada 100 horas de voo.**

(2) Para aeronaves onde foram executadas as substituições de longarinas de acordo com a parte II da seção 2 – “Processamento”, do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-0008, revisão 02, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC, dentro de 12 meses após a execução das substituições das longarinas, execute uma inspeção quanto à corrosão e trincas nas longarinas das semi-asas e estruturas de fixação na região central da asa conforme procedimento detalhado na seção 2.1 – “TAREFA 1 – INSPEÇÃO DA SEÇÃO CENTRAL DA ASA” do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-A007, revisão 01, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC. **Repita a inspeção requerida por este parágrafo a cada 12 meses.**

(3) Para todas as aeronaves listadas na aplicabilidade (a) desta DA, dentro de 12 meses após a data de efetividade desta DA, execute uma inspeção completa quanto à corrosão e trincas nas longarinas das semiasas e estruturas de fixação conforme procedimento detalhado na seção 2.2 – “TAREFA 2 – INSPEÇÃO COMPLETA DA LONGARINA PRINCIPAL DA ASA” do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-A007, revisão 01, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas.

... **g) Comunicação à ANAC.**

Nas próximas 96 horas após cada inspeção/ação conduzida de acordo com os parágrafos (b) e (c) desta DA, caso seja detectada corrosão, trinca ou qualquer outra discrepância, submeta um relatório de inspeção para pac@anac.gov.br e também para assistencia.ipanema@embraer.com.br contendo, pelo menos, os dados a seguir:

- (1) Data da inspeção.
- (2) Número de série do avião e lado inspecionado (semiasa direita e semiasa esquerda).
- (3) Horas totais de voo acumuladas na data de inspeção.
- (4) Resultado e descrição da inspeção **NOTA:** O formulário contido no anexo I do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-0008, revisão 02, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC, pode ser como modelo para realizar a comunicação do parágrafo (g) desta DA.

Em suma, verifica-se que há oportunidades de detecção de trincas e corrosão por meio de inspeções nos seguintes momentos:

- Para os modelos afetados pela DA 2023-05-01, em inspeções internas ao furo por Ensaio Não Destrutivo, método *Eddy Current*, cuja inspeção inicial (*threshold*) varia em acordo com o *Serial Number*, e deve ser **repetida a cada 2000 FH ou 4 anos**, o que ocorrer primeiro (**BS 200-057-0008 e 200-057-007**);
- Para os modelos EMB-203, em inspeções internas ao furo por Ensaio Não Destrutivo, método *Eddy Current*, cuja inspeção inicial (*threshold*) depende do Grupo ao qual a aeronave pertence (Grupo I ou Grupo II), e deve ser **repetida a cada 1000 FH (BS 200-057-0008 e 200-057-007)**; e
- Nas Inspeções Detalhadas da Seção Frontal a cada 100 FH ou 12 meses (**BS 200-057-007 e 200-057-0013**).

Cabe citar a definição de DET executada nas inspeções de 100 horas:

“NOTA: Para os propósitos desta DA, uma inspeção detalhada (DET) é: ”Uma verificação intensiva de um item específico, instalação ou conjunto para detectar dano, falha ou irregularidade. Iluminação disponível é normalmente suplementada com uma fonte direta de boa iluminação com uma intensidade julgada apropriada. Ferramentas de inspeção como espelhos, lentes de aumento, etc., podem ser necessários. Limpeza da superfície e procedimentos de acesso elaborados podem ser necessários.”

Remoção dos parafusos e das treliças de ligação conforme Figuras 2 e 3.

Siga as instruções abaixo para a correta remoção dos parafusos de ½”.

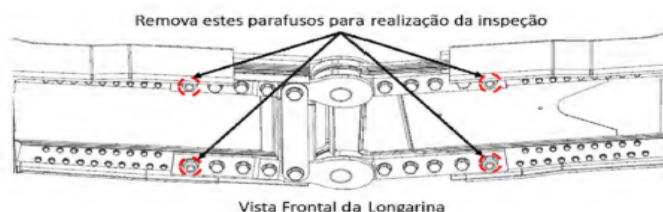


Figura 2 – Remoção dos parafusos

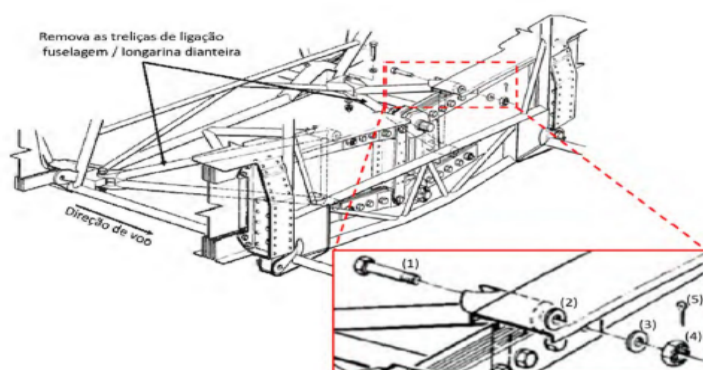


Figura 105: Referência para a remoção dos fixadores de 1/2 pol dos 5º furos da armação de interligação das semiasas. **Figura 13 do BS 200-057-0011 e Figura 3 do BS 200-057-0008.**

A inspeção DET prevista para 100 horas, incluída nos BS e MS, deve ser realizada em todas as faces da região central das longarinas.

O texto completo deve ser lido pelos Operadores e Organizações de Manutenção e, aqui, destaca-se apenas trechos para ilustração e auxílio no esclarecimento ao longo da leitura desses Estudos.

O **BS 200-057-0013** (data de efetivação de 28JAN2022) expõe fotos com **exemplos de problemas** detectados em campo durante a realização de inspeções, cabendo sua exposição abaixo. A EMBRAER frisa que essas fotos **NÃO** representam limites aceitáveis para os problemas.

A fotos apresentadas a seguir são meramente ilustrativas de casos ocorridos e não representam limites aceitáveis para ocorrências de trincas e/ou corrosão.



Figura 106: Vista posterior da junção das longarinas com corrosão na alma e nos prendedores de 1/2 pol. **Figura 13 do BS 200-057-0013.**

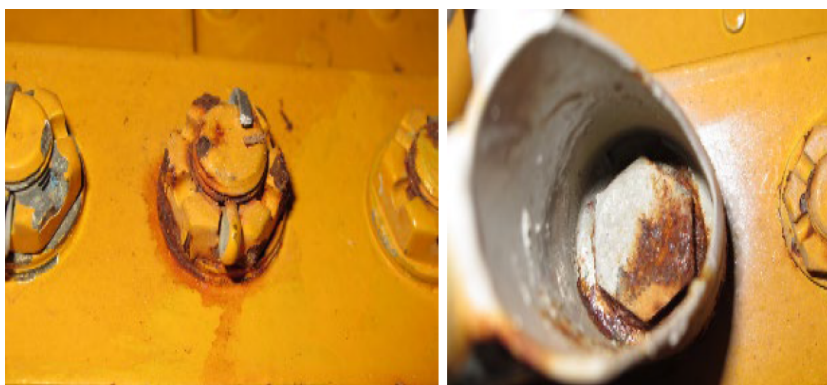


Figura 107: Prendedores de 1/2 pol com corrosão. **Figura 13b do BS 200-057-0013.**

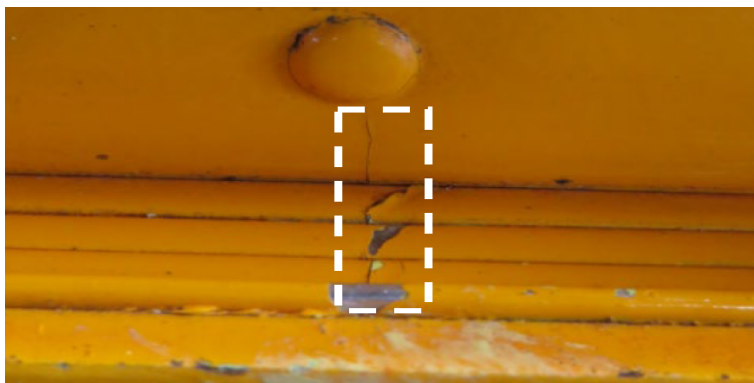


Figura 108: Chapas mesa e alma trincadas. **Figura 14 do BS 200-057-0013.**



Figura 109: Perfil L trincado. **Figura 15 do BS 200-057-0013.**



Figura 110: Prendedores de 3/16 pol com corrosão. **Figura 16 do BS 200-057-0013.**

Sendo o cumprimento do previsto nas publicações algo obrigatório para que a aeronavegabilidade da aeronave seja mantida e não seja suspenso o seu Certificado

de Aeronavegabilidade (CA), vale frisar também que os registros de manutenção devem ser mantidos, preenchidos de maneira correta por pessoal de manutenção autorizado para o serviço, a fim de que a aeronave seja aprovada para retorno ao serviço, além de permitir a rastreabilidade para emissão do CVA.

A Instrução Suplementar (IS) nº 43.9-003 fornece orientações para confecção, utilização e arquivo de cadernetas de célula, motor e hélice de aeronaves civis brasileiras.

Cabe aqui pontuar que aeronaves de uso aeroagrícola devem operar em acordo com as diretrizes impostas pela ANAC através do RBAC nº 137 Certificação e Requisitos Operacionais: Operações Aeroagrícolas.

Cabe ressaltar também que o cumprimento da inspeção dos Boletins de Serviço relacionados preveem a realização de END/NDI do tipo Correntes Parasitas (*Eddy Current*) e o fabricante informa que esse método, se realizado em conformidade com seu Manual de Serviços e instruções atinentes a esse serviço, dentro dos prazos previstos, é sensível o suficiente para a detecção da trinca nas mesas das longarinas das semiasas.

A ANAC trata o assunto de END/NDI em duas Instruções Suplementares:

1. **IS Nº 145.163-001A**

Assunto: Qualificação e Autorização em Ensaios Não Destrutivos na Manutenção de Produto Aeronáutico.

Origem: SAR/GTPN.

Revisão em vigor na data deste Estudo: Revisão A. **Aprovação:** Portaria Nº 2525, de 26 de setembro de 2013, publicada no Diário Oficial da União de 27 de setembro de 2013, Seção 1, página 5.

Objetivo: *"Esta IS estabelece critérios aceitáveis, mas não únicos, para detalhar e orientar a forma de cumprimento do estabelecido pela seção 145.163 do RBAC 145, com as recomendações da ANAC em relação à qualificação e autorização de pessoas em Ensaios Não Destrutivos - END na manutenção aeronáutica. Essa IS é um tutorial feito com base na AIA-NAS-410, REV 3.*

Essa IS também esclarece a natureza e como se elabora o processo de autorização que uma Organização de Manutenção de Produto Aeronáutico - OM necessita estabelecer para as pessoas que realizam END na manutenção de produto aeronáutico.

Este Documento aplica-se às pessoas diretamente responsáveis pela adequação técnica do treinamento dos métodos de END, utilizados em uma OM detentora de Especificações Operativas de acordo com o RBAC 145, tanto quanto

a pessoas ou Organizações de Treinamento de pessoal em END.”

2. IS Nº 43.13-0013

Assunto: Ensaaios Não Destrutivos na Manutenção de Produto Aeronáutico.

Origem: SAR/GTPN.

Revisão em vigor na data deste estudo: Revisão C. **Aprovação:** Portaria Nº 2525, de 26 de setembro de 2013, publicada no Diário Oficial da União de 27 de setembro de 2013, Seção 1, página 5.

Objetivo: *”Esta IS estabelece critérios aceitáveis, mas não únicos, para detalhar e orientar a forma de cumprimento do parágrafo 43.13(a) do RBAC 43, com as recomendações para o estabelecimento dos critérios mínimos para a inspeção através de Ensaaios Não destrutivos - END na manutenção de produto aeronáutico. Este documento aplica-se a pessoas diretamente responsáveis pelo gerenciamento de controle e de aplicação dos métodos e técnicas de END utilizados em uma Organização de Manutenção de Produto Aeronáutico - OM detentora de certificado conforme RBAC 145”.*

Esta IS também esclarece a natureza e como se elabora o processo de autorização que uma Organização de Manutenção de Produto Aeronáutico - OM necessita estabelecer para as pessoas que realizam END na manutenção de produto aeronáutico.

Este Documento aplica-se às pessoas diretamente responsáveis pela adequação técnica do treinamento dos métodos de END, utilizados em uma OM detentora de Especificações Operativas de acordo com o RBAC 145, tanto quanto a pessoas ou Organizações de Treinamento de pessoal em END.”

O conhecimento integral das duas Instruções Suplementares supracitadas é **obrigatório para as Organizações de Manutenção de Produto Aeronáutico** que trabalhem com Ensaaios Não Destrutivos, cabendo frisar algumas questões estabelecidas nelas:

1. Tanto os cursos de formação de mecânicos de manutenção aeronáutica - MMA quanto a própria licença emitida para os MMA pela ANAC não são especificamente voltados para a qualificação das pessoas que realizam Ensaaios Não Destrutivos. Eventos ocorridos na aviação civil mundial e, notadamente no voo 243 da Aloha Air-lines em 28 de abril de 1988, repetidamente citado como **um marco na aviação civil**, ressaltam a importância do desempenho e do adequado processo de qualificação e autorização em END.
2. Sendo assim, somente pessoas qualificadas e autorizadas podem realizar essas atividades de forma aceitável pela ANAC. As pessoas que as desempenham devem conhecer, estarem familiarizadas com as aplicações e as limitações

dos vários métodos de END utilizados para localizar defeitos em artigos aeronáuticos.

3. A aprovação para retorno ao serviço (APRS) e a emissão do devido formulário de liberação de manutenção (*maintenance release*) deve ser realizada por profissional ou Organização de Manutenção que detenha qualificação em END de **Nível 2 ou 3** no método especificado na Publicação Técnica, conforme estabelecido nas Instruções citadas e em demais Publicações atinentes ao assunto.
4. Os seguintes métodos de END são objeto das IS:
 - a) Ensaios por Líquidos Penetrantes - LP;
 - b) Ensaios por Partículas Magnéticas - PM;
 - c) **Ensaios por Correntes Parasitas - CP (também conhecido como Ensaios por *Eddy Current* - EC)**;
 - d) Ensaios por Ultrassom - US;
 - e) Ensaios por Radiografia - RI;
 - f) Ensaios por Termografia - TG;
 - g) Ensaios por Shearografia - SG; e
 - h) Outros Métodos (emergentes).
5. Pessoas que desejam somente oferecer serviços de END na aviação civil, também denominadas de prestadores de serviço em END, para atender ao mercado das Operadores e outras Organizações de Manutenção - OM, devem requerer à ANAC a certificação como OM na categoria **serviço especializado**, END, segundo o RBAC 145. Os métodos autorizados de END e suas limitações ficam listados em suas Especificações Operativas. A pessoa, agora certificada como OM, pode liberar para retorno ao serviço um produto aeronáutico mediante a emissão de um Formulário ANAC F-100-01. A liberação ao voo é prerrogativa da empresa que opera a aeronave.
6. As descrições dos requisitos de treinamento para a qualificação em cada nível, com o detalhamento do que é necessário em suas fases teóricas e práticas constam na IS 145.163-001 REV A.

Durante a vida operacional, a aeronave deve ser operada em acordo com os Manuais Operacionais emitidos pelos fabricantes; deve ter sua manutenção executada e registrada de acordo com os Manuais de Manutenção e regulamentos específicos; deve estar em dia com a implementação de Boletins de Serviço Mandatórios, bem como cumprir Diretrizes de Aeronavegabilidade emitidas pela Autoridade de Aviação Civil.

Investigadores do CENIPA realizaram visitas à Organizações de Manutenção e Operação *in loco*, a fim de verificar dificuldades em performar as inspeções previstas no Boletim de Serviço 200-057-0013 e nas Inspeções de 100 horas de voo previstas nos Manuais de Serviço, para detecção de trincas, que compõem as oportunidades

de detecção de trinca nas longarinas antes da sua propagação. Por conseguinte, faz-se conveniente trazer aqui algumas considerações/observações levantadas em campo:

É comum que as aeronaves, ao pararem para inspeção programada, encontrem-se demasiadamente sujas, com resquício de material aspergido, terra e demais contaminantes, sendo de difícil limpeza. Para uma inspeção criteriosa, a correta limpeza da aeronave deve ser feita, a fim de facilitar a visualização da região definida no Manual de Serviço. O Item 2.2 do BS 200-057-0013 impõe esta condição, que deve ser seguida também quando do cumprimento das inspeções de 100 FH. A realização periódica do correto processo de limpeza na aeronave tem por objetivo, também, reduzir a possibilidade de corrosão.

B.S.: 200-057-0013, item 2.2: *Realize uma limpeza em todos os pontos a serem inspecionados para assegurar a correta interpretação dos resultados. Utilize para isso pano umedecido com água e sabão neutro. Na parte frontal da junção das semiasas, caso a sujeira esteja muito impregnada, aplique um produto desengripante como por exemplo o WD40 para dissolver a sujeira; deixe-o agir por 10 minutos e remova a sujeira utilizando uma haste com um pano na ponta. O acesso para esta atividade está descrito na figura abaixo.*

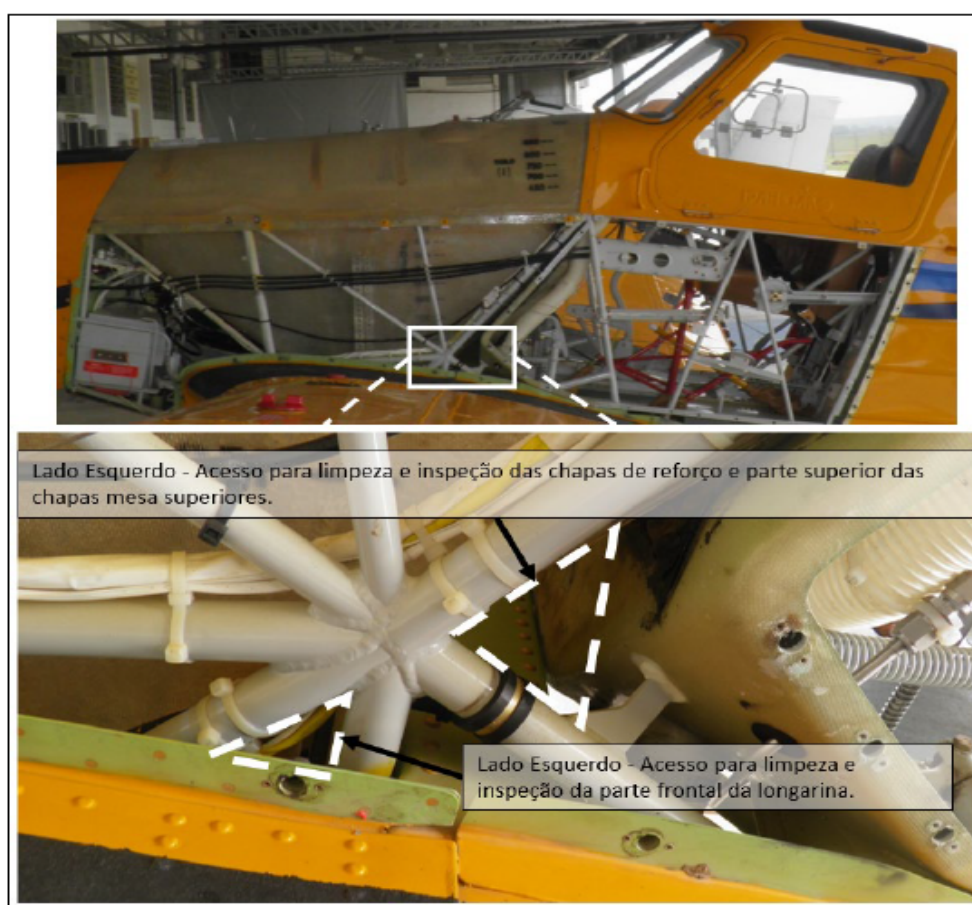


Figura 111: Acesso dos painéis laterais para limpeza e inspeção da parte frontal da longarina. **Figura 2 do BS 200-057-0013.**

A Inpeção de 100 horas é, por vezes, feita no campo, sob o sol, e não dentro dos hangares/hangaretes.

Para acessar a região do caixão central e executar as inspeções, deve-se remover o painel inferior que cumpre a função de janela de inspeção do caixão central. Para tal acesso, o mecânico deve deitar no chão, de modo que suas mãos mal alcançam a região de inspeção da longarina, o que é um impasse ergonômico da atividade. Associando essa dificuldade de acesso e posicionamento com a sujeira e/ou tempo de limpeza, pode-se incorrer em problemas de desatenção na atividade.

Na figura a seguir é possível observar a visualização que o mecânico tem através da janela de inspeção do caixão central (inferior), a fixação das semiasas entre si pelos dois pinos cônicos ao centro, as ferragens de interligação das semiasas presas através dos vinte fixadores de 1/2 pol e as tubulações de ligação da longarina com a estrutura da aeronave.

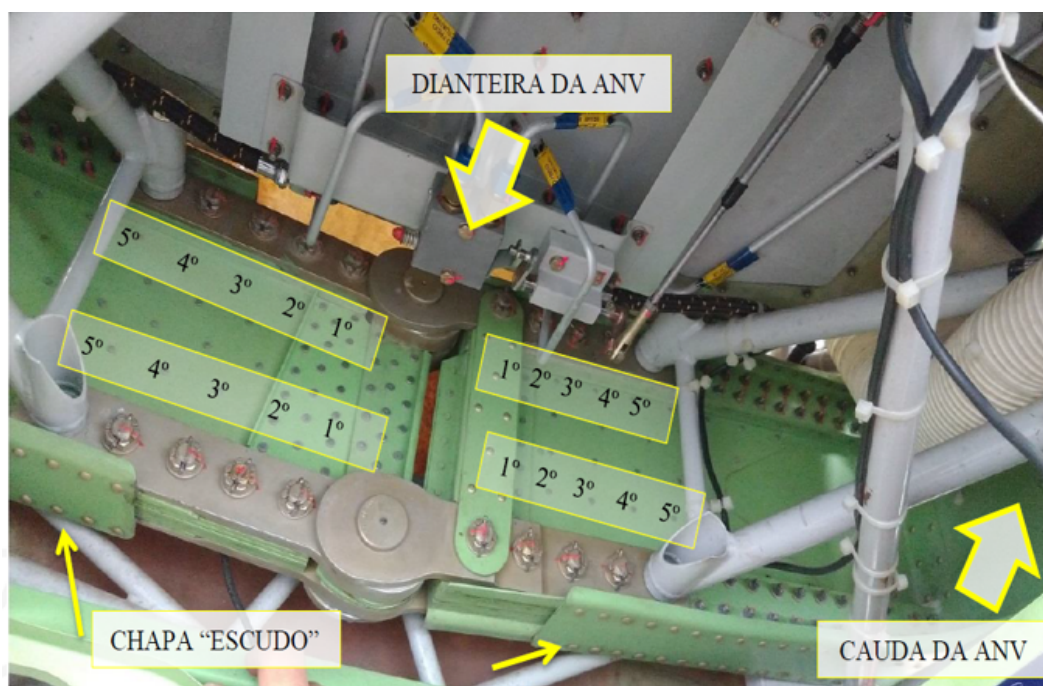


Figura 112: Caixão Central - Detalhe da visualização através da abertura da janela de inspeção inferior.

O acesso para visualização da parte dianteira da longarina é restrito e possui certo grau de dificuldade devido à presença do (*hopper*), o qual impede a visualização por cima, tendo que ser realizada através da janela de inspeção inferior e possível apenas com a utilização de Boroscópio. A limpeza dessa região dianteira também possui restrição devido à essa dificuldade de acesso.



Figura 113: Boroscopia sendo feita através da janela de inspeção inferior.

Para a inspeção detalhada da parte superior da longarina são utilizadas as janelas de inspeção sobre as asas, área de difícil acesso para limpeza. A inspeção prevista de 100 horas para as cabeças dos parafusos de 3/16 pol quanto à corrosão e descascamento fica prejudicada e dependente da imagem do boroscópio.



Figura 114: Caixaão Central - Boroscopia sendo feita através da janela de inspeção sobre a asa para visualização das faces superiores do pacote de chapas e dos parafusos de 3/16 pol.

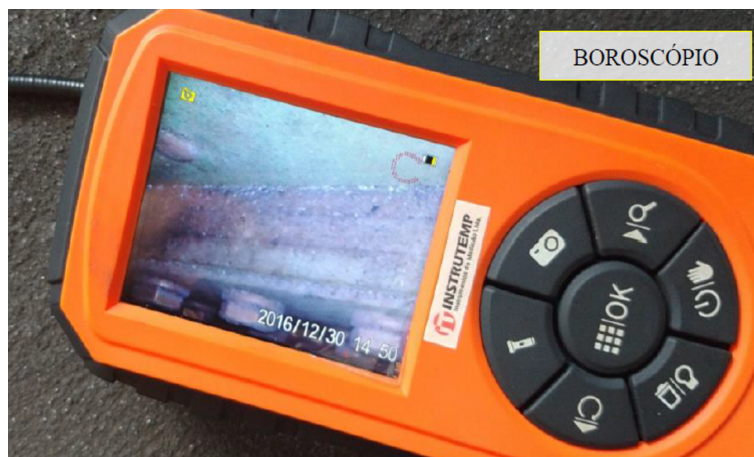


Figura 115: Imagem das faces superiores das chapas frontais da mesa da longarina.

A despeito das dificuldades de acesso às regiões de inspeção detalhada, o que exige do mecânico de manutenção um gasto maior de tempo para a execução das tarefas, incluindo a limpeza prévia da região, investigadores observaram que a realização das inspeções era possível e factível.

A furação dos pinos de 1/2 pol é feita em bancada e com uso de maquinário específico automatizado, com refrigeração à água, pressão constante, e precisão de nivelamento e alinhamento. Sendo assim, em eventual troca de longarina, situação em que o pacote de chapas é recebido sem a furação prévia, deve-se assegurar de que a Organização de Manutenção detém, em suas Especificações Operativas, a certificação necessária, em conformidade com requisitos do RBAC 145, necessárias à realização do serviço nas longarinas dos modelos das aeronaves Ipanema.

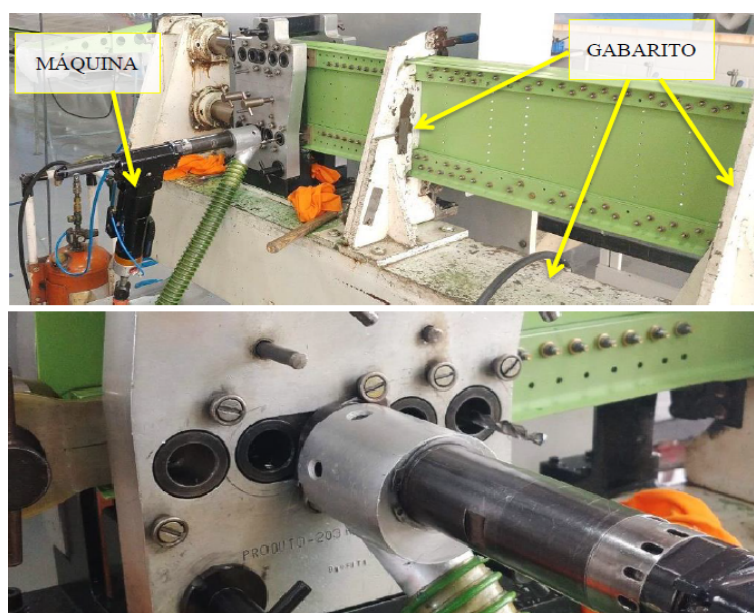


Figura 116: Imagem mostrando maquinário de furação de 1/2 pol das mesas das longarinas.

Por meio de entrevistas com mantenedores, foi averiguado também que a própria remoção e reinstalação do prendedor do 5º furo se dá, normalmente, com certa dificuldade, ou seja, o ajuste permite uma passagem forçada do prendedor pelo furo, de modo que tanto sua retirada quanto sua reinstalação não ocorrem de forma livre.

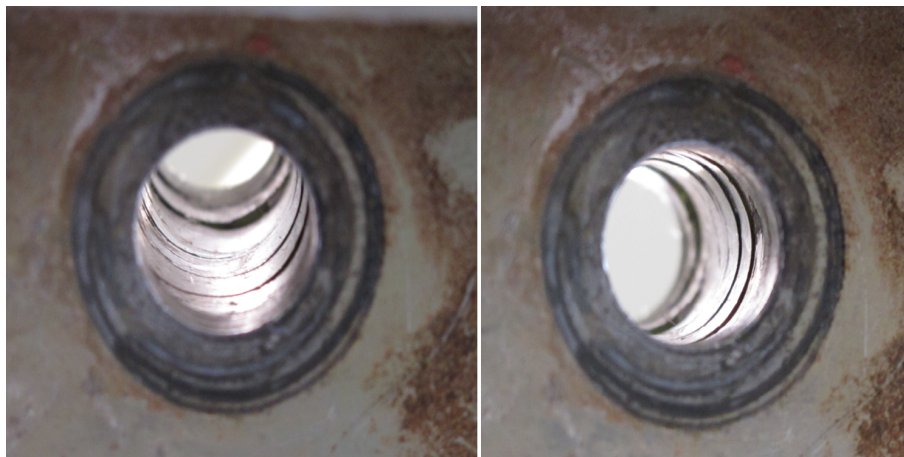


Figura 117: Vista interna ao 5º furo de 1/2 pol após remoção do pino. É possível observar que há um desalinhamento entre as superfícies das chapas que compoem a mesa da longarina.

A realização da montagem forçada, por si só, pode produzir marcas de ferramentas nas paredes internas dos furos e amassamentos nas quinas das chapas da mesa, o que facilita a nucleação de trincas de fadiga, além de que pode remover a proteção anticorrosiva, facilitando a geração de corrosão eletroquímica.



Figura 118: Vista interna ao 5º furo de 1/2 pol após remoção do pino. É possível observar os amassamentos e lasqueamento da superfície interna dos furos, em especial nas quinas de interface das chapas.

Cabe aqui pontuar a nota estabelecida no BS 200-057-A005 Rev. 3, que trata da limitação de rugosidade superficial das paredes internas aos furos de 1/2 pol:

NOTA 3: Durante a inspeção dos furos de 1/2 pol das longarinas da asa, deve-se ter especial atenção com a sua rugosidade superficial. Tais furos não devem apresentar riscos ou marcas. Caso tais danos sejam encontrados durante a inspeção, ações específicas para retornar a aeronave a serviço em condições seguras são requeridas, conforme estabelecem os próximos passos deste boletim de serviço. A rugosidade superficial dos furos deve ser menor que 3,2Ra.

Ademais, averiguou-se também que, como o intervalo entre inspeções de 100 horas depende da atividade aérea da aeronave e, em épocas de safra e colheita, aeronaves agrícolas podem operar até 10 horas por dia, há uma redução no intervalo de inspeção e isso pode contribuir para uma banalização da atividade.

Assim, algumas Organizações de Manutenção informaram sobre dificuldades que operadores enfrentaram, em períodos de safra, para indisponibilizar aeronaves e realizar as inspeções previstas nas asas, pois teriam que deslocá-las até às OM com qualificação e autorização para a execução de END-CP (*Eddy Current*).

Outro levantamento foi que, em alguns casos, houve reporte de dificuldade na visualização das faces inferiores das chapas que compõem a mesa inferior das longarinas, visto que há uma estrutura, conhecida como “Chapa-escudo”, que impede essa visualização. A aplicação do BS 200-057-A007 prevê as corretas regiões para inspeção DET, contendo as imagens de referência.

Foi evidenciado que alguns operadores optaram por realizar um rasgo circular na “chapa-escudo” inferior, para acesso visual às faces inferiores das chapas da mesa da longarina.

A Engenharia da EMBRAER foi consultada para averiguação da viabilidade desse procedimento e, até o presente momento, não há previsão para tal.

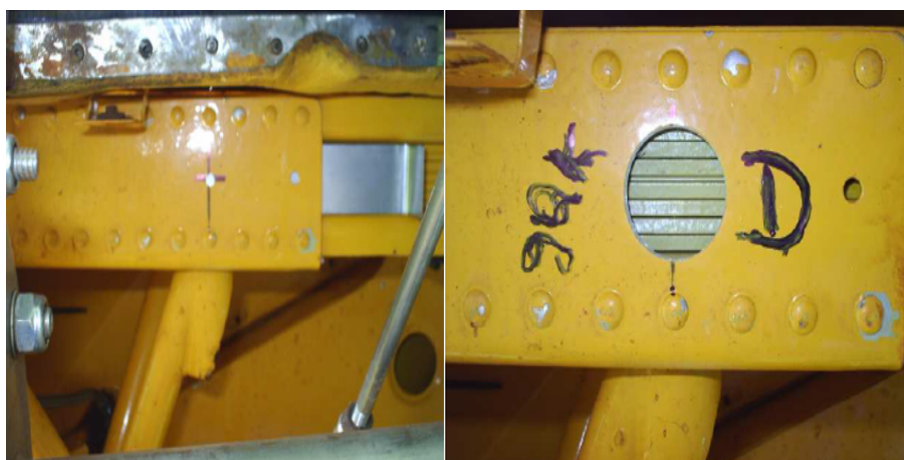


Figura 119: “Chapa-Escudo” contendo rasgo não previsto no projeto da aeronave.

Ademais, dentre as dificuldades, foi por vezes apontado que na inspeção por END-CP (*Eddy Current*) poderia haver deficiência na detecção e na interpretação das leituras dos equipamentos, uma vez que a área dos furos transpassa um pacote de chapas e estas poderiam apresentar o “efeito de bordas”. Ou seja, por construção, a interface entre as chapas pode afetar a leitura e interpretação de trinca, sendo apontada como uma descontinuidade.

Outra dificuldade seria a falta ou incapacidade de uso do *Probe* rotativo previsto em Boletim de Serviço, pois haveria OM que, apesar de possuir a capacidade operativa para o END-CP, não possuía esse item para utilização.

Logo, é de suma importância que o operador observe, quando da execução do serviço por OM com capacidade em END, que essa Organização possua o ferramental completo citado no BS específico.

Da mesma forma, a OM também deve possuir, para a execução do Ensaio, o bloco padrão para calibração previsto no BS, necessário para a calibração do *Probe Rotativo* previamente à sua utilização. A realização do ensaio sem essa prévia calibração pode incorrer em um desajuste de sensibilidade do equipamento, a ponto que determinadas descontinuidades passem despercebidas.

Além disso, deve-se atentar para o fato de que o bloco padrão utilizado deve ser o evidenciado no Boletim de Serviço (*Part Number* específico), dada a necessidade de que, para a calibração, o bloco seja de liga metálica específica próxima ou igual à da estrutura a ser ensaiada e também devido ao fenômeno físico de indução eletromagnética que governa o ensaio por *Eddy Current*.

1.8 FERRAMENTAL

- Lente de aumento (10X);
- Padrão de rugosidade;
- Micrometro interno;
- Detector de Falhas - Phasec 3D –Fabricante GE Inspection;
- Probe rotativo – Olympus SPO-5965, Diâmetro - .500” - .562”, PN – 9219985;
- Mine drive - PN 33A100;
- Padrão pré calibração (referência): USAF T.O. 33B-1-1, PN 7947479-10, 7075-T6;
- Padrão para Ensaio Embraer: PN 200T-07377-401.

Para a execução da inspeção por END Correntes Parasitas – CP, (NDT-EC), podem ser utilizados equipamentos equivalentes ao referenciado nesta instrução; desde que satisfaça os requisitos de sensibilidade e resolução necessários para interpretação das “Trincas” (falhas artificiais) existentes no padrão PN: 200T-07377-401.

Figura 120: Extrato do BS 200-057-0008, detalhando o ferramental necessário à execução dos serviços.



Figura 121: Extrato do BS 200-057-0008, contendo imagens dos equipamentos necessários à inspeção.

Apesar das dificuldades levantadas em campo, o processo estabelecido atualmente nas publicações em vigor é tido como eficaz pela Autoridade Certificadora (ANAC) para a detecção de trincas internamente aos furos, desde que seguidas todas as orientações contidas nas Publicações Técnicas e que as execuções dos serviços sejam feitas por Mecânicos de Manutenção Aeronáutica devidamente qualificados e certificados para os serviços.

Conforme previsão estabelecida nas DA em efetividade atualmente, após cada inspeção/ação conduzida, caso seja detectada corrosão, trinca ou qualquer outra discrepância, deve-se submeter um relatório de inspeção para pac@anac.gov.br e também para assistencia.ipanema@embraer.com.br contendo, pelo menos, os dados a seguir:

- (1) Data da inspeção.
- (2) Número de série do avião e lado inspecionado (semiasa direita, semiasa esquerda).
- (3) Horas totais de voo acumuladas na data de inspeção.
- (4) Resultado e descrição da inspeção.
- **NOTA:** O formulário contido no anexo I do Boletim de Serviço EMBRAER 200-057-0008, revisão 02, datada de 31 de maio de 2023, ou revisões posteriores aprovadas pela ANAC, pode ser utilizado como modelo para realizar a comunicação.

Ademais, Relatórios de Dificuldade em Serviço devem ser enviados à ANAC em conformidade com o estabelecido na Instrução Suplementar **IS Nº 00-001, Revisão B (ou sua atual revisão)**.

Portanto, o operador da aeronave deve observar o cumprimento das inspeções programadas para a garantia da segurança operacional. Inspeções visuais detalhadas, inspeções de corrosão, ensaios não destrutivos e medições de rugosidade fazem parte do conjunto de tarefas empacotadas em diferentes intervalos pela EMBRAER, a fim de mitigar o risco do surgimento de trincas e da deflagração de processo corrosivo nas diferentes regiões da fixação das longarinas.

8.2 Operação da Aeronave

A agricultura se desenvolve em um ambiente rural, normalmente afastada dos grandes centros urbanos. Assim, a operação aeroagrícola nesse contexto é muito sensível às limitações logísticas, operacionais e de infraestrutura.

Muitas são as pressões sobre os envolvidos na atividade de pulverização aeroagrícola: meteorologia, cobranças do patrão, cobranças do dono da lavoura, prazos para cumprimento dos compromissos, obstáculos físicos na área de aplicação, pistas em mau estado, condições de aeronavegabilidade do equipamento, intervalo de tempo exigido para a aplicação oportuna do produto, condição física do aeronavegante entre outras.

Assim, se a informalidade for a lei em um ambiente isolado e sujeito a tantas restrições, criam-se as condições favoráveis à improvisação, tornando a fiscalização de cumprimento de requisitos de aeronavegabilidade ainda mais necessária.

O **Fator de Carga (n)** de uma aeronave é o valor que determina a magnitude e severidade das manobras e rajadas a que a aeronave irá ser solicitada no seu envelope de voo, aumentando ou diminuindo os esforços internos decorrentes dos carregamentos já aplicados. Basicamente, o Fator de Carga é definido como a razão entre a sustentação produzida pela asa da aeronave (L) e o seu peso (W). Por exemplo, para que uma aeronave em voo reto nivelado é necessário que a sustentação seja igual ao peso. Nesse caso o Fator de Carga será 1 ($n = 1$).

$$n = \frac{L}{W} \quad (3)$$

Uma forma simples de entender o Fator de Carga é realizar uma analogia do percurso da aeronave com o de uma montanha russa de parques de diversão, na qual, em determinados momentos do trajeto, a pessoa possui a sensação de estar mais pesada ou mais leve, dependendo do fator de carga ao qual seu corpo está submetido. No caso da aeronave, em algumas condições de voo, como curvas acentuadas e subidas aceleradas, há a imposição de maiores ou menores fatores de carga à estrutura da aeronave.

Essas cargas do voo são calculadas pelo projetista e os regulamentos aeronáuticos específicos exigem que as combinações possíveis de velocidade e Fatores de Carga, os quais a estrutura da aeronave seja capaz de suportar, sejam apresentados em um diagrama, conhecido como **Diagrama V-n**.

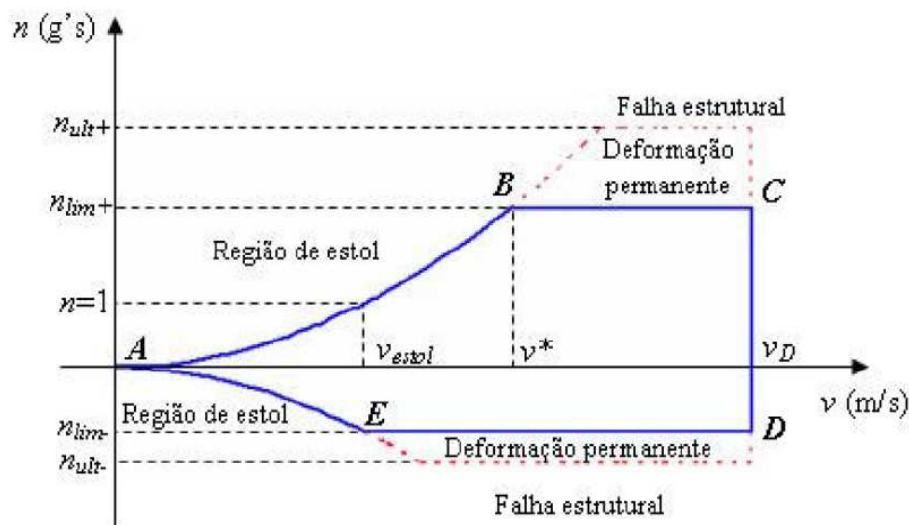


Figura 122: Diagrama V-n.

Assim, em caso de operação fora do envelope de velocidades e manobras estabelecido pelo fabricante, a estrutura da aeronave fica sujeita a deformações permanentes (deformações plásticas), otimizando o início e a propagação de trincas do processo de fadiga nas asas, escopo deste Estudo.

Entrevistas, investigações e pesquisas junto aos pilotos agrícolas envolvidos em acidentes demonstram que o conhecimento médio desses profissionais sobre assuntos como: aerodinâmica, gráficos de desempenho e limites operacionais das aeronaves por eles voadas pode estar, por vezes, limitado.

Por exemplo, curvas acentuadas em reversão trazem consigo, muitas vezes, elevados ângulos de rolagem da aeronave e a consequente necessidade do aumento da velocidade para a manutenção da altitude, incorrendo na extrapolação dos limites do Diagrama V-n.

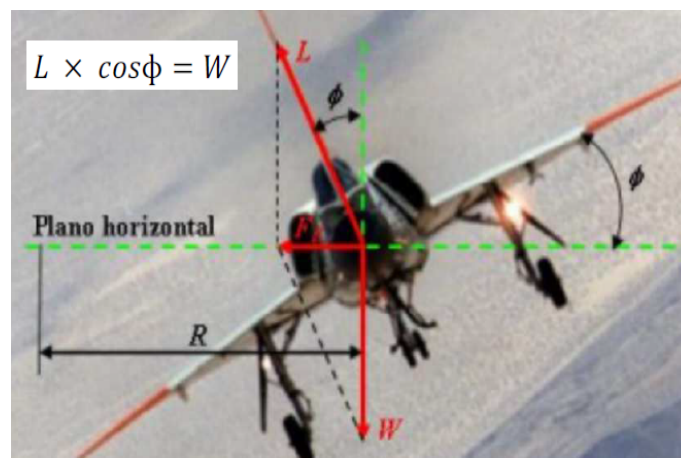


Figura 123: Forças de Sustentação (L) e peso (W) atuando em uma aeronave em curva.

Durante a realização da curva, as asas da aeronave sofrem uma inclinação devido à deflexão dos ailerons e para obter uma condição de equilíbrio estático durante a realização da curva, a força de sustentação deve aumentar. Para isso, a velocidade tangencial da aeronave deve aumentar. Portanto, sendo

$$\cos \phi = \frac{W}{L} \quad (4)$$

o Fator de Carga em uma curva coordenada (sem perda de altitude) será

$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (5)$$

e a partir desse simples equacionamento, pode-se perceber que os valores de Fator de Carga aumentarão conforme o ângulo de *bank* (ϕ), para uma curva coordenada sem perda de altitude, como exposto abaixo.

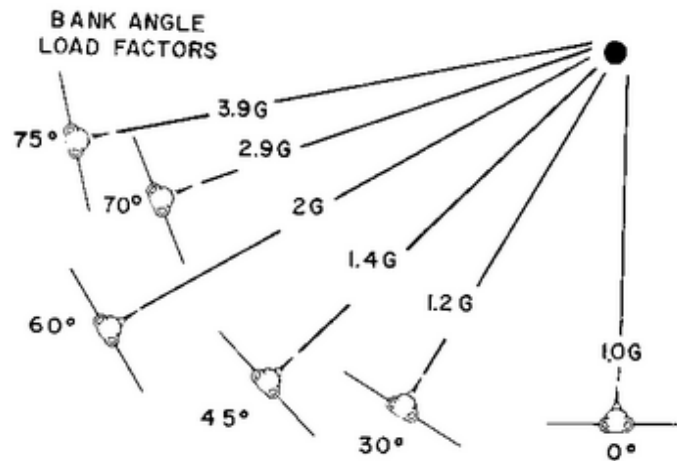


Figura 124: Valores de Fator de Carga em G para vários ângulos de *bank* ϕ .

Ou seja, com o aumento do valor da Sustentação L para evitar a perda de altitude em curva, aumentar-se-á o valor do Fator de Carga imposto à estrutura da aeronave. As limitações de manobra são expostas nos Manuais Operacionais das aeronaves.

Investigadores do CENIPA observaram, em várias investigações, a ocorrência de pilotos agrícolas operando aeronaves acima do PMD, o que aumenta os esforços nas longarinas das asas e na estrutura como um todo.

É comum observar a operação além dos limites de inclinação de curva (ϕ - *bank angle*), de razão de subida e de razões de recuperação, e demais condições que impõem sobrecarga às asas, contribuindo para falhas estruturais. Os investigadores conseguem, através de parâmetros de DGPS, identificar os valores dos Raios de Curva (*Radius of Turn*), de taxa de curva (*Rate of Turn*, [graus/seg]) e velocidade,

possibilitando, assim, o cálculo do valor de *bank*, sendo, portanto, capazes de identificar uma condição de operação fora do envelope.

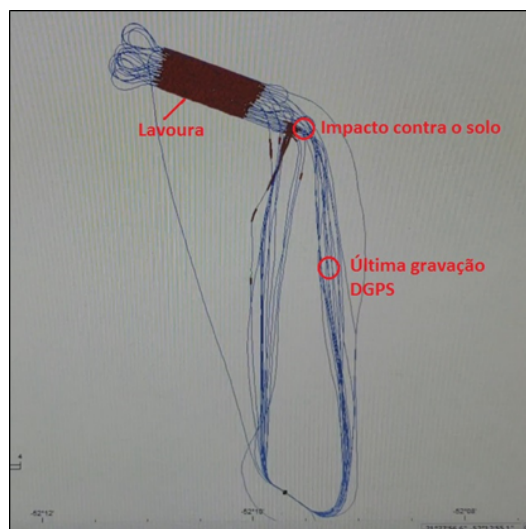


Figura 125: Exemplo de registro de trajetória de aeronave feita pelo DGPS.

Considerando-se que, em média, apenas 35% do tempo efetivo de voo de uma aeronave agrícola de asa fixa é consumido com a aplicação de defensivos, alguns pilotos acreditam que a maximização da eficiência (menor tempo por área aplicada) se deve à agilização das curvas de reversão, o tanto quanto possível.

Contudo, o estudo intitulado *Safety Flying for Agricultural Aviation*, conduzido em 1983 pela Federal Aviation Administration (FAA – contraparte norte-americana da ANAC), revelou números esclarecedores. Esse estudo considerou uma aeronave que seguramente pode voar com velocidade mínima (estol) de 60 mph, com asas niveladas e flapes recolhidos. Comparativamente, esta performance é praticamente idêntica à do EMB-201A, de acordo com os dados extraídos na pág. 5-8, Seção 5 – Desempenho, do Manual de Operação da supramencionada aeronave, em ambas as categorias: normal e restrita.

O tempo total de curva (os 270° de reversão, mais ajustes para inclinar e desfazer a inclinação para alinhamento) foi computado para a aeronave em questão, como segue: curva realizada com 45° de inclinação: 21.4 segundos. Com 60° de inclinação: 18.6 segundos. Ou seja, são ganhos de **apenas 2.8 segundos por curva**.

A exemplo, a Seção 2 - Limitações - do Manual de Operações do EMB-201A, em seus itens 2.8 - Limites de Manobra e 2.9 - Limites do Fator de Carga, enfatiza os seguintes aspectos: **o ângulo de inclinação nas categorias normal e restrita não pode ultrapassar 60° e o fator de carga máximo para a categoria restrita, com flapes recolhidos, é de + 2.8 G**. Com a aplicação dos flapes, o limite de Fator de Carga é ainda menor, dado o aumento de Sustentação que esse dispositivo traz.

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 126: Seção 2 - Limitações - do Manual de Operações (MO) para o modelo EMB-201A. (*Consultar sempre o MO em sua revisão efetiva.*) O atendimento à essas limitações é necessário para a garantia da segurança na operação da aeronave.

Considerando-se uma área hipotética de 165 hectares, (comumente utilizada na aviação agrícola), empregando-se um volume de 30 litros por hectare, faixa de deposição de 15 metros, com 10 cargas executadas por meio de aproximadamente 60 curvas de reversão, **chega-se a conclusão de que serão economizados míseros 168 segundos (60x2.8 segundos). Ou seja, menos de 3 minutos para a área considerada.**

Ainda, conforme exposto acima, sustenta-se uma curva de 60° de inclinação com um Fator de Carga de **2G**. Quando se chega a 70° de inclinação, algo que pode ocorrer se o piloto precisar realizar um ajuste de curva para evitar o “overshooting” (extrapolação do eixo de passagem de aplicação), serão necessários **2.92G** pra sustentá-la.

Portanto, a estrutura da asa estará sendo solicitada em um valor muito próximo ou mesmo fora das limitações estruturais impostas, incorrendo em deformações plásticas que, associadas aos demais fenômenos mecânicos advindos de práticas deficientes de manutenção, podem contribuir para o início ou propagação dos danos de fadiga estrutural.

Com relação às manobras ascendentes em alta velocidade, pode-se citar os dados expostos no **RF A-517/CENIPA/2021**, relativo ao acidente com o EMB-201A PT-GSB.

No caso, foi apurado que o perfil de voo do piloto costumava ser arrojado, através da realização costumeira de manobras próximas ao limite operacional da aeronave. Os dados do DGPS indicaram que o ganho de altura, após as passagens, chegava a

100 metros em um curto espaço de tempo, com elevados valores de razão de subida, submetendo a estrutura das asas da aeronave a Fatores de Carga elevados.

Havia uma mata a ser ultrapassada ao fim da lavoura com altura de cerca de 15 metros. Foram analisados voos de outras aeronaves que operavam na mesma lavoura, sendo que poucas passaram de 50 metros após as aplicações, dados esses obtidos dos DGPS dessas aeronaves.

O gráfico abaixo mostra dados de altura da aeronave PT-GSB nas últimas 5 passagens para aplicação de produto antes do acidente. Aproximadamente na posição 13, ocorria o fechamento da válvula de produto e o final da lavoura. A posição 15 indica o início da mata com aproximadamente 15 metros de altura. A faixa 22 corresponde à passagem na qual ocorreu o acidente

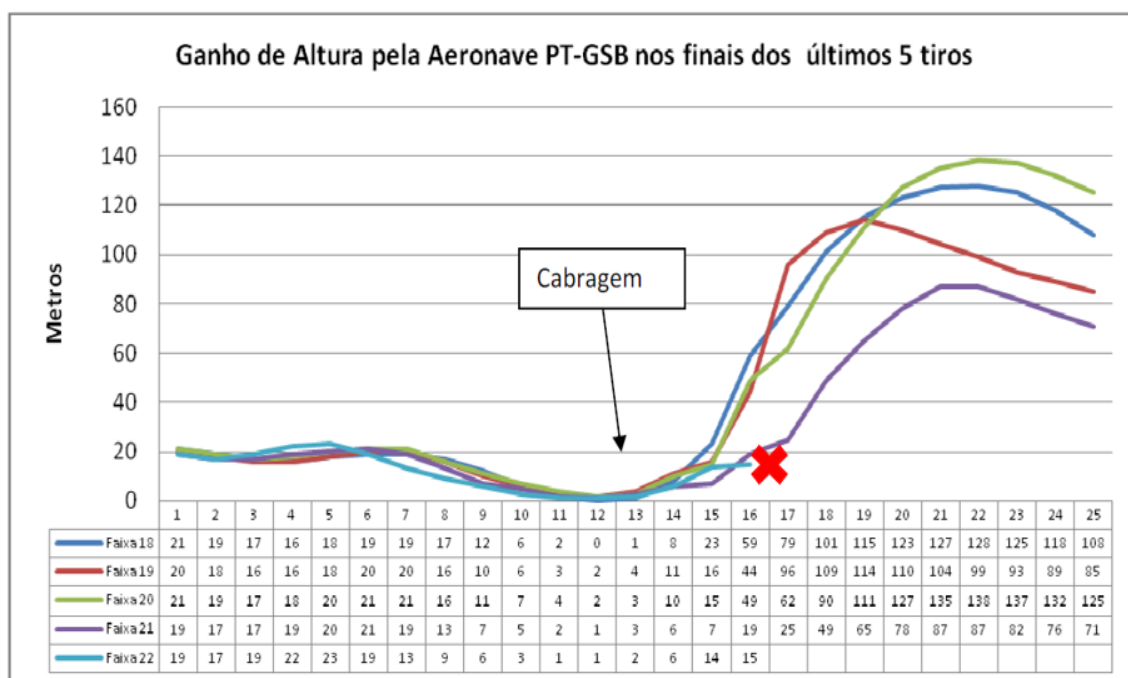


Figura 127: PT-GSB. Gráfico com os ganhos de altura no final das passagens de aplicação (tiros). A posição indicada com o “X” representa o fim do registro de dados. Fonte: DGPS da aeronave.

Ao se fazer a análise da manobra de cabragem do voo indicado na Faixa 20 da figura acima, observou-se que o ganho de mais de 100 metros ocorreu em cerca de 4 segundos, indicando um valor de razão de subida de 27,3 m/seg.

Além disso, em diversos momentos, a aeronave apresentou velocidade em relação ao solo acima de 135 MPH e, em duas marcações, ultrapassou 140 MPH, provavelmente extrapolando os limites previstos pelo fabricante, dada a diferença entre tal velocidade e a calibrada. A velocidade máxima de operação (V_{MO}) para a aeronave, operando na Categoria Restrita era de 130 MPH. Os gráficos a seguir expõem os dados de razão de subida e velocidades de operação.

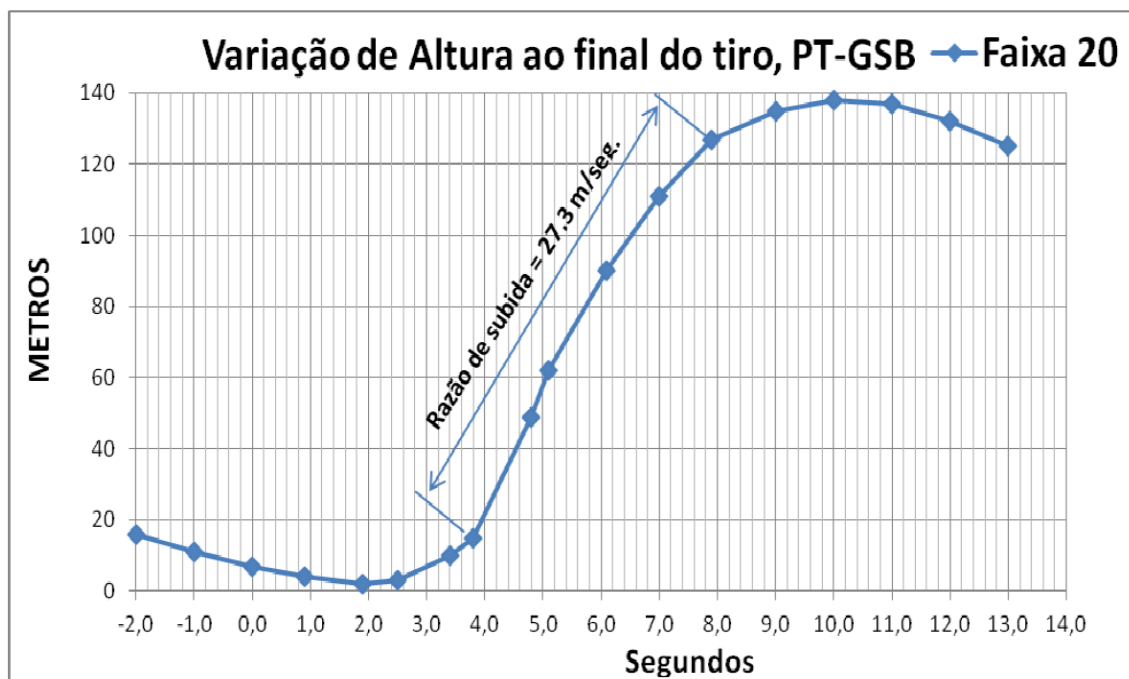


Figura 128: PT-GSB. Dados de um dos voos anteriores ao acidente (Faixa 20). Ganho de altura superior a 100 metros no final das passagens (tiros). Razão de subida de 27,3 m/seg. Fonte: DGPS da aeronave.

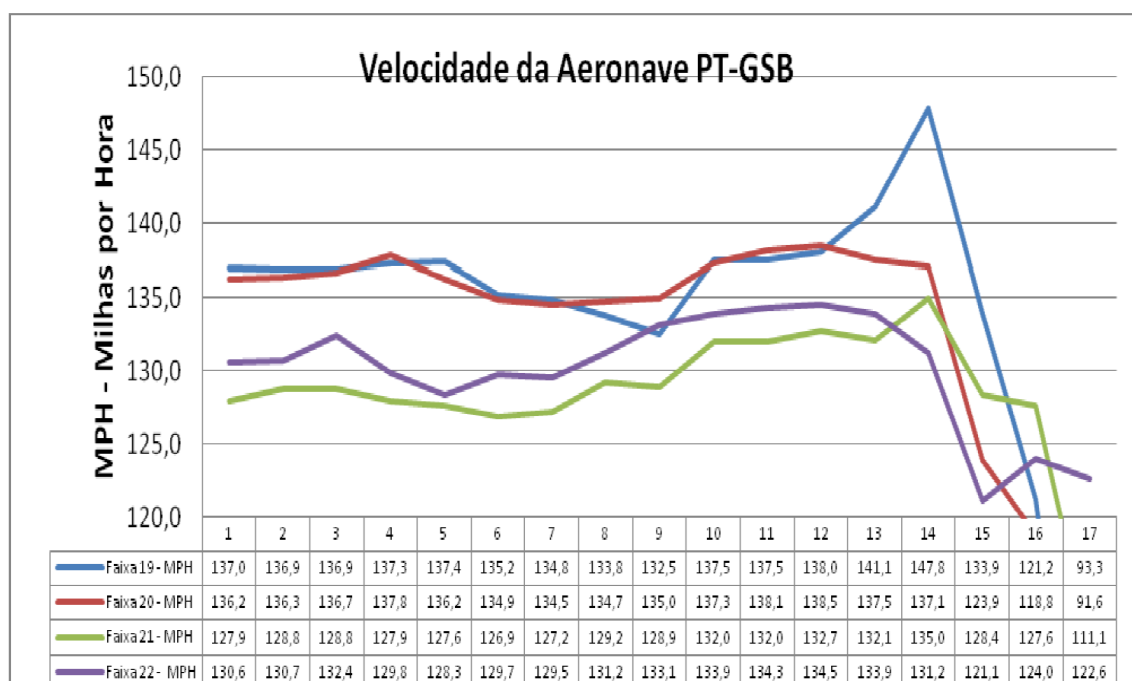


Figura 129: PT-GSB. Velocidades da aeronave durante as passagens (tiros). Valores acima de 130 MPH. Fonte: DGPS da aeronave.

Basicamente, o que acontece é que, em manobras de alta velocidade, o carregamento nas asas é de alta força G positiva e na empenagem horizontal de alto G negativo.

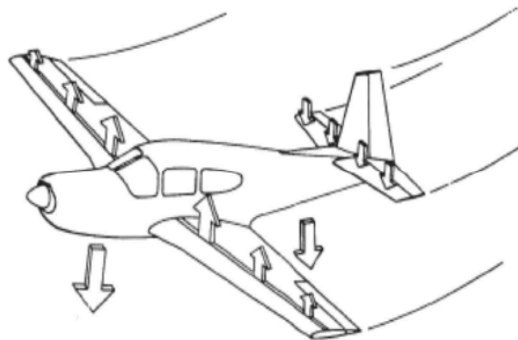


Figura 130: Em manobras de cabração em alta velocidade, o carregamento nas asas é de alta força G positiva e na empenagem horizontal de alto G negativo.

Potanto, tem-se que a utilização da aeronave acima dos seus limites operacionais indica uma inadequada aplicação dos comandos e pode ter contribuído para o agravamento do processo de fadiga encontrado na mesa inferior da longarina direita do PT-GSB, fato que pode ter contribuído para a sua ruptura.

Além do envelope de manobra, o Manual Operacional da aeronave traz também o envelope com limites de peso e centragem, contendo os limites de posição do Centro de Gravidade (CG) da aeronave e também, é claro, o valor do Peso Máximo de Decolagem (PMD).

Outra condição operacional que deve ser posta em enfoque é a de **alijamento da carga do tanque de produtos**, seja o produto sólido ou líquido.

No caso das aeronaves Ipanema, os detalhes operacionais desse procedimento constam na Seção 3 - Procedimentos de Emergência - dos respectivos Manuais de Operações, devendo ser de conhecimento dos operadores.

Cabe pontuar a **Nota** estabelecida no M.O.:

NOTA: *Ao alijar a carga do tanque de produtos, ocorre um momento cabrador que tende a elevar o nariz.*

A variação quase instantânea da posição do Centro de Gravidade (CG) da aeronave altera, por sua vez, a sua condição de equilíbrio longitudinal e, sendo assim, caso o piloto não esteja atento à nova condição de estabilidade, um momento cabrador pode alterar o ângulo de ataque das asas.

Ainda, em algumas circunstâncias, pode haver, por parte do piloto, uma tendência em cabrar a aeronave ainda mais, a fim de, por exemplo, livrar obstáculos à frente após o alijamento da carga.

De forma básica e conceitual, a Força de Sustentação média da asa pode ser aproximada pela equação

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S \quad (6)$$

em que o Coeficiente de Sustentação C_L da asa é um parâmetro adimensional que, em suma, varia em função da geometria da asa e seu perfil aerodinâmico e, especialmente, com o ângulo de ataque induzido α_i . Conforme citado por Anderson Jr. (2015), toda a complexidade física (distribuição de pressão e tensões de cisalhamento) do escoamento em torno do aerofólio está contida implicitamente nos coeficientes de Sustentação C_L , de arrasto C_D e de momento C_M .

A curva a seguir expõe a variação do Coeficiente de Sustentação C_L em função do ângulo de ataque α , para o perfil aerodinâmico NACA 23015 (o mesmo utilizado em modelos das aeronaves Ipanema), sob condições específicas de escoamento. Com a manutenção da velocidade, o aumento do ângulo de ataque da aeronave eleva o valor de C_L até o seu valor máximo, quando há o estol do perfil devido ao descolamento do escoamento de ar.

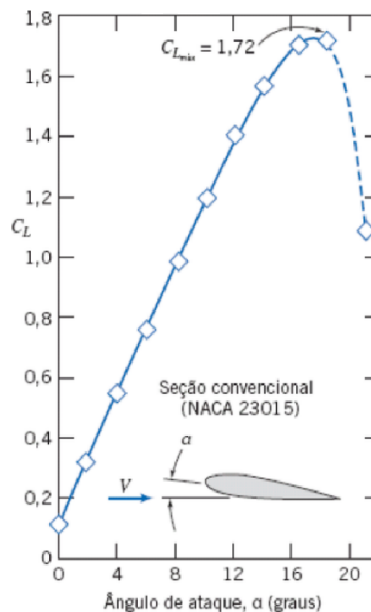


Figura 131: Curva C_L x α , para o perfil NACA 23015 sob condições específicas de escoamento.

Dessa forma, resta claro que, a partir de um momento instantâneo na cabragem, haverá o aumento do ângulo de ataque induzido, um aumento do Coeficiente de Sustentação, e conseqüentemente da Força de Sustentação L produzida pelas asas da aeronave.

Com a perda brusca de massa decorrente do alijamento através do tanque de produtos, o peso da aeronave reduz de forma abrupta, quase instantânea e, por conseguinte, tem-se uma condição momentânea de aumento da Força de Sustentação e redução do peso da aeronave, o que proporciona um aumento do Fator de carga n ($n = \frac{L}{W}$).

Fazendo uma análise como exemplo apenas ilustrativo, considere que uma aeronave operando com um peso total de 1800 *kgf*, sendo 600*kgf* de carga no *Hopper*, realize um alijamento instantâneo de toda essa carga.

Imagine que a aeronave encontra-se em uma condição de voo reto e nivelado antes do alijamento da carga, produzindo os mesmos 1800 *kgf* de Força de Sustentação, equilibrando a força Peso na vertical.

Agora, tomando o perfil aerodinâmico NACA 23015 utilizado nas asas dos modelos de Ipanemas, realizando uma simulação aerodinâmica simples com auxílio do software **XFoil** (desenvolvido pelo *Massachusetts Institute of Technology - MIT* na década de 80 para análise de escoamentos subsônicos em torno de perfis aerodinâmicos bidimensionais com utilização do método dos elementos de contorno), apenas para se ter uma ideia de grandeza da variação do C_l do perfil com α , para um voo a 85 *KIAS* em atmosfera padrão, corda média aerodinâmica de 1,71 *m*, pôde-se perceber que, na região linear da curva C_L Vs α , que antecede o estol, tem-se uma variação média de 0,105 no C_L para cada grau de α .

Partindo-se do pressuposto de que o C_L é igual ao do perfil aerodinâmico; que a aeronave estava, antes do alijamento, operando a um ângulo de ataque de, por exemplo, 3 graus; que o C_L para 3 graus vale 0,48, e que o momento de cabragem tenha aumentado esse ângulo para 10 graus, o novo valor de C_L é de 1,3.

Assim, temos um aumento do valor da Força de Sustentação proporcional ao aumento do valor de C_L , visto que os demais parâmetros da equação encontram-se fixos, ou seja:

$$L_2 = L_1 \frac{C_{L_2}}{C_{L_1}} = L_1 \frac{1,30}{0,48} = 2,71L_1 = 4878 \text{kgf}. \quad (7)$$

Logo, o valor do Fator de Carga que antes era de 1 para o voo reto e nivelado

$$n_1 = \frac{L_1}{W_1} = \frac{1800}{1800} = 1 \quad (8)$$

agora é de 4,06

$$n_2 = \frac{L_2}{W_2} = \frac{4878}{1200} = 4,06 \quad (9)$$

extrapolando o valor limite positivo de +3,8 previsto para a **Categoria Normal**.

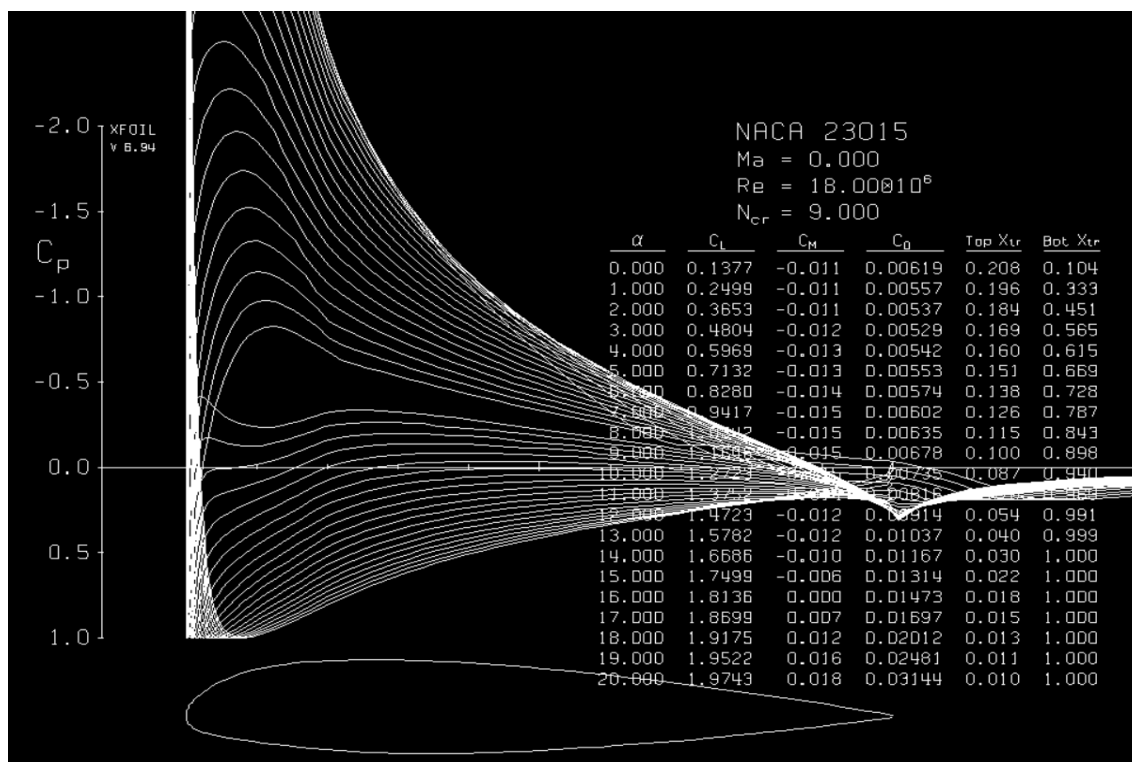


Figura 132: Imagem da tela do XFOil com parâmetros de C_l e α e condições de contorno para análise do perfil aerodinâmico bidimensional NACA 23015.

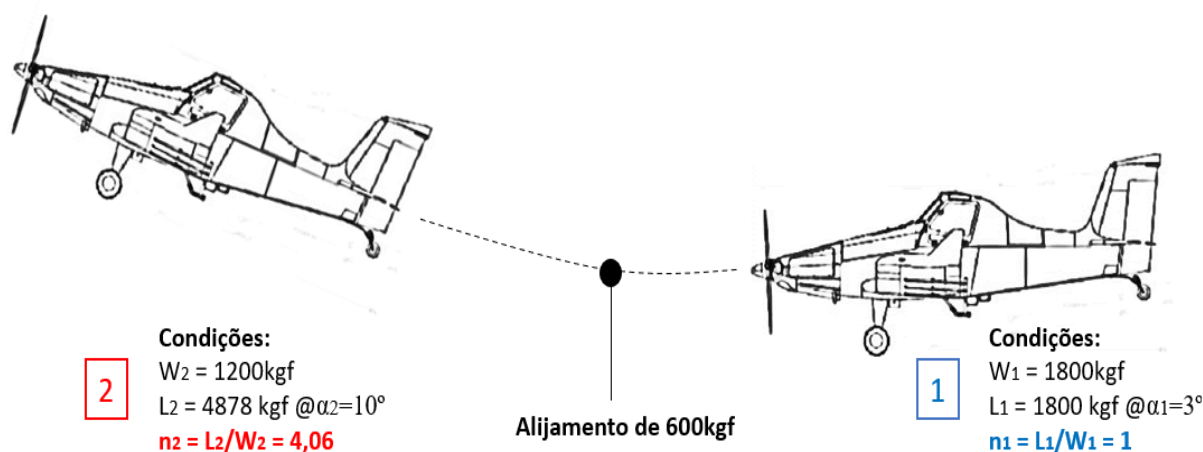


Figura 133: Representação esquemática para ilustrar o aumento do **Fator de Carga** de n_1 para n_2 . O valor da Força de Sustentação também aumenta após o alijamento em virtude do aumento do ângulo de ataque, resultante de um momento de cabragem instantâneo comandado ou não.

Esse novo valor de Fator de Carga n_2 , acima do limite previsto no Manual de Operações, pode induzir o aparecimento de micro ou macrodeformações plásticas (permanentes) em pontos das asas, facilitando a nucleação e propagação de trincas de fadiga, ou solicitando a estrutura da asa além da sua resistência residual, concorrendo para uma falha por sobrecarga.



Figura 134: Imagem de um Ipanema **PT-UZI** durante evento catastrófico de fratura das longarinas das asas, após um alijamento de volume do tanque de produtos.

Como exposto no **Histórico de Ocorrências**, a longarina dessa aeronave apresentava processo de fadiga desenvolvido em cerca de 65% da seção transversal de ambas as asas, de modo que a condição operacional pode ter contribuído com a sobrecarga final para a fratura, sendo apenas um estopim para a falha das longarinas das asas e o consequente acidente.

Por derradeiro, esta análise visa elevar a consciência dos pilotos sobre a necessidade de cuidado e atenção aos procedimentos previstos em Manual e às boas práticas doutrinárias de operação, a fim de se evitar sobrecarga na estrutura das asas em condições de alijamento de produtos do tanque.

9 Fatores Humanos - Condicionantes Organizacionais

Nas últimas décadas, o número de acidentes aeronáuticos relacionados a fatores materiais e ambientais tem diminuído. O mesmo não pode ser observado com aqueles relacionados diretamente aos fatores humanos.

Todas as atividades relacionadas a aviação são susceptíveis aos fatores humanos, assim, a aviação está diretamente relacionada ao desempenho humano. Erros e violações podem afetar de forma crítica todo o processo, seja ele ocorrido durante o voo, na manutenção ou mesmo no planejamento prévio e nos procedimentos relacionados à operação.

As novas tecnologias permitiram aeronaves mais modernas, com melhor desempenho e operação mais segura contra falhas, uma vez que a tecnologia minimiza o impacto de variáveis capazes de influenciar no contexto da operação. Entretanto, o ser humano, apesar de ter melhoras de seu desempenho por meio de novos conhecimentos, não segue a mesma linha de desenvolvimento, sendo evidente suas restrições.

Assim, com a diminuição de falhas mecânicas, a falha humana letal ganhou destaque em função da crescente complexidade operativa, produto da tecnologia embarcada. Uma pesquisa realizada pela *Air Safety Institute* (2013) destaca que 15% dos acidentes aéreos estão relacionados a fatores técnicos, no entanto 75% tiveram a manutenção como fator contribuinte mais relevante.

Fatores como a defasagem de treinamento, o excesso de trabalho e as falhas de comunicação, em níveis ainda que aceitáveis, estão presentes em ambientes de trabalho percebidos como apropriados e saudáveis, havendo a necessidade de constante esforço na produção de atividades mitigadoras dessas condições.

Nas 11 ocorrências trazidas no presente estudo, todas apresentaram, como fator contribuinte, deficiências e falhas relacionadas à manutenção das aeronaves. Muitas deficiências podem originar falhas na manutenção, desde treinamento inadequado, ausência de maquinário, equipamentos e ferramental necessário, até atitudes complacentes ou inobservância de procedimentos estipulados, seja por excesso de confiança ou por negligência.

Como exemplo dos efeitos práticos de condições geradas pela manutenção não adequada, é possível indicar a presença frequente de riscos significativos na parte inferior das longarinas, além de danos visíveis na superfície dos furos e presença de material rugoso. Os riscos, bem como os amassamentos condicionantes do material rugoso e dos danos, são resultados da inserção forçada dos pinos nos locais destinados. Esse tipo de acabamento áspero dos pinos é desaconselhável, uma vez que propicia o surgimento facilitado do processo de fadiga do material.

Nas oficinas de manutenção das aeronaves, verificou-se ser comum o uso de fer-

ramentas adaptadas. Segundo os relatos, tal condição ocorre uma vez que os furos das longarinas não vem de fábrica. Dessa forma, a realização do furo é realizada por ferramentas não específicas ou definidas pelo próprio fabricante.

O modelo *GEMS* (*Generic Error Modeling System*) pode ser dividido em três tipos: erros configurados como lapsos e deslizos (baseados em habilidades), erros baseados em regras e erros baseados em conhecimento.

Por exemplo, apertar um botão ou aplicar um comando errado por falta de atenção ou por condição de estresse configuraria um erro por lapso. Descumprir propositalmente uma limitação imposta no Manual Operacional da aeronave, ou não atender às prescrições legais de manutenção, são exemplos de erros baseados em regras; enquanto a não realização de um procedimento em sua plenitude por falta de conhecimento ou treinamento, configuraria o último tipo. Além disso, um erro pode levar a outro. Erros do tipo lapsos e deslizos podem levar a ocorrências de erro baseado em regras.

Em várias das investigações em pauta neste Estudo, foi observado que, possivelmente, procedimentos de manutenção não foram realizados em sua plenitude, abrindo a oportunidade de inferência a respeito da falta de conhecimento ou treinamento por parte dos executores das manutenções. O RF A-172/CENIPA/2018, relativo ao Acidente com o EMB-202, marcas de nacionalidade e matrícula PT-UII, expôs, através da análise dos registros de manutenção, que houve quatorze ocasiões para detecção da trinca na área fraturada, quando da execução de inspeções de 100 horas, de IAM (Inspeções Anuais de Manutenção), da aplicação do BS 200/057/A007 e uma aplicação da DA nº 2015-09-01 e, apesar disso, a trinca não foi identificada e o acidente ocorreu.

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

Figura 135: PT-UII. Registros de manutenção da aeronave.

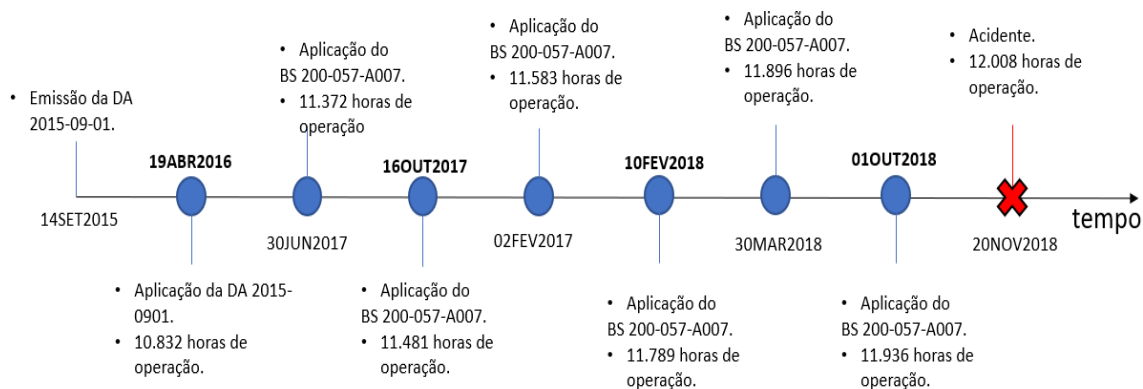


Figura 136: PT-UII. Linha do tempo contendo registros da aplicação de Diretrizes de Aeronavegabilidade e Boletins de Serviço até a data do acidente.

Apesar de as aeronaves agrícolas não atenderem às exigências necessárias para voos acrobáticos, estando regulamentadas em RBAC diferentes, durante as investigações de ocorrências agrícolas, são frequentes os relatos de manobras que extrapolam o envelope indicado para o modelo.

A realização de manobras arrojadas podem evidenciar excesso de confiança ou mesmo desconhecimento dos limites da aeronave. Dessa forma, seja por excesso de confiança, complacência ou pelo não atendimento de orientações regulamentadoras, as tomadas de decisão dos pilotos podem ser, por vezes, não assertivas, elevando os riscos da operação agrícola.

Ao abordarem os aspectos psicossociais que influenciam acidentes aeronáuticos, Coelho e Magalhães (2001) destacam que um elemento capaz de afetar a tomada de decisão do piloto é a cultura presente no coletivo ao qual ele pertence.

A cultura de uma organização emerge dos valores, atitudes, percepções, habilidades e padrões de conduta tanto individuais como grupais. Esses elementos coletivamente moldam o nível de dedicação, abordagem e habilidade com que a gestão de saúde e segurança é conduzida dentro da organização.

A cultura não é exclusividade de uma organização padronizada e registrada, pelo contrário, grupos de trabalho apresentam cultura própria. No caso, os trabalhadores envolvidos na atividade aeroagrícola possuem uma cultura compartilhada entre seus iguais e também compartilhada em grupos menores, como por exemplo, a cultura do grupo de trabalho dos pilotos agrícolas de uma determinada região.

A ausência de registros de relatórios de prevenção indica uma cultura informal quanto aos planejamentos em relação à segurança de voo e que, de certa forma, fomenta uma baixa adesão aos procedimentos e normas vigentes no âmbito da aviação. Tal situação se faz presente nas ocorrências observadas no modelo Ipanema.

Para Buarque de Holanda (1999, p.67), “cultura é um conjunto de crenças e valores compartilhados por todos ou quase todos os membros de um grupo. É a partir

dessas crenças e valores que são estabelecidos os comportamentos e a percepção das pessoas”. Assim, crenças podem potencializar comportamentos e decisões de risco.

Como exemplo, é possível imaginar um contexto em que o grupo estabelece que seja habitual, ou mesmo um sinal de melhores qualidades como piloto “prosseguir em voo mesmo estando em emergência que exija pouso imediato”, ou “não ejetar no limite da altura de segurança operacional”, ou ainda, “cumprir a missão a qualquer custo”. Assim, o piloto, para não se sentir discriminado pelos companheiros, tende a reagir de acordo com o pensamento do grupo, arriscando a própria vida e a de outros (COELHO; MAGALHÃES, 2001).

Sabe-se que a remuneração de pilotos aeroagrícolas muitas vezes é feita com base na área de lavoura abrangida por suas dispersões químicas ou sementes, de modo que, quanto mais rápido determinado piloto finalizar uma aplicação, mais rápido ele estará disponível para a próxima.

Contudo, esse pensamento sem uma boa gestão e cultura de segurança operacional pode contribuir para tomadas de decisão errôneas por parte dos pilotos, como a execução de curvas em um raio menor para ganhar tempo, ou mesmo a execução de um procedimento de manutenção de forma apressada e, algumas vezes, negligente, por parte dos mecânicos, que também são influenciados pelos fatores de pressão associados ao ganho de tempo.

Ademais, a cultura de risco, dentro de um contexto organizacional, pode ser estimulada e potencializada pela falta de apoio e atenção da organização por seus colaboradores. Assim, quando colaboradores sentem que a liderança não está sendo transparente e cumprindo acordos, as equipes tendem a ficar desmotivadas, apresentarem comportamentos passivo-agressivos e não se atentarem a produzir comportamentos de risco.

Fatores contribuintes relacionados à organização e aos processos organizacionais foram observados em 44% das ocorrências totais registradas no banco de dados do CENIPA, no âmbito da aviação agrícola, nos últimos 10 anos. Logo, do ponto de vista estatístico, é fato que esses fatores contribuintes são de alta relevância.

Normas e procedimentos estabelecidos por empresas ou proprietários precisam estar em harmonia com os procedimentos e padrões previstos pelo fabricante e por normas da ANAC, e o descumprimento dessas prescrições implica na possibilidade de execução de procedimentos em desacordo com requisitos mínimos de segurança. Além disso, a organização de forma estruturada dos procedimentos pode prevenir falhas por esquecimento e também evitar sobrecarga de trabalho.

Outro ponto que agrava uma cultura de risco é a crença de que condutas inadequadas não serão punidas, podendo inclusive serem valorizadas. A noção de que não existem consequências para mau comportamento pode fazer com que os funcionários se sintam desestimulados a reportar situações não adequadas e se tornarem relapsos

com as próprias atitudes. Além disso, tal condição pode se manifestar como forma de não reconhecimento e valorização de boas práticas e que, associados a baixos ganhos monetários, geram o sentimento de desvalorização por parte do indivíduo.

Prazos apertados, demandas agressivas e constante intimidação para obter resultados podem fazer com que os colaboradores ajam de forma antiética e até mesmo ilegal. Essa combinação cria um ambiente de trabalho tóxico e favorável ao descumprimento de normas mínimas de segurança.

De acordo com o Sindicato Nacional dos Aeronautas (SNA), diversos elementos estão contribuindo para a ocorrência de acidentes. Os principais são o ambiente, o ser humano e a maquinaria. A entidade enumera circunstâncias naturais, tais como locais remotos, voos repetitivos, baixa altitude e obstáculos, como fatores que desempenham um papel. Além disso, condições psicológicas, como a separação prolongada dos pilotos de suas famílias, questões relacionadas à alimentação e ao isolamento, bem como a necessidade de alto desempenho operacional para alcançar resultados financeiros satisfatórios, também contribuem para explicar o elevado número de ocorrências aeronáuticas no setor aeroagrícola.

Conforme destaca a entidade, a falta de manutenção adequada, a ausência de reparos e a utilização de equipamentos obsoletos se somam a esses fatores. A manutenção fora dos padrões mínimos necessários pode ser consequência de uma capacitação inadequada e não padronizada, rebaixando assim a eficácia do serviço dos profissionais realizadores de tais atividades.

Assim, não somente a capacitação e atitude dos pilotos, mas também de todos os colaboradores que atuam junto à aeronave agrícola podem favorecer a cultura de segurança ou corroborar cenários de risco.

O SNA também ressalta a existência de preconceito contra a aviação agrícola, especialmente em debates relacionados ao uso de agrotóxicos nas plantações. A entidade afirma que a aviação desempenha um papel crucial na agricultura, representando uma ferramenta indispensável e segura. O profissional desempenha um papel fundamental na garantia da segurança na produção de alimentos no país e, portanto, requer um maior estímulo por parte das entidades reguladoras.

Ainda que a cultura do grupo de trabalho e cultura organizacional possam favorecer ações fora dos padrões mínimos de segurança, características individuais estão presentes. Dessa forma, condutas individuais, baseadas em valores, atitudes, percepções e habilidades do sujeito, terão efeito direto no desempenho e na adesão aos processos de aprendizagem e procedimentos de segurança (COELHO; MAGALHÃES, 2001).

Reason, em sua teoria do processo da falha humana, define como atos inseguros e de natureza psicocognitiva ações que o ser humano comete e que podem levar a uma situação perigosa. Um ato inseguro é mais do que apenas um erro ou uma vi-

olação, é um erro ou uma violação cometida na presença de uma potencial situação de risco, que se não for devidamente controlada pode causar danos. Ainda à luz dessa teoria, as falhas estão divididas em dois grupos: Erros/atos não intencionais; e Violações/atos deliberados inseguros.

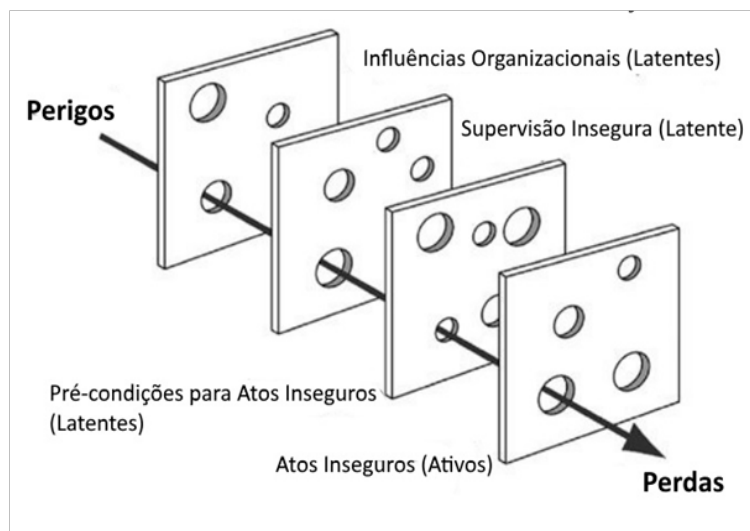


Figura 137: Ilustração representativa do modelo de *Reason*.

Com o objetivo de compreender e atuar de forma preventiva e corretiva em ocorrências, o modelo SHELL foi desenvolvido. Este tem como função avaliar a influência que tem os fatores humanos nas operações aéreas e na manutenção de aeronaves. O modelo SHELL nos mostra a interação dos funcionários em áreas pertinentes, como exemplo, os manuais técnicos, o ambiente de trabalho, ferramentas, liderança, dentre outros. A partir desse modelo é possível observar os fatores de risco que podem ser a causa do erro humano no ambiente de trabalho.

O modelo SHELL representa, na forma de um diagrama, a interação entre diferentes blocos. São eles:

- *Software*: procedimentos, treinamentos e conhecimento;
- *Hardware*: a máquina e seus componentes;
- *Environment*: condições ambientais;
- *Liveware - indivíduo*: aspectos físicos, conhecimento adquirido, atitudes, aspectos culturais, estresse.
- *Liveware - equipe*: as relações mútuas entre pessoas e grupos envolvidos com a atividade aeronáutica, comunicação, existência de normas, trabalho em equipe.



Figura 138: Diagrama de blocos representativo do modelo *SHELL*.

O modelo SHELL faz uso do diagrama para evidenciar o contato e relação interativa entre todos os campos citados e salienta o papel central do ser humano (*Liveware - indivíduo*) como engrenagem de interface com os demais componentes. O modelo SHELL é uma ferramenta conceitual utilizada para analisar a interação de múltiplos componentes do sistema (ICAO SMM, 2013, p.2-7).

Provavelmente, a ferramenta mais conhecida para a mitigação do erro e da falha humana é o CRM (*Crew Resource Management*). O conceito básico do treinamento de CRM baseia-se no alto grau de proficiência técnica como fundamental para operações seguras. O domínio demonstrado dos conceitos de CRM não pode superar a falta de proficiência. Da mesma maneira, a proficiência técnica não pode garantir operações seguras na ausência de coordenação efetiva da equipe (FAA, AC 120-51E).

O *Crew Resource Management* (CRM) tem recebido diversas atualizações com o passar do tempo. Suas atualizações buscam sua melhoria e maior aplicabilidade em diversos campos da operação. O treinamento possui seu foco não na competência técnica dos indivíduos envolvidos com a tarefa, mas no melhor desempenho possível enquanto sistema composto por diversos colaboradores.

Já o *Single-Pilot Resource Management* (SRM) é o gerenciamento de recursos de piloto único, sendo esse o responsável por gerenciar todos os recursos internos e externos disponíveis durante um voo (FAA, SRM 2015). A abordagem estruturada do SRM auxilia o piloto a aprender a coletar informações, analisá-las e tomar decisões necessárias durante o voo. O SRM é focado em 5 (cinco) tópicos: Plano, Aeronave, Piloto, Passageiros e Programação. (FAA, SRM 2015; tradução nossa).

Essa contextualização é importante, pois muitas pessoas são atraídas para esse universo aeroagrícola, sem ter a noção exata do que vai encontrar, sobretudo o piloto agrícola.

10 Análise Estatística das Horas de Voo

Os eventos de ruptura estrutural de asas em voo são considerados falhas catastróficas, uma vez que podem levar à perda total da aeronave e de vidas humanas. De acordo com a AC23-1309 (*Advisory Circular – System Safety Analysis and Assessment for Airplanes*), a taxa de falha máxima para eventos catastróficos em aeronaves com peso menor do que 6.000 lbs deve ser menor que 10^{-6} , ou seja, um evento a cada um milhão de horas de voo.

Conforme levantamento no banco de dados do CENIPA, existem 11 ocorrências registradas envolvendo ruptura estrutural de asas em voo. Dessa forma, para que o nível tolerável de taxa de falha fosse atingido, a frota de aeronaves Ipanema deveria somar 11 milhões de horas de voo.

Dada a dificuldade de coleta do número de horas de voo nesse segmento de aviação, foi feito o cálculo do número médio de horas que cada aeronave deveria possuir para atingir a taxa de falha aceita para um evento catastrófico desse tipo.

Considerando um número aproximado de 1.500 aeronaves fabricadas, obtém-se que cada aeronave deveria ter uma média de 7.333 horas de voo para que 11 ocorrências desse tipo estivesse dentro da margem para eventos catastróficos para aeronaves do segmento do Ipanema.

Os dados compilados e mostrados na seção de histórico de ocorrências possibilitaram o levantamento de algumas informações.

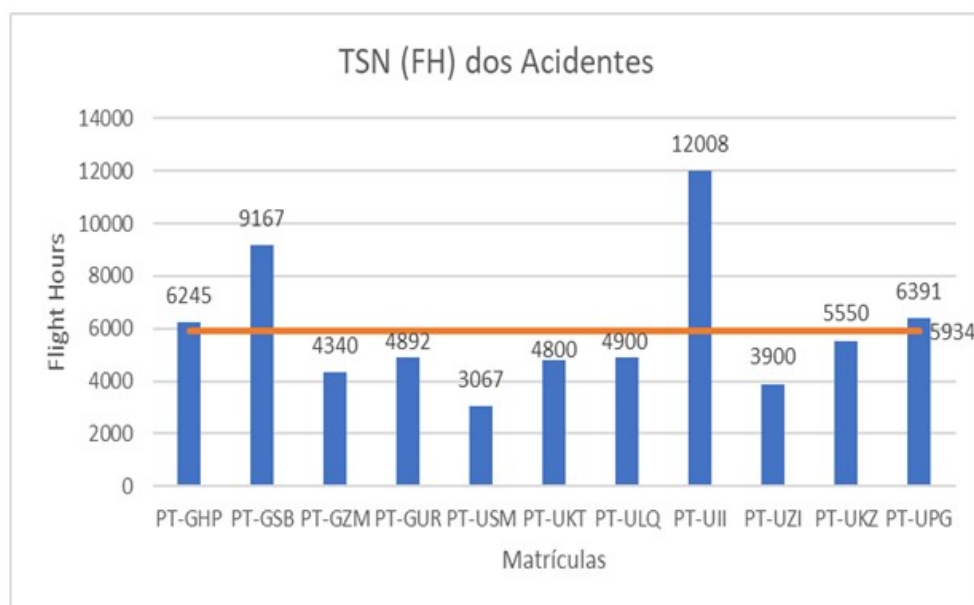


Figura 139: Horas de voo das aeronaves acidentadas com ruptura de asa em voo.

Essa amostra de dados possui os seguintes parâmetros:

$\bar{x} = 5934$ FH - Média em horas de Voo.

$\sigma = 2452$ FH - Desvio padrão em horas de voo.

A alta dispersão dos dados apresentados não permite o estabelecimento de conclusões a respeito dos tempos de falhas, mostrando haver uma correlação linear fraca entre o TSN em horas de voo e a ocorrência de acidente.

Analisando os dados de tempo calendário das aeronaves acidentadas desde suas fabricações, também não foi possível se estabelecer uma correlação entre tempo em anos desde a entrada em operação e o acidente.

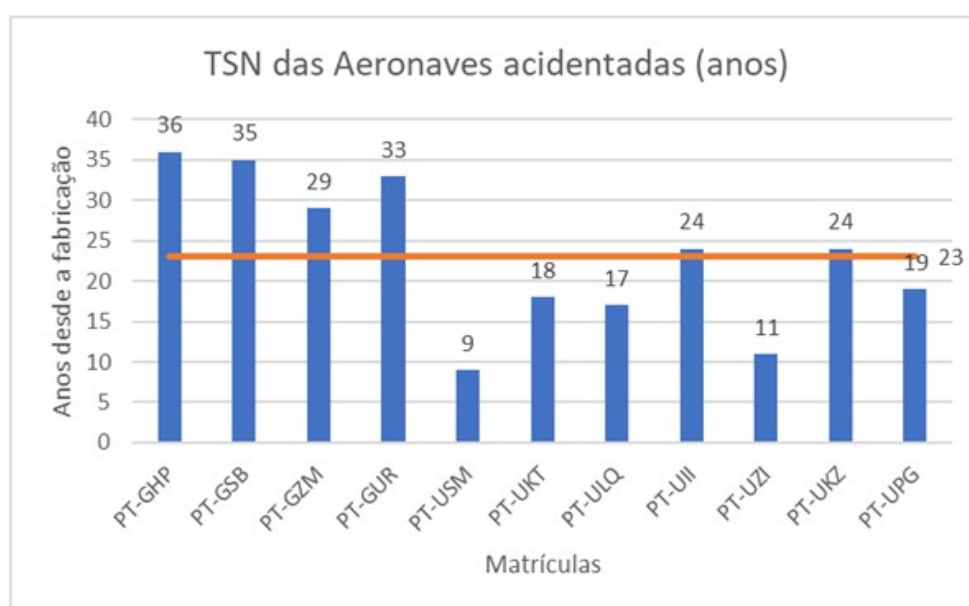


Figura 140: Tempo em anos das aeronaves acidentadas com ruptura de asa em voo desde a fabricação.

Essa amostra de dados possui os seguintes parâmetros:

$\bar{x} = 23$ anos - Média anos desde a fabricação.

$\sigma = 8,9$ anos - Desvio padrão em horas de voo.

Portanto, a baixa correlação estatística e alta dispersão dos dados expostos pode ser interpretada como um indicativo de que fatores externos possivelmente estão presentes nas ocorrências, podendo incluir a recuperação de aeronaves fora das especificações recomendadas, a não utilização de boas práticas de manutenção, a operação fora do envelope de voo previsto nos Manuais, ou, ainda, a execução de inspeções em desacordo com as documentações técnicas.

11 Condução de Estudo de Segurança pela EMBRAER - NEIVA

O CENIPA, dentro de suas possibilidades e atribuições, provê a assessoria necessária à complementação de informações que visem à melhoria da segurança operacional na aviação civil brasileira.

Conforme exposto ao longo deste Estudo, as investigações SIPAER realizadas serviram como fonte de informações extras para que as interações diversas entre os detentores da responsabilidade pela aeronavegabilidade das aeronaves Ipanema tomassem ações mais efetivas. A figura abaixo mostra de maneira resumida um fluxo de ações para tomada de decisões e emissão de Diretrizes de Aeronavegabilidade, por parte da ANAC.

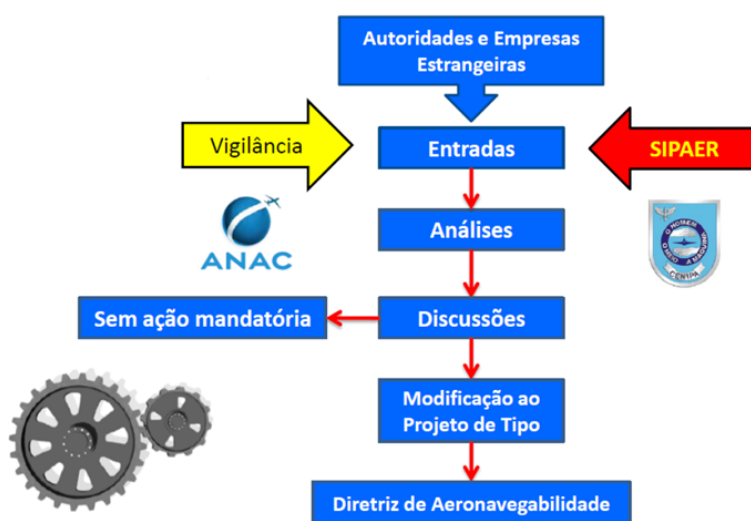


Figura 141: Participação das investigações no fluxo de ações para emissão de uma DA.

A partir das Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA em suas investigações, a empresa fabricante do Ipanema, a EMBRAER, realizou um estudo com o objetivo de **revisitar a performance estrutural da asa do Ipanema**.

Em linhas gerais, este estudo focou em reavaliar o projeto original da asa do Ipanema à luz das metodologias de cálculo mais atuais, bem como a utilização de ferramentas em estado da arte para a homologação de estruturas aeronáuticas nas maiores agências regulatórias do mundo.

Segundo a empresa EMBRAER, o estudo de reavaliação realizado submeteu a estrutura original do projeto do Ipanema ao mesmo padrão de segurança exigido pelo RBAC 25, que é o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil utilizado para a certificação de “Grandes Aviões da Categoria Transporte” (com mais de 30 passa-

geiros).

O estudo realizado revisitou também os dados de ensaio em voo utilizados originalmente para a calibração das cargas da asa do Ipanema, bem como os resultados de ensaios de carga cíclica (fadiga) realizados em corpos de prova representativos da longarina da asa.

Nas palavras da empresa:

“ 1) A conclusão do estudo realizado pela Engenharia da EMBRAER é a reconfirmação de que o projeto original da asa do Ipanema é seguro. Mesmo quando são utilizados os critérios de certificação estrutural mais atuais e rigorosos, os procedimentos e intervalos de manutenção recomendados foram confirmados e continuam válidos.

2) Respeitadas as recomendações de manutenção disponíveis por meio das publicações técnicas da EMBRAER (incluindo aqui as tarefas referentes à proteção contra corrosão), bem como a utilização da aeronave dentro dos limites operacionais certificados pela ANAC e apresentados nos manuais do avião (peso, velocidade, fatores de carga etc), as diretrizes de manutenção estrutural vigentes para o Ipanema são robustas e suficientes para a detecção de trincas e/ou danos que requeiram uma ação proativa de manutenção, prevenindo que um evento de maiores proporções possa acontecer.

3) Finalmente, a EMBRAER reitera a eficácia dos procedimentos de manutenção apresentados em suas publicações técnicas e reforça a necessidade e importância da plena aderência aos processos e intervalos estabelecidos, bem como à operação da aeronave dentro dos limites operacionais apresentados nos manuais do avião.”

12 Resumo

Este Estudo trouxe um compilado das investigações de 11 acidentes aeronáuticos envolvendo fratura de asas das aeronaves Ipanema, modelos EMB-201, EMB-201A, EMB-202 e EMB-202A. Em 8 das 11 ocorrências, os tripulantes envolvidos sofreram lesões fatais. Dentre as duas restantes, 2 sofreram lesões graves e 1 lesões leves.

O Capítulo 2 - **Sumário Executivo** expôs as datas das ocorrências, modelos das aeronaves, suas matrículas e datas de fabricação para contextualização e apresentou as condições levadas em consideração para a elaboração deste Estudo

O Capítulo 3 - **In-Flight Breakup** apresentou a definição da ICAO sobre o tema de Separação Estrutural em Voo, tema que intitula este Estudo de Segurança. Nesse Capítulo, faz-se importante observar as características comuns da sequência de eventos provável de ocorrer depois da falha de uma asa em voo, como a rolagem inadvertida da aeronave para o lado da asa falhada e a possível separação da asa, o que, devido às suas características aerodinâmicas e de inércia, faz com que ela acabe caindo a certa distância dos destroços principais da aeronave, condição essa observada na maioria das ocorrências abordadas.

Observou-se que cada uma dessas ocorrências teve diferentes fatores contribuintes identificados, mas que em todas elas a falha estrutural se deu por fadiga metálica. Em maior frequência, houve deficiências nos processos de manutenção, alguns reparos inadequados realizados na estrutura das semiasas e operações executadas à margem ou além dos limites dos envelopes de voo estipulados pelo detentor Certificado de Tipo do projeto.

Em 8 das 11 ocorrências, a falha se deu na região do 5º furo de 1/2 polegada da armação de aço de ligação das longarinas dianteiras (principais) das duas semiasas. Nas demais, a fratura ocorreu na região dos prendedores de 3/16 polegadas do pacote de chapas da longarina, sendo que na primeira ocorrência (PT-GHP) a falha se deu após o conjunto de fixação da asa na fuselagem (treliça), e nas demais, antes. Todas as fraturas primárias ocorreram na mesa inferior da longarina, devido aos esforços de tração cíclicos presentes no envelope de operação das aeronaves, capazes de induzir a propagação da fadiga metálica.

<u>Furo</u>	<u>Quantidade</u>	<u>Asa Esquerda</u>	<u>Asa Direita</u>
3/16 pol	3	9	2
1/2 pol	8		

Figura 142: Resumo dos locais das fraturas.

Foi possível observar que a corrosão, pontual ou generalizada, esteve presente em praticamente todos os casos, influenciando tanto na nucleação de trincas de fadiga quanto na redução da resistência à fadiga do material, proporcionando condições

inseguras para a aeronavegabilidade continuada das aeronaves. Marcas de ferramenta internas aos furos também foram encontradas e contribuíram para a iniciação do processo de fadiga metálica.

Os Capítulos 5 e 6 - **Histórico de Ocorrências** e **A Fadiga Metálica - Análise Técnica** expuseram a tendência de as trincas iniciarem nas paredes superiores e inferiores dos furos (seja de 1/2 pol, seja de 3/16 pol), na região da raiz das semiasas, propagando-se de forma praticamente simétrica para cima e para baixo dos furos, e, na maioria dos casos, mais rapidamente nas chapas mais frontais, voltadas ao bordo de ataque, em uma morfologia apresentada nas Figuras 95 e 96. Quando as trincas se propagam, há a redução da área útil da seção transversal da longarina até que a resistência mecânica residual não seja suficiente para suportar os esforços solicitantes do voo e, então, ocorra a fratura por sobrecarga. Essa falha ocorre de forma abrupta e repentina, impossibilitando a continuidade do voo imediatamente. Após a fratura da mesa inferior, a mesa superior das longarinas falharam por sobrecarga de forma secundária. Também foi observado que, em várias ocorrências, havia trincas paralelas à trinca principal da seção de fratura, em outros furos do pacote de chapas, já em estágio de propagação.

O Capítulo 7 - **Aeronavegabilidade Continuada** expôs importantes conceitos a respeito desse amplo assunto, entre eles, o que são Boletins de Serviço e Diretrizes de Aeronavegabilidade, documentos de grande relevância no âmbito explorado no Capítulo e muito abordados neste Estudo de Segurança. A necessidade de cumprimento do que está previsto nos Manuais de Serviço, Manuais de Operação e demais Publicações Técnicas é o que mantém a aeronavegabilidade da aeronave, ou seja, o que mantém a operação dentro dos níveis de segurança toleráveis.

As ações de manutenção previstas nas publicações expostas no Capítulo 8 - **Fator Operacional** visam à identificação de corrosão e de trincas tanto nos furos de 1/2 pol quanto nos de 3/16 pol de diâmetro. O item 8.1 - **Manutenção Aeronáutica** frisou que os Boletins em vigor são claros na condição de que não há tolerância à presença de corrosão ou danos nas longarinas. A linha do tempo da Figura 104 trouxe as tentativas de ajustes das publicações técnicas, à medida que os acidentes ocorriam, com o objetivo de mitigar o risco, tornando-se cada vez mais detalhadas, a fim de estabelecer os ajustes necessários à plena adesão, por parte dos operadores, Organizações de Manutenção e mecânicos de manutenção executantes das atividades, às ações de manutenção necessárias a se evitar a nucleação e a propagação das trincas de fadiga. Algumas condições relacionadas à ergonomia para a execução dos serviços e ferramental necessário também são frisadas nesse capítulo.

Contudo, a observação de uma sequência extensa de publicações emitidas, com descasamento de informações entre Diretrizes de Aeronavegabilidade em vigor e Boletins de Serviço referenciados, podem ter contribuído para a existência de problemas de interpretação e para a falha parcial na adesão dos executores da manutenção às ações necessárias para a identificação de falhas latentes.

O item 8.2 - **Operação da Aeronave** também evidenciou condições latentes relacionadas à Operação, fatores contribuintes de algumas investigações, e que devem ser observados pelos operadores e pilotos para se evitar a extrapolação do envelope de voo previsto nos Manuais Operacionais e o consequente aumento dos Fatores de Carga impostos à estrutura da aeronave. A realização de curvas acima do Fator de Carga estabelecido nas Limitações do Manual de Operações, seja em curva, seja em trajetória ascendente, expõe a aeronave a uma condição insegura e não deve ser executada. Além disso, deve-se cuidar para que os Fatores de Carga limites não sejam extrapolados quando do alijamento de produtos do *Hopper*.

O Capítulo 9 - **Fatores Humanos - Condicionantes Organizacionais** abordou alguns modelos para melhor entender o processo de falha humana, buscando observar de forma sistemática a complexidade relacionada às interações entre os seres humanos envolvidos nas ocorrências. Pôde-se perceber que, em casos como o do acidente com o PT-UII, a aeronave passou por diversas oportunidades de detecção de trinca, mas que foram ineficazes, mesmo com a execução e registro de todas as manutenções previstas para a aeronave.

No Capítulo 10 - **Análise Estatística das Horas de voo**, pôde-se perceber a ausência de uma correlação estatística forte entre as falhas e a idade das aeronaves em anos, e também as suas horas de voo totais. Foi possível inferir que fatores externos podem estar relacionados à propagação dos danos, de modo que a distribuição aleatória dos dados não é indicativa de tendência. Esses fatores podem ser a falta de manutenção ou falha na manutenção (execução ou plena adesão às técnicas impostas nas publicações), e/ou a operação fora dos limites do envelope de voo.

Finalmente, o Estudo trouxe um apanhado de informações cujo único objetivo é **a prevenção de novos acidentes e incidentes**.

A ênfase de uma investigação de ocorrência aeronáutica deve ser a determinação dos fatores contribuintes através dos quais os acidentes ou incidentes ocorreram e a consequente emissão de Recomendações de Segurança, apropriadas e pertinentes, para se evitar os perigos ou eliminar as deficiências. Uma investigação conduzida adequadamente é um método importante de prevenção de acidentes.

Contudo, para a efetividade da prevenção há a necessidade de mobilização geral. O Art. 87 da Lei 7.565 (Código Brasileiro de Aeronáutica - CBA) prevê que **“A prevenção de acidentes aeronáuticos é da responsabilidade de todas as pessoas, naturais ou jurídicas, envolvidas com a fabricação, manutenção, operação e circulação de aeronaves, bem como com as atividades de apoio da infraestrutura aeronáutica no território brasileiro.”**

Isso posto, o CENIPA concita a todos os leitores deste Estudo de Segurança para a divulgação dos ensinamentos obtidos através das investigações SIPAER, para a leitura dos Relatórios Finais e das Recomendações de Segurança emitidas e, por fim, aos prestadores de serviço

envolvidos com a operação, manutenção e apoio à aeronavegabilidade das aeronaves dos modelos Ipanema, que atuem com adesão completa às prescrições técnicas e legais emitidas pela EMBRAER-NEIVA e pela ANAC.

13 Recomendações de Segurança

Uma Recomendação de Segurança é uma proposta de uma Autoridade de Investigação de Acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir acidentes aeronáuticos 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**. Tais Recomendações devem ser tratadas conforme estabelecido na Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica (NSCA) 3-13 - “Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro”.

No ato de aprovação deste Estudo de Segurança de Voo, como atividade de prevenção, foram emitidas as Recomendações de Segurança listadas a seguir.

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

E-01/CENIPA/2024-01:

Intensificar as fiscalizações, atuando de maneira proativa em conjunto com representantes do fabricante da aeronave, a fim de atestar, *in loco*, se as ações mitigadoras propostas por meio dos Boletins de Serviço, Diretrizes de Aeronavegabilidade e Manuais de Serviço estão surtindo os efeitos preventivos necessários.

E-01/CENIPA/2024-02:

Divulgar às Organizações de Manutenção os ensinamentos colhidos neste Estudo de Segurança de Voo como ação de Promoção da Segurança Operacional, dentro do seu Programa de Segurança Operacional Específico (PSOE-ANAC).

E-01/CENIPA/2024-03:

Divulgar aos operadores de aeronaves Ipanema os ensinamentos colhidos neste Estudo de Segurança de Voo como ação de Promoção da Segurança Operacional, dentro do seu Programa de Segurança Operacional Específico (PSOE-ANAC).

E-01/CENIPA/2024-04:

Assegurar que a capacitação técnica dos profissionais de manutenção, autorizados a realizar as inspeções e a aprovar o retorno das aeronaves Ipanema ao serviço, é suficiente para identificar a existência das condições que propiciam a fragilização das longarinas das aeronaves Ipanema, em atenção ao disposto na Instrução Suplementar (IS) Nº 43.13-003.

14 Equipe Técnica

Coordenação Geral

- Brig. do Ar MARCELO MORENO, Chefe do CENIPA.
- Cel Av CARLOS HENRIQUE BALDIN, Chefe da Divisão de Investigação e Prevenção (DIP) do CENIPA.
- Cel Av R1, MAURÍCIO JOSÉ ANTUNES GUSMAN FILHO, Chefe da Seção de Prevenção do CENIPA.

Grupo Responsável pelo Estudo

- Cap Eng GABRIEL GRÁCIO VELOSO, Investigador do CENIPA.
- Cap Eng RICARDO MAIA SENNA DELGADO, Investigador do CENIPA.

Revisão de Conteúdo

- Cel Esp Av R1 IVAN SANTOS DE LIMA, Chefe da Assessoria de Fator Material do CENIPA.
- 1º Ten QOCon PSO DIEGO AGUIAR PACHECO, Chefe da Assessoria de Fatores Humanos do CENIPA.
- SO BMA CLEVERSON HOFFMAN OJEDA, Auxiliar da Assessoria de Fator Material.

Revisão de Textual

- POLLYANA PIRES ARANHA RODRIGUES, Subseção de Revisão e Tradução da DIP do CENIPA.

Capa e Fotografia

- SO SDE FLÁVIO FERREIRA DOS SANTOS, Auxiliar da Assessoria de Comunicação Social do CENIPA.

Agradecimentos

- LEANDRO AUGUSTO LEMOS FRANCO - Dr, Analista de Falha Estrutural, Chefe da Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).
- OLIVÉRIO MOREIRA DE MACEDO SILVA - Dr, Analista de Falha Estrutural, Divisão de Materiais do IAE.
- JOÃO GUILHERME JACON DE SALVO - Dr, Analista de Falha Estrutural, Divisão de Materiais do IAE.

- NICÉLIO JOSÉ LOURENÇO - Dr, Analista de Falha Estrutural, Divisão de Materiais do IAE.
- MÁRIO LIMA DE ALENCASTRO GRAÇA - Dr, Analista de Falha Estrutural, Divisão de Materiais do IAE.

Estudo aprovado pela Portaria CENIPA Nº 49/DIP-SPREV, de 1º de Abril de 2024.



Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos - CENIPA
Endereço: SHIS, QI-05, Área Especial 12, Lago Sul - Brasília/DF