



Centro de Investigação e Prevenção
de Acidentes Aeronáuticos

Análise dos Resultados

RELATÓRIOS DE INVESTIGAÇÃO DE MOTORES E SEUS COMPONENTES - PERÍODO 1998 A 2018

Estudo de Segurança de Voo
E-02/CENIPA/2022



Assessoria de Estudos de Segurança de Voo - AESV

Sumário

1	Lista de Termos e Abreviaturas	8
2	Considerações iniciais da AESV	9
3	Equipe Técnica	10
4	Sumário Executivo	11
5	Histórico sobre a elaboração de relatórios de investigação	13
5.1	Departamento de Motores (PMO) do Centro Técnico Aeroespacial (CTA)	13
5.2	Início da elaboração de relatórios de investigação de motores e componentes de sistemas propulsivos	16
6	Plano e Metodologia de Estudo	24
6.1	O Plano de Estudo	24
6.2	Metodologia	26
7	Análise Estatística	36
7.1	Estudo das 654 Ocorrências	36
7.2	Estudo Detalhado das 200 Ocorrências Seleccionadas	45
8	Análise dos problemas observados na investigação	50
9	Temas seleccionados e ações mitigadoras	56
9.1	Tema 01 - Gelo no carburador	57
9.2	Tema 02 - Mufla de escapamento e de aquecimento de ar	59
9.3	Tema 03 - Chaveta do eixo da hélice	60
9.4	Tema 04 - Conduíte metálico do cabo de comando da manete de potência	62
9.5	Tema 05 - Boias de polímero versus boias metálicas em carburadores	62
9.6	Tema 06 - Boia do carburador não centralizada e travando	63
9.7	Tema 07 - Válvula seletora de combustível parando em posição intermediária	64
9.8	Tema 08 - Buchas de contrapeso dinâmico do virabrequim	64
9.9	Tema 09 - Trinca em cubo de hélice bipá <i>Hartzell</i> HC-C2YK-2CGUYF, aeronave PA-34-200 Seneca com motor <i>Lycoming</i> L/IO-360-C1E6	65
9.10	Tema 10 - Falha de componente de motor IAE V2527-A5 (Airbus A320-232)	66
9.11	Tema 11 - Componente interno do <i>Oil-to-Fuel Heater</i> motores PT 6A	67
9.12	Tema 12 - Danos ao rolamento nº 01 do motor PWC PT6A-114 por centelhamento elétrico do <i>starter-generator</i>	68
9.13	Tema 13 - Experiência de mecânicos envolvidos em lavagem de compressor de motores à reação	69

9.14	Tema 14 - Treinamento para uso da <i>Emergency Power Lever</i> em turboélice monomotor	71
9.15	Tema 15 - Não acionamento da bomba elétrica auxiliar na aeronave modelo EMB 201A/202 Ipanema – motor <i>Lycoming</i> IO-540K1J5 . . .	72
9.16	Tema 16 - Quebra do suporte do magneto duplo – Piper PA36-375 <i>Pawnee Brave</i> , motor <i>Lycoming</i> IO-720-D1CD	73
9.17	Tema 17 - Helicóptero <i>Agusta Westland</i> A109-C - Falha de disco de turbina e perda de potência dos dois motores, Requisito 29.903(B) do CFR Title 14, Part 29	75
9.18	Tema 18 - Falha em lâminas móveis (pás) do compressor devido fadiga por corrosão – motor turboeixo Rolls Royce versões 250-C20/B/J . .	76
9.19	Tema 19 - Helicóptero Helibras AS350 - Falha do rolamento G3 e acúmulo de pó (laterite) no eixo oco motor Turbomeca Arriel 1D1 e versões	77
9.20	Tema 20 - Helicóptero Robinson R22 - Falha do eixo de transmissão por fadiga devido a <i>fretting</i> e corrosão – motor <i>Lycoming</i> O-320-A2B	81
9.21	Tema 21 - Helicóptero Robinson R22 - Filtro de ar do carburador – motor <i>Lycoming</i> O-360-J2A	82
9.22	Tema 22 - Helicóptero Robinson R44 -Integridade do sistema de transmissão de potência	84
9.23	Tema 23 - Helicóptero Robinson R44 - Fixação dos conectores do tacômetro e governador de rotação – motor <i>Lycoming</i> IO-540-AE1A5	85
9.24	Tema 24 - Helicóptero <i>Sikorsky</i> S76A - Falha dupla de motores, motor RR 250-C20S	86
9.25	Tema 25 - Organizações de manutenção e revisão de motores e componentes certificadas segundo o RBAC 145	95
10	Sumário	99
11	Conclusões	100
12	Recomendações de Segurança	102

Lista de Tabelas

1	Motores a pistão utilizados em aeronaves de instrução.	50
2	Motores a pistão utilizados em aeronaves da aviação geral.	51
3	Motores utilizados em aeronaves da aviação agrícola.	52
4	Motores à reação utilizados em aeronaves da aviação geral e comercial.	53
5	Motores a pistão e turboeixo utilizados em helicópteros (parte 1). . .	54
6	Motores a pistão e turboeixo utilizados em helicópteros (parte 2). . .	55

Lista de Figuras

1	PMO do CTA/IPD na década de 70, em São José dos Campos.	13
2	Motor Turbomeca Marboré IIC em banco de provas da década de 1960 e os bancos de prova de hoje.	14
3	Cerimônia no PMO1 ¹	14
4	Alguns integrantes ² do Projeto de Motores a Etanol.	15
5	Integrantes ³ do Grupo do Projeto Turbinas do PMO.	16
6	Exemplo de motor sendo recebido pelo CTA/IPD/PMO.	17
7	Laboratório de destroços (CENIPA).	18
8	Motores convencionais.	19
9	Motores turboélice.	19
10	Motores turboeixo (helicópteros).	19
11	Motores de aeronaves da aviação geral e experimental (ex:girocóptero).	20
12	Principais pesquisadores ⁴ do então CTA envolvidos na investigação de motores.	20
13	O IAE nos dias atuais.	21
14	Estrutura organizacional simplificada da APR-A e setores relacionados à investigação de acidentes aeronáuticos.	22
15	O prédio da APR-A nos dias atuais.	23
16	Exemplo de Relatório de Investigação de motores emitido pelo DCTA/IAE em 2016.	28
17	Tabela – Informações sobre as aeronaves.	29
18	Tabela - Informações sobre o motor.	30
19	Tabela - Dados da ocorrência e detalhes.	31
20	Tabela - Informações sobre os componentes envolvidos.	33
21	Tabela - Informações sobre a investigação do motor.	33
22	Gráfico 1 - Total de ocorrências por ano.	36
23	Gráfico 2 - Proporção de aeronaves investigadas por classe.	37
24	Gráfico 3 - Quantidade de ocorrências por fabricante de aeronave.	38
25	Gráfico 4 - Total de aeronaves por categoria de registro. ⁸	39
26	Gráfico 5 - UF de registro da aeronave e UF da ocorrência.	39
27	Gráfico 6 - Total de ocorrências por tipo de motor.	40
28	Gráfico 7 - Fabricantes dos motores investigados.	41
29	Gráfico 8 - Tipo de ocorrência conforme classificação do CENIPA.	41
30	Gráfico 9 - Classificação da ocorrência feita pelo Estudo.	42
31	Gráfico 10 - Tipo de danos às aeronaves.	43
32	Gráfico 11 - Lesões aos ocupantes excluindo aeronaves do RBAC 121.	43
33	Gráfico 12 - Área Determinante para as 654 ocorrências.	45
34	Gráfico 13 - Aspecto Determinante para as 654 ocorrências.	45
35	Gráfico 14 - Fabricantes das aeronaves das 200 ocorrências selecionadas.	46
36	Gráfico 15 - Fabricantes de motores dos 200 casos selecionados.	47
37	Gráfico 16 - Classificação das ocorrências adotadas pelo Estudo para os 200 casos selecionados.	48
38	Gráfico 17 - Área determinante das 200 ocorrências selecionadas.	49
39	Gráfico 18 - Aspectos determinantes das 200 ocorrências selecionadas.	49

40	Exemplo de indicador padrão para gelo no carburador e o ábaco com as curvas de probabilidade de formação de gelo, em função do ponto de orvalho e da temperatura ambiente.	58
41	Dispositivos de indicadores de gelo no carburador disponíveis no mercado.	58
42	Detalhes muffa.	59
43	Imagens de um eixo de hélice rompido por fadiga em seu rasgo de chaveta.	61
44	Parte da hélice esquerda ainda presa ao eixo do motor e imagem do cubo da hélice antes dos testes efetuados.	65
45	Na imagem central, as peças em branco na raiz das lâminas móveis (palhetas) são os <i>Annulus Fillers</i>	66
46	Aquecedor de combustível e o elemento térmico com defeito (pistão contraído- D).	67
47	Estado final do rolamento nº1 e evidências de pites de centelhamento.	69
48	Tubo de transferência de combustível de alta pressão. ⁹	70
49	Manete de emergência no pedestal, CESSNA CARAVAN, manopla vermelha tarjada, e “freio moral” (seta).	71
50	Aviso no painel da aeronave Ipanema.	73
51	Vista geral do magneto duplo PN D8LN-3200 com os dois lados fraturados no seu flange de fixação.	74
52	Detalhe de um dos lados evidenciando fadiga, e a análise da microestrutura denotando porosidade do material.	74
53	Imagens do Relatório Final.	75
54	Regiões analisadas que indicaram pites de corrosão, no 4º estágio do compressor.	77
55	Desgaste das lâminas móveis do compressor acima do permitido (operação em região contaminada).	78
56	Medição da erosão das lâminas móveis do compressor e a laterite (pó) encontrada na parede interna do eixo oco do motor.	79
57	Imagens capturadas do relatório ¹⁰ de investigação do BEA-França.	80
58	Eixo de transmissão de potência.	81
59	Luva de acoplamento (yoke).	82
60	Junta de vedação solta no interior da entrada de ar e obstruindo a borboleta de aceleração do motor.	83
61	Um outro filtro similar fotografado no estoque do operador, do modelo “C” (não mais aprovado pela Robinson).	83
62	Fotos do Relatório Final.	84
63	Conectores tacômetro/governador e as cintas de amarração.	85
64	Estado final do rolamento 2 ½ e o eixo de acoplamento com a turbina de potência do motor esquerdo.	86
65	Segundo estágio da turbina de potência, com palhetas rompidas devido ao disparo (sobrevelocidade não contida) e cujos fragmentos causaram as perfurações na carcaça do motor e impacto no tubo de Pc do motor oposto.	87

66	Estado geral do motor esquerdo e as perfurações produzidas por fragmentos de palhetas do 2º estágio da turbina de potência.	87
67	Detalhes das perfurações produzidas por fragmentos de palhetas do 2º estágio da turbina de potência.	87
68	Vista geral do motor direito. À direita, o filtro de Pc (linha de pressão pneumática do compressor ao FCU).	88
69	Detalhe da linha de Pc rompida e à direita, a perfuração no duto de ar do compressor à câmara de combustão.	88
70	Classificação de Helicópteros por categoria A ou B.	94
71	Exemplos de peças PMA de magnetos que apresentaram falha prematura:(E) - Um condensador de magneto de origem PMA.	96
72	Exemplo de documento antigo (1994) e que reflete a preocupação e as recomendações de um fabricante de motor para com peças e componentes não originais.	97
73	Engrenagens não originais e uma original para referência.	98

1 Lista de Termos e Abreviaturas

Termos e abreviaturas	Significado
AESV	Assessoria de Segurança de Voo do CENIPA
AMR	Divisão de Materiais do IAE
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APA	Divisão de Propulsão Aeronáutica do IAE (atual APR-A)
APR	Divisão de Propulsão do IAE
APR-A	Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE
ASA-P	Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE (atual APR-A)
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
DAC	Departamento de Aviação Civil
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DIP	Divisão de Investigação e Prevenção do CENIPA
FAA	Federal Aviation Administration
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IPD	Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento (atual IAE)
IS	Instrução Suplementar
OACI	Organização Internacional da Aviação Civil
PMO	Departamento de Motores do IPD (atual APR-A)
PrMnt	Programa de Manutenção de Aeronaves
PrTrnMnt	Programa de Treinamento de Manutenção
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
RAB	Registro Aeronáutico Brasileiro
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SAE	Serviço Aéreo Especializado
SEGVOO	Sistema de Segurança de Voo
SERAC	Serviço Regional de Aviação Civil
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SGSO	Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional
UF	Unidade Federativa

2 Considerações iniciais da AESV

Desde março de 2016, a Assessoria de Estudos de Segurança de Voo (AESV) do 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 realização deste Estudo surgiu do fato de existir um grande volume de relatórios de investigação de motores e componentes de sistemas propulsores, elaborados durante a investigação de acidentes aeronáuticos, que constituem um vasto material de pesquisa. Soma-se a isso o fato de ter sido identificado, na verificação do histórico e de estatísticas de acidentes ocorridos no período de 1998 e 2018, ser relativamente frequente a contribuição da falha de um ou mais motores, a qual, atrelada a questões operacionais, resultaram em fatalidades e perdas materiais.

Identificou-se que o fator operacional teve maior contribuição para esse tipo de ocorrência e, portanto, o foco das Recomendações de Segurança priorizou as deficiências relacionadas àquele fator. Com isso, eventualmente, podem ter permanecido “latentes” condições inseguras de falha de motor atreladas a processos desatualizados ou demasiadamente simplificados de manutenção ou mesmo de certificação.

Acrescenta-se a este cenário, a transição entre o extinto Departamento de Aviação Civil (DAC) e a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), ocorrido no período de 2006 a 2011, na qual o processo de emissão e acompanhamento do cumprimento das Recomendações de Segurança passou por diversas revisões, o que pode ter ocasionado lacunas na rastreabilidade de algumas Recomendações.

Assim, ao se fazer uma retrospectiva analítica e estatística nos dados dos relatórios de investigação de motores e componentes de sistemas propulsores no período mencionado, o Estudo buscou identificar “condições inseguras latentes” no âmbito da aviação civil brasileira e recomendar ações para mitigação dessas condições.

Mais do que um Estudo, este trabalho buscou ressaltar e resgatar um pouco da história de um trabalho de suma importância para a investigação de ocorrências aeronáuticas: a análise dos motores e componentes de sistemas propulsores.

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

3 Equipe Técnica

Coordenação Geral - AESV

- Mauricio José Antunes Gusman Filho - Cel Av R1

Grupo responsável pelo Estudo

- Mauricio José Antunes Gusman Filho - Cel Av R1
- Marcio da Silva Santos - Ten Cel Esp Av R1
- Umberto Irgang - Engenheiro Mecânico/Consultor, em trabalho voluntário
- Fabrício Nascimento Ribeiro - Maj Eng, Chefe da Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE
- Carlos Alberto dos Santos Vasconcellos - Engenheiro Mecânico, Tecnologista Sênior do IAE
- Renan Novaes Xavier - 2º Sgt, Auxiliar da Seção de Motores Aeronáuticos do IAE

Revisão de conteúdo

- Carlos Henrique Baldin - Cel Av, Chefe da DIP
- Ivan Santos de Lima - Ten Cel ESP Av, Investigador do Fator Material

Análise e Diagramação de dados

- Mariana Fehr Nicacio - 2º Ten QOCON EST

Capa e fotografia

- Flávio Ferreira dos Santos - 1º Sgt SDE

Agradecimentos

Agradecimento especial ao Eng. Paulo Manoel Razaboni, da Embraer, pelo inestimável auxílio nas ferramentas para a construção e análise da base de dados desse estudo.

Todos os direitos são reservados. É proibida a reprodução total ou parcial deste material por procedimentos eletrônicos ou mecânicos sem a citação do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) como fonte da publicação.

Estudo aprovado pela Portaria CENIPA N° 15/AESV, de 13 de abril de 2022, publicada no Boletim do Comando da Aeronáutica (BCA)

4 Sumário Executivo

A investigação de um motor aeronáutico é tarefa complexa que requer especialização e técnicas específicas. O grupo motopropulsor de uma aeronave de asa fixa ou rotativa é um produto caro, complexo e, para ser certificado, passa por diversas etapas de desenvolvimento e subseqüentes testes para confirmar seu desempenho, durabilidade e segurança, de acordo com a especificação técnica que o seu fabricante propôs. Os construtores de aeronaves, por sua vez, selecionam motores que atendam às especificações técnicas das aeronaves, devendo haver uma integração dos sistemas correlatos para que a operação atinja os objetivos propostos, com segurança e satisfação do proprietário e/ou operador.

Quando ocorre um acidente aeronáutico, a propulsão também é investigada de modo a identificar se houve sua contribuição para a ocorrência. Devido aos níveis de energia em um motor, existem indicações preliminares, no sítio de destroços, que evidenciam baixa ou alta potência em um impacto. A partir dessas evidências, os investigadores determinarão a necessidade de o motor ser submetido a exames detalhados. Esse trabalho especializado, no Brasil, está a cargo do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) ou, em situações menos complexas, a cargo da própria Comissão de investigação. O histórico desse trabalho de investigação de motores realizado no DCTA está registrado no Capítulo 5.

O Estudo buscou identificar aspectos de aeronavegabilidade continuada e fatores contribuintes recorrentes, envolvendo investigações de motores de aeronaves de asa fixa e rotativa, da aviação comercial e aviação geral, eventualmente relacionados com sua operação, fabricação, rastreamento dos componentes, problemas novos ou recorrentes, combustíveis e lubrificantes apropriados, manutenção e requisitos envolvidos. Na busca por “condições inseguras latentes” para o período de 1998 a 2018, foi elaborada uma tabela contendo informações de mais de 650 relatórios de investigação de motores, detalhada no Capítulo 6.

Esta tabela gerou uma grande quantidade de dados para análise, os quais estão detalhados no Capítulo 7, por meio de gráficos e tabelas. A partir desses dados, foram selecionados 200 relatórios que mereceram um maior aprofundamento na pesquisa, levando em consideração a quantidade de aeronaves que operam em território brasileiro e que estavam com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido em dezembro de 2020.

Alguns casos identificados como relevantes, de acordo com a quantidade de aeronaves que estavam com o CA válido, foram agrupados em tabelas, disponíveis no Capítulo 8, para uma análise mais pormenorizada, o que gerou um grupo de 25 temas selecionados para discussão com diversos setores na busca de ações que possam mitigar possíveis recorrências. Todos esses 25 temas estão detalhados no Capítulo 9.

Ao final deste Estudo de Segurança de Voo, foram produzidas Recomendações de Segurança à Autoridade de Aviação Civil com o objetivo de avaliar a aplicabilidade das ações mitigadoras propostas e divulgar os ensinamentos colhidos neste Estudo como ação de Promoção da Segurança Operacional.

Adicionalmente, com os resultados de fatores em termos de contribuição, é esperado que os principais atores do Sistema da Aviação Civil os utilizem em suas avaliações internas, buscando o aperfeiçoamento de processos e a Promoção da Segurança Operacional junto aos seus integrantes.

5 Histórico sobre a elaboração de relatórios de investigação

5.1 Departamento de Motores (PMO) do Centro Técnico Aeroespacial (CTA)

Em agosto de 1965, foi instituído o Departamento de Motores (PMO), ligado ao então Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento (IPD), organização pertencente ao Centro Técnico Aeroespacial (CTA - hoje DCTA), com o objetivo de atuar na área de motores e propulsores não balísticos em geral.

Dotado de nove bancos de provas e muitos outros equipamentos, o PMO era o setor do CTA que respondia pelas atividades de ensino, pesquisa, desenvolvimento, ensaios e homologação de motores à combustão em geral, sendo também pioneiro nos trabalhos da indústria automobilística para a questão da crise de combustíveis, com o desenvolvimento do motor a etanol.



Figura 1: PMO do CTA/IPD na década de 70, em São José dos Campos.

Logo em sequência à sua inauguração, seus bancos de prova (Figura 2) foram utilizados para testes e ensaios de recebimento e aprovação para o voo do motor turbojato Marboré IIC, que equipava os jatos bimotores C-41 MS 760 Paris, da Força Aérea Brasileira (FAB).



Figura 2: Motor Turbomeca Marboré IIC em banco de provas da década de 1960 e os bancos de prova de hoje.

Em sua primeira fase operacional, na área de pesquisa e desenvolvimento, o PMO realizou estudos, projetos e construção de protótipos de pulsojatos e estatojatos.

Em sua segunda fase, na década de 70, o PMO envolveu-se na busca de soluções para a crise do petróleo, por meio da pesquisa de fontes alternativas de energia e suas aplicações. Deste trabalho surgiram o Projeto de Motores a Etanol (motores automobilísticos e motor aeronáutico), o Projeto Combustíveis Alternativos (fontes alternativas e renováveis) e, na linha Aeronáutica, o Projeto Turbinas, visando implantar infraestrutura de apoio, capacidade de assessoria, projeto, desenvolvimento e ensaios de turbinas a gás, tanto para aplicações aeronáuticas como industriais - estas utilizando o etanol como combustível (Figuras 3 e 4).



Figura 3: Cerimônia no PMO1¹.

¹Na Figura 3 é possível identificar as seguintes personalidades em cerimônia no PMO: O Diretor do CTA, Brig Frazão, o Ministro José Bautista Vidal (Indústria e Comércio), Brig Paulo Victor (DEPED), Cel Ferola, T Cel Sergio R Valle, o chefe do PMO - Ronaldo de Magalhães Castro e os professores Urbano Ernesto Stumpf (PMO) e Gordiano de Faria Alvim (ITA).



Figura 4: Alguns integrantes² do Projeto de Motores a Etanol.

Com relação ao Projeto Turbinas, um salto em especialização em turbinas a gás foi obtido com o envolvimento do PMO com o *Cranfield Institute of Technology* da Inglaterra e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), que proveram aos integrantes do grupo de Turbinas a especialização em Turbinas a Gás e em Propulsão Aeronáutica, alguns deles no grupo da Figura 5. Esta figura também menciona aqueles que se envolveram nos trabalhos de investigação de motores aeronáuticos.

Isso permitiu que o PMO evoluísse para uma fase de pesquisa e projetos próprios, desenvolvimento e aplicação de turbinas a gás de pequena e média potência, em grupos geradores de eletricidade, unidades de partida em aeronaves, unidades de emergência ou unidades de geração contínua de eletricidade primária ou secundária de grupos geradores de energia elétrica de 500 kW, utilizando o etanol e visando a sua transferência à Indústria Nacional.

²Na Figura 4 é possível identificar alguns integrantes do Projeto de Motores a Etanol, do qual fizeram parte os engenheiros José Augusto Bresciani Meirelles (ao fundo, 2º da esquerda) e Carlos Alberto dos Santos Vasconcellos (penúltimo, ao fundo, à direita), tendo à frente da equipe o Eng. Clóvis Michelin (de terno claro) e o Eng MANDEL (terno escuro).



Figura 5: Integrantes³ do Grupo do Projeto Turbinas do PMO.

Em setembro de 1978, com a mudança da estrutura organizacional do IPD, o PMO teve sua denominação alterada de “Divisão de Motores” para “Divisão de Mecânica”, ampliando a sua abrangência em pesquisa, desenvolvimento e ensaios no campo da propulsão e dos sistemas mecânicos de interesse aeronáutico, como os Projetos Pista e Hangar e de Sistemas Especiais.

No final de 1978 e com o propósito de prover apoio às investigações de ocorrências com motores aeronáuticos, o PMO começou a ser envolvido em análise de casos específicos e de maior complexidade definidos pelo CENIPA. Esta atividade foi bastante apoiada pelo chefe da seção de Turbinas, Eng. Luiz Eduardo Mesquita de Siqueira, provendo os meios e recursos para a sua efetivação.

5.2 Início da elaboração de relatórios de investigação de motores e componentes de sistemas propulsivos

A partir de 1982, os então Serviços Regionais de Aviação Civil (SERAC), a Divisão e Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (DIPAA) do antigo Departamento de Aviação Civil e as Bases Aéreas começaram a, sistematicamente, direcionar o envio de motores acidentados ao PMO, justamente em virtude das competências já existentes no Instituto.

³Na figura 5 é possível identificar alguns integrantes do Grupo do Projeto Turbinas do PMO: os engenheiros IRINEU ALEIXO MOROZ (6º ao fundo da esquerda para a direita), UMBERTO IRGANG e HELDER CARNEIRO, liderados por JOÃO ROBERTO BARBOSA (sentados, da esquerda para a direita).

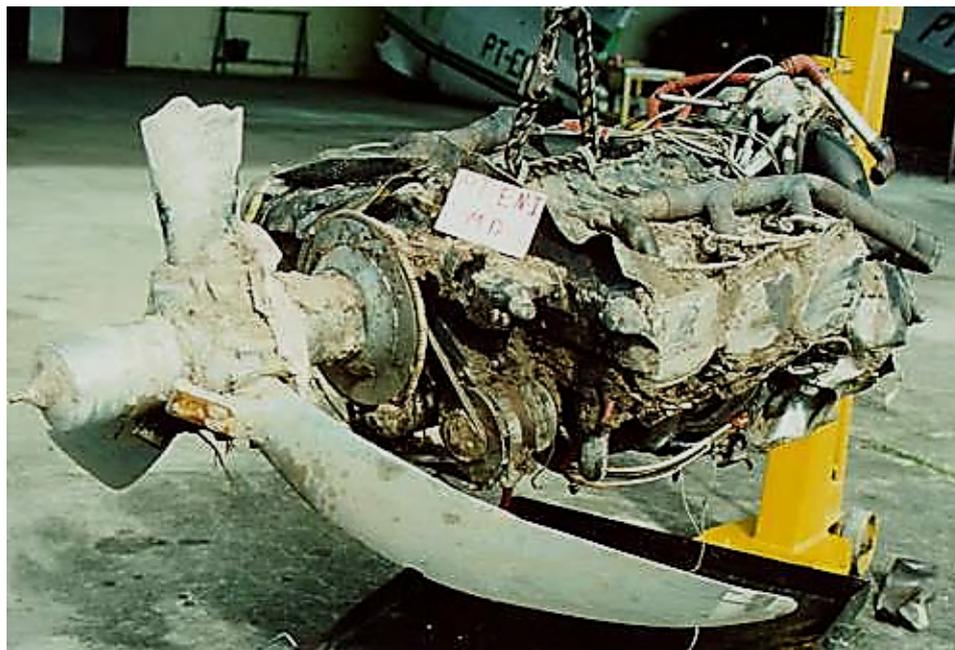


Figura 6: Exemplo de motor sendo recebido pelo CTA/IPD/PMO.

Em 1983, foi solicitado pelo CENIPA um instrutor para o seu Curso de Segurança de Voo (CSV), especificamente para a aula sobre investigação de motores convencionais. O Eng. Umberto Irgang, do grupo de Turbinas do PMO, aceitou o desafio, iniciando seu envolvimento nos cursos do CENIPA relativamente à investigação de motores aeronáuticos e, em paralelo, à sistematização dos trabalhos de investigação dos motores acidentados (da aviação civil e da FAB) nas instalações do PMO, dados os recursos e pessoal de apoio existentes e a oportunidade de capacitação tecnológica dos membros do grupo.

No tocante aos motores convencionais, houve um suporte importante do Eng. Irineu Aleixo Moroz, também do grupo de Turbinas. Sua experiência prévia em oficinas de revisão de motores convencionais imprimiu o aprofundamento nas análises e avaliações do estado geral dos motores a pistão investigados.

Adicionalmente, em cada caso investigado, havia bastante interação com os laboratórios de Combustíveis e Lubrificantes e de Metrologia, com as Divisões de Materiais (PMR) e de Aeronaves (PAR), bem como com a Homologação do Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) do CTA.

Os relatórios de investigação de motores foram padronizados e recebidos pelas áreas responsáveis pela investigação para serem incluídos como “laudos oficiais”, tanto da aviação civil como da aviação militar. A evolução dessa metodologia de “exame de motores e seus componentes – causa – consequência – contribuição para a ocorrência” foi tão positiva que o CENIPA decidiu, em 1986, criar uma “aula prática”, em que a turma de alunos do CSV se deslocava de Brasília para São José dos Campos para receber orientações no PMO e no PMR sobre as evidências nos grupos propulsores e componentes aeronáuticos. Posteriormente, muitas partes de motores acidentados foram levadas para Brasília.

Com essas partes de motores, em 1988, foi inaugurada a primeira “versão” do “Laboratório de Destroços” junto às atuais instalações do SERIPA 6 e as peças de motores investigados no PMO foram organizadas em estantes junto ao auditório e utilizadas nas aulas dos cursos de investigação. Posteriormente, com a mudança do CENIPA para o prédio do antigo SERAC 6, as partes de aeronaves contendo evidências de falha, de baixa ou alta potência, foram transferidas para a área atual, com sete casos sendo dispostos no terreno da mesma forma que foram encontradas no acidente. Os destroços permitem a aplicação prática das técnicas de investigação de acidentes aeronáuticos: Ação Inicial, Fotografia em Cenário de Acidentes, Análise de Danos, Formas de Destruição, Esforços a que foram Submetidas as Partes da Aeronave, Marcas de Fogo e Causas de Lesões Corporais.



Figura 7: Laboratório de destroços (CENIPA).

As figuras em sequência apresentam alguns exemplos da disposição dos motores desmontados e suas peças principais, no PMO e feitas pelo Eng. Irgang para ilustrar aos alunos casos específicos de acidentes e as indicações que poderiam ser observadas, servindo como meio de fixar os conhecimentos adquiridos no curso.

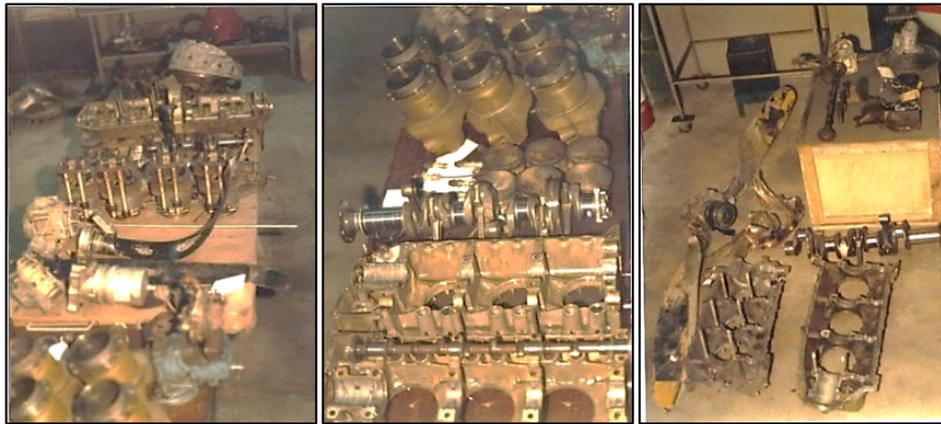


Figura 8: Motores convencionais.



Figura 9: Motores turbojéte.



Figura 10: Motores turbohélice (hélicópteros).

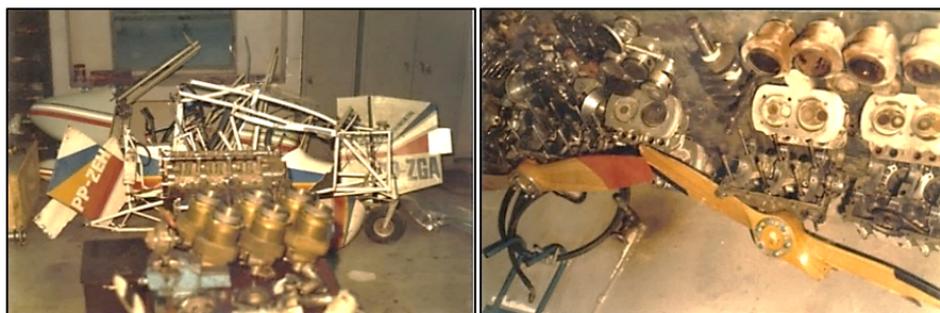


Figura 11: Motores de aeronaves da aviação geral e experimental (ex:girocóptero).

Em 1987, o Eng. Irgang mudou-se para a Embraer Eng. Irgang mudou-se para a EMBRAER, continuando, porém, a dar aulas de investigação de motores nos cursos do CENIPA. As investigações de motores acidentados passaram então a ser realizadas pelos Engenheiros José Augusto Bresciani Meirelles e Irineu Aleixo Moroz, este assumindo a tarefa, em sequência, quando o Eng. Meirelles foi transferido para a Homologação do IFI.

Em 1995, o Eng. Carlos Alberto dos Santos Vasconcellos assumiu a responsabilidade de examinar os motores e elaborar os relatórios de investigação, atribuição ainda vigente, contribuindo também com aulas nos cursos de investigação de motores do CENIPA.



Figura 12: Principais pesquisadores⁴ do então CTA envolvidos na investigação de motores.

Após reestruturação do CTA, em 1990, todo o efetivo do IPD passou a fazer parte do recém-criado Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE⁵). Com essa reestruturação, a sigla IAE teve novo significado, agregando as divisões de Aeronáutica que pertenciam ao IPD e as divisões da área Espacial do antigo IAE.

⁴Da esquerda para à direita, os principais pesquisadores do então CTA envolvidos na investigação de motores: Engenheiros José Meirelles; Irineu Aleixo Moroz; Umberto Irgang e Carlos Alberto dos Santos Vasconcellos.

⁵A sigla IAE significava Instituto de Atividades Espaciais.



Figura 13: O IAE nos dias atuais.

Nessa reestruturação, o IAE criou a Divisão de Sistemas Aeronáuticos (ASA), que agregou várias divisões como o antigo PMO, o Túnel de Vento e o PAR. Com isso, o PMO passou a ser Subdivisão de Propulsão (ASA-P).

Por certo período, o trabalho de apoio às investigações de acidentes aeronáuticos passou a ser coordenado pelo IFI e ficou sob a responsabilidade do Eng. José Meirelles. Entretanto, como o IFI era o instituto que certificava as aeronaves no Brasil, para evitar conflito entre a homologação e a atividade de investigação de acidentes, sua coordenação voltou novamente para o IAE, dividindo-a entre a Divisão de Materiais (AMR) e a ASA-P.

Em 2007, a ASA-P tornou-se Divisão novamente, passando a ser chamada de Divisão de Propulsão Aeronáutica (APA) e deixando de fazer parte da ASA.

Mais recentemente, em 2018, o IAE passou por nova reestruturação, quando foi criada a Divisão de Propulsão (APR). Esta nova Divisão passou a agregar a Subdivisão de Propulsão Espacial (APR-E), a Subdivisão de Propelentes e Proteções Térmicas (APR-P), a Subdivisão de Pirotecnia (APR-X) e a antiga APA, que passou a ser denominada Subdivisão de Propulsão Aeronáutica (APR-A). A Figura 14 mostra a atual posição que o setor se encontra no âmbito do IAE, Organização Militar do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA). A Figura mostra ainda a AMR e a APR-P, que auxiliam a APR-A, respectivamente, na análise de falha de materiais e na análise química de componentes de motores investigados.

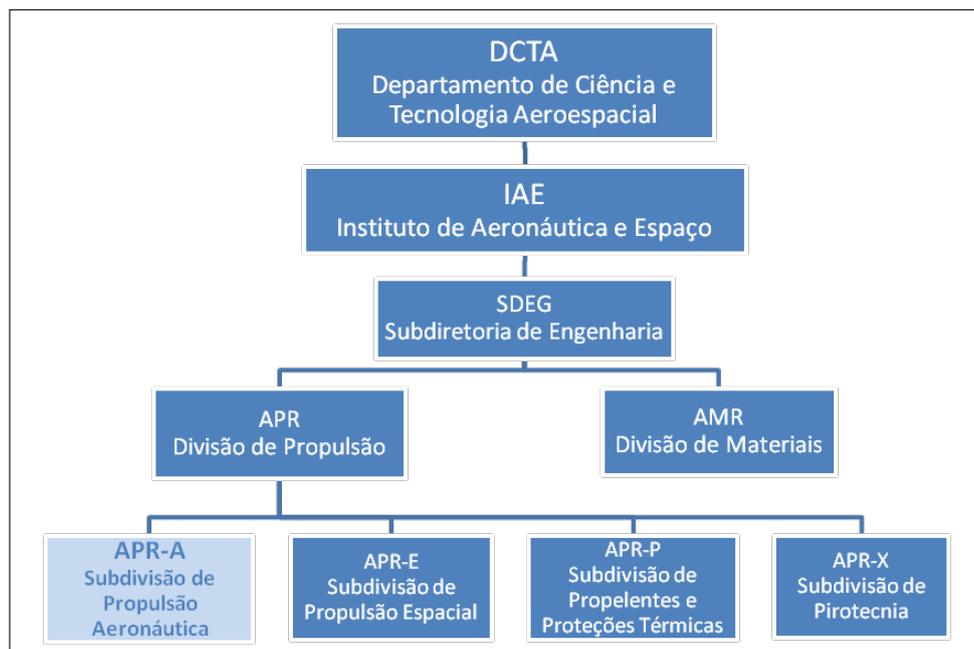


Figura 14: Estrutura organizacional simplificada da APR-A e setores relacionados à investigação de acidentes aeronáuticos.

O DCTA normatizou os procedimentos para a atividade de investigação por meio da Instrução do Comando da Aeronáutica (ICA) 3-15/2021, “Atendimento ao SIPAER em Atividade de Pesquisa no DCTA”. O documento traz os detalhes do envolvimento formal da APR-A, que tem por competência regimental

realizar pesquisas, desenvolvimentos e ensaios de motores no campo da propulsão aeronáutica e na adaptação de motores aeronáuticos para geração de energia elétrica, bem como coordenar e controlar as atividades de investigação de acidentes aeronáuticos no contexto do fator material, envolvendo a montagem, a desmontagem, os testes funcionais, as análises laboratoriais em combustíveis, lubrificantes e fluidos hidráulicos de motores aeronáuticos (Regimento Interno do IAE, RICA 21-93/2019).

Atualmente, a APR-A realiza atividades de pesquisa e desenvolvimento na área de turbinas a gás, gerenciando o desenvolvimento de um motor aeronáutico nacional de 5.000 N de empuxo, denominado Projeto TR-5000. Além disso, a Subdivisão segue contribuindo com as atividades de investigação de acidentes, realizando o exame de motores aeronáuticos acidentados junto ao CENIPA e a análise de combustíveis e lubrificantes em seu próprio laboratório. Em seu trabalho, a APR-A utiliza ainda outros laboratórios do IAE, mais especificamente da AMR e da APR-P, para complementar as análises dos materiais sinistrados. Com isso, a APR-A continua emitindo relatórios de investigação para o Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER), tanto que a atividade de apoio à investigação de acidentes envolvendo motores aeronáuticos faz parte do Plano de Trabalho Anual (PTA) do IAE, sob a responsabilidade da APR-A. Tal fato consolida a relevância dessa atividade para o Instituto.



Figura 15: O prédio da APR-A nos dias atuais.

Os relatórios de investigação de motores e componentes de sistemas propulsi-
vos, elaborados por esses pioneiros no período de 1998 a 2018, os quais muito con-
tribuíram nas conclusões sobre os fatores contribuintes dos acidentes investigados
pelo CENIPA e suas ações preventivas, foram a base inicial para elaboração deste
Estudo de Segurança de Voo.

6 Plano e Metodologia de Estudo

6.1 O Plano de Estudo

A Portaria CENIPA nº 101-T/AESV, de 27 de setembro de 2018, instituiu um Grupo de Estudos (GE) no âmbito da Assessoria de Estudos de Segurança de Voo (AESV) para analisar as ocorrências aeronáuticas com falha de motor nos últimos 20 anos e que geraram relatórios de investigação dos motores e seus componentes, tendo como foco principal a identificação dos aspectos de aeronavegabilidade continuada e fatores contribuintes recorrentes, como será descrito na sequência.

A Portaria determinou que a análise deveria contemplar falhas em motores de aeronaves de asa fixa e rotativa, da aviação comercial e aviação geral no período 1998 a 2018. O GE deveria registrar em planilha os aspectos e fatores que contribuíram para a falha eventualmente relacionados com fabricação, origem dos componentes, problemas novos ou recorrentes, combustíveis e lubrificantes apropriados. Evidenciada a falha de motor, o GE deveria considerar aspectos de aeronavegabilidade relativos às oficinas de manutenção e revisão, à operação, licenças e treinamentos necessários.

O Estudo deveria produzir um panorama estatístico indicando aspectos de aeronavegabilidade continuada e fatores recorrentes, contemplando também os requisitos operacionais aplicáveis e sua eficácia. Também, deveriam ser verificados os fatores contribuintes identificados à época da investigação e buscar a origem do problema que culminou na falha e no acidente, para, em sequência, determinar se ele foi definitivamente resolvido ou se necessitaria ser revisitado.

Este levantamento estatístico, com critérios definidos, foi a base para a análise que redundou nos resultados do Estudo e na elaboração das propostas de Recomendações de Segurança ao órgão certificador, englobando manutenção, treinamento, operadores, fabricantes e fornecedores.

O Estudo teve como base o exame dos relatórios de investigação de motores realizados pelo DCTA e pelos SERIPA (e antigos DIPAA e SERAC), e outros Relatórios Finais emitidos pelo CENIPA, de 1998 a 2018. Esse período de 20 anos foi definido por compreender muitas alterações⁶ no ambiente da aviação civil, conforme os fatos ocorridos e a seguir detalhados:

- De 1998 até o final de 2005, a Divisão de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (DIPAA), do antigo Departamento de Aviação Civil, era o setor responsável por investigar e emitir as Recomendações de Segurança em

⁶Como pode ser observado nos fatos relatados, no período de 1998 até 2005 (8 anos) o acompanhamento e as respostas às Recomendações de Segurança das ocorrências aeronáuticas era da responsabilidade do Departamento de Aviação Civil (DAC), organização do Comando da Aeronáutica; em 2006 foi instituída a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) que assumiu as responsabilidades atribuídas ao DAC; a transição da organização militar para uma organização civil durou até 2011 (5 anos); de 2012 a 2017 (6 anos) estava sendo implementado o PSO-BR; a partir de 2018, com a publicação do Decreto SIPAER, a transição no sistema de aviação civil se consolidou com uma nova dinâmica de gerenciamento da segurança operacional.

ocorrências envolvendo aeronaves operando segundo o RBHA 121. No mesmo período, as Seções de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAA) de cada Serviço Regional de Aviação Civil (SERAC) eram responsáveis pela investigação das demais ocorrências.

- Em março 2006 foi instituída a Agência Nacional de Aviação Civil, com uma regra de transição de, a cada ano, retornar 25% dos militares para a FAB. Este período de transição durou até 2011.
- Em janeiro de 2007 foram criados os Serviços Regionais de Investigação e Prevenção de Acidentes (SERIPA) para absorver as antigas atividades das SIPAA dos SERAC.
- Em 2009 foi publicada a primeira edição do Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR), sendo que apenas a partir de 2012 os processos começaram a ser implementados.
- Até junho de 2015, os assuntos de ocorrências aeronáuticas eram tratados pela Gerência-Geral de Análise e Pesquisa (GGAP) da ANAC.
- A partir de julho de 2015, com a criação da Assessoria de Articulação com o SIPAER (ASIPAER), a GGAP foi extinta e os assuntos foram redirecionados para aquela Assessoria.
- A partir de 2016, foi revisado o processo de rastreabilidade das Recomendações de Segurança (RS) emitidas pelo CENIPA, sendo que, para cada RS, havia um documento da ANAC informando a maneira do cumprimento ou não da respectiva RS.
- Em 2017, após a publicação da segunda edição do PSO-BR, o sistema de gerenciamento da segurança operacional tornou-se o modelo a ser implementado na aviação civil.
- Em outubro de 2018, foi publicado o Decreto SIPAER, estabelecendo que “no âmbito da aviação civil, as atividades de prevenção, de competência da Autoridade de Investigação SIPAER, ficarão limitadas às investigações de acidentes e incidentes aeronáuticos e às tarefas relacionadas com a gestão dos sistemas de reporte voluntários”.

Os trabalhos do Estudo foram iniciados no final de 2018, sendo que durante todo o ano de 2019 vários relatórios foram analisados e catalogados.

Quanto à sua elaboração, os seguintes temas, formatados em uma tabela, foram levantados a partir da análise dos relatórios de investigação de motores e demais documentos:

- Aeronave: certificação, tipo, número de motores, categoria de registro, fabricante, matrícula e quantidade em operação com Certificado de Aeronavegabilidade válido em dezembro de 2020;
- Motor: certificação, tipo, fabricante, modelo, potência, horas e ciclos totais;
- Ocorrência: data, Unidade Federativa (UF) de registro, UF da ocorrência, se o motor foi investigado (DCTA, Oficina, Não), número de referência dos relatórios DCTA e Relatório Final do CENIPA, descrição da ocorrência, tipo de ocorrência (CENIPA), tipo de ocorrência (Estudo), consequências (destruída, danos graves, danos leves), lesões (fatais, graves, leves, ilesos), síntese da falha, precursores no voo que levaram à falha, aspectos de manutenção relacionados à falha, aspectos com combustíveis e lubrificantes relacionados à falha, requisito de certificação relacionado ao problema identificado, participação do fabricante da aeronave na investigação, participação do fabricante motor na investigação e ida do Investigador SIPAER aos fabricantes para testes específicos;
- Fatores Contribuintes: componentes do motor envolvidos e sua contribuição, projeto do motor e sua contribuição, projeto da aeronave e sua contribuição, manutenção e sua contribuição;
- Aspectos da Investigação: limitações encontradas, abrangência das Recomendações, cumprimento das Recomendações, outros;
- Outras Informações: fatores recorrentes nesse tipo de aeronave e motor, situação atual das frotas de aeronaves, aspectos de aeronavegabilidade, outros.

Para permitir a análise de cada caso, foi decidido renomear cada relatório emitido pelo DCTA, assim como cada Relatório Final emitido pelo CENIPA. Isso facilitou o agrupamento de casos por fabricante da aeronave e o preenchimento da tabela, base de referência para todo o Estudo. Cada novo arquivo foi formado, então, com os termos: FABRICANTE-AERONAVE-MODELO-MATRÍCULA-DATA DA OCORRENCIA-UF DA OCORRENCIA.

6.2 Metodologia

A metodologia utilizada teve como ponto inicial a captura dos relatórios de investigação de motores emitidos pelo DCTA/IAE e elaborados sob demanda do SIPAER. A atividade é regida pela ICA 3-15/2015, aprovada pela Portaria DCTA nº 36/DPAA, de 25 de fevereiro de 2015. Esta norma foi recentemente revogada com a publicação da Portaria DCTA Nº 11/ASEGVOO, em vigor desde 1º de abril de 2021, com a formalização da reedição e aprovação da ICA 3-15/2021.

A partir das matrículas das aeronaves que tiveram seus motores investigados pelo DCTA, foram pesquisados os correspondentes Relatórios Finais emitidos pelo CENIPA. Uma tabela inicial foi proposta, a qual teve sucessivos ajustes e inclusões,

visando tornar-se a base de controle de todo o Estudo e dos casos que foram capturados e analisados. Um dos pontos importantes do Estudo foi prepará-lo para permitir a geração de gráficos e comparativos, sendo preliminarmente proposto o seguinte:

- Casos a serem estudados X número de casos investigados;
- Fabricantes de motor X número de casos investigados;
- Modelo de motor X número de casos investigados;
- Tipo de motor X número de casos investigados;
- Tipo de ocorrência (CENIPA) X número de casos investigados;
- Tipo de ocorrência (ESTUDO) X número de casos investigados;
- Número de fatalidades X número de casos investigados;
- Danos à aeronave X número de casos investigados; e
- Contribuição de componentes, projeto, manutenção X casos investigados.

Dentro do período, de 1998 a 2018, constatou-se que os exames dos motores envolvidos em ocorrências aeronáuticas foram realizados de duas formas: pelo DCTA e pelos Serviços Regionais do CENIPA. O relatório do DCTA atendia a um processo já estruturado de documentação dos fatos, porém não era seu propósito entrar no mérito de outras questões relacionadas aos problemas observados. Já os exames de motores feitos pelos elos do SIPAER não tinham o objetivo de formalizar e documentar os fatos em separado e muitas vezes não incluíam dados importantes relacionados ao motor (dados de placa de identificação, por exemplo). A partir de uma certa data, principalmente após a instalação da ANAC em 2006, os investigadores do DCTA começaram a deslocar-se para uma oficina definida pelo investigador, para, em conjunto, examinarem o motor, sendo o DCTA/IAE o responsável pela emissão do relatório, conforme Figura 16.

Para realização deste Estudo, foi necessário, inicialmente, fazer um levantamento dos registros de ocorrências onde houve análise dos motores por parte do DCTA ou pelo CENIPA.

 COMANDO DA AERONÁUTICA DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA AEROSPACIAL INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO CENTRO DE PROPULSÃO AERONÁUTICA IAE/CPA IAE/CPA 06/2016 INVESTIGAÇÃO DOS MOTORES HONEYWELL DA ANV PT-WQH Data: 16 de Maio de 2016	
Executado por:	Eng. Carlos A. S. Vasconcelos - Tecnol. Sr. SIPAER Nº 95.094
Visto por:	Eng. Heider F. M. Carneiro - Pesq. Tit. CREA 150522913-1
Aprovado por:	Roberto William Bosa - Maj. Esp. Com Chefe da Divisão de Propulsão Aeronáutica CREA 500042614-7
Palavras-Chave: Investigação, Motor, Operacionalidade.	
ARTICULAÇÃO	
Original:	CENIPA SIS - 018 - Anv Espaço 12 CENIPA e Espaço - 01 CIP 71815 - 930
Relatório de Investigação RI APA - 06/2016 1/83	
<small>IAE - Instituto de Aeronáutica e Espaço IAE - Divisão de Propulsão Aeronáutica Praça Marechal Eduardo Gomes, 59 - Vila das Atlânticas - 12226-904 St. J. Abel Campos - SP - Tel. 0800 112 2947-0208 - Fax 0800 112 2947-0209</small>	

 INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO DIVISÃO DE PROPULSÃO AERONÁUTICA SUBDIVISÃO DE OPERACIONALIDADE	
FOLHA DE IDENTIFICAÇÃO DO DOCUMENTO	
1 - DOC Nº: RI APA 06/2016	
2 - DATA 16 de Maio 2016	
3 - GRAU DE SIGILO OSTENSIVO	4 - PROJETO (O.S.) CÓDIGO: O.S. 06/2016 TÍTULO: INVESTIGAÇÃO DOS MOTORES HONEYWELL MODELO TFE731-4, S/N P-102269 E P-102278, PERTENCENTES À ANV CESSNA 440, CITATION VII, MATRÍCULA PT-WQH, QUE SOFREU ACIDENTE NO DIA 10 DE NOVEMBRO DE 2015.
5 - ORIGEM IAE/CPA	6 - TIPO DE DOC: RELATORIO DE INVESTIGAÇÃO
7 - Nº DE PÁGINAS: 53	
8 - Nº DO VOLUME: 1/1	
9 - AUTOR(ES) Carlos A. S. Vasconcelos - Tecnol. Sr.	
10 - TÍTULO DO DOC: INVESTIGAÇÃO DOS MOTORES HONEYWELL MODELO TFE731-4, S/N P-102269 E P-102278, PERTENCENTES À ANV CESSNA 440, CITATION VII, MATRÍCULA PT-WQH, QUE SOFREU ACIDENTE NO DIA 10 DE NOVEMBRO DE 2015.	
11 - PALAVRAS-CHAVE Investigação, Motor, Operacionalidade.	
12 - RESUMO: Este relatório apresenta o resultado da investigação realizada nos motores Honeywell modelo TFE731-4, s/n P-102269 e s/n P-102278, que equipavam a aeronave Cessna Citation VII, C-440, matrícula PT-WQH. Durante a realização deste trabalho de investigação, em ambos os motores, não foram encontrados indícios de mau funcionamento e de falha em voo. No instante da colisão com o solo os motores exibiam evidências de que estavam operacionais e com rotação elevada. Devido às circunstâncias que envolveram o acidente o mais provável é que o sr de impacto continuou a girar todo o conjunto rotativo dos motores, mesmo sem o comando de aceleração. Este fato pode ter ocorrido por causa da elevada velocidade da aeronave que foi constatada no momento da colisão com o solo.	
13 - LOCAL DE ARGUMENTO: ORIGINAL: CENIPA CÓPIA: Não Tem	
14 - OBSERVAÇÕES: Não tem	
Relatório de Investigação RI APA - 06/2016 2/83	
<small>IAE - Instituto de Aeronáutica e Espaço IAE - Divisão de Propulsão Aeronáutica Praça Marechal Eduardo Gomes, 59 - Vila das Atlânticas - 12226-904 St. J. Abel Campos - SP - Tel. 0800 112 2947-0208 - Fax 0800 112 2947-0209</small>	

Figura 16: Exemplo de Relatório de Investigação de motores emitido pelo DCTA/IAE em 2016.

A tabela foi construída com várias colunas para possibilitar a melhor filtragem dos casos que seriam estudados. As últimas colunas, identificadas como “aspectos determinantes para a ocorrência”, sintetizaram a área e o aspecto que foram considerados preponderantes, permitindo, assim, indicar as áreas que irão demandar ações e Recomendações de Segurança.

Este trabalho resultou em 654 registros de ocorrências. O levantamento inicial permitiu elaborar as primeiras análises gráficas e a seleção dos casos voltados à aeronavegabilidade continuada e às Recomendações de Segurança encaminhadas à ANAC.

Foi dada especial atenção à contabilização dos dados de ocupantes ilesos e de vítimas, buscando demonstrar os impactos e vidas perdidas devido aos problemas observados.

Na pesquisa do banco de dados do CENIPA, surgiram casos de Relatórios Finais de “falha de motor em voo” cujas investigações foram interrompidas em função de violações, mas estes representaram pouco impacto no resultado deste Estudo.

O levantamento final dos relatórios gerou uma tabela com as seguintes colunas:

1. Colunas relacionadas com aeronave, detalhes, data da ocorrência, relatórios produzidos, tipo de operação e quantidade em operação

Aeroneve, detalhes, data ocorrência e relatórios produzidos																								Mot
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25
PP-GRM	AEASAP 1993	Relatório CENIPA	10/11/1993	Avião	GO	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GEA	RI/AEASAP 0399	RF 04/03/2004	5/12/1999	Avião	RS	NADA CONSTA	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-FKI	RF N	REL CENIPA 31/03/2000	12/11/1999	Avião	GO	1990	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-FAP	RF N	R 20/12/2004	29/9/2002	Avião	MS	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-FGU	RF N	RF A-013/CENIPA 2009	9/11/2002	Avião	SU	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-QGF	SU N	A-573/CENIPA 2016	7/12/2005	Avião	RS	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GON	SU N	A-570/CENIPA 2014	20/4/2009	Avião	SP	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GRJ	SU N	A-693/CENIPA 2014	9/10/2009	Avião	GO	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GEW	RF N	RF A-013/CENIPA 2011	7/4/2010	Avião	TO	1991	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GGR	RF N	RF 1083/CENIPA 2011	10/7/2010	Avião	PR	1992	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GRS	SU N	A-023/CENIPA 2013	27/12/2010	Avião	PR	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GRU	SU N	G-186/CENIPA 2014	15/11/2014	Avião	PR	1993	AB11	AB-115	AB115	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	66	Não	VERIFICAR	LTY				
PP-GAM	RF N	RF A-023/CENIPA 2010	14/9/2008	Avião	RS	1997	AB13	AB-180	AB180	Aerobero	AEROBOERO	AEROBOERO	LTP	1	PR	INTE	29	Não	VERIFICAR	LTY				
PT-EE	AEASAP 0101		19/12/2000	Avião	PR	1972	AC30	651	651	Aero Commander 651	AEROCOCHANDER	AEROCOCHANDER	LTP	2	TPX	ULTE	ZERO	Não	VERIFICAR	SA				
PT-GL	RF N	A-693/CENIPA 2016	8/8/2009	Avião	CE	1972	AC30	500-B	AC30B	Aviões Commander	AEROCOCHANDER	AEROCOCHANDER	LTP	2	TPX	ULTE	10	Não	VERIFICAR	SA				

Figura 17: Tabela – Informações sobre as aeronaves.

Em relação a estas colunas, além do ajuste na formatação dos números de relatórios, foi feito o levantamento estatístico e registro dos relatórios DCTA e CENIPA que foram estudados, identificando os anos e os meses nos quais mais houve ocorrências, o levantamento por tipo de aeronave (helicóptero ou avião), modelo de aeronave, fabricante, número de motores da aeronave, por Estado de registro (na data da ocorrência) e por categoria de registro (TPP, TPX, SAE, AGRÍCOLA, LINHA AÉREA REGULAR, etc.).

Por meio de busca no portal da ANAC, obteve-se a quantidade de aeronaves em operação em dezembro de 2020 com Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido por cada tipo/modelo, dado esse importante para a elaboração das Recomendações de Segurança.

Ainda em função das características da ocorrência e com foco em aeronavegabilidade e investigação, foram selecionados 200 (duzentos) registros, os quais foram analisados individualmente e feitos os comentários pertinentes.

2. Colunas relacionadas ao motor envolvido, seu fabricante, tipo, certificação (Type Certificate -TC e dados da plaqueta do motor), modelo, potência e horas de operação no momento da ocorrência

Motor - detalhes e certificação							
Fabricante Alterado	Fabricante	Tipo	Certificação de Tipo (TC)	Modelo	Potência	HR1	HR2
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO		O-235-C2A		1641,9	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO		O-235-C2A		NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO				NÃO INFORMA	
GARRETT	GARRETT	TURBOÉLICE		TPE-331-1-151K			
GARRETT	GARRETT	TURBOÉLICE					
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO		O-235-N2C			
ROTAX	ROTAX	PISTÃO		912S3			
		PISTÃO					
LYCOMING	LYCOMING	PISTÃO		O-360		8.496	
P&WC	rat & Whitney Canad	TURBOEIXO	TC EM 9707	PW206C	653 SHP	N	N/A
P&WC	rat & Whitney Canad	TURBOEIXO	TCDS No.	PW207C	548 KW	N	N/A
ROLLS ROYCE	ROLLS ROYCE	TURBOEIXO		250-C20R1			
P&WC	rat & Whitney Canad	TURBOEIXO	TCDS No.: IM.E.039 EASA	PT6B-37A	684 KW	309,40 FH	N/A
P&WC	PWC	TURBOEIXO		PT-6B-37A			
PWA	P&W AIRCRAFT	PISTÃO		R-1340-AN1		8.497.50	
PWA	P&W AIRCRAFT	PISTÃO	E-143 FAA	R-1340-AN1 / S3H1	550 HP	10.479	
PWA	P&W AIRCRAFT	PISTÃO	E-143 FAA	R-1340-AN1 / S3H1	550 HP		
P&WC	rat & Whitney Canad	TURBOÉLICE	E4EA	PT6A-11AG	550 SHP		
P&WC	rat & Whitney Canad	TURBOÉLICE					

Figura 18: Tabela - Informações sobre o motor.

Nesse grupo, aqui mostrado ainda em fase intermediária do trabalho, foi feito um levantamento estatístico sobre o fabricante e tipo de motor envolvido (pistão, turboélice, turboeixo e turbofan); por TC e modelo de motor.

Quanto às horas de operação, observou-se que foram relativamente poucos os Relatórios Finais (RF) que entravam neste assunto, e que os relatórios do DCTA não as mencionavam ou consideravam, talvez em função do objetivo de apenas servir de “laudo” e não de “análise”. Este item é importante visto que está diretamente relacionado a aspectos de manutenção, inspeções, revisão geral e a outras deficiências observadas durante a desmontagem do motor.

3. Colunas relacionadas aos dados da ocorrência e seus detalhes

AC	AD	AE	AF	AG	AH	AI	AJ	AK	AL	AM	AN	AO	AP	AQ	AR	AS	AT	AU
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
1	HQ	Estado de ocorrência	Id. M	Enunciado	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator	Id. Fator
2	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
3	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
4	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
5	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
6	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
7	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
8	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
9	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
10	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
11	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
12	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
13	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
14	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
15	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
16	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
17	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
18	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
19	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
20	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
21	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
22	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
23	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
24	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
25	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
26	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
27	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
28	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
29	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
30	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
31	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
32	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
33	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
34	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
35	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
36	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
37	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
38	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
39	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											
40	BO	Bm	N	N	N	N	PERDA DE POTENCIA											

Figura 19: Tabela - Dados da ocorrência e detalhes.

Junto à “síntese da ocorrência” e à “síntese da falha observada”, foi feito um levantamento estatístico das regiões da ocorrência – Unidades da Federação (este parâmetro permite indicar onde aconteceram os maiores problemas e sugerir ações para minimizá-los, por meio de maior fiscalização ou monitoramento); sobre as ações de investigação (indica a quantidade de casos em que o motor realmente foi investigado, apesar de a grande maioria dos RF classificar como de “falha do motor em voo”); sobre o esforço empreendido na investigação envolvendo os fabricantes e a ida a eles e/ou a uma oficina revisora, envolvendo pessoas experientes que contribuíram na avaliação da deficiência observada. Esse ponto é essencial para aumentar a “credibilidade” ao que foi investigado.

A classificação do “tipo de ocorrência” como apresentada no RF do CENIPA também foi avaliada e uma coluna foi criada ao lado para apresentar o “tipo de ocorrência” definido pelo Estudo. Observou-se que, apesar de nenhuma falha no motor ter sido identificada e, sim, seu apagamento momentâneo, perda de potência ou outra condição, a classificação “falha de motor em voo” foi mantida, por questões de classificação prevista em norma interna. Na coluna “tipo de ocorrência (Estudo)” foi apresentada uma classificação do fato constatado durante o processo de investigação e nos exames do motor envolvido, apas com o objetivo de entender melhor o ocorrido, sem qualquer posicionamento contrário à classificação estabelecida. Em casos em que houve perda da “função” do motor ou em que foi constatada “falha interna do mesmo”, o termo “falha de motor em voo” foi mantido. Ainda, há casos classificados no RF como “falha de motor em voo”, porém a investigação determinou ter havido “pane seca”. Em casos de bimotor em que só um motor foi afetado

por falta de combustível, a classificação como “falha de motor em voo” foi reclassificada, pois, no entendimento do GE, a condição de “apagamento de um motor” evoluiu para o acidente em função de uma “perda de controle em voo” e não pela falha ou falta de combustível naquele motor.

Foram contabilizadas as consequências do problema identificado, os danos à aeronave e os impactos às pessoas que nela estavam ou foram atingidas por ela. Os gráficos gerados (fatalidades, lesões e danos) permitiram ressaltar o lado negativo das operações deficientes, dos serviços inadequados nos motores e seus componentes, ou, eventualmente, da sua fabricação.

A coluna “precursores” objetivou indicar quais condições que se manifestaram previamente e poderiam ter auxiliado ou minimizado o problema no momento do voo. Esse aspecto foi difícil de capturar nos relatórios ou, então, não houve registro.

A coluna “aspectos de manutenção relacionados com a falha” trata das ações ou falta delas que contribuíram para a falha ou problema no motor. Quando não mencionado o motivo da contribuição, as colunas seguintes indicam, eventualmente, os componentes envolvidos.

Na coluna “aspectos com combustíveis e lubrificantes relacionados à falha”, observou-se também fatores relacionados à contaminação ou uso inadequado de combustíveis e lubrificantes como, por exemplo, o uso de etanol sem aprovação, gasolina automotiva ou óleo lubrificante vencido.

Por último, nesse grupo, foi colocada a coluna “requisito de certificação relacionado com o problema identificado”, mas poucos casos continham esse dado.

4. Colunas relacionadas aos componentes envolvidos e aspectos contribuintes/outras informações

AR	AS	AT	AU	AV	AW	AX	AY	AZ	BA	BB	BC	BD	BE	BF	As	
Componentes envolvidos e Aspectos contribuintes															Outras informações	
1	alhes															
2	Precurso	a manutenção relacional	leis e lubrifi	racional	Componente	Inibição dos comp	Projeto do mot	Inibição Proj	Projeto da	Contribuição Manut	cos de aeronavej	com este tipo de aerei	comentes neste tp	uação das flotas en	Comentários	
3	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
4	NA	Não houve	NA	NA	Não contribui	Não contribui	NA	NA	NA	Não contribui	NA	NA	NA	NA	NA	
5	N	N	N	N	N	N	N	N	N	Não contribui	N	N	N	N	N	
6	ndo do ar qui	Contribui - ar quente sem c	N	N	Hasse comando ar	Contribui	N	N	N	Contribui	N	N	N	N	N	
7	uridade de inst	Contribui - reparo inadequ	N	N	Cilindro do motor	Contribui	N	N	N	Contribui	N	N	N	N	Improvisação ao inst	
8	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	NA	N	
9	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
10	N	Contribui - cablagens elét	N	N	Isolamento das cab	Contribuiam	N	N	N	Contribui	N	N	N	N	N	
11	N	Contribui - reparo inadequ	N	N	Cilindro do motor	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
12	N	Contribui - filtro de ar inad	n	N	Filtro de ar	Contribui	N	N	N	Contribui	N	N	N	N	N	
13	N	Contribui - velas de ignição	N	N	Velas de ignição	Contribuiam	N	N	N	Contribui	N	N	N	N	N	
14	N	Indeterminado (possivelme	N	N	Bielas de pistão	Contribui	N	N	N	Indeterminado	N	N	N	N	N	
15	N	Contribui -Bielas cilindro sei	N	N	Bielas de pistão	Contribui	N	N	N	Contribui - deficiente	N	N	N	N	N	
16	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
17	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
18	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	NA	N	N	
19	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
20	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
21	N	Indeterminado - motor apres	N	N	N	N	N	N	N	Indeterminado	N	N	N	N	N	
22	ve a aeronave	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	
23	Não houve	Não houve	Não houve	Não houve	Não contribui	Contribui	Não houve	Não contribui	Não contribui	Não contribui	NA	NA	NA	NA	A investigação focou VER	
24	Não houve	Não houve	Não houve	Não houve	Não contribui	Contribui	Não houve	Não contribui	Não contribui	Não contribui	NA	NA	NA	NA	NA	
25	N	Indeterminado - consider	N	N	Pinion to Power Tur	Contribui	Indeterminado - teste	Contribui	Não Contribui	Não Contribui	Indeterminado	Rever Parte 29, item 2	VERIFICAR	VERIFICAR	VERIFICAR	Caso para ser discus
26	Não houve	Indeterminado - aeronave	Não houve	Não houve	Indeterminado	Indeterminado	Indeterminado	Indeterminado	Indeterminado	Indeterminado		Segurança del Volo (ANS)	Após o acidente com	VERIFICAR	O RF	Relat
27	N	N	N	N	ELECTRONIC GOV	Contribui	N	N	N	N	N	N	N	N	N	Caso para verificação
28	N	Indeterminado - possibilid	N	N	Pino do balanç d	Contribui	N	N	N	Indeterminado	N	N	N	N	N	N
29	N	Indeterminado - a fadiga no	N	N	Cabeçote do cilind	Contribui	N	N	N	Indeterminado	N	N	N	N	N	N
30	N	VER RF	VER RF	VER RF	Mola válvula de ad	Contribui	N	N	N	VER RF	VERIFICAR ORIGEM	N	N	N	N	
31	N	VER RF	VER RF	N	Governador de hé	Contribui	N	N	N	VER RF	N	N	N	N	N	
32	N	N	N	N	FCU - unidade de c	Contribui	N	N	N	N	N	N	N	N	N	A cápsula anorede
33	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	

Figura 20: Tabela - Informações sobre os componentes envolvidos.

Nessa parte, foram levantados mais detalhes a respeito dos componentes como contribuição dos componentes, projeto do motor, contribuição do projeto do motor, contribuição do projeto da aeronave e contribuição da manutenção, visando estabelecer os componentes com ocorrências de maior frequência e sua contribuição.

5. Colunas relacionadas com aspectos da investigação do motor e com aeronavegabilidade continuada

BF	BG	BH	BI	BJ	BK	BL	BM
Aspectos da Investigação do Motor e Aeronavegabilidade Continuada							
1	Comentários	Limitações Encontradas	Abrangência Recomendações	Estado das rec	Costos de aeronaveg	Comentários adicionais	Facto Determinante para a Ocorr
3	N	N	N	N	N	N	N
4	NA	NA	RSD operacionais	NA	NA	NA	Operação operador
5	N	N	N	N	N	N	Operação operador
6	N	N	N	N	N	N	Manutenção oficina manutenção
7	Improvisação ao inst	N	N	N	N	N	Manutenção oficina manutenção
8	N	N	N	N	N	N	Operação operador
9	N	N	N	N	N	N	Operação operador
10	N	N	N	N	N	N	Manutenção oficina manutenção
11	N	N	N	N	N	N	Manutenção oficina manutenção
12	N	N	N	N	N	N	Manutenção oficina manutenção
13	N	N	N	N	N	Oficina revisora do motor não foi investigada	Manutenção oficina revisora
14	N	N	N	N	N	Oficina revisora do motor não foi investigada	Manutenção oficina revisora
15	N	N	N	N	N	Oficina revisora do motor não foi investigada	Manutenção oficina revisora
16	N	N	N	N	N	N	Operação operador
17	N	N	N	N	N	N	Operação operador
18	N	N	N	N	N	N	Operação operador
19	N	N	N	N	N	N	Operação operador
20	N	N	N	N	N	N	Operação operador
21	N	N	N	N	N	N	Operação operador
22	N	N	N	N	N	N	Operação operador
23	A investigação focou	VER RF	VERIFICAR RF	NA	NA	DCTA realizou somente a investigação da caixa de transmissão de potencia. Sem dados operacionais	Operação operador
24	NA	NA	NA	NA	NA	DCTA realizou testes dos indicadores analógicos da aeronave acidentada.	Operação operador
25	Caso para ser discus	N	Várias RSV foram emitidas, incluindo o fa	VERIFICAR	O fabricante do motor	Caso para ser revisado e analisado junto à Aeronavegabilidade da ANAC	Fabricação - Componente Motor
26	O RF	Relatório DCTA não infoma	Operador - aspectos operacionais e org	NA	Ver comentários	Na investigação do PR-HVR, houve reprodução da pane em banco de testes. Outros testes subsequent	Operação operador
27	Caso para verificação	N	Ver comentários	Ver comentários	O fabricante do motor	N	Fabricação - Componente Motor
28	N	N	ANAC - realizar auditoria na empresa de	N	N	Necessidade de confirmar com as oficinas revisoras desse motor radial se a condição observada quant	Manutenção oficina revisora
29	N	N	ANAC - estar junto à oficina de manut	N	N	Necessidade de confirmar com as oficinas revisoras desse motor radial se a condição observada quant	Manutenção oficina revisora
30	N	N	VER RF	VER RF	N	Necessidade de confirmar com as oficinas revisoras desse motor radial se a condição observada quant	VER RF
31	N	N	VER RF	VER RF	N	N	VER RF
32	A cápsula anorede	N	À Agência Nacional de Aviação Civil	VERIFICAR CUN	VERIFICAR	O RF menciona que 'a unidade FCU SN C73190 havia passado por um Overhaul' em um centro de	Fabricação - Componente Motor
33	N	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	INTERRUPÇÃO DA INVESTI	A investigação foi interrompida quando o motor já havia sido examinado e os principais dados (fatos) já	Interrupção investig
34	N	N	Recomendações à ANAC de cunho oper	N	N	N	Operação operador

Figura 21: Tabela - Informações sobre a investigação do motor.

Como mencionado no início do Estudo, o tratamento dos aspectos envolvendo aeronavegabilidade continuada é condição essencial para a segurança das operações. Na coluna “limitações encontradas” foram registradas algumas situações ou condições que limitaram ou impediram que a investigação do motor chegasse à raiz do problema ou outras limitações observadas no processo de investigação. Alguns exemplos de comentários:

- Operador fez reparos no motor antes da investigação, trocando três bicos injetores obstruídos;
- A aeronave foi movimentada e a comunicação da ocorrência só foi feita 4 meses depois;
- Devido à corrosão e amassamentos na superfície das fraturas dos prisioneiros, não houve como caracterizar a fadiga do material;
- A investigação não prosseguiu para determinar a origem da quebra do pino da engrenagem de acionamento dos acessórios (Nota: havia ocorrência anterior com EMB720D PT-OFA, de 24/05/2002, RF 025/CENIPA/2006, que identifica esta origem e de causa similar);
- Não foi determinada a origem da falha do comando de válvulas e suas consequências;
- Motores não foram examinados;
- Relatório DCTA não informa dados operacionais do motor nem da sua manutenção.

A análise dos relatórios para a “abrangência das Recomendações e seu cumprimento” é relevante para o registro do que foi feito e o foco das Recomendações dedicadas à aeronavegabilidade continuada. O que se observou é que a maioria das Recomendações, mesmo quando as ocorrências foram classificadas como “falha de motor em voo”, teve cunho operacional e não de aeronavegabilidade.

A coluna “aspectos de aeronavegabilidade” registra manifestações nos relatórios de investigação ou comentários que poderão servir para rever casos relacionados com aeronavegabilidade.

Criou-se uma coluna de “comentários adicionais” para registro, reforço ou lembrete, menção ou sugestão do caso específico, com dados para detalhar alguma ação ou Recomendação.

As duas últimas colunas, “área e aspecto determinante para a ocorrência” sintetizam o aspecto cuja influência foi preponderante para o acidente. Isto em absoluto não retira a contribuição de outros fatores, mas permite uma visão do fator primordial que, se inexistente, não teria levado à “falha do motor em voo” e a todos os impactos negativos associados. Operação e Manutenção são equivalentes em proporção e preponderantes no número de casos, como será detalhado adiante.

Ainda, surgiram situações de análise do relatório DCTA sem o correspondente Relatório Final e que foram registrados como “Ver RF”, por ainda estarem em elaboração ou por não terem sido produzidos. Havia também casos de fatores contribuintes “indeterminados” relacionados com a falha ou perda de função do motor, eventual indicativo das limitações de dados, recursos ou até do esforço dispendido para esclarecer o ocorrido e prover a Recomendação compatível. Um caso “indeterminado” tem praticamente a mesma condição de uma investigação interrompida. A “interrupção da investigação” também está presente, com casos de investigações que não prosseguiram devido ao descumprimento da legislação em vigor.

Os gráficos do Capítulo seguinte apresentam a síntese dos resultados e a análise dos dados levantados.

7 Análise Estatística

7.1 Estudo das 654 Ocorrências

Para o estudo do período de 1998 a 2018, foram considerados 292 relatórios produzidos pelo DCTA e 573 relatórios finais produzidos pelo CENIPA, totalizando 865 relatórios analisados e que tinham relação com “falha” ou “participação” do motor na investigação da ocorrência. Do total de ocorrências analisadas, 211 delas tinham ambos os relatórios; considerando as marcas da aeronave e a data do acidente ou incidente grave, garantiu-se, assim, não haver duplicidade de informações, chegando ao total final de 654 ocorrências.

Nos gráficos em forma de “pizza”, após a quantidade ou total do item foi incluído o percentual. Ambos os indicadores foram separados permitindo uma melhor visualização.

O gráfico 1 apresenta a distribuição dessas 654 ocorrências para o período de 1998 a 2018, ressaltando que, em 2006, ocorreu a transição entre o DAC e a ANAC, como já mencionado anteriormente. Dentre essas ocorrências, 544 casos (83%) foram de aviões e 110 (17%) envolveram helicópteros.

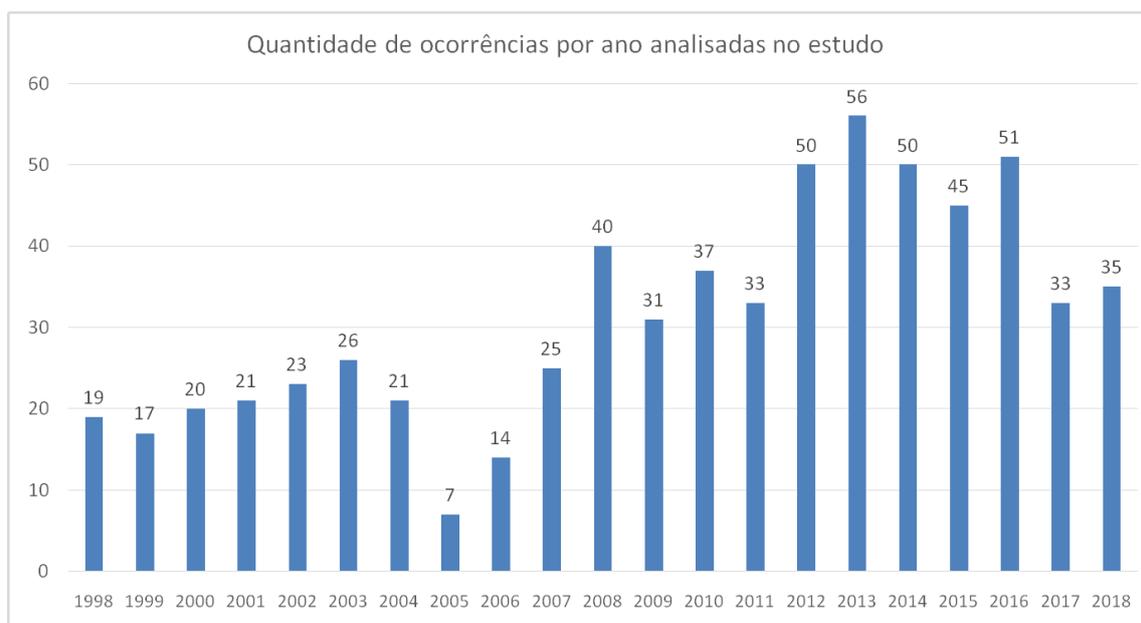


Figura 22: Gráfico 1 - Total de ocorrências por ano.

As aeronaves foram separadas por classe⁷, conforme tabela do Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB), que é uma classificação baseada em características como tipo de pouso, tipo e quantidade de motores, prevista no RBAC 21. A maioria dos

⁷As siglas das classes possuem os seguintes significados: L1P - Avião Monomotor Convencional, L2P - Avião Bimotor Convencional, L2T - Avião Bimotor Turboélice, L1T - Avião Monomotor Turboélice, L2J - Avião Bimotor Jato, H1T - Helicóptero Monomotor Turbina, H1P - Helicóptero Monomotor Convencional, H2T - Helicóptero Bimotor Turbina e A1T - Anfíbio Monomotor Turboélice

casos (59%) é de aviões da classe monomotor a pistão (L1P), conforme mostra o gráfico 2.

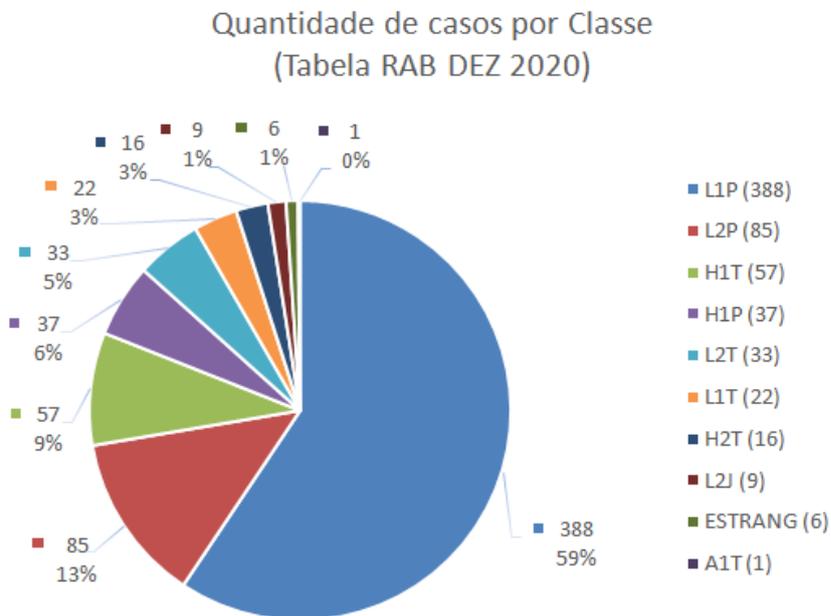


Figura 23: Gráfico 2 - Proporção de aeronaves investigadas por classe.

O gráfico 3 traz as aeronaves distribuídas por fabricante, o que resultou na seguinte distribuição da maior quantidade de ocorrências: EMBRAER com 206, CESSNA com 146, PIPER com 64 e BEECHCRAFT com 46. O termo “Helibras” representa os produtos comercializados em suas várias fases de designação (exemplo: Eurocopter e Airbus Helicopters).

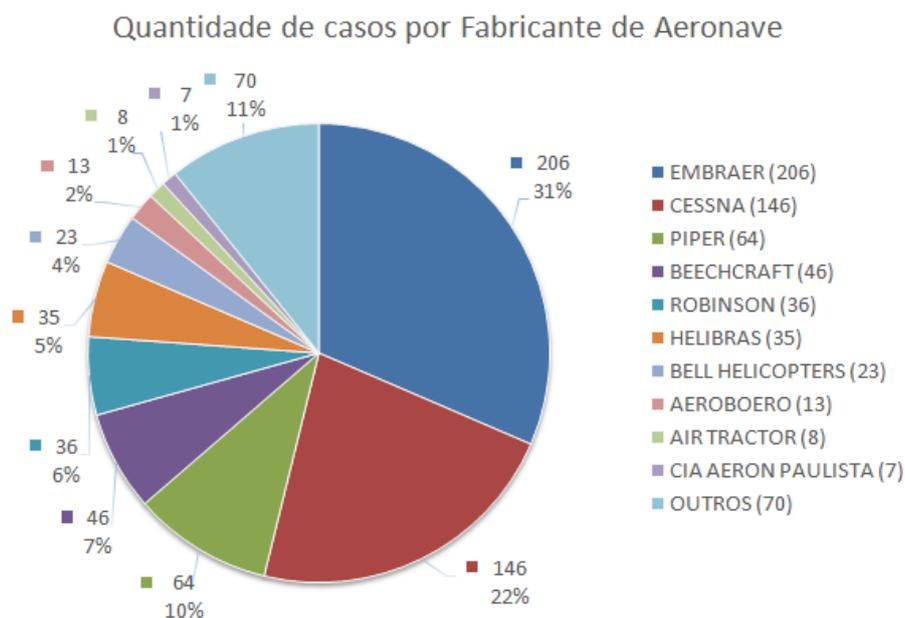


Figura 24: Gráfico 3 - Quantidade de ocorrências por fabricante de aeronave.

Em relação à categoria de registro, a maioria das aeronaves (41%) era da aviação geral e registrada como Transporte Público Privado (TPP), seguido pela categoria de aviação agrícola (S05 e S11) com 17%, táxi aéreo (TPX) com 17% e instrução (PRI) com 15%, conforme indica o gráfico 4.

O gráfico 5 identifica a UF do Estado de registro da aeronave e do Estado onde ocorreu o acidente. Em alguns Estados, há a indicação de mais ocorrências do que número de aeronaves registradas, denotando haver deslocamento das mesmas para essas regiões, onde acabaram tendo problemas com motor. Contudo, São Paulo é o Estado que mais teve ocorrências envolvendo motor no período, totalizando 18,3% dos casos.

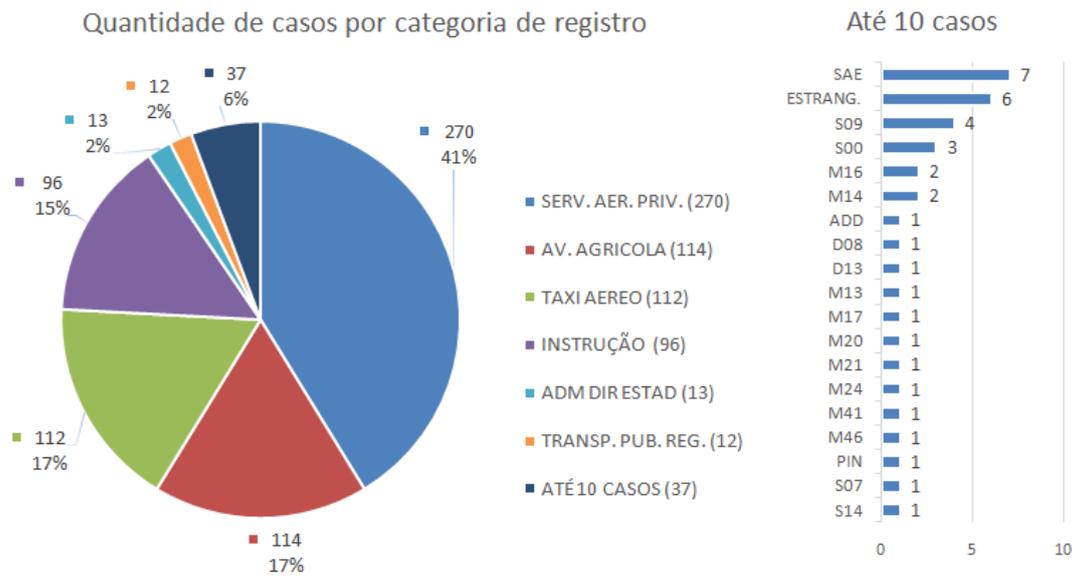


Figura 25: Gráfico 4 - Total de aeronaves por categoria de registro.⁸

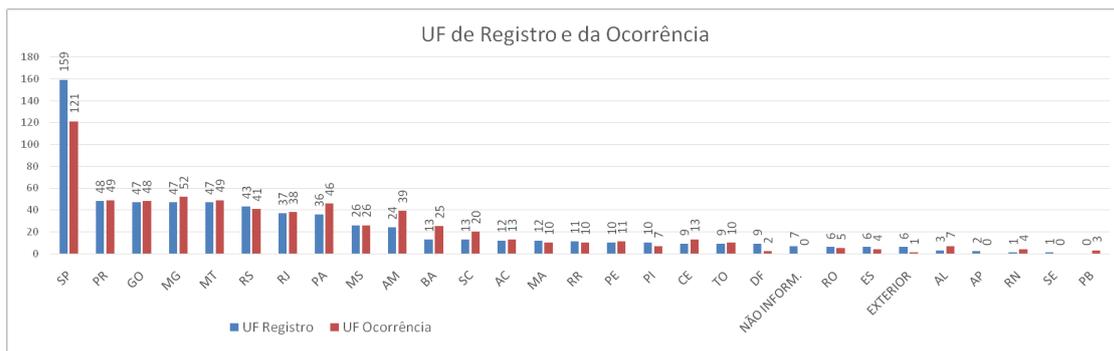


Figura 26: Gráfico 5 - UF de registro da aeronave e UF da ocorrência.

O gráfico 6 indica que, em relação ao tipo, motores a pistão eram a grande

⁸As categorias de registros dizem respeito à classificação das aeronaves de acordo com a natureza do Operador (Público ou Privado) e com o tipo de operação. As principais categorias de registro encontradas nos casos estudados foram: TPP (Aeronave de Serviços Aéreos Privados); TPX (Aeronave de Serviço de Transporte Aéreo Público Não-Regular - Táxi Aéreo); PRI (Aeronave de Instrução de propriedade de aeroclubes, clubes ou escolas de aviação civil); S05 (Aeronaves particulares habilitadas a operar em serviços aéreos especializados aeroagrícolas); S11 (Aeronaves particulares habilitadas a operar em serviços aéreos especializados aeroagrícolas, operando com etanol); ADE (Aeronave de Administração Direta Estadual); TPR (Aeronave de Serviço de Transporte Aéreo Público regular, doméstico ou internacional); SAE (Serviços Aéreos Especializados); PIN (Aeronave de Instrução); ADD (Aeronave de Administração Direta do Distrito Federal); S09 (Aeronaves particulares habilitadas a operar em serviços aéreos especializados de aeropublicidade.); S00 (Serviços aéreos especializados de multicategorias); M16 (São aeronaves habilitadas a operar em mais de uma categoria de utilização. A categoria M16 refere-se a táxiaéreo, serviços aéreos especializados de aerocinematografia, aerofotografia, combate a incêndios, aeroinspeção e aeroreportagem); M14 (São aeronaves habilitadas a operar em mais de uma categoria de utilização. A categoria M14 refere-se a táxi aéreo, serviços aéreos especializados de aerocinematografia, aerofotografia, aeroinspeção, aeropublicidade e aeroreportagem).

maioria, compreendendo 79% dos casos. Já em helicópteros e aviões da aviação leve, 11% eram motores turboeixo, 9% motores turboélice e apenas 1% de casos com motores turbofan. Considerando que o Estudo foi dedicado a explorar as informações e dados dos motores aeronáuticos investigados, realizou-se uma análise minuciosa dos modelos de motor envolvidos, quantidades e seus respectivos fabricantes.

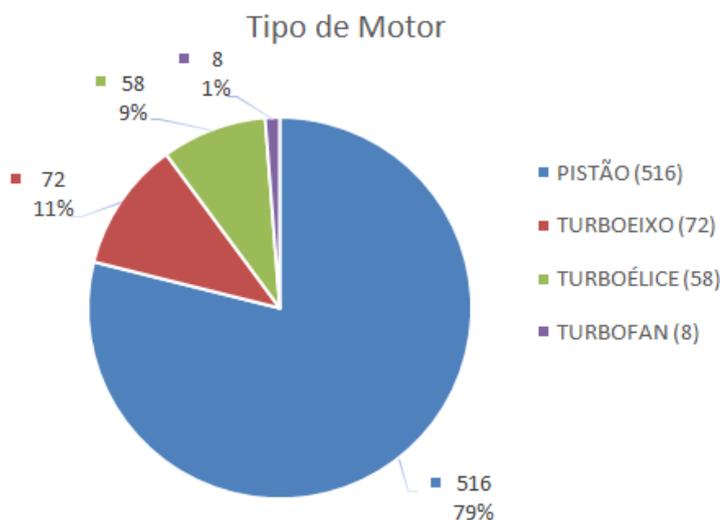


Figura 27: Gráfico 6 - Total de ocorrências por tipo de motor.

No gráfico 7, é possível identificar os fabricantes dos motores que foram investigados durante as ocorrências. Observa-se a predominância de motores a pistão produzidos pelos principais fabricantes mundiais como *Avco-Lycoming* e *Teledyne-Continental*. A *Pratt Whitney Canada (PWC)* aparece em terceiro, como fabricante de motores turboélice e turboeixo. A *Turbomeca* e a *Rolls Royce* também tiveram seus motores turboeixo envolvidos em ocorrências.

Dentre os modelos de motores, o LYCOMING IO-540 foi o de maior quantidade de ocorrências, contendo 136 eventos, seguido pelo TELEDYNE-CONTINENTAL IO-520 com 62, LYCOMING O-540 com 41, TELEDYNE-CONTINENTAL TSIO-360 com 31 eventos e LYCOMING O-235 com 29 eventos. Vale ressaltar que a quantidade de ocorrências por motor não sinaliza qualquer tendência de problemas de fabricação ou manutenção e sim que o referido motor é de grande utilização e integra a maioria das aeronaves operadas em território brasileiro.

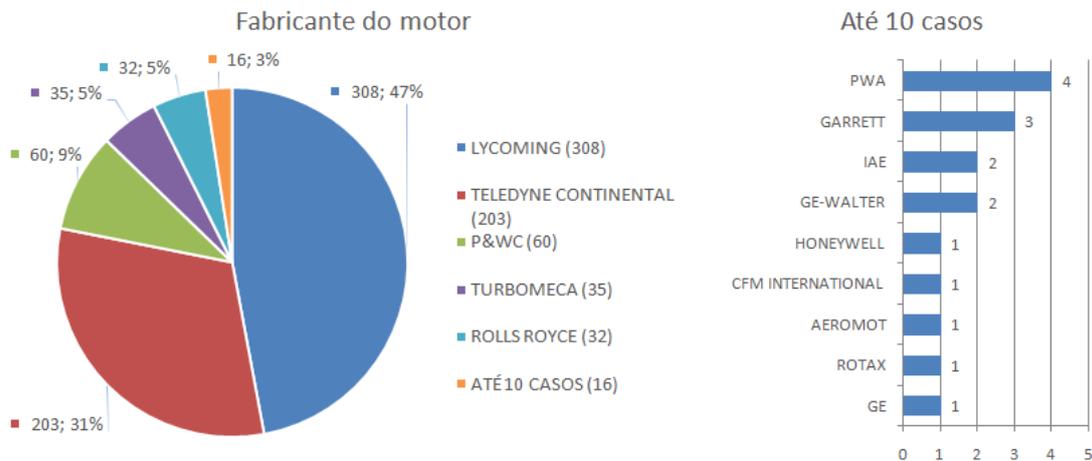


Figura 28: Gráfico 7 - Fabricantes dos motores investigados.

Quando se analisa a classificação das ocorrências nos respectivos Relatórios Finais do CENIPA, observa-se que a grande maioria (69%) foi classificada como de falha de motor em voo, conforme apontado no gráfico 8. Os casos com “Outras Situações” podem significar que apenas o relatório de investigação do DCTA estava disponível ou que o Relatório Final do CENIPA estava em elaboração ou, ainda, outra classificação de ocorrência foi considerada.

Muitos casos de investigação de motor resultaram em uma classificação de perda de controle em voo, colisão com o solo em voo controlado (CFIT) ou pane seca, o que indica que o trabalho de investigação de cada ocorrência buscava, por meio do exame detalhado do motor, descartar tecnicamente a sua contribuição para a ocorrência.

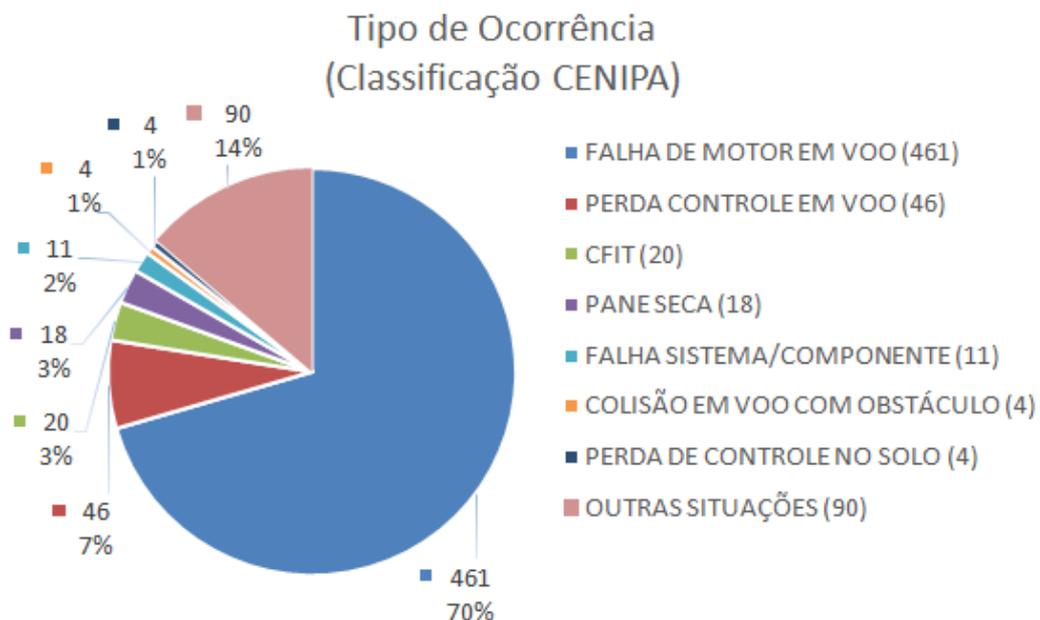


Figura 29: Gráfico 8 - Tipo de ocorrência conforme classificação do CENIPA.

Uma vez que a classificação contida nos Relatórios Finais adotou a terminologia padrão, constatou-se que, em muitos casos, o motor em si não tinha contribuído diretamente para a ocorrência. Para tanto, adotou-se uma “Classificação do Estudo” em que o tipo “falha de motor em voo” acabou se reduzindo dos 70% iniciais para 15%, se redistribuindo para “perda de potência”, “apagamento do motor em voo”, “falha M1/M2 em voo” e “reporte de perda de potência”, classificações essas estabelecidas por este Grupo de Estudos visando aprofundar mais a razão da condição apresentada, conforme mostra o gráfico 9.

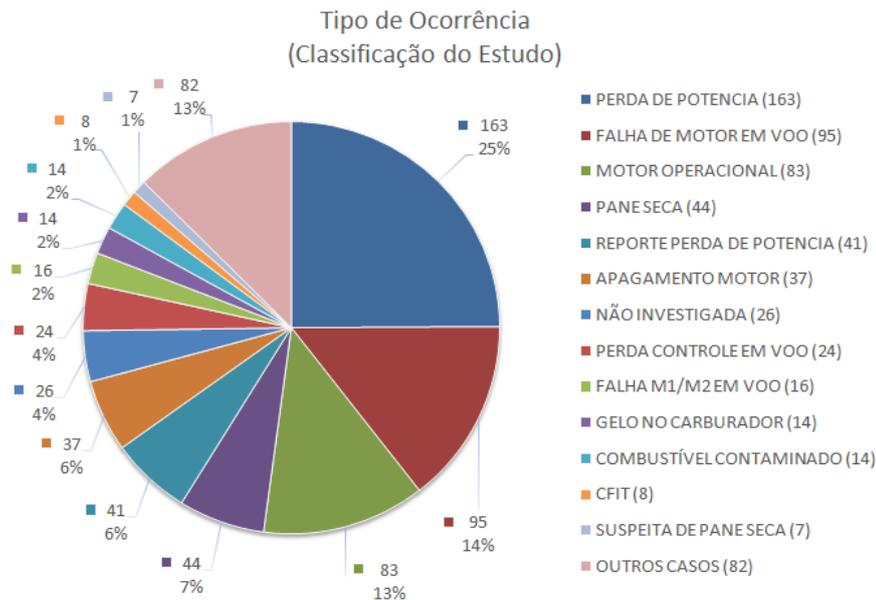


Figura 30: Gráfico 9 - Classificação da ocorrência feita pelo Estudo.

O gráfico 10 apresenta os danos à aeronave, de acordo com os Relatórios Finais. Nota-se uma variação nos termos adotados para irrecuperável, destruída e perda total, que teriam o mesmo resultado de danos. Somando-se essas três classificações, tem-se da ordem de 28% de aeronaves perdidas em função de falha ou contribuição resultante da perda de potência de motor.

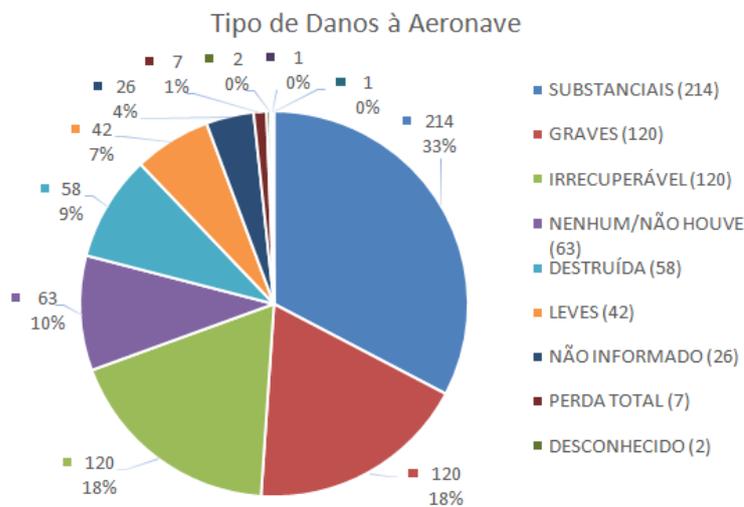


Figura 31: Gráfico 10 - Tipo de danos às aeronaves.

O gráfico 11 representa o impacto dos 654 casos estudados aos ocupantes das aeronaves envolvidas, sem considerar a aviação de linhas aéreas de grande porte (RBAC 121). Em termos de lesões, 22% foram fatais, 12% dos ocupantes sofreram lesões graves, 21% lesões leves e 45% dos ocupantes saíram ilesos. Para as ocorrências de falha de motor envolvendo a aviação submetida ao RBAC 121, houve apenas 1 caso com 1 lesão fatal no período 1998-2018, enquanto a quantidade de ocupantes ilesos foi proporcionalmente bem elevada. Por esse motivo, este segmento não foi considerado no gráfico.

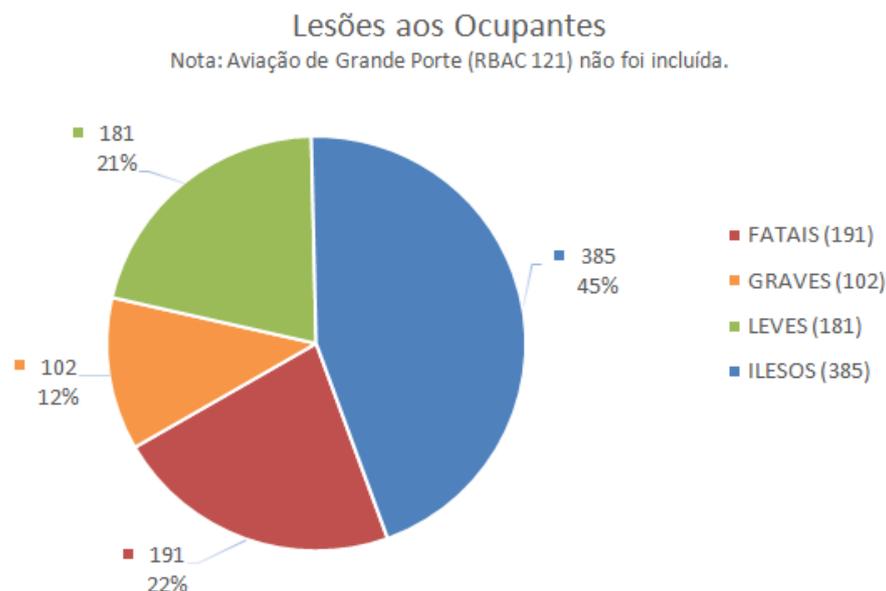


Figura 32: Gráfico 11 - Lesões aos ocupantes excluindo aeronaves do RBAC 121.

A contribuição de componentes do sistema propulsivo para as ocorrências foi agrupada de acordo com os principais tipos de falha, totalizando 281 casos, ou seja,

43% do total. Os principais tipos de componentes que apresentaram falhas foram:

- bomba mecânica de combustível;
- bielas e parafusos prisioneiros de cilindros;
- magnetos;
- velas de ignição;
- carburador e;
- servoinjetora.

Dos 654 casos analisados, 36 casos (5,5%) tiveram envolvimento de problemas com combustível, estando contaminado ou inadequado, enquanto 9 casos (1,4%) tiveram problemas relacionados a óleo ou lubrificante do motor.

O gráfico 12 é de grande relevância para este Estudo, pois permite identificar quais as áreas tiveram participação direta para a inoperância ou falha do motor. Dos 654 casos analisados, pode-se estimar que 274 (42%) estavam relacionados à operação da aeronave, e não ao motor em si. Outro fator de forte contribuição para as ocorrências é a manutenção do motor, totalizando 250 casos (38%). Ou seja, as áreas de operação e manutenção juntas foram determinantes para 80% das ocorrências.

Como já mencionado, essa classificação foi feita visando identificar a “área” como fator primordial que, se ausente, não teria gerado a ocorrência. Além dos preponderantes como operação da aeronave e sua manutenção, nota-se alguma contribuição da fabricação do motor e do uso do combustível (contaminado/inadequado) presentes. De menor incidência, nota-se a certificação, projeto do motor, fabricação de componentes, projeto de componente do motor e projeto de sistema da aeronave. Vale também mencionar a quantidade importante de casos indeterminados, onde o CENIPA não encontrou o fator determinante da ocorrência, e casos com interrupção da investigação, por se tratar de alguma violação encontrada no início dos trabalhos.

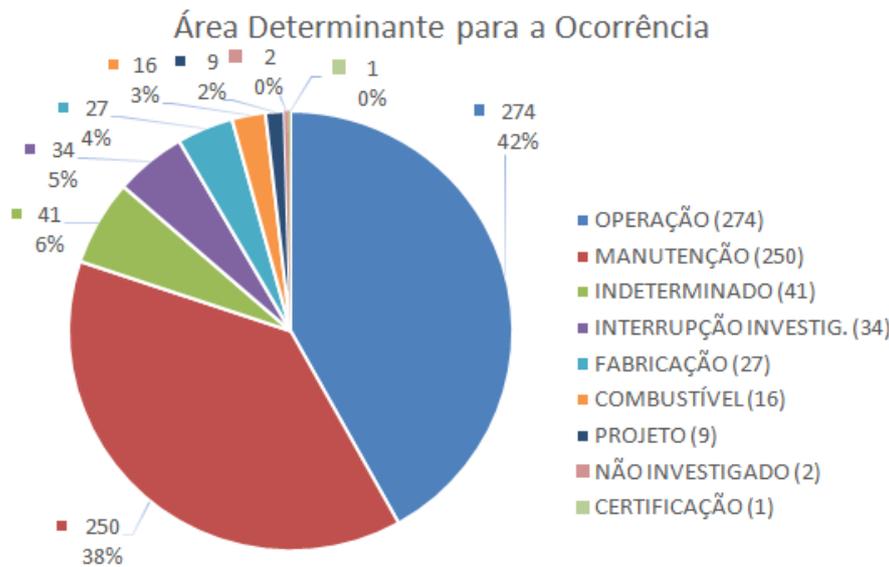


Figura 33: Gráfico 12 - Área Determinante para as 654 ocorrências.

Após analisar a área determinante, foram identificados e detalhados os “Aspectos Determinantes” para as ocorrências, conforme ilustra o gráfico 13. Ao analisar o resultado, deve-se ressaltar a participação relevante das Organizações de Manutenção nas ocorrências com motor, pois se obteve 25% dos casos como relacionados à Oficina de Manutenção (Geral) e 13% à Oficina Revisora, que ambas têm como atribuição garantir a vida segura prevista para o motor. Os dados mostram também ter havido questões com a qualidade e uso inadequado/não aprovado do combustível como aspecto determinante para a falha ou inoperância do motor.

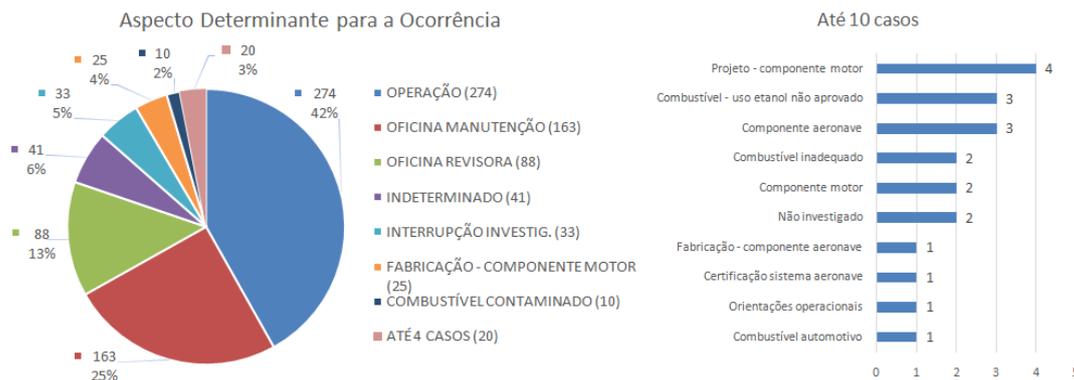


Figura 34: Gráfico 13 - Aspecto Determinante para as 654 ocorrências.

7.2 Estudo Detalhado das 200 Ocorrências Selecionadas

Após análise das 654 ocorrências, o Grupo de Estudos selecionou 200 casos para uma avaliação mais detalhada, levando-se em consideração a quantidade dos modelos de aeronaves operando no Brasil com Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido

em dezembro de 2020. O objetivo era descartar modelos de aeronaves ou motores que não possuíssem quantidade significativa em operação. Desses casos, a grande maioria eram aviões, sendo que os fabricantes foram apresentados no gráfico 14.

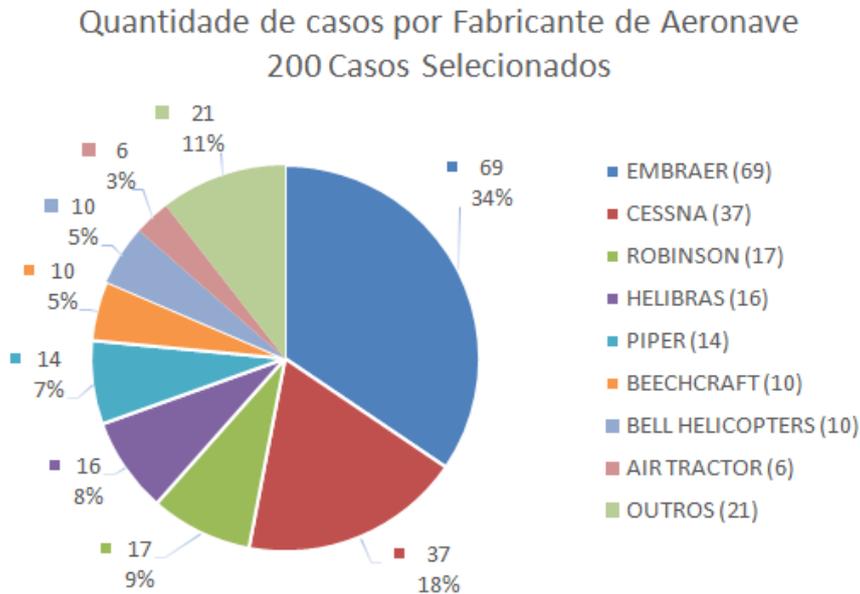


Figura 35: Gráfico 14 - Fabricantes das aeronaves das 200 ocorrências selecionadas.

Em relação aos motores, observa-se, novamente, a predominância dos motores a pistão (70%) produzidos pelos principais fabricantes mundiais, *Lycoming* e *Continental*, como mostrado no gráfico 15. Em terceiro, com 10%, tem-se a *Pratt Whitney Canada* (PWC), fabricante de motores turboélice e turboeixo; a *Pratt Whitney Aircraft* (PWA) responde pelos motores radiais de aeronaves agrícolas; a *International Aero Engines* (IAE) e a *CFM International* respondem por motores *turbofan* de aeronaves de transporte de passageiros e a *General Electric* (GE) por motores turboeixo.

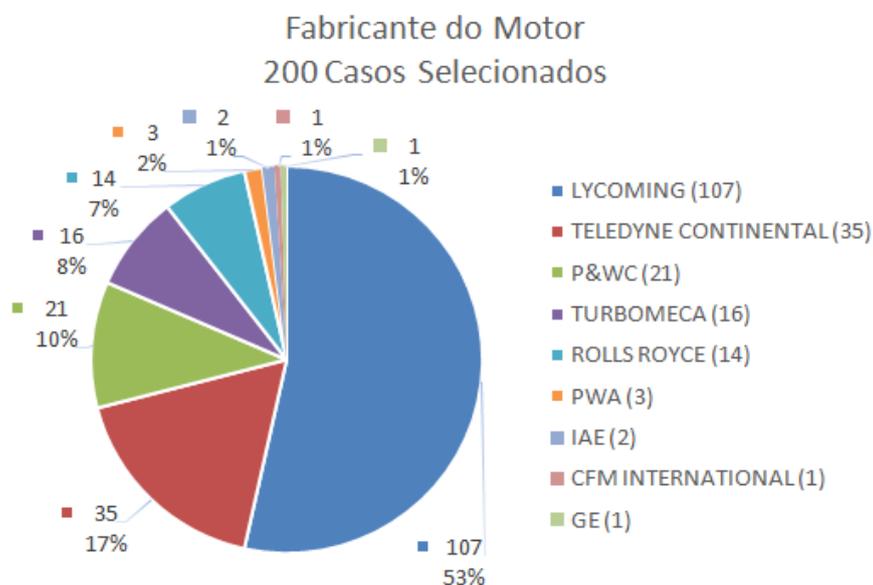


Figura 36: Gráfico 15 - Fabricantes de motores dos 200 casos selecionados.

Os 200 casos selecionados, que serão mais detalhados nos próximos capítulos deste Estudo, apresentam 53% de motores a pistão produzidos pela *Lycoming* e 17% pela *Teledyne Continental*, indicando uma predominância (70%) de ocorrências com os motores mais utilizados nos vários segmentos da Aviação Geral.

Além disso, 158 ocorrências (81%) foram classificadas no Relatório Final do CENIPA como “falha do motor em voo”, ficando 42 casos (19%) classificados como outros tipos como perda de controle, problemas com combustível ou falha de componente.

Sendo assim, da mesma forma adotada para o total de 654 casos, realizou-se uma classificação mais direcionada para o que foi observado no motor e seu efeito na ocorrência, nos tipos de ocorrência selecionados. Neste sentido, a classificação adotada pelo Estudo difere da classificação adotada no Relatório Final do CENIPA. A diferença busca apenas demonstrar que as ocorrências classificadas genericamente como “falha do motor em voo” poderiam ser de outra condição mais específica, visto que, este Estudo trata de analisar a influência da propulsão para a ocorrência.

Deste modo, observando o gráfico 16 o, nota-se que das 158 ocorrências classificadas como “falha de motor em voo” em Relatórios Finais do CENIPA, apenas 60 (30%) realmente foram consideradas como “falha de motor em voo” neste estudo.

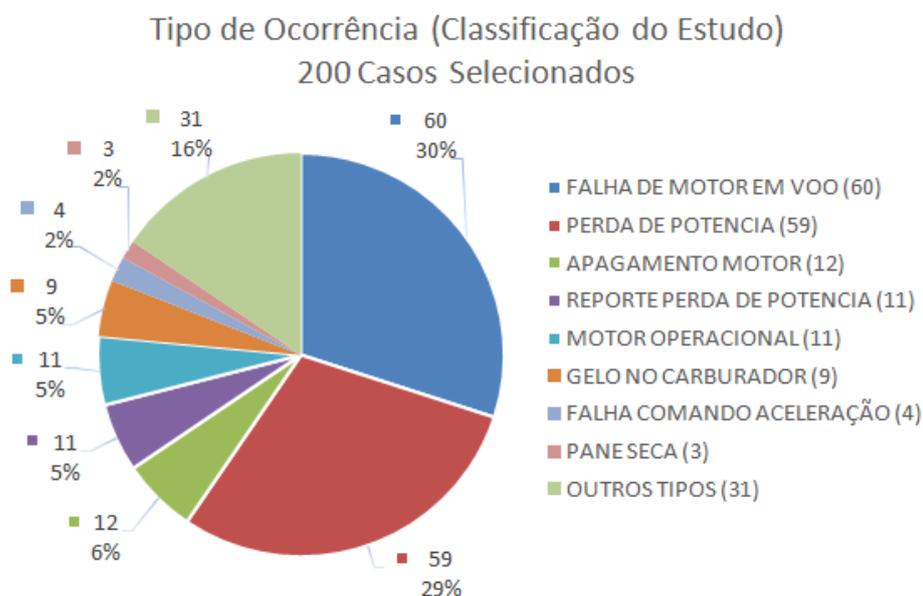


Figura 37: Gráfico 16 - Classificação das ocorrências adotadas pelo Estudo para os 200 casos seleccionados.

Seguindo a análise, o gráfico 17 apresenta as áreas que foram determinantes para a ocorrência dos 200 casos seleccionados. Identifica-se a predominância da manutenção, com 49% das ocorrências, seguido da operação, com 24%, e fabricação com 10%. Observa-se que a “falha do motor”, como genericamente reportada, muitas vezes tem como origem um problema induzido nele por um serviço incompleto ou inadequado, pela reutilização de peças, por falta de regulagens ou pelo uso excessivo do mesmo.

Por sua vez, o gráfico 18 detalha a participação das oficinas nas ocorrências com motor, para os 200 casos seleccionados. Nota-se a participação de 25% dos casos como relacionados à Oficina Revisora e 23% à Oficina de Manutenção do motor, com outros 24% relacionados ao Operador como fator determinante (treinamento deficiente, erro operacional, etc.).

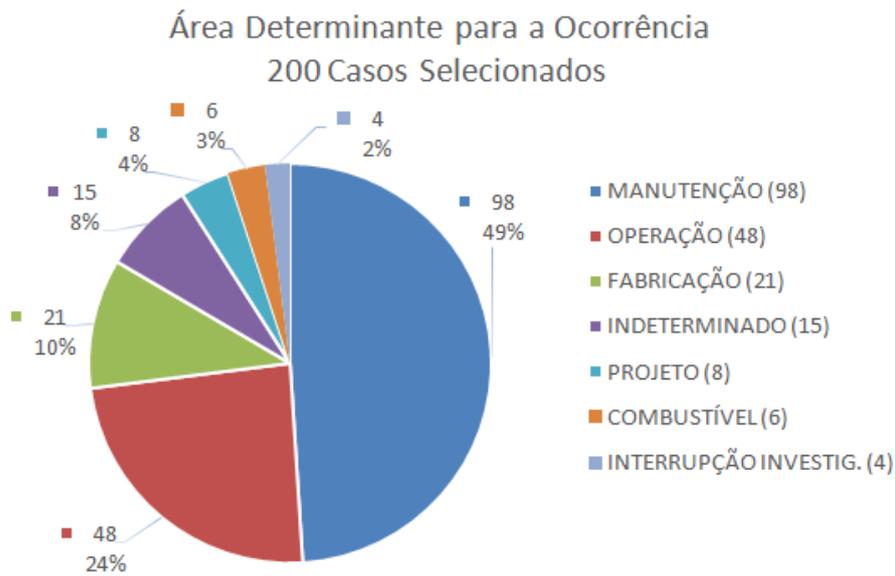


Figura 38: Gráfico 17 - Área determinante das 200 ocorrências seleccionadas.

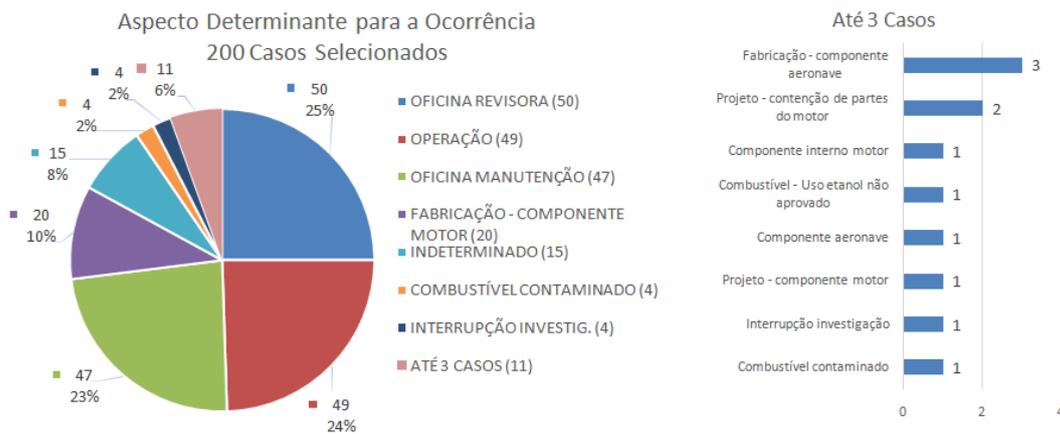


Figura 39: Gráfico 18 - Aspectos determinantes das 200 ocorrências seleccionadas.

8 Análise dos problemas observados na investigação

As tabelas a seguir foram elaboradas buscando relacionar “Fabricante Motor – Situação Observada – Modelo de Aeronave Envolvida – Em Operação em 2020” para os 200 casos considerados relevantes. Para isso, foi levada em consideração a quantidade de aeronaves que estavam com Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido em dezembro de 2020, segundo informação disponibilizada pelo RAB, e a criticidade da situação encontrada na investigação segundo os relatórios produzidos.

Essas tabelas permitem às Oficinas de Manutenção e aos Operadores entender com mais detalhe os tipos de condições observadas nos motores e modelos de aeronaves por fabricante e segmento de operação. Permite também aos Fabricantes dos Motores e das Aeronaves terem uma visão da sua participação para as ocorrências.

Tabela 1: Motores a pistão utilizados em aeronaves de instrução.

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ2020
LYCOMING	O-235-L2C	Gelo no carburador	CESSNA 152	194
		Bronzina nº 2 com fratura, provocando a interrupção da passagem de óleo do bloco do motor para o eixo de manivelas		
		Parafusos do mancal da biela nº 3 tiveram afrouxamento, gerando perda de eficiência da lubrificação no mancal		
		Moente de arvore de manivelas com falta de lubrificação junto ao cilindro 3		
		Ausência de dois plugues no pistão do cilindro Nº 4		
		Fratura da cabeça da válvula de escape no cilindro 3		
		Perda de torque de uma das porcas da biela do cilindro número 2		
		Falta de lubrificação na biela 4		
	Vela de ignição inferior do cilindro nº 1 se desprendeu do motor devido ao desgaste da rosca fêmea do cilindro e posterior destacamento do <i>helicoil</i> .			
	O-235-C2A	Velas de ignição vencidas e de origens diferentes. Motor recém retornado da revisão	AEROBOERO AB115	66
O-360-A1A	Afrouxamento da porca da biela do cilindro Nº2, causando atrito e perda de potência	AEROBOERO AB180	29	
O-320-E2A	Suspeita de gelo no carburador	PIPER PA28-140	78	
	Muffa com tubo corta chama solto e bloqueando escape dos gases			
TELEDYNE CONTINENTAL	O-200-A	Quatro casos de suspeita de gelo no carburador	CESSNA 150G/H/J/L	95
		Magneto com vazamento de óleo para o distribuidor afetando o centelhamento.		
		Carburador com folgas e condições atmosféricas propícias à formação de gelo no carburador.		
		<i>Nipple</i> de conexão da linha de combustível dos tanques para o filtro permitindo vazamento de combustível.		
	Os cilindros nº1 e nº4 estavam com taxa de compressão nula e o cilindro nº 3 estava com baixa taxa de compressão.			
Válvula de admissão do cilindro 1 emperrada em aberto.				
O-300-A	Gelo no carburador. Sistema de aquecimento de ar para o carburador obstruído por tampas não previstas.	CESSNA 170A	30	

Tabela 2: Motores a pistão utilizados em aeronaves da aviação geral.

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ2020					
LYCOMING	O-320-H2AD	Gelo no carburador do motor.	CESSNA 172N	251					
	O-360-A4M	Não foi possível identificar fatores que pudessem comprometer o desempenho do motor da aeronave.	EMBRAER EMB-712	152					
	IO-360-C1C6	Quebra parafuso prisioneiro cilindro N 2. Junta de vedação do adaptador da bomba de vácuo com rebarba, obstruindo passagem de óleo.	EMBRAER EMB-711B/C	200					
	IO-360-C1C6	Rompimento do conduto metálico por onde passa o cabo de comando do manete de potência.	CHINCUL SACAIFI PA-28R-201	200					
	IO-360-C1E6/ LIO-360-C1E6	Cisalhamento da válvula de escape nº 2 Mecanismo do comando de válvulas do cilindro nº 2 apresentava molas de escape e admissão quebradas, tucho de válvula de admissão quebrada, haste de acionamento do balancim deformado e limalhas. Desprendimento de uma das pás e de parte do cubo da hélice do motor esquerdo.	PIPER PA-34-200 SENECA	617					
	IO-360-C1C6	Bronzinas de espessura incompatível para o eixo de manivelas, gerando emperramento do motor por excessivo atrito.	EMBRAER EMB-711T	165					
	IO-360-C1C6	Bujão de destanqueio do óleo do motor (PN STD-551) foi substituído por um dreno inapropriado de PN 61879-02 causando perda do óleo.	EMBRAER EMB-711T	165					
	O-540-B4B5	Fratura de dentes de engrenagem e outros danos, impedindo o acionamento do eixo de comando de válvulas, bomba de combustível e o magneto esquerdo. Soltura da bucha improvisada para acomodar a vela de ignição do cilindro nº 6, devido ao desgaste dos filetes de rosca do cilindro. Suspeita de problema na válvula seletora de combustível. Defletor interno da câmara de ar quente do sistema de escapamento do motor (muffa) havia se desprendido do conjunto e estava obstruindo a exaustão dos gases de escapamento. Boia do carburador não estava centralizada no interior da cuba.	EMBRAER EMB-710C	53					
					O-540-E4C5	Possível vazamento de óleo pelo retentor da hélice, que fora montado inadequadamente. Bloqueio do filtro de combustível da asa direita por contaminantes e corrosão na bomba elétrica. Nada foi encontrado no sistema de combustível do motor que pudesse explicar a perda de potência reportada. Pane Seca.	BRITTEN NORMAN BN-2A-27	2	
									IO-540-K1G5
	IO-540-K1G5D	A biela do cilindro Nº4 foi encontrada rompida, devido à fadiga por <i>galling</i> (movimento relativo entre casquilho e a biela). Falha em bucha do contrapeso dinâmico do virabrequim (usinagem/retífica inadequada).	EMBRAER EMB-721C	60					
					TELEDYNE CONTINENTAL	C-85-8F	Hélice se despreendeu em voo. Ruptura do eixo por fadiga na chaveta.	CIA AERON PAULISTA CAP-4	
	TSIO 360-FB	Válvula de regulação de pressão de óleo com partícula de borracha presa na sede da válvula mantendo-a aberta. Eixo de manivelas falhou pelo mecanismo de fadiga. Quebra do eixo de manivelas.	EMBRAER EMB-711ST	165					
	TSIO-360-EB	Mistura muito rica. Velas com centelhamento irregular. Bomba elétrica de combustível foi encontrada na posição "ligada", quando deveria estar desligada. Bombas de alimentação dos motores apresentavam excessiva pressão e vazão, podendo levar a apagamento por mistura excessivamente rica. A bomba de combustível do M1 não era aplicável a este modelo de motor.	EMBRAER EMB-810C	617					
TSIO-360-EB	Suspeita de o piloto ter inadvertidamente fechado a válvula seletora. Operação TPX. Não foi possível estabelecer o motivo técnico pelo qual um motor perdeu a potência após a decolagem - testes normais. Magneto esquerdo do motor inoperante, em função do isolamento do platinado, com oxidação de coloração esverdeada. A peça (platinado) era PMA.	EMBRAER EMB-810C	617						
O-470-L/R	Motor não foi investigado. Boia de polímero encharcada de combustível. Combustível contaminado, provavelmente por água. Vazamento de combustível na válvula dosadora, pelo lado da alavanca de corte, causando perda de potência.	CESSNA 182G/182P	304						
IO-470-K	Não foi encontrado nada de anormal relacionado com a ocorrência. Contudo, havia várias discrepâncias nos serviços e uso de peças inadequadas.	BEECHCRAFT 35-B33	68						
IO-470-L	Vazamento de combustível importante na válvula dosadora de combustível, junto à alavanca de corte de um dos motores. Possível condição de embandeiramento comandado da hélice direita, logo após a decolagem. Não houve falha.	BEECHCRAFT 95B55	54						
IO-520-C7	Mola impulsora de acoplamento do magneto direito falhou.	BEECHCRAFT BE58	316						
IO-520-BA	Biela do cilindro 3 do motor falhou.	BEECHCRAFT F33A	68						
IO-520-BB	Parafusos de bielas se romperam, suspeita de reutilização de peças na revisão geral do motor.	BEECHCRAFT M35	75						
TSIO-520-E	Parafusos prisioneiros do cilindro Nº5 apresentavam ruptura.	CESSNA 402	8						

Tabela 3: Motores utilizados em aeronaves da aviação agrícola.

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ2020
TELEDYNE CONTINENTAL	IO-520-D/L/C	Sistema de alimentação de combustível com três bicos injetores obstruídos e a válvula de alívio de pressão inoperante. Motor utilizava etanol sem conversão. Dois bicos injetores obstruídos (cilindros n° 3 e n° 5). A aeronave não era certificada para operar com etanol. Eixo de manivelas do motor fraturado na região entre o munhão e o moente do cilindro 2, por fadiga de material.	CESSNA A188B	199
LYCOMING	O-540-B2C5	Suspeita de Pane Seca. Conversão não certificada do motor para etanol. INTERRUPÇÃO DA INVESTIGAÇÃO (em função da conversão do motor não ter sido aprovada).	PIPER PA-25-235 PAWNEE AGRÍCOLA	48
	O-540-G1A5	Hipóteses apresentadas para a perda de potência: inoperância dos cilindros 3 e 4; incorreção na montagem ou regulagem dos acessórios (magneto, carburador ou bomba de combustível), considerando-se o pouco tempo de operação após a instalação; falha das velas de ignição por estarem mal reguladas (abertura dos eletrodos); possibilidade de contaminação de combustível em função das condições precárias de armazenamento do mesmo. Fratura do eixo de comando de válvulas, provocando a parada do motor. A peça tinha cerca de 192 horas e sua vida útil era de 1500 (troca obrigatória na revisão geral do motor).	PIPER PA-25-260 PAWNEE AGRÍCOLA	23
	O-540-G1A5	Pane na bomba mecânica de combustível (uso etanol não certificado).	LAVIASA PA25-260	23
	IO-540-K1J5D	Falha da capa da biela do cilindro 1. Motor tinha 95 horas após a revisão geral. Uso de graxa grafitada na montagem das velas de ignição, o que provocou a perda de centelhamento; o piloto não havia efetuado a drenagem do combustível naquele dia. Ressalto do pino do tacômetro P/N 78368 estava quebrado, afetando a engrenagem P/N LW-10290, com parada da bomba mecânica de combustível. Três casos de fadiga dos prisioneiros de cilindro. Uma das causas prováveis da falha do motor em voo seria uma deficiência momentânea de alimentação de combustível. Suspeita de falha da bomba mecânica de combustível, não pesquisada. Não houve pesquisa dos fatores contribuintes. Nada foi observado. Bomba elétrica auxiliar não foi avaliada. Falha de cames do comando de válvulas, com redução da abertura da válvula de escape na amplitude necessária, causando sobrecarga na biela, que falhou e quebrou a carcaça do motor. Pane seca em uma asa. Não utilização da bomba elétrica na operação agrícola por parte do piloto. Servoinjetor com obstrução no <i>gicleur</i> do ar de impacto, que atua no lado "B" da câmara pneumática. Operação com etanol não certificada.	EMBRAER EMB201/201A IPANEMA	893
	IO-540-K1J5/D	Uso irregular de álcool combustível com uma mistura de 85% de Alcool Etílico e 15% de hidrocarbonetos, sendo que 8% destes correspondiam a Tolueno (Etanol não certificado nessa aeronave). Seis casos de falha da bomba mecânica de combustível (fadiga na haste de comando do diafragma). Bomba elétrica auxiliar estava desligada (contrariando placar). Bomba mecânica de combustível apresentou deformação na sua alavanca devido instalação inadequada, feita 3 horas de voo antes da ocorrência. Falha de três cames do comando de válvulas e desgaste em capas de tucho das válvulas de admissão dos cilindros 1 e 2 e da válvula de escape do cilindro 5. Falha do servo injetor, com a porca de fixação do diafragma solta e fora de ajuste. Motor com baixo desempenho e excessiva perda de pressão nos cilindros, guias de válvulas ovalizadas e mau assentamento das válvulas. Ruptura do cilindro 6 devido à falha da válvula de admissão. Suspeita de problema de fabricação da válvula de admissão. Falha do magneto esquerdo por isolamento do platinado e folga excessiva nos eletrodos das velas de ignição. Ambos os magnetos do motor estavam inoperantes. Reportado pelo piloto a perda súbita de potência. O motor foi testado em bancada e não apresentou problema.	EMBRAER EMB202/202A IPANEMA	893
IO-720-D1CD	Perda de potência por estar instalado um magneto duplo PN DSLN-2200, quando o previsto é um magneto duplo PN DSLN-3200. Apagamento do motor devido à fratura na base do magneto duplo, que se desprendeu e parou de funcionar.	PIPER PA36-375 PAWNEE	25	
PWA	R-1340-AN1	Ruptura do alojamento do pino do balancim da válvula de escape do pistão do cilindro n° 5 do motor. Separação da cabeça do cilindro 4, em função de fadiga e propagação de trincas. Mola da válvula de admissão do cilindro 4 com tensão inferior e com constante elástica de compressão menor que o previsto, não fechando a válvula de admissão.	PIPER BRAVE TRACTOR AT-401B	14
P&WC	PT6A-15AG	FCU do motor com cápsula aneroide (<i>bellows</i>) inoperante e vazão de combustível estagnada na condição de marcha lenta (Ng em 48%).	AIR TRACTOR AT-402B	119
	PT6A-34AG	Manobra abrupta de subida e colisão contra o solo, no dorso. O motor apresentava funcionamento normal. INTERRUPÇÃO DA INVESTIGAÇÃO.	AIR TRACTOR AT-502B	242
	PT6A-60AG	Constatado que havia contaminação no FCU, com resíduos possivelmente do tanque <i>hopper</i> usado para translado dos EUA.	AIR TRACTOR AT-602	

Tabela 4: Motores à reação utilizados em aeronaves da aviação geral e comercial.

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ2020
CFM	CFM56-7B24	Falha prematura do rolamento Nº4.	BOEING 737-7EH	24
IAE	V2527-A5	Perda de potência em ambos os motores em altitude e perda elétrica, com desconexão dos dois geradores devido às bombas elétricas estarem desligadas. [Constatado que o aviso no ECAM de bombas de combustível desligadas durante a partida dos motores somente aparece após o acionamento do primeiro motor, não sendo mais apresentado nenhum alerta caso este seja cancelado sem as bombas serem ligadas, ou seja, mesmo que estas estejam desligadas durante a partida do segundo motor, não acontecerá aviso aos pilotos. Caso a decolagem seja efetuada com as bombas desligadas, também não haverá aviso no ECAM (Informações ergonômicas)]. Falha do motor provocada pelo desprendimento de \textit{Annulus Fillers} na raiz das lâminas moveis (palletas) do Fan.	AIRBUS A320-232	64
P&WC	PT6A-114A/114	Falha do selo labirinto do rolamento Nº1 (compressor).	CESSNA 208B CARAVAN	118
		Rolamento Nº1 do compressor com travamento, devido a danos por descarga elétrica proveniente do \textit{Starter Generator} (falha de isolamento de corrente).		
		Bellows do FCU com cápsula aneróide rompida, possivelmente por problemas de fabricação.		
		Embandeiramento gradual e não comandado da hélice devido ativação da Válvula Beta em voo (regulagem inadequada).		
		Embandeiramento não comandado da hélice devido à perda de pressão de óleo por dano interno ao eixo de acionamento, resultado da aplicação incorreta da tensão na correia do \textit{Standby Alternator}.		
		FCU com estagnação do fluxo de combustível em potência elevada, por possível travamento da \textit{pressuring valve}.		
		Apagamento do motor devido a vazamento de combustível em tubo de transferência do injetor, devido a freio erroneamente ancorado na placa trava dos tubos de transferência de combustível, após remoção e reinstalação da vela de ignição para lavagem do compressor.		
		Reporte de perda de potência e uso da EPL - \textit{Emergency Power Lever}, com despalletamento por sobretemperatura.		
		Apagamento M1 por pane seca. Havia combustível em um tanque e o outro estava vazio e com problema de indicação.		
		Colisão com o solo durante procedimento noturno com um só piloto. Não houve falha de motor.		
PT6A-27	Engrenagem do acoplamento do eixo de transmissão de potência à caixa de redução fraturada por fadiga de contato.	EMBRAER NE821	19	
PT6A-27	\textit{Oil-to-Fuel Heater} com o elemento térmico totalmente contraído sem controlar a temperatura do combustível, causando apagamento do motor.	EMBRAER EMB110C	22	
PT6A-34	\textit{Oil-to-Fuel Heater} com o elemento térmico totalmente contraído sem controlar a temperatura do combustível, causando apagamento do motor.	EMBRAER EMB110P1	22	
PT6A-21	Perda efetiva de tração de ambos os propulsores ao cruzar cerca de 50 pés e apagamento do motor esquerdo, com restauração do motor direito.	BEECHCRAFT BE200 C90A	240	
PT6A-60A	Perda efetiva de tração de ambos os propulsores ao cruzar cerca de 50 pés e apagamento do motor esquerdo, com restauração do motor direito.	BEECHCRAFT 300 BE30	3	
PT6A-21	Falha de palleta da turbina do compressor por corrosão e fadiga resultando em falha do motor.	BEECHCRAFT C90	240	

Tabela 5: Motores a pistão e turbobexio utilizados em helicópteros (parte 1).

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ2020
LYCOMING	HIO-360-GIA	Após o quarto treinamento de autorotação simulada, não houve resposta ao comando de potência, no manete do coletivo. Teste funcional do motor sem anormalidades nos magnetos, velas e alimentação de combustível. Constatado na investigação que os pilotos não mantinham a rotação de 2500 RPM para o motor durante a autorotação como previsto no Manual de Voo do Piloto.	SCHWEIZER 260C-1	15
	O-320-A2B	Rompimento do eixo de transmissão de potência, PN A166-1, por mecanismo de fadiga, iniciado por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão à luva de acoplamento (yoke). PN A907-4, pelo lado da caixa de engrenagens. Voo de instrução e perda de controle/colisão com o mar. Aparentemente não houve falha do motor. Sem dados sobre a investigação do Governador de Rotação.	ROBINSON R 22	44
	O360-J2A	Piloto reportou perda de potência após decolagem, com ruído anormal do motor. Suspeita de combustível com contaminação, não confirmada. O motor estava operacional, porém não desenvolvia potência no momento em que realizou o pouso na água. Sem informação sobre se o Governador de Rotação foi investigado. Rompimento por cisalhamento do plug do pino do pistão do cilindro 3 do motor, que parou de funcionar. Os plugs do motor eram de um PN superado pela Service Instruction n° 1267C datada de 26FEV1999. O único overhaul realizado foi em 2007. Perda de potência devido a soltura da alavanca de mistura, no carburador. Queda abrupta e verticalizada da aeronave, resultando em colisão contra o solo. Não houve falha do motor. O governador de rotação não foi investigado. Forte vibração, autorotação e pouso sobre uma vegetação. Caixa de transmissão (MGB) apresentando limlilha com poucas horas de operação. A junta de vedação do filtro de ar modelo B771-1 revisão C foi encontrada solta e presa no Venturi do carburador do motor, causando perda de potência. Este filtro deveria ser substituído pela versão D. Enquanto não trocado, deveria ser inspecionado diariamente, antes de cada voo. Foi sentida vibração com a rpm do motor e do rotor acima dos limites. Não houve falha do motor. Apesar da suspeita de "disparo de rotação", o governador de rotação do rotor não foi investigado.	ROBINSON R 22	44
	O-540-F1B5	Suspeita de formação de gelo no carburador.	ROBINSON R 44	214
	IO-540-AE1A5	Fratura no flexor dianteiro, que conecta o eixo de embreagem com a CTP, rompendo a estrutura metálica (frame) e o tanque auxiliar da aeronave, furando a parede de fogo e provocando incêndio. Indícios de possível falha de contato nos plugues de conexão dos fios que saíram do magneto direito com os fios de alimentação elétrica do tacômetro do motor e do governador de potência. Falha de pá rotor do principal devido a inadequada incorporação de AD de inspeção periódica das pás. Motor normal. Em voo para balanceamento das pás do rotor principal houve perda de controle e colisão contra o solo. Não houve falha do motor. Sem dados sobre exames no Governador de Rotação. Motor apresentou disparo e o piloto realizou autorotação. Uma das correias saltou para fora da polia e um dos conjuntos de molas do atuador do clutch estava deformado. Indícios de ação de manutenção no atuador em áreas não autorizadas pelo fabricante. Falha do motor devido ao movimento relativo entre as partes do bloco, com rotação de bronzina do moente N°3 e fragmentação de bronzina de biela do cilindro N°4, causando danos internos e travamento.	ROBINSON R 44	214
	250 C20/C20B/C20J	Tubulação pneumática PC de sinal de pressão do compressor ao FCU com um terminal solto e vazamento, resultando em rollback do motor para marcha lenta mínima. A tubulação havia sido montada de forma INVERTIDA e sem a instalação do Clamp para evitar vibração do tubo. Falha no compressor, com fadiga em pá do 3º estágio, causando danos aos demais e parada do motor. Havia pites de corrosão e evidências de serviço de lixamento no bordo de ataque do 3º, 4º e 6º estágios. Falha no compressor, com fadiga em pá do 2º estágio, causando danos aos demais e parada do motor. Havia pites de corrosão. Falha do rolamento do acessório PTG (Power Turbine Governor) resultando em oscilação de potência. Tubulação pneumática de PC ao FCU com vazamento devido a conexão de PC deixada solta e levando-o à marcha lenta em voo. Fadiga do Spur Adapter Gearshaft, que veio a falhar com 34 horas e 40 minutos de operação do motor após sua revisão geral. Falta dos Slab Head Bolts, cuja ausência afetou a concentricidade dos rolamentos e produziu vibração no motor; durante a revisão geral, no banco de provas foi constatada vibração, porém o motor foi liberado sem que o problema fosse resolvido. Perda de potência em função da falha do rolamento 2 1/2 por deslocamento axial, desalinhamento com o Spur Adapter Gearshaft e superaquecimento, devido a não instalação do Retaining Ring na montagem de revisão geral (o rolamento 2 1/2 era PMA). Piloto reportou falha do motor. Constatada a presença de água no querosene. Ele havia drenado o combustível antes do primeiro voo do dia; contudo, antes da decolagem, foi efetuada a lavagem da aeronave, com emprego de máquina de alta pressão; a tampa do bocal de abastecimento de combustível PN 206-062-600-001 apresentava desgaste no O-Ring de vedação PN MS29513-243. Combustível contaminado no interior do FCU e do bico injetor, causando bloqueio parcial e apagamento do motor. A contaminação era por "amida", um sólido branco, cristalino e solúvel em água, muito utilizado como fertilizante químico para fornecer nitrogênio ao solo, na alimentação do gado, como matéria-prima para produzir plásticos e produtos farmacêuticos. A aeronave foi alvo de interferência ilícita a bordo e acabou destruída. Conclusões conflitantes entre DCTA (material estranho na entrada do compressor causando estol) e RR (motor com danos rotacionais indicando estar operando normalmente no impacto).	BELL HELICOPTERS 206B	74
ROLLS ROYCE	250-C30S	Falha do rolamento 2 1/2 do motor esquerdo e disparo da turbina de potência, com projeção não contida de fragmentos de palhetas do seu 2º estágio esmagando a linha de PC do motor direito e reduzindo-o para marcha lenta mínima, sem meios de retomada de potência. O motor RR Allison 250-C30 não cumpre com o requisito de contenção por falha de palhetas, pois não possui anel (escudo) de contenção, o que permite que partes projetadas de um disparo da turbina de potência atinjam o outro motor. Inexistência na aeronave de proteção no motor ou na parede de fogo contra danos provocados por explosão ou despallhetamento dos motores. Por projeto, a aeronave de Transporte de Categoria A deve ser construída de modo que a falha de um motor não afete o remanescente e que ela deve permanecer controlável. Falha das palhetas do 1º estágio da turbina do gerador de gás, resultando da sua exposição à temperatura de trabalho excessiva por período prolongado. De acordo com a carta de serviço do fabricante, a falha foi consequência de partidas quentes que o motor sofreu ao longo da sua operação.	SIKORSKY S-76A	35
	250-C20R1	Falha do Pinion-to-Power Turbine Coupling do motor direito em decorrência de fadiga por flexão rotativa, com consequente disparo da turbina de potência por sobrevelocidade e projeção de fragmentos do disco do 3º de estágio de turbina que cortaram uma linha de combustível do motor esquerdo, causando seu apagamento. Além da falha de ambos os motores na aproximação final, no impacto com o solo houve ruptura do tanque de combustível e incêndio. A falha do M1 foi consequência da falha do M2, ou seja, o requisito 29.903(b) do CFR Title 14, Part 29 não foi atendido.	AGUSTA WESTLAND A109-C	114
	250-C30M (KIT SOLOY LLC)	Colisão com o solo 5 minutos após decolagem, sem qualquer contato rádio. Suspeita de perda de potência do motor. Relatório Final: Nenhum fator pesquisado mostrou-se suficientemente claro, factual, para ser considerado contribuinte para a ocorrência. O fato de o motor estar desenvolvendo média ou baixa potência ao impactar com o solo é a única evidência de anormalidade. Entretanto, a falta de elementos que explicassem essa particularidade e a ausência de outras evidências impossibilitam listar fatores que contribuísem para a ocorrência.	HELIBRAS AS 350	276
P&WC	PT6B-37A	Apagamento do motor em voo, quando próximo ao ponto de reabastecimento. Antes de colidir contra o solo, houve a perda de uma das pás do rotor principal, a qual foi encontrada a 150 metros do núcleo dos destroços. Entretanto, devido aos danos severos sofridos em componentes - bomba de combustível de alta pressão, unidade de controle de combustível (FCU) e governador eletrônico - não foi possível determinar se houve falha dos mesmos. Após a decolagem, o rotor da aeronave apresentou perda de rotação, tendo o piloto decidido realizar pouso. Mau funcionamento da unidade governadora eletrônica (EGU) e da unidade de controle de combustível (FCU).	AGUSTA WESTLAND AW 119MKII	06
GENERAL ELECTRIC	CT-58-140-2	Stall do compressor, brusca queda de potência no motor esquerdo e NG estagnada em 40%, abaixo do mínimo na posição IDLE, com T5 elevada. Houve falha na Unidade Controladora de Combustível - Fuel Control Unit (FCU), contaminada por limlilhas provenientes de um desgaste excessivo no Filtro Purificador Centrifugo, além de regulação inadequada do Stator Vane Actuator (SVA).	SIKORSKY S-61N	07

Tabela 6: Motores a pistão e turboboeixo utilizados em helicópteros (parte 2).

Motor	Modelo	Condições encontradas nas investigações	Modelo aeronaves	Aeronaves com CA válido em DEZ/2020
TURBOMECA	ARRIEL 1B / 1D1	Obstrução do filtro de óleo, falha do rolamento G3 e sensor magnético com baixa isolamento.	HELIBRAS AS 350 Series	276
		Houve 4 substituições do rolamento G3, devido à problema crônico de lubrificação.		
		Filtro de óleo do motor com BY-PASS aberto e grande quantidade de limalha e carbonização.		
		NOTA: Em pesquisa, foi obtido que a falha do rolamento G3 pode ocorrer devido a uma possível consequência de vibração excessiva no motor causada por erosão do compressor e acúmulo de poeira (Laterite) no eixo oco.		
		Falha do rolamento G3, vibração e perda de potência. Apesar de já possuir alarme de limalha do motor, aparentemente o piloto não notou o mesmo devido à incidência forte de sol na cabine.		
		Falha do rolamento G3. Excessiva vibração, mensagem de limalha, forte ruído e apagamento do motor.		
		Os conjuntos rotativos dos módulos 2 e 3 encontravam-se travados, com grande quantidade de limalha.		
		Encontrada grande quantidade de laterite (depósitos residuais endurecidos oriundos da decomposição de rochas e materiais superficiais do solo) aderida à parede interna do eixo oco do módulo 3.		
		Somente a laterite desprendida do referido componente acumulou uma massa de 8,42 gramas.		
		Falha do rolamento G3 possivelmente devido a procedimento incorreto de manutenção, na oficina revisora no Brasil.		
		Colisão em voo com obstáculo 10 minutos após a decolagem, em condições meteorológicas eram desfavoráveis para um voo VFR noturno.		
		Não houve falha de motor.		
		Dificuldade no controle do rotor de cauda devido ao seu desacoplamento por montagem incorreta do eixo do rotor de cauda.		
		Perda de potência devido a combustível contaminado com impurezas e água.		
		O posto de abastecimento utilizado não era homologado pela ANP para fornecimento de QAV-1.		
Suspeita de vazamento pneumático em conector de P2 e FCU com tempo de resposta lento.				
Reportes anteriores pelo piloto de problemas no FCU, sanados por ele próprio (que substituiu a cápsula termométrica da FCU, sem registro de origem).				
Disparo de rotação do rotor principal (430 RPM) e inoperância do sistema de controle do FCU decorrente do bloqueio dos filtros \textit{strainer} dos seus loops de controle.				
A oxidação nos componentes internos do FCU foi originada por contaminação do combustível com presença de água.				
Perda de potência do motor devido a contaminantes no FCU (poli acrilato de sódio, utilizado no filtro de abastecimento de combustível).				
Combustível estava contaminado com poli acrilato de sódio (material superabsorvente de água), causando bloqueio nos filtros e travando a \textit{metering valve} do FCU na posição "fechada".				
O mesmo tipo de contaminante foi encontrado no caminhão abastecedor.				
Aviso sonoro (buzina) de baixa rpm e perda de sustentação. Não houve falha do motor.				
Dúvidas quanto ao funcionamento da FCU e da caixa taquimétrica.				
Esses componentes deveriam ser enviados para o fabricante para análise mais aprofundada; no entanto, por motivo de restrições orçamentárias, essa etapa do trabalho não foi realizada.				
Perda de potência por falha das palhetas do 1º e do 2º estágio de turbina do compressor por alongamento (creep), causado por aumento de temperatura do fluxo de gás, não reportado e que não pôde ser determinado.				
Isso resultou em falha de palhetas, desbalanceamento do conjunto rotor e danos ao rolamento G3.				
Motor direito apresentou oscilação de torque e de pressão de óleo, com forte vibração.	HELIBRAS AS 355	10		
Desgaste excessivo por erosão nas lâminas do compressor centrífugo e nos difusores do motor, com redução de eficiência e aumento da temperatura de operação.				
Grande quantidade de carbonização e roçamento entre os dois eixos de turbina, desgaste e desbalanceamento.	HELIBRAS AS 355	20		
Grande quantidade de laterite (poeira) depositada nas partes rotativas do motor.				
\textit{Stall} do compressor e limitação de potência. Ruído estranho vindo do motor, o qual apresentava deficiência de atomização nos bicos de partida, resultando em danos sérios à estatora da turbina de potência do motor; difusores do compressor com desgaste excessivo e em processo acentuado de deterioração.	HELIBRAS AS 355	20		
Falha do rolamento dianteiro do compressor devido à baixa pressão de óleo.				
O fabricante do motor não conseguiu explicar (na época da investigação, 2014), a causa da falha por perda de pressão de óleo.				

9 Temas selecionados e ações mitigadoras

Conforme menciona o documento SAE ARP 5150 (*Safety Assessment of Transport Airplanes in Commercial Service*), as análises de segurança realizadas durante a fase de desenvolvimento de uma aeronave ou de um motor não são suficientes para garantir a segurança contínua das operações durante todo o seu ciclo de vida, sendo, necessário, para tanto, realizar o monitoramento contínuo dos assuntos afetando a segurança de voo que se apresentarem durante a sua vida em serviço.

É importante considerar que a aeronave também passa por modificações e evolui ao longo da vida em serviço. Alguns exemplos de aspectos geradores de modificações podem ser citados: melhorias de desempenho, melhorias de confiabilidade, correções de projeto, obsolescência de componentes, solicitações de operadores, alterações de configuração e cumprimento de novos requisitos, entre outros.

Adicionalmente e, como principal foco desse Estudo, nota-se as dificuldades em serviço, em que são identificadas questões ou problemas que irão necessitar ajuste e até correção por ação mandatória para que a aeronavegabilidade continuada seja mantida.

Neste Estudo, durante a análise dos Relatórios Finais e demais documentos, foram identificadas algumas condições ou Recomendações de Segurança de casos relacionados a motor que necessitam ser revisitadas, considerando a frota atual em operação.

Para selecionar os temas que serão apresentados a seguir, levou-se em consideração a criticidade exposta no relatório de análise do motor, a quantidade de aeronaves com CA válido em dezembro de 2020 e as ocorrências que foram investigadas, porém nas quais existem dúvidas sobre a efetividade e o acompanhamento das Recomendações emitidas à época, tendo em vista a instalação da ANAC em março de 2006 e todo o processo de transição que ocorreu até 2011, conforme o prazo de 5 anos estabelecidos na Lei de criação da Agência. Importante também ressaltar o ambiente de implementação do PSO-BR, que perdurou de 2009, data da primeira edição do PSO-BR, até 2017 (data da segunda edição) já com nova cultura de segurança operacional consolidada.

Atualmente, os processos de investigação, assim como o acompanhamento das Recomendações de Segurança, já permitem afirmar que existe um sistema robusto que fortalece o gerenciamento da segurança operacional.

Importante novamente ressaltar que este Estudo busca visitar condições ainda podem estar “latentes” no âmbito da aviação civil brasileira, sendo seu principal objetivo contribuir para a mitigação de possíveis novas ocorrências. Não é objetivo deste Estudo levantar questões sobre investigações já concluídas ou debater sobre Recomendações já emitidas.

Dentro deste objetivo, a divulgação é importante, tanto para os operadores, quanto para as organizações de manutenção que executam os serviços nos modelos de aeronaves e motores mencionados neste Estudo.

9.1 Tema 01 - Gelo no carburador

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade o fato das ações mitigadoras existentes, principalmente junto aos operadores de aeronaves registradas na categoria instrução, ainda permitirem que ocorra o congelamento no carburador causando perda de potência e dificuldade na sua restauração, resultando em pouso forçado.

Mais recentemente, o assunto em questão foi discutido no âmbito da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) que publicou, na sua página de Segurança Operacional, um Relatório de Análises de Ocorrências intitulado “Análise Qualitativa dos Relatórios Finais das ocorrências com aeronaves de matrícula brasileira nos últimos 10 anos (2010-2019) classificados como Falha de Motor em Voo (SCF-PP)” no qual a formação de gelo no carburador foi analisada como um dos fatores para falha de motor em voo. No item 7.2 do Relatório constam as seguintes informações:

O desconhecimento quanto ao problema de formação de gelo no carburador pode estar associado à pouca abordagem desse tema na formação prática do piloto fundamentada na cultura equivocada que o fenômeno é incomum dadas as condições climáticas brasileiras.

Muitos aviadores acreditam que a formação de gelo no carburador somente ocorre em atmosfera com temperatura próxima de 0 °C, quando na verdade o problema pode ocorrer até mesmo a 35°C, sendo bastante provável em temperaturas abaixo de 17°C com média-alta umidade, o que não é uma condição incomum no Brasil.

Nesse contexto é importante que o piloto, desde sua formação, seja doutrinado quanto a relevância desse fenômeno, identificando sua probabilidade previamente ao voo, tomando medidas preventivas durante o voo conforme probabilidade diagnosticada e sendo capaz de identificar problemas associados ao fenômeno.

Sugere-se assim ações de promoção pela ANAC sobre formação de gelo no carburador, publicação de cartilhas (e.g. o trabalho *Piston Engine Icing* publicado em 2013 pela EGAST) e que a carta de probabilidade de formação de gelo no carburador (exemplo *Carburettor icing-probability chart*) tenha seu uso incorporado durante a instrução prática, devendo ser consultada e debatida no briefing previamente a realização de cada voo.

A formação de gelo no carburador é muito bem discutida por John Schwaner no livro *Sky Ranch Engine Manual*, páginas 90 a 93, em que o autor explica que a soma do efeito Venturi com o efeito de temperatura provocada pela evaporação do combustível pode resultar em uma queda de temperatura de 15C a 21C no carburador, atingindo assim a faixa de formação de gelo. O autor ainda reforça que um motor *Lycoming O-320* forma gelo no carburador em condições climáticas distintas do motor *Continental O-470*, por exemplo.

Este tema envolve um total de 919 aeronaves que estavam com CA válido e em operação no final de dezembro de 2020, segundo tabela do RAB, cujos motores com carburadores aspirados estão sujeitos à possibilidade de perda de potência em função das condições ambientais, devido ao congelamento do ar úmido no carburador.

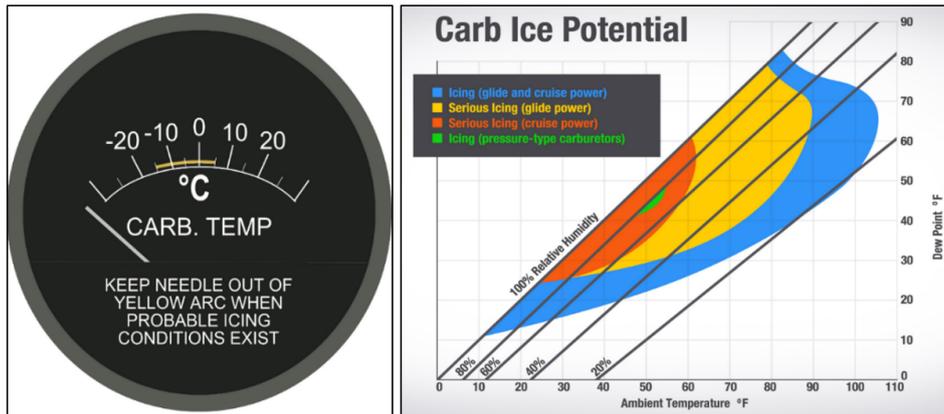


Figura 40: Exemplo de indicador padrão para gelo no carburador e o ábaco com as curvas de probabilidade de formação de gelo, em função do ponto de orvalho e da temperatura ambiente.

Em pesquisa realizada na internet, identificou-se que há dispositivos no mercado e específicos para motores aeronáuticos dotados de carburadores do tipo Venturi, que permitem ao piloto monitorar a temperatura no Venturi do carburador e ligar o aquecimento preventivamente.

Assim, o Estudo concluiu que seria mais efetivo o assunto ser encaminhado para discussão no âmbito do Grupo Brasileiro de Segurança Operacional da Aviação Geral (BGAST), visando analisar a possibilidade de instalação de um indicador de temperatura no Venturi do carburador em todas as aeronaves de asa fixa e asa rotativa, permitindo, assim, ações preventivas eficazes pelos pilotos antes de ser surpreendidos pelo congelamento do carburador e por uma perda de potência.

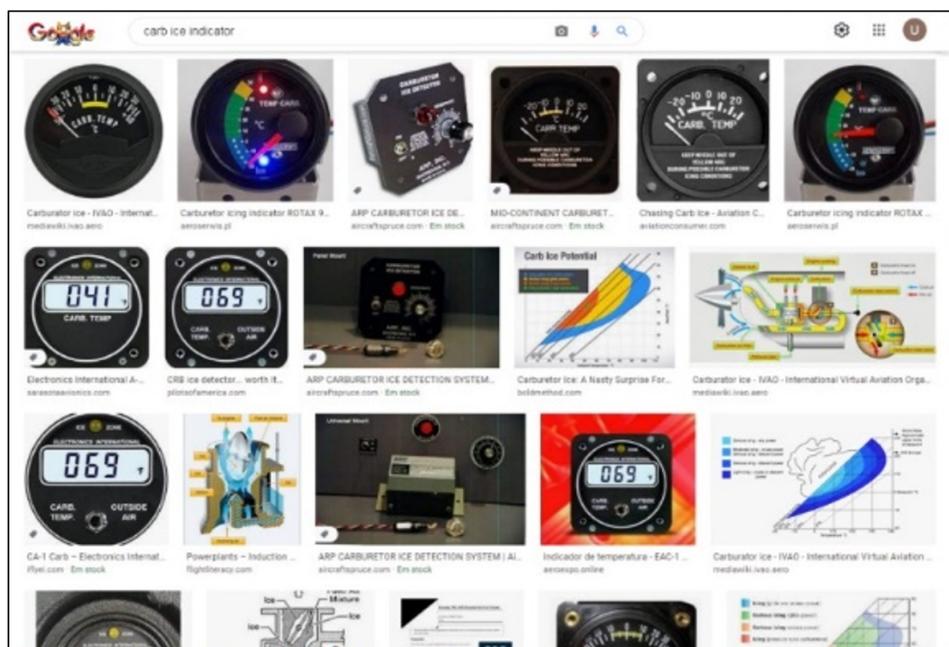


Figura 41: Dispositivos de indicadores de gelo no carburador disponíveis no mercado.

Quadro resumo Tema 01						
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido	Modelos	Motores envolvidos	
Marcas	Data	RF disponíveis				
PR-LPW	14/04/2017	A-063/CENIPA/2017	DEZ2020	C-150; C-152; C-172N; C-170; PA28-140; AB-115; AB-180; CAP-4; e EMB-710C		
PT-IBL	11/11/2016	A-147/CENIPA/2016	919			
PR-DYD	13/10/2016	A-134/CENIPA/2016				
PT-IZV	07/06/2014	A-105/CENIPA/2014				
PT-AVC	21/01/2014	A-016/CENIPA/2014				
PT-DFZ	25/05/2012	IG-601/CENIPA/2014				
PT-WQP	28/04/2010	A-528/CENIPA/2015				
PT-LMR	12/10/2004	A-109/CENIPA/2012				
PT-ADB	24/06/1998	Não consta				
Ação mitigadora proposta		Discutir o assunto no âmbito do BGAST				

9.2 Tema 02 - Mufla de escapamento e de aquecimento de ar

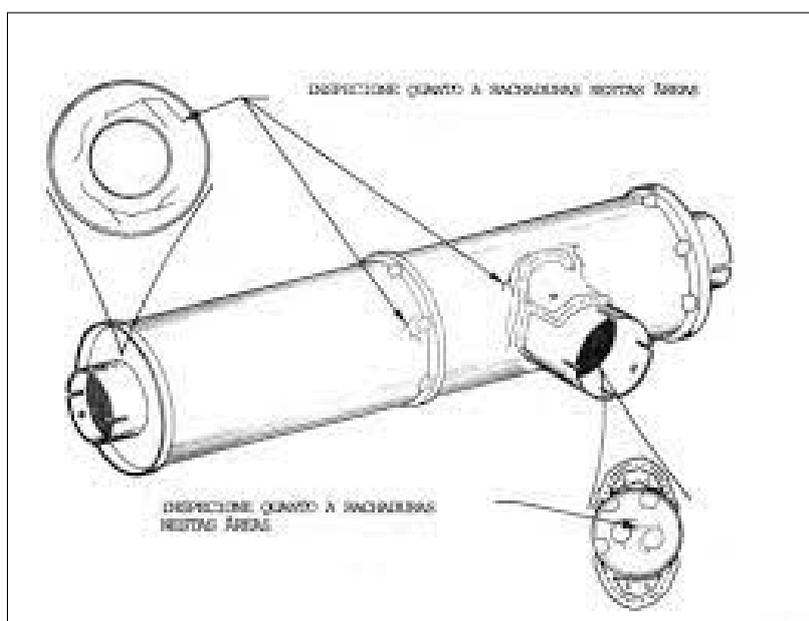


Figura 42: Detalhes mufla.

Outra condição a avaliar é aquela das frotas de aeronaves com motores convencionais que utilizam gases de escapamento para aquecimento do ar do carburador e de ar quente para a cabine. No caso do carburador, a excessiva corrosão interna e trincas podem bloquear a troca térmica e não haver ar quente para fazer o degelo do Venturi do carburador, em condições de formação de gelo.

Ainda relacionada à mufla com corrosão/perfurações, outra questão considerada insidiosa e extremamente perigosa é a do vazamento de gases (monóxido de carbono) através das trincas da mufla para o compartimento do motor, podendo adentrar a cabine através de frestas no painel e parede de fogo. Os efeitos do monóxido de carbono são graduais e podem levar à sonolência e incapacitação do piloto e demais ocupantes. Para aviões dotados de aquecedor de ar que utiliza o calor do escapamento, o risco é similar e crítico. Há diversos casos de ocorrências na literatura

mostrando esta preocupação, como, por exemplo, da Austrália: (<https://www.flightsafetyaustralia.com/2021/07/the-stealthy-assassin/>).

Na tabela do RAB constavam, por exemplo, 53 aeronaves modelo EMB-710C (CA válido em DEZ2020) operando com motor *Lycoming* modelo O-540-B4B5. Ainda, há os motores da linha Piper, além de outros, em que é exigida (AD 68-05-01) uma inspeção periódica na mufla a cada 50 horas de operação, mas que é difícil de ser realizada e que nem sempre é executada por completo. Assim, o Estudo conclui ser recomendável analisar a eficácia da AD 68-05-01 (linha Piper antiga), mandatória para inspeção periódica da mufla do escapamento a cada 50 horas de operação, estendendo-a para as demais instalações similares e buscando uma ação final (por exemplo, mufla em aço inoxidável AISI 321 ou equivalente).

Quadro resumo Tema 02					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motores envolvidos
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-JJM	25/02/2015	IG-029/CENIPA/2015	53	EMB-710C	O-540-B4B5
Ação mitigadora proposta		Analisar a eficácia da AD 68-05-01 devido ao tempo decorrido, visando uma ação final em virtude das ocorrências verificadas em outros modelos de aeronaves.			

9.3 Tema 03 - Chaveta do eixo da hélice

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a idade das aeronaves (CAP 4-Paulistinha) e a maneira como a hélice é montada no eixo do motor, sendo necessário verificar se há uma efetiva inspeção periódica na região do rasgo de chaveta, visando detecção preventiva de trincas.



Figura 43: Imagens de um eixo de hélice rompido por fadiga em seu rasgo de chaveta.

Conforme consta no Relatório de Investigação do PP-HIY, ocorrido em 02JUN2016:

durante a abertura do motor, verificou-se que o desprendimento da hélice em voo ocorreu devido à quebra do eixo de manivela (virabrequim) S/N A5334, mais especificamente no rasgo da chaveta. Constatado isso, o eixo foi encaminhado para exames em laboratório. Os exames realizados demonstraram que o eixo da manivela (virabrequim) teve fraturas por fadiga de material. Verificou-se a presença de riscos superficiais e de amassamento na superfície do rasgo da chaveta, que atuaram como concentradores de tensão, facilitando o mecanismo de fadiga do material.

Apesar de o eixo ser superdimensionado para as cargas da hélice, a troca dela por uma similar (devido às limitações do mercado) ou eventuais danos produzidos na sua instalação/remoção podem induzir pontos de tensão elevada e início de um processo de fadiga, visível apenas removendo a hélice. Este caso denota, portanto, a necessidade de se definir uma ação de inspeção mais detalhada na região do rasgo de chaveta nos eixos dos motores dessas pequenas aeronaves.

Quadro resumo Tema 03					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motores envolvidos
Marcas	Data	RF disponíveis			
PP-HIY	02/06/2016	IG-089/CENIPA/2016	19	CAP-4	C-85-8F
Ação mitigadora proposta			Alertar os operadores desse modelo de aeronave e as oficinas de manutenção certificados para este modelo de motor (ensaio não destrutivo por líquido penetrante)		

9.4 Tema 04 - Conduíte metálico do cabo de comando da manete de potência

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade o fato de uma ocorrência de perda de potência do motor ter sido ocasionada pelo rompimento do conduíte metálico por onde passa o cabo de comando do manete de potência, o qual se separou, formando um arco que limitou o curso do manete, impossibilitando retomar o regime normal de operação e resultando em pouso forçado.

O rompimento ocorreu por um desgaste natural da peça, em virtude da sua utilização na aeronave ao longo das suas duas décadas de operação.

No Relatório Final consta Recomendação de Segurança emitida à ANAC (IG-523/CENIPA/2017 – 01, emitida em 24/09/2018) para:

analisar o manual de manutenção das aeronaves PA-28R 201, no que se refere à inspeção do conjunto do cabo de comando do manete de potência do motor, a fim de avaliar a necessidade de propor ao fabricante requisitos adicionais para a inspeção do conjunto do cabo supracitado, que não estejam limitados ao seu aparente estado de conservação e funcionalidade.

Quadro resumo Tema 04					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-OCQ	10/08/2010	IG-523/CENIPA/2017	4	PA-28R-201	IO-360-C1C6
Ação mitigadora proposta			Monitorar a implementação da RS proposta.		

9.5 Tema 05 - Boias de polímero versus boias metálicas em carburadores

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma investigação de 1999, na qual foi constatada que a boia, de polímero, se encontrava encharcada de combustível, resultando em mau funcionamento do motor. De PN 30-802, a boia era fabricada pela *Precision Airmotivee* estava instalada no carburador modelo MA-4-5. A boia era de polímero avançado e foi colocada em circulação em 26 FEV 1998, por meio da *Service Information Letter* - SIL MS-4, para substituir as antigas, metálicas. A DA 88-08-03R1, de 02 DEZ 1988, trata da substituição de boias não metálicas por outras metálicas.

Verificou-se, na caderneta de célula, que a boia de polímero PN 30-802 operou por apenas 2h30min. As boias metálicas foram substituídas, dez anos depois, por boias de polímero avançado, pois as metálicas não estavam mais sendo disponibilizadas.

Constatou-se na investigação que a DA não estava sendo cumprida devido a uma alteração no fornecimento de componente pelo fabricante. Entre as Recomendações de Segurança constantes do Relatório Final destacam-se:

Informar ao IFI e ao DAC sobre a utilização da boia (PN 30-802), não devidamente homologada no Brasil, bem como sobre a impossibilidade de se cumprir a DA 88-08-03R1, devido ao fabricante das boias haver substituído as metálicas por boias de polímero avançado.

Reavaliar a Diretriz de Aeronavegabilidade 88-08-03R1, de 02 dez. 1988, quanto à sua adequabilidade e exequibilidade, uma vez que esta determina sobre o uso de boias metálicas em alguns carburadores e, em fev. 1998, dez anos mais tarde, o fabricante das boias metálicas as substituiu por outras de polímero avançado.

Quadro resumo Tema 05					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Tipo ICAO	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-IXL	19/09/1999	RF104/CENIPA/2004	304	C182	
Ação mitigadora proposta		Buscar informações sobre a implementação das Recomendações de Segurança emitidas			

9.6 Tema 06 - Boia do carburador não centralizada e travando

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma investigação de 2015, na qual foi constatada a perda de potência de uma aeronave EMBRAER EMB-710C, equipada com motor LYCOMING O-540-B4B5, que colidiu contra uma casa, com duas vítimas fatais e duas graves.

Foi identificado que a boia do carburador não estava centralizada no interior da cuba e que havia marcas de roçamento e desalinhamento da haste.

Em decorrência do acidente, foram emitidas as seguintes Recomendações:

A-005/CENIPA/2015 – 01 / Data emissão 05/04/2018

Revisar a Diretriz de Aeronavegabilidade nº 2010-08-04 de 04OUT2010, de maneira a esclarecer com mais detalhes as ações requeridas para restaurar as condições seguras de aeronavegabilidade.

A-005/CENIPA/2015 – 02 / Data emissão 05/04/2018

Verificar a pertinência de emitir Diretriz de Aeronavegabilidade referente ao *Service Bulletin* SB-4 Rev B, 02SET2009, *Subject: Bowl Clearance MA - Series Carburetors*, a fim de tornar requisito de cumprimento obrigatório as ações nele contidas.

Quadro resumo Tema 06					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-NAB	10/01/2015	A-005/CENIPA/2015	53	E-710C	Lycoming 0-540-B4B5
Ação mitigadora proposta		Monitorar a implementação da Recomendações de Segurança.			

9.7 Tema 07 - Válvula seletora de combustível parando em posição intermediária

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma investigação de 2003, na qual uma aeronave EMBRAER EMB-710C, motor LYCOMING O-540-B4B5, momentos após a saída do solo, teve redução brusca da rotação do motor havendo tentativa de parar nos limites da pista, o que não aconteceu, com projeção da mesma em um barranco, explosão e fatalidades. Sem indícios de falha do motor.

Uma das hipóteses foi a de que a geometria do disco, a movimentação/funcionamento das partes e possível falta de manutenção como prevista pelo fabricante, podem ter contribuído para que a válvula seletora ficasse em uma posição intermediária, eventualmente restringindo o fluxo de combustível.

Em decorrência da investigação do acidente ocorrido com a aeronave PT-NMD, em 2006 foi feita a seguinte Recomendação de Segurança:

A ANAC deverá, no prazo de seis meses, em coordenação com a FAA, dos EUA, emitir Diretriz de Aeronavegabilidade regulando a inspeção, ajuste e lubrificação dos dispositivos mecânicos de controle das válvulas seletoras de combustível das aeronaves homologadas segundo os tipos EMB-710.

Em 2018, o NTSB publicou um vídeo dedicado à questão das válvulas seletoras de combustível, chamando a atenção dos mecânicos para inspecioná-las cuidadosamente e certificar-se de que suas travas de posicionamento e indicadores de seleção estão travando corretamente e correspondendo às indicações de passagens de combustível:

Mechanics: Be Wary of Worn Fuel Selectors - 04/10/2018 Mechanics should inspect fuel selectors carefully and service or replace worn fuel selector components, which could lead to fuel starvation and loss of engine power. The full safety alert can be viewed at: <http://www.nts.gov/air>. <https://youtu.be/OxaWinzMtAA>.

Quadro resumo Tema 07					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-NMD	04/02/2003	RF 059/CENIPA/2006	53	E-710C	LYCOMING O-540-B4B5
Ação mitigadora proposta		Monitorar a implementação da Recomendação de Segurança e discutir o assunto no âmbito do BGAST			

9.8 Tema 08 - Buchas de contrapeso dinâmico do virabrequim

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma investigação de 2011, na qual houve perda de potência e vazamento de óleo atingindo o para-brisa, sendo efetuado pouso de emergência em margem de rio, com 4 ilesos e danos graves à aeronave.

Na investigação, foi identificado que a retífica das buchas dos contrapesos dinâmicos do virabrequim havia sido feita em desacordo com um Boletim de Serviço do fabricante. Além de outras, foi emitida a RSV (A) 124/2011 CENIPA, de 21/07/2011, para a ANAC converter a versão mais recente do *Service Bulletin* 204V-2 da *LYCOMING* em Diretriz de Aeronavegabilidade, visando reforçar a obrigatoriedade do seu cumprimento.

Quadro resumo Tema 08					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-RHW	19/01/2011	A-043/CENIPA/2011	60	E-721D	LYCOMING IO-540-K1G5D
Ação mitigadora proposta		Revisitar a situação e adotar as medidas julgadas cabíveis			

9.9 Tema 09 - Trinca em cubo de hélice bipá *Hartzell* HC-C2YK-2CGUYF, aeronave PA-34-200 Seneca com motor *Lycoming* L/IO-360-C1E6

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma investigação de 2013, na qual, durante voo de instrução, houve o desprendimento de uma das pás e de parte do cubo da hélice do motor esquerdo, seguido de arrancamento do motor e perda de controle. A aeronave descreveu uma trajetória vertical até colidir contra a água, ficando destruída e ocasionando duas fatalidades.

Exames detalhados confirmaram ter havido fadiga no cubo da hélice. Houve casos similares anteriormente, nos EUA, e emissão de AD. O não cumprimento da AD 2009-22-03 (FAA), em nove oportunidades seguidas, pela oficina responsável pela manutenção da aeronave acidentada, foi fator contribuinte, pois a aeronave era disponibilizada para o voo sem o cumprimento de requisitos de aeronavegabilidade. Apesar de a oficina de manutenção do operador ser homologada, estar regular e com seu Manual de Procedimento para Inspeções (MPI) aceito pela ANAC, na demonstração das Diretrizes de Aeronavegabilidade aplicáveis à hélice HC-C2YK-2CGUF a serem implementadas e cumpridas, a (FAA) AD 2009-22-03 não foi apresentada.

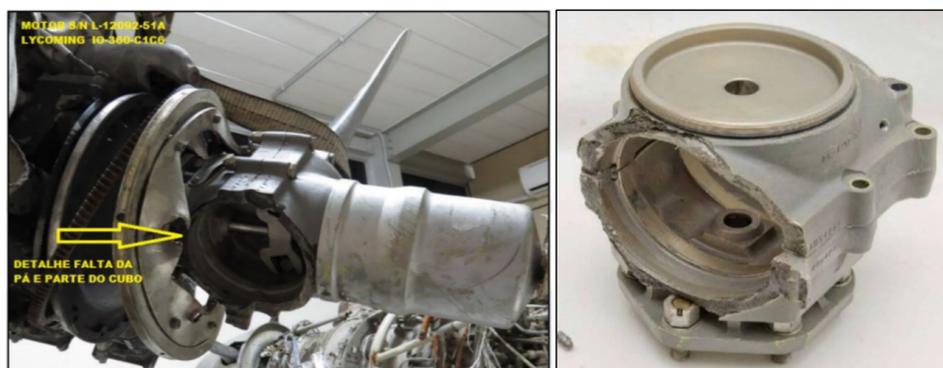


Figura 44: Parte da hélice esquerda ainda presa ao eixo do motor e imagem do cubo da hélice antes dos testes efetuados.

Quadro resumo Tema 09					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-KGK	21/10/2013	A-190/CENIPA/2013	617	PA-34-200	Lycoming L/IO-360-C1E6
Ação mitigadora proposta		Divulgar este Tema do Estudo para as organizações de manutenção certificadas no motor envolvido na ocorrência			

9.10 Tema 10 - Falha de componente de motor IAE V2527-A5 (Airbus A320-232)

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma ocorrência de 2017 envolvendo uma aeronave transportando passageiros na qual, instantes após iniciar a corrida de decolagem, houve falha do motor direito (M2), ocasionando saída de pista pela lateral direita. A decolagem foi rejeitada e a aeronave trazida para o centro da pista, seguida de parada total. Observados danos limitados ao motor direito. A investigação identificou desprendimento de espaçadores (*Annulus Fillers*) junto à raiz das lâminas móveis (pás) do Fan, causando danos ao mesmo e ingestão pelo motor, com sequência de fraturas e intensos danos internos em todas as seções.



Figura 45: Na imagem central, as peças em branco na raiz das lâminas móveis (palhetas) são os *Annulus Fillers*.

Ao final da investigação foi emitida a seguinte Recomendação de Segurança:

IG-032/CENIPA/2017-01, emitida em 06/08/2019:

Avaliar, em conjunto com o fabricante dos motores IAE V2527-A5, se todas as ações previstas para a manutenção da vida em serviço dos *Annulus Fillers* instalados nesses motores, tais como verificações periódicas e ensaios não destrutivos, são suficientes para assegurar que não ocorram falhas estruturais nesses componentes durante a sua operação.

Anteriormente à esta RS, em 01/03/2017, a IAE, fabricante do motor, emitiu um aviso para todos os Centros de Serviço de manutenção dos motores IAE V2500, de todas as séries, descrevendo o ocorrido e salientando que havia sido verificado o desprendimento de dois *Annulus Fillers*, com consequentes danos nas áreas adjacentes. Este aviso também informava que havia uma investigação sendo conduzida pela Autoridade de Investigação Brasileira que contava com a assistência do NTSB e suporte da IAE.

Quadro resumo Tema 10					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-MZY	22/02/2017	IG-032/CENIPA/2017	64	A320-232	IAE V2527-A5
Ação mitigadora proposta		Monitorar o assunto			

9.11 Tema 11 - Componente interno do *Oil-to-Fuel Heater* motores PT 6A

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma ocorrência de 2009 com um EMBRAER EMB110P1, no qual houve apagamento do motor esquerdo e que permaneceu desembandeirado. O voo estava sendo realizado no FL 115 e o piloto informou que estava no procedimento de descida. Não houve mais contato e a aeronave chocou-se contra as águas de um rio, submergindo logo em seguida. A aeronave estava com sobrepeso e houve 24 fatalidades e 4 com lesões leves.

A perda da função do motor (por apagamento) ocorreu possivelmente por deficiência na alimentação de combustível, decorrente de cavitação da sua bomba mecânica, devido à excessiva temperatura do combustível, dado que o *Oil-to-Fuel Heater* estava com o elemento térmico totalmente contraído, não controlando a temperatura do combustível. O voo no FL 115 e à temperatura ambiente elevada contribuiriam para a oscilação de parâmetros do motor devido à cavitação da bomba mecânica, caso esta não recebesse pressão positiva acima de 12 Psi (quando entrou como contribuinte a falha da bomba elétrica, a qual foi encontrada queimada). Contribuíram, ainda, aspectos de manutenção relacionados com a verificação da operacionalidade do *Oil-to-Fuel Heater*, de acordo com o manual de manutenção do fabricante do motor.

Outros casos de apagamento de motor, pelos mesmos motivos, foram observados em aeronaves equipadas com motor PT6A, incluindo da aviação militar.



Figura 46: Aquecedor de combustível e o elemento térmico com defeito (pistão contraído- D).

Como decorrência da investigação, duas Recomendações foram direcionadas ao fabricante do motor (PWC):

RSO (A) 155/2010-CENIPA, emitida em 06/04/2010:

Examinar os manuais de manutenção do motor PT6A, a fim de avaliar se os procedimentos de inspeção, relativos à medição de temperatura do *Fuel Heater*, possam ser tratados no mesmo capítulo dos procedimentos de inspeção quanto aos aspectos gerais, vazamentos e segurança;

RSO (A) 156/2010-CENIPA, emitida em 06/04/2010:

Realizar estudos, a fim de avaliar a pertinência da inclusão nas Fichas de Inspeção dos procedimentos previstos, no que se refere ao teste realizado quanto à medição de temperatura no *Fuel Heater* e no cover do filtro da bomba de alta pressão do motor modelo PT6A.

Recomendação à ANAC:

Durante auditorias às oficinas de manutenção de motores PT6A, verificar se as recomendações feitas pelo CENIPA foram incorporadas e se tornaram padrão nas oficinas revisoras de motores turboélice produzidos pela PWC.

Quadro resumo Tema 11					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-SEA	07/02/2009	A-018/CENIPA/2010	22	EMB-110P1	PT6A
Ação mitigadora proposta		Monitorar o assunto			

9.12 Tema 12 - Danos ao rolamento nº 01 do motor PWC PT6A-114 por centelhamento elétrico do *starter-generator*

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma ocorrência de 2010 envolvendo aeronave Cessna modelo Caravan 208B, na qual, após 46 minutos de voo, houve acendimento do *chip* detector e cinco minutos após, um ruído anormal e a parada do motor.

Após tentativas de reacendimento, inclusive com o manete de emergência, o piloto optou por uma amerissagem em um rio. Ocupantes saíram ilesos e houve danos graves à aeronave. Constatada a quebra do rolamento N^o1 do compressor, causando o travamento do mesmo. Havia grande quantidade de limalha na caixa de acessórios.

Após exames envolvendo o fabricante do motor, concluiu-se ter havido danos por descarga elétrica proveniente do *Starter Generator* (falha de isolamento de corrente). Havia pites em vários componentes de rolamentos do motor, indicando uma trajetória de corrente elétrica que pode ter afetado o rolamento N^o1.

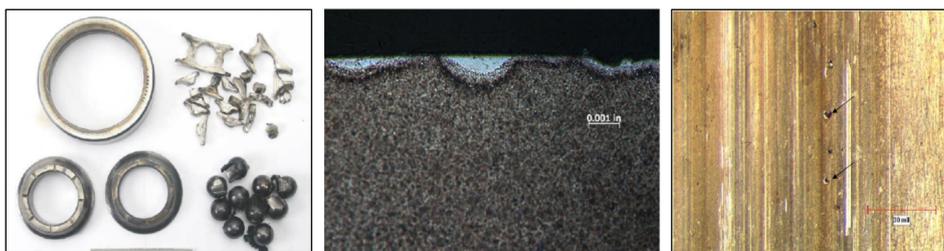


Figura 47: Estado final do rolamento n°1 e evidências de pites de centelhamento.

Além de outras Recomendações, em 23/09/2011 foi emitida a RSV (A) 263/2011-CENIPA para a ANAC, a qual foi considerada cumprida por aquela Agência Reguladora:

Analisar possibilidade de emissão de DA tornando mandatória a realização de procedimentos referidos na PWC SIL N°Gen-PT-024 e CES-SNA SNL 07-16.

Quadro resumo Tema 12					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PR-JOS	24/07/2010	A-084/CENIPA/2011	118	C208	PT6A-114
Ação mitigadora proposta		Monitorar o assunto			

9.13 Tema 13 - Experiência de mecânicos envolvidos em lavagem de compressor de motores à reação

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade os exemplos de casos a seguir:

(1) Em 2016, um Cessna 208B CARAVAN, MOTOR PWC PT6A-114, em transporte de carga e pessoal, com dois pilotos e três passageiros a bordo, a aprox. 1.800 pés de altitude após a decolagem, teve perda repentina de potência seguida de apagamento do motor. Foi executado um pouso forçado em terreno não preparado, a cerca de 3NM da cabeceira de decolagem. A aeronave teve danos substanciais e os ocupantes saíram ilesos. No dia anterior houve algumas intervenções de manutenção, dentre as quais a lavagem do compressor, realizado de acordo com o CAP 71-00-00, do MM PWC, PN 3043512. Para a execução dessa tarefa era necessário remover o *igniter* (vela de ignição) da posição 4 horas e depois executar sua reinstalação e frenagem, conforme o CAP 74-20-00, do MM da PWC. O freio foi erroneamente ancorado na placa trava dos tubos de transferência de combustível, causando o seu deslocamento e intenso vazamento, com conseqüente apagamento do motor. O serviço inadequado de manutenção relacionado à preparação e reinstalação de componentes do motor para o procedimento de lavagem do compressor teve contribuição para a ocorrência.

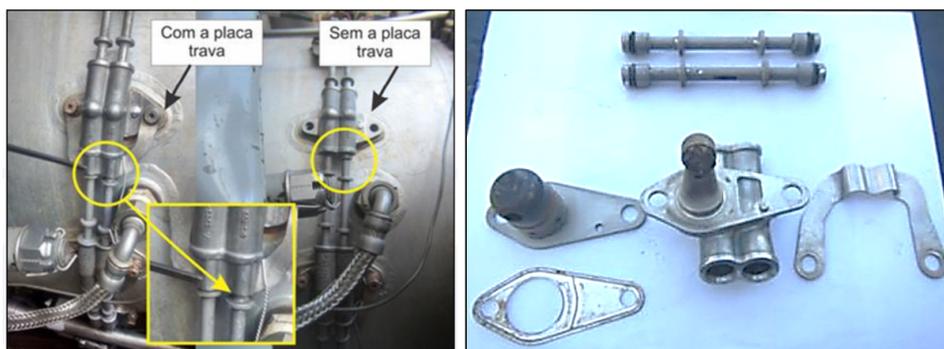


Figura 48: Tubo de transferência de combustível de alta pressão.⁹

(2) Em 2017, um BELL HELICOPTERS 206B - Rolls Royce 250 C20, decolou com um piloto e dois passageiros para realizar inspeção de linhas de rede elétrica. Decorridos 20 minutos de voo, houve perda de potência e pouso de emergência. Após o toque a aeronave rolou por diversas vezes até parar em uma parte baixa do terreno, com lesões leves aos ocupantes e danos graves. No exame do motor constatou-se que a tubulação pneumática PC de sinal de pressão do compressor ao FCU estava com um terminal solto e com vazamento, o que resulta em *rollback* do motor para marcha lenta mínima e sem meios de retomada da potência. Examinando-se com mais detalhes, observou-se que a tubulação havia sido montada de forma INVERTIDA e sem a instalação do CLAMP para evitar a vibração do tubo. Aspectos de manutenção contribuintes e relacionados com a falha: montagem inadequada, possivelmente realizada por mecânico não habilitado. Nota: esta constatação de montagem invertida da tubulação foi obtida em função da forma como ela ocorreu (durante a montagem de um motor em oficina revisora tal aspecto seria detectado) e possivelmente teve relação a um serviço de lavagem do compressor, momento em que a tubulação de PC deve ser removida, para evitar a entrada de produto no FCU.

Portanto, considerando que o processo de lavagem periódica do compressor dos motores à reação (turboeixo, turboélice, *turbofan*) exige uso de produtos e intervenções críticas nos mesmos, tais como desconexão e reinstalação de linhas pneumáticas (P3, Pc, filtros relacionados), velas de ignição, freios ou outros, às vezes de acessibilidade difícil e que exijam prática e conhecimento dos envolvidos, recomenda-se que os mecânicos tenham treinamento dedicado à essa tarefa e a noção clara para os riscos decorrentes de uma ação imprópria.

⁹No detalhe é indicado o tubo de transferência de combustível de alta pressão que teve deslocamento e permitiu, assim intenso vazamento e apagamento do motor, devido à ancoragem do freno do ignitor na sua placa trava, tirando-a da sua posição. Ao lado, os componentes relacionados: um conjunto de bico injetor, a junta de vedação, tubos de transferência e a placa trava deformada.

Quadro resumo Tema 13					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PR-CRF	04/04/2016	A-061/CENIPA/2016	118	C208	
PT-YBJ	26/04/2007	A-064/CENIPA/2012	74	B06	
Ação mitigadora proposta		Alertar as Organizações de Manutenção sobre o treinamento de mecânicos que realizam lavagem de compressor.			

9.14 Tema 14 - Treinamento para uso da *Emergency Power Lever* em turboélice monomotor

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a utilização da *Emergency Power Lever* pelo exemplo de caso a seguir, ocorrido em 2018 com um CESSNA 208B CARAVAN, MOTOR PWC PT6A-114A:

Em um voo de traslado de Eduardo Gomes (SBEG), AM, para Flores (SWFN), AM, com apenas o piloto a bordo, foi reportada perda de potência e colisão da aeronave contra o solo a aprox. 300 metros do destino. Houve fogo e sua destruição completa. O piloto sofreu ferimentos leves. Segundo o seu relato, o voo transcorreu normalmente até o enquadramento da final de SWFN, quando notou uma queda de potência e um aumento do arrasto. Ele observou, ainda, o acendimento de luzes no painel de alarmes, contudo, conseguiu identificar somente a luz OIL PRESS. Como o motor não respondia ao comando do manete de potência, ele utilizou o EPL (*Emergency Power Lever*) na tentativa de recuperar o controle do propulsor, porém não obteve sucesso. O piloto não relatou se havia reduzido o manete de potência para mínimo antes de acionar o EPL, conforme previa o manual da aeronave.

Na investigação, foi constatado que havia danos compatíveis com sobretensão nas turbinas do compressor e de potência - nada de anormal foi encontrado que justificasse esta condição. Contudo, o uso da EPL poderia causar os danos térmicos nesse nível. Devido ao incêndio que danificou o motor e seus acessórios, a causa da perda de potência reportada não pôde ser identificada.



Figura 49: Manete de emergência no pedestal, CESSNA CARAVAN, manopla vermelha tarjada, e “freno moral” (seta).

A utilização da *Emergency Power Lever* pode resolver uma pane, assim como pode agravá-la, caso não seja utilizada de modo como preconizado pelo Manual de Voo do C208B. O seu treinamento em voo é de difícil execução, visto que poderá resultar em danos térmicos sérios ao motor. Recomenda-se avaliar esta questão visando buscar uma solução de treinamento que permita aos pilotos mentalizarem seu uso com segurança. Aplicável também aos demais modelos de aeronaves que possuem manete de emergência.

Quadro resumo Tema 14					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PR-CRF	04/04/2016	A-061/CENIPA/2016	118	C208	
Ação mitigadora proposta		Discutir o assunto no âmbito do BGAST			

9.15 Tema 15 - Não acionamento da bomba elétrica auxiliar na aeronave modelo EMB 201A/202 Ipanema – motor *Lycoming IO-540K1J5*

Sobre este tema, apesar de estar relacionado ao fator operacional, o Estudo considerou como criticidade os exemplos de casos a seguir:

(1) Em 2014, durante pulverização em cana-de-açúcar, depois de realizar curva de reversão pela direita, o piloto relatou que nivelou as asas e sentiu perda de potência. Efetuou troca de tanque e ligou a bomba de reforço, sem sucesso. Já a baixa altura, optou por alijar carga e realizar o pouso forçado em frente, no canavial. Não houve contribuição do motor para a ocorrência. O piloto afirmou que a decolagem foi realizada com 30 litros de etanol na asa direita, 60 litros na asa esquerda e, até o momento da curva de reversão anterior à ocorrência, a seletora encontrava-se posicionada para o tanque direito. O piloto relatou que, após trocar o tanque, ligou a bomba elétrica auxiliar de combustível. Tal fato denotou que o voo estava sendo conduzido com essa bomba desligada durante a operação agrícola e isso pode ter contribuído para a demora na recuperação do fluxo de combustível e da potência do motor, contrariando o placar existente no painel de combustível. Na ação inicial, a aeronave foi encontrada sem combustível na asa direita, condição de pane seca.

(2) Em 2018, durante aplicação de defensivos agrícolas em um pasto de fazenda o motor parou de funcionar, havendo realização de um pouso forçado, colidindo contra o solo. Falha da bomba mecânica de combustível (fadiga na haste do diafragma) - bomba elétrica possivelmente estava desligada.



Figura 50: Aviso no painel da aeronave Ipanema.

Nas versões mais recentes do EMB202 a bomba elétrica é mantida ligada continuamente por dispositivo próprio, sem ação pelo piloto, visto os benefícios que traz à segurança da operação, conforme Revisão 01 do Boletim de Serviço n° 200-024-0015, da Indústria Aeronáutica Neiva (EMBRAER), de 23/10/2014, aplicável a todas as aeronaves que operam com etanol. Trata-se da instalação do sistema automático de acionamento da bomba elétrica de combustível, com a finalidade de assegurar a pressão de alimentação do motor e a redução da carga laboral do piloto durante a operação da aeronave.

Quadro resumo Tema 15					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-UFV	09/10/2014	A-169/CENIPA/2014	893	EMB-201A	
PT-UON	22/02/2018	A-033/CENIPA/2018			
Ação mitigadora proposta		Analisar a viabilidade de aplicação do sistema automático de acionamento da bomba elétrica de combustível nos modelos mais antigos.			

9.16 Tema 16 - Quebra do suporte do magneto duplo – Piper PA36-375 *Pawnee Brave*, motor *Lycoming IO-720-D1CD*

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência de maio de 2018 com a aeronave modelo Piper PA36-375 *Pawnee Brave*, equipada com motor *Lycoming IO-720-D1CD*. Após decolar para aplicação de defensivo agrícola, o piloto relatou falha de funcionamento do motor, efetuando pouso de emergência em área não preparada. Na ação inicial, constatou-se que o magneto duplo havia se desprendido do flange da caixa de acessórios do motor, o qual apresentava fratura

na sua base. O motor foi mantido na aeronave e foi acionado após a instalação de outro magneto, apresentando funcionamento normal. O magneto original foi submetido ao teste em bancada e estava com funcionamento normal. A falha do motor estava relacionada com o rompimento observado na base do magneto, provocado por fadiga, levando à sua fratura, facilitada por porosidades advindas do processo de fabricação.

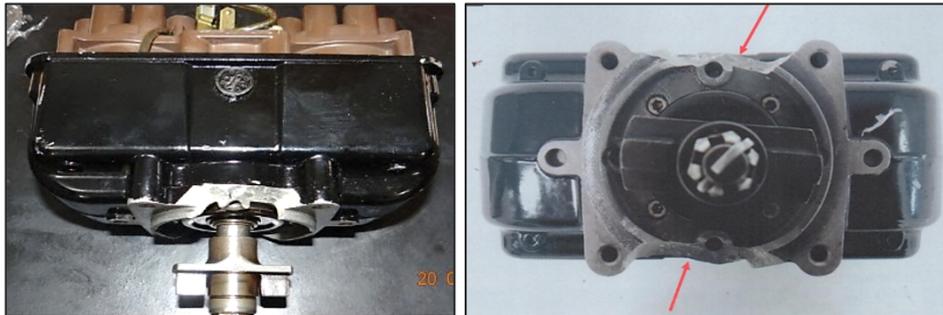


Figura 51: Vista geral do magneto duplo PN D8LN-3200 com os dois lados fraturados no seu flange de fixação.



Figura 52: Detalhe de um dos lados evidenciando fadiga, e a análise da microestrutura denotando porosidade do material.

Observou-se que o magneto duplo é montado em base única e aparenta ser muito pesado para o flange que o suporta, o qual eventualmente pode sofrer trincas por fadiga e fraturar por flexão durante pousos, resultando em parada do motor (falha simples).

Quadro resumo Tema 16					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PR-PPJ	08/05/2018	Não divulgado	25	PA-36-375	
PR-AEB	25/02/2013	A-040/CENIPA/2013			
Ação mitigadora proposta			Avaliar a certificação da instalação do motor <i>Lycoming</i> IO-720-D1CD (375/400 HP) na aeronave PIPER PA36-375 <i>PAWNEE BRAVE</i> , especificamente ao montante (base simples) que suporta o peso do magneto duplo PN D8LN-3200, devido à possibilidade de ruptura por fadiga em flexões cíclicas durante a operação, com conseqüente perda completa de potência do motor.		

9.17 Tema 17 - Helicóptero *Agusta Westland A109-C* - Falha de disco de turbina e perda de potência dos dois motores, Requisito 29.903(B) do CFR Title 14, Part 29

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade uma ocorrência de maio de 2009 com a aeronave modelo *Agusta Westland A109-C*, equipada com motores ROLLS ROYCE 250-C20R1. No histórico consta que a decolagem foi feita da residência do proprietário com destino a uma fazenda de sua propriedade. Na aproximação final, houve falha de ambos os motores e a execução de um pouso forçado, ocasião em que o tanque de combustível se rompeu, seguido de incêndio. Foi constatada falha do *Pinion-to-Power Turbine Coupling* do M2 em decorrência de fadiga por flexão rotativa, com consequente disparo da turbina de potência por sobrevelocidade. Fragmentos do disco do 3º de estágio de turbina atingiram o M1 e cortaram uma linha de combustível, causando seu apagamento.

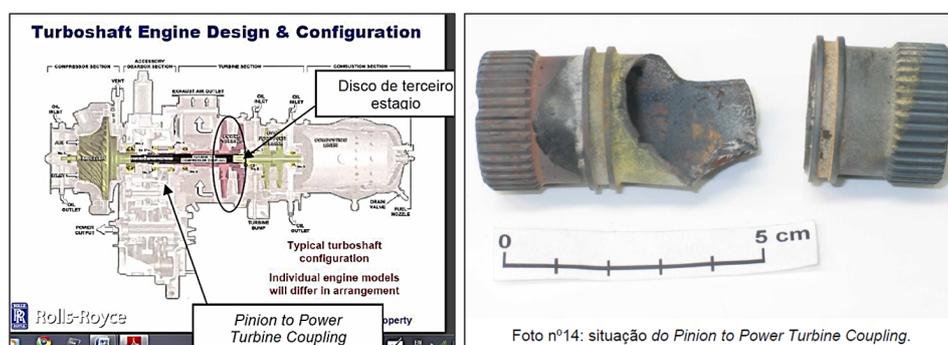


Figura 53: Imagens do Relatório Final.

Houve contribuição do Projeto da Aeronave para a ocorrência em função da ruptura do tanque de combustível durante o pouso brusco. Adicionalmente, não existe separação física entre os motores que reduza a possibilidade de falha dupla por disparo de turbina em um deles.

Várias Recomendações foram emitidas, incluindo o fabricante do motor, o fabricante da aeronave e a ANAC, envolvendo aspectos de Certificação. Segundo consta no Relatório Final, o fabricante do motor proveu resposta a todas as recomendações recebidas.

Quadro resumo Tema 17					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-YFP	05/01/2009	A-100/CENIPA/2012	114	A109C	RR 250-C20R1
Ação mitigadora proposta		Revisitar e analisar a situação tendo em vista ter havido contribuição do projeto do motor e da aeronave, resultando em falha dupla.			

9.18 Tema 18 - Falha em lâminas móveis (pás) do compressor devido fadiga por corrosão – motor turboeixo Rolls Royce versões 250-C20/B/J

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade as ocorrências listadas a seguir:

(1) Em 2008, uma aeronave BELL HELICOPTERS 206B decolou para um voo panorâmico, com 5 ocupantes a bordo. Após a decolagem, houve perda de potência seguida de pouso forçado em um milharal. O pouso foi brusco e o rotor tocou o cone de cauda. Todos ilesos. Motor teve falha no compressor, com fadiga em pá do 3^o estágio, causando danos aos demais e parada do motor. Havia pites de corrosão e evidências de lixamento no bordo de ataque do 3^o, 4^o e 6^o estágios, na tentativa de eliminar ou reduzir os pites na região. Não existia controle quanto à lavagem do compressor, aos produtos utilizados e para outros requisitos, conforme preconiza o MM do motor. Quanto ao “Projeto do Motor”, constata-se a sua excessiva sensibilidade à corrosão das lâminas do compressor, exigindo grande atenção para a sua manutenção apropriada; após apresentar pites, ocorre um processo de fadiga que irá culminar na quebra da lâmina e perda total da potência. Ver outros casos de falha das lâminas móveis (palhetas) do compressor por fadiga decorrente de corrosão.

(2) Em 2006, uma aeronave BELL HELICOPTERS - 206B, Rolls Royce 250-C20B, decolou com 04 ocupantes a bordo. Ao realizar a aproximação final para pouso em um aeródromo, a 15 metros do solo, houve um estrondo no motor, seguido de perda momentânea de controle e que foi recuperada. Piloto realizou pouso forçado, sem danos materiais ou pessoais a terceiros. Os quatro ocupantes saíram ilesos. Falha por fadiga numa lâmina móvel (pá) do rotor do 4^o estágio do compressor; encontradas também trincas iniciadas por pites de corrosão. O rompimento da pá desencadeou os danos nos demais estágios do compressor, com conseqüente perda de potência. Havia grande acúmulo de contaminantes no interior do compressor. Contribuição dos componentes: Pá de estágio do compressor com corrosão.

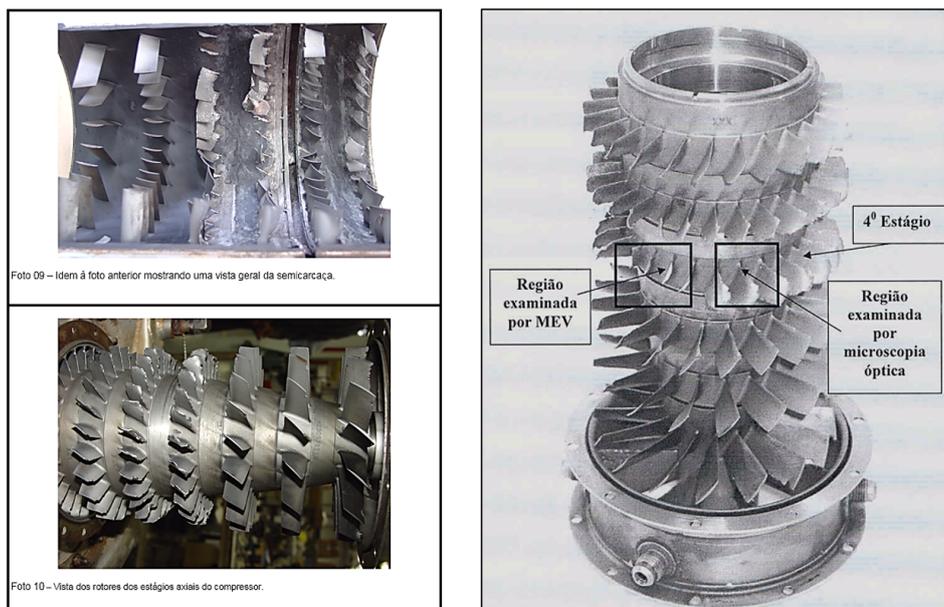


Figura 54: Regiões analisadas que indicaram pites de corrosão, no 4º estágio do compressor.

O fabricante do motor orienta para a lavagem periódica do compressor e aplicação de produto anticorrosivo nas lâminas moveis (pás). Tais lâminas do compressor do motor RR-Allison série 250-C20 são extremamente finas e de pequenas dimensões. Seu processo de fabricação é por microfusão e não há como substituir uma somente. O acesso para inspeção, entre revisões gerais, pode ser feito por meio da remoção da tampa da carcaça, em oficina apropriada. Existe um histórico de problemas de falha por fadiga nessas lâminas moveis (pás), que, ao se romperem, podem causar a falha do motor.

Quadro resumo Tema 18					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-HEO	30/01/2008	I-062/CENIPA/2010	74	206B	250-C20B
PT-HPN	30/09/2006	Incidente (sem RF)			
Ação mitigadora proposta		Analisar com o fabricante quais ações poderiam ser adotadas para reduzir/eliminar a sensibilidade à corrosão e fadiga das lâminas moveis (pás) do compressor desse modelo de motor. Alerta – motor antigo			

9.19 Tema 19 - Helicóptero Helibras AS350 - Falha do rolamento G3 e acúmulo de pó (laterite) no eixo oco motor Turbomeca Arriel 1D1 e versões

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade as ocorrências listadas a seguir:

(1) Em 2006, uma aeronave modelo AS350 HELIBRAS, declarou emergência em cruzeiro, com quatro pessoas a bordo, sendo iniciada manobra de autorrotação. Durante a desaceleração o rotor de cauda colidiu com uma árvore mais alta, outras de menor porte e, ao tocar o solo, a aeronave rolou para a direita, em área desabitada.

Os quatro ocupantes sofreram lesões graves. O laudo foi inconclusivo - menciona apenas obstrução do filtro de óleo, falha do rolamento G3 e sensor magnético com baixa isolamento. Houve quatro substituições do rolamento G3, que apresentava problema crônico de lubrificação. Filtro de óleo do motor com BY-PASS aberto e grande quantidade de limalha e carbonização. Componente: Rolamento G3 - SUSPEITA DE FALHA. Relatório foi inconclusivo quanto à perda de potência reportada. Menciona apenas desgaste no compressor (compressor com acentuada erosão e acima dos limites), obstrução do filtro de óleo, falha do rolamento G3 e sensor magnético com baixa isolamento. O rolamento G3 possivelmente falhou em função do *by-pass* do filtro estar aberto, sem proteção dos contaminantes.



Figura 55: Desgaste das lâminas moveis do compressor acima do permitido (operação em região contaminada).

No Relatório Final consta que o SERIPA II enviou a Recomendação RSV(A) 020/2008 à Turbomeca do Brasil, em 04/06/2008, para apresentar ao CENIPA um levantamento estatístico dos serviços de manutenção realizados em motores ARRIEL para troca do rolamento G3, independentemente se por incidente/acidente ou não. O CENIPA emitiu a RSV (A) 104/2012 para a ANAC, em 22/03/2012, para realizar um levantamento de dados junto às oficinas de manutenção referentes à falha do rolamento G3 dos motores Arriel, a fim de avaliar se os procedimentos de manutenção previstos pelo fabricante são suficientes para garantir o atendimento aos requisitos de certificação relacionados à confiabilidade do item.

(2) Em 2012, uma aeronave modelo AS350 HELIBRAS, após a decolagem, apresentou um ruído incomum vindo da parte traseira da aeronave, seguido de perda de potência com alarme sonoro de baixa velocidade. Foi realizada manobra de estabilização e visualização da área de pouso de emergência em autorrotação. O pouso foi realizado em área desabitada, com o motor sendo cortado pela *shut-off* e abandono

da aeronave sem problemas. Em sequência, houve fogo na área do motor, extinto pela ação dos bombeiros. Falha do rolamento G3, vibração e perda de potência. Componentes: Rolamento G3, rolamento traseiro do módulo 3 (PN 9609000408). A falha do componente ocorreu antes do módulo 3 do motor ter atingido 3.600 horas, tempo limite para a revisão (TBO), o qual foi estendido de 3.000 horas através do SB N° 292-72-0832. Contribuição do Projeto da aeronave: Apesar de já possuir mensagem de limalha do motor, aparentemente o piloto não notou a mesma devido à incidência forte de sol na cabine. Recomendações: IG-536/CENIPA/2014 - 02 Emitida em 15/04/2016 para a ANAC: Certificar-se de que o tempo limite para revisão (TBO) de 3.600 horas do módulo 3 do motor Arriel 1D1 estabelecido através do SB n° 292.72.0832, é apropriado para identificar a possibilidade de deterioração do rolamento traseiro do módulo 3 (PN 9609000408).

(3) Em 2013, uma aeronave modelo AS350 HELIBRAS decolou para realizar voo de monitoramento de focos de incêndio na região, com 5 POB. Após 30 minutos de voo, a 2.000 ft e 100 KIAS, houve mensagem de limalha no motor, seguida de forte ruído e do seu apagamento. Durante o pouso de emergência houve o toque das pás do rotor principal no boom de cauda, provocando o seccionamento do eixo de transmissão. Os conjuntos rotativos dos módulos 2 e 3 encontravam-se travados, havendo grande quantidade de limalha na saída da bomba de óleo e nos elementos filtrantes do sistema de lubrificação do motor. Havia a presença de grande quantidade de LATERITE (depósitos residuais endurecidos oriundos da decomposição de rochas e materiais superficiais do solo) aderida à parede interna do eixo oco do módulo 3. Somente a laterite desprendida do referido componente acumulou uma massa de 8,42 gramas. O monitoramento inadequado do desgaste do bordo de ataque das lâminas móveis do compressor axial e a presença de grande quantidade de laterite no eixo oco do *gas generator* indicam não cumprimento do Programa de Manutenção da Aeronave (PrMnt). A excessiva vibração pelo acúmulo de laterite causou falha do rolamento G3. Aspectos de aeronavegabilidade: Verificar ações mandatórias de 2012 do item “B”, página 4, do fabricante do motor - Turbomeca - *Mandatory Service Bulletin* A292 72 0230M , de 27 de março de 2012, aplicáveis aos motores ARRIEL e versões. Adicionalmente, o Boletim de Serviço A292 72 0230, de 1998, já alertava para o problema do acúmulo de laterite no motor e suas consequências.



Figura 56: Medição da erosão das lâminas móveis do compressor e a laterite (pó) encontrada na parede interna do eixo oco do motor.

É provável que a falha do rolamento G3 seja consequência de vibração excessiva no motor causada por erosão do compressor e acúmulo de poeira (laterite) no eixo

oco. Em 2001 e 2012 (ano da emissão do RF), a EASA já havia determinado ações mandatórias relacionadas à questão e a TURBOMECA já as havia divulgado. Mais recentemente, em 2019, houve nova ocorrência com uma aeronave Airbus Helicopters AS350B2, nos Alpes Franceses, em que novamente foi constatada a falha do rolamento G3 e acúmulo grande de poeira no eixo oco, conforme imagens.



Figura 57: Imagens capturadas do relatório¹⁰ de investigação do BEA-França.

As ações recomendadas pela EASA tratam de inspeções periódicas quanto à erosão no compressor e remoção da laterite. Existem helicópteros dotados de filtro separador de poeira, porém este não é obrigatório nas versões do AS350. Em função das pesquisas nas ocorrências, pode-se afirmar que, havendo filtro separador de poeira na entrada do compressor, esse problema pode ser minimizado ou até eliminado.

¹⁰O relatório é referente ao acidente do Airbus Helicopters AS350B23A-MLC, de propriedade de Monaco Heli-Loc, que teve falha de motor e danos durante pouso de emergência nos Alpes Franceses, em 26 de setembro de 2019.

Quadro resumo Tema 19					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-YFB	10/08/2006	A-050/CENIPA/2010	276	AS50	ARRIEL 1D1
PT-YLS	22/01/2012	IG - 536/CENIPA/2014			
PT-YSS	12/10/2013	A-183/CENIPA/2013			
Ações mitigadoras proposta			<p>Analisar as ações adotadas pela EASA (AD 2012-0071-1), AD 1990-064(A) R1 de 21 de março de 2001 e faz referência ao Turbomeca MSB (A292-72-0230 Version C dated 29 February 2012).</p> <p>Analisar as ações adotadas pela FAA (AD 2003-12-14), Amendment 39-13199 (68 FR 36900, June 20, 2003).</p> <p>Analisar o estudo econômico de proposta de ação - NPRM - publicada no Federal Register, July 25, 2012 (77 FR 43550), propondo ações de solução (That NPRM proposed to require determining the engine history; performing a one-time visual inspection of the axial compressor for erosion; performing initial and repetitive cleaning of the gas generator hollow shaft; and replacing the rear bearing if the amount of dust collected during cleaning exceeds 8 grams. That NPRM also included an optional terminating action).</p> <p>Analisar a viabilidade de tornar mandatório o uso do filtro separador de poeira, em ambientes notadamente contaminados com poeira, para helicópteros dotados do motor ARRIEL 1D1 e versões, servindo de AÇÃO FINAL para o problema.</p>		

9.20 Tema 20 - Helicóptero Robinson R22 - Falha do eixo de transmissão por fadiga devido a *fretting* e corrosão – motor *Lycoming O-320-A2B*

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência, em julho de 2012, na qual a aeronave decolou para voo local de instrução. Cerca de 40 minutos após, ocorreu a queda da aeronave em um galpão. Testemunhas informaram tê-la avistado aparentemente fora de controle durante a queda. Os dois ocupantes tiveram lesões fatais. Não houve falha do motor e sim fadiga do eixo de transmissão à caixa de redução.



Figura 58: Eixo de transmissão de potência.



Figura 59: Luva de acoplamento (yoke).

O rompimento do eixo de transmissão de potência, PN A166-1, ocorreu por mecanismo de fadiga, iniciado por corrosão no furo de fixação do eixo de transmissão à luva de acoplamento (yoke), PN A907-4, pelo lado da caixa de engrenagens. A trinca progrediu de forma helicoidal no eixo e quando ela atingiu a região próxima à extremidade do Yoke, se deu o rompimento do eixo. O não cumprimento dos itens 1, 4 e 5 das instruções de instalação do manual de manutenção facilitaram a ocorrência de *fretting* e corrosão, que levaram à falha do eixo por fadiga. Os serviços de manutenção da aeronave foram considerados periódicos, porém inadequados do ponto de vista do acoplamento do eixo PN A166-1 com a luva PN A907-4, ambos do conjunto de transmissão de potência do grupo motopropulsor.

A *Australian Government Civil Aviation Safety Authority* (CASA), emitiu as diretrizes de aeronavegabilidade AD/R44/019, de JAN2004 e AD/R22/51, de NOV2005, instruindo quanto à inspeção mandatória nas frotas de Robinson R-22 e Robinson R-44 no país, referente ao conjunto *yoke/shaft-clutch*.

Elas foram posteriormente canceladas após a inspeção de frota. O acesso a relatórios de acidentes de R-22 na Austrália indicou similaridade com este: VH-HFP, em 1992, VH-UXF, em 2003, e VH-HXU, em 2005.

Em todas as ocorrências, ocorreu falha no *clutch shaft*, a perda de conexão do conjunto “luva-eixo” em estudo, tendo a falta de uso de produto específico ou mesmo o uso de produto não adequado na área de contato como fator contribuinte, em duas dessas três ocorrências.

Quadro resumo Tema 20					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-HOL	11/07/2012	A-587/CENIPA/2016	44	R22	O360-J2A
Ação mitigadora proposta		Avaliar a necessidade de ação mandatória na região em que houve falha nas frotas operadas em nosso país.			

9.21 Tema 21 - Helicóptero Robinson R22 - Filtro de ar do carburador – motor *Lycoming O-360-J2A*

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência em outubro de 2014, na qual a aeronave com um instrutor e um aluno a bordo, ao realizar voo

local do Curso de PP – Helicóptero, durante voo reto e nivelado, teve perda de potência e rotação e, na sequência, houve acendimento da luz e soou a buzina de baixa rotação. Foi realizado o pouso forçado em área de charco com capim alto. Os tripulantes saíram ilesos. A aeronave teve danos graves. A junta de vedação do filtro de ar foi encontrada solta e presa no Venturi do carburador do motor.

Dias antes da ocorrência, em 14 de outubro de 2014, o fabricante da aeronave havia emitido o *Service Bulletin* SB – 110 para substituir o filtro modelo B771-1 revisão C ou prévio, pela versão D ou subsequente, até 31 de dezembro de 2014. O motivo era a cola utilizada na fixação da junta de vedação, que pode reagir e perder a capacidade de aderência quando exposta diretamente à gasolina de aviação ou aos seus vapores. Com isso, há a possibilidade de ocorrer a ingestão da junta de vedação pelo carburador e provocar a perda de potência no motor.



Figura 60: Junta de vedação solta no interior da entrada de ar e obstruindo a borboleta de aceleração do motor.



Figura 61: Um outro filtro similar fotografado no estoque do operador, do modelo “C” (não mais aprovado pela Robinson).

Problemas com o filtro do ar do motor resultaram em emissão de BS pelo fabricante da aeronave, com cumprimento até 31 de dezembro de 2014. Enquanto não trocado, o filtro deveria ser inspecionado diariamente, antes de cada voo.

A aeronave estava equipada com um filtro de ar B771-1 revisão C e possivelmente não estava sendo realizada a inspeção prevista no SB-110, muito recente à época.

Quadro resumo Tema 21					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PP-JRL	27/10/2014	A-179/CENIPA/2014	44	R22	O-360-J2A
Ação mitigadora proposta		Analisar a forma de divulgação e recebimento dos Boletins de Serviço emitidos pela Robinson e sua efetiva incorporação pelas Organizações de Manutenção.			

9.22 Tema 22 - Helicóptero Robinson R44 -Integridade do sistema de transmissão de potência

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência em julho de 2010, na qual a aeronave estava em voo cruzeiro (a 100 kt/1000 ft altura), quando um barulho de metal contra metal foi ouvido, seguido de RPM do rotor zerada. O piloto comandou autorrotação e, antes do pouso, reportou ter escutado um estrondo, seguido de fumaça e fogo. O helicóptero tocou o solo em chamas e ficou destruída com uma fatalidade e dois tripulantes com lesões leves. Não houve falha do motor. Não foi possível determinar o motivo da fratura inicial no *flector* dianteiro, que conectava o eixo de embreagem com a CTP. Este, em seguida, rompeu a estrutura metálica (*frame*) no lado direito (sentido cauda-nariz), atingindo o tanque auxiliar da aeronave, furando a parede de fogo, logo acima do motor.

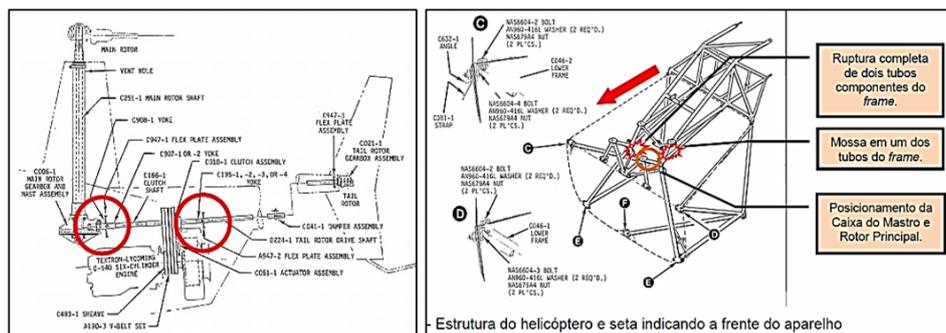


Figura 62: Fotos do Relatório Final.

Não havia, na parte superior dos tanques e abaixo dos frames, uma estrutura de proteção para evitar uma eventual ruptura do eixo de transmissão e seu contato com o tanque.

No RF consta a RS A-035/CENIPA/2013 – RSV 001, emitida em 12/12/2013, recomendando que a ANAC realizasse consulta junto ao certificador primário e fabricante da aeronave sobre a necessidade e a viabilidade de estudo para inclusão de Ensaio Não Destrutivo no programa de manutenção do helicóptero, de forma a detectar, oportunamente, a presença de descontinuidades em itens críticos do conjunto rotativos do modelo R-44.

Quadro resumo Tema 22					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PR-TNB	16/07/2010	A - 035/CENIPA/2013	214	R44	IO-540-AE1A5
Ação mitigadora proposta		Revisitar o processo de análise da Recomendação de Segurança emitida tendo em vista o tempo decorrido (RS antiga).			

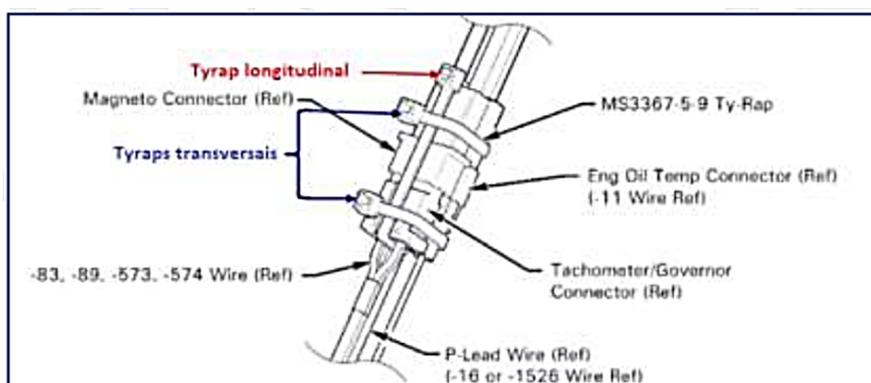
9.23 Tema 23 - Helicóptero Robinson R44 - Fixação dos conectores do tacômetro e governador de rotação – motor *Lycoming IO-540-AE1A5*

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência de janeiro de 2018, na qual a aeronave decolou para a realização de um voo local e, minutos após a decolagem, durante a subida, o rotor apresentou baixa RPM. Na sequência, o piloto comandou autorrotação e dirigiu-se a uma área descampada, onde veio a realizar o pouso. Na corrida após o toque dos esquis, a aeronave capotou. Piloto com lesões leves e aeronave com danos graves.

Foram encontrados indícios de possível falha de contato nos plugues de conexão dos fios que saíam do magneto direito com os fios de alimentação elétrica do tacômetro do motor e do governador de potência, a qual pode ter gerado as oscilações na indicação do tacômetro do motor e mau funcionamento do governador.

Simulações de falha de contato demonstraram que as indicações do tacômetro do motor e a RPM do rotor tiveram alterações. As indicações da RPM do motor oscilaram em grande amplitude. Havia uma *Service Letter* da Robinson orientando para a fixação dos conectores com cinta plástica (*Tyrap*), que não foi feita exatamente como estava descrita na SL-47. Não havia cinta instalada no sentido longitudinal.

Aspectos de manutenção relacionados com a falha: Contribuiu - conectores não fixados como previsto.



- Conectores da fixação do tacômetro/governador, com destaque para o *tyrap* sentido longitudinal. (Fonte: R44 *Service Letter* SL-47)

Figura 63: Conectores tacômetro/governador e as cintas de amarração.

No RF consta a RS A-018/CENIPA/2018-02, emitida em 29/05/2020, recomendando que a ANAC atuasse junto aos operadores e às organizações de manutenção das aeronaves R44, S/N 1361 a 2354, e R44 II, S/N 10262 a 13666, em especial à organização de manutenção e ao operador de taxi Aéreo, a fim de que atentem para o correto cumprimento da R44 *Service Letter* (SL) 47, de 01AGO14.

Quadro resumo Tema 23					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PT-FJS	28/01/2018	A-018/CENIPA/2018	214	R44	IO-540-AE1A5
Ação mitigadora proposta		Monitorar o assunto, tendo em vista que uma Service Letter não tem caráter impositivo.			

9.24 Tema 24 - Helicóptero *Sikorsky S76A* - Falha dupla de motores, motor RR 250-C20S

Sobre este tema, o Estudo considerou como criticidade a ocorrência de julho de 2004, na qual a aeronave *Sikorsky S76A* decolou de heliponto para duas plataformas, com 10 passageiros e dois tripulantes. Na 2ª etapa e a 5 minutos do pouso, houve acendimento da luz de limalha do M1. Dois minutos após, foi ouvido estrondo e acendimento da luz de perda do M2. O helicóptero começou a perder altura, sem que a tripulação percebesse as reais causas da deterioração. Após a colisão com a água, o helicóptero submergiu a uma profundidade de 340 metros. Houve seis fatalidades, quatro com lesões graves e um leve.

Houve falha do rolamento 2 $\frac{1}{2}$ do M1 (motor esquerdo), causando folga e atrito entre eixos e o colapso dos mesmos, seguido de disparo da turbina de potência e projeção não contida de fragmentos de palhetas do seu 2º estágio, os quais atingiram o M2 (motor direito), rompendo a linha de Pc e reduzindo-o para marcha lenta mínima, sem meios de retomada de potência. Na investigação foi constatado que o injetor de óleo desse rolamento estava 82% obstruído por magnésio (de origem não definida).



Figura 64: Estado final do rolamento 2 $\frac{1}{2}$ e o eixo de acoplamento com a turbina de potência do motor esquerdo.



Figura 65: Segundo estágio da turbina de potência, com palhetas rompidas devido ao disparo (sobrevelocidade não contida) e cujos fragmentos causaram as perfurações na carcaça do motor e impacto no tubo de Pc do motor oposto.

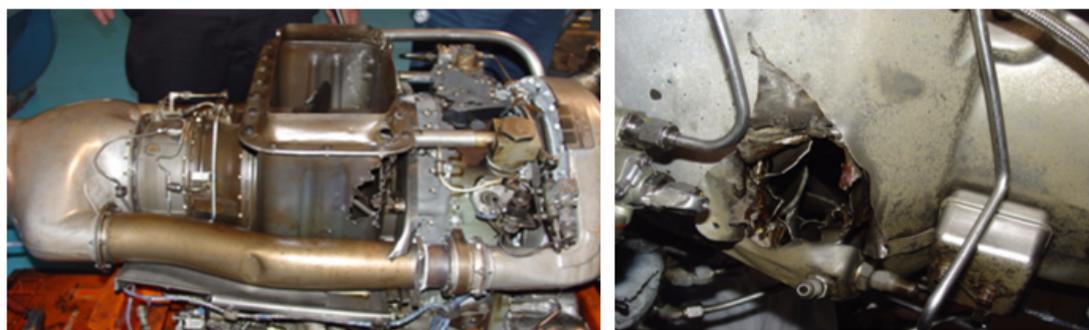


Figura 66: Estado geral do motor esquerdo e as perfurações produzidas por fragmentos de palhetas do 2º estágio da turbina de potência.



Figura 67: Detalhes das perfurações produzidas por fragmentos de palhetas do 2º estágio da turbina de potência.

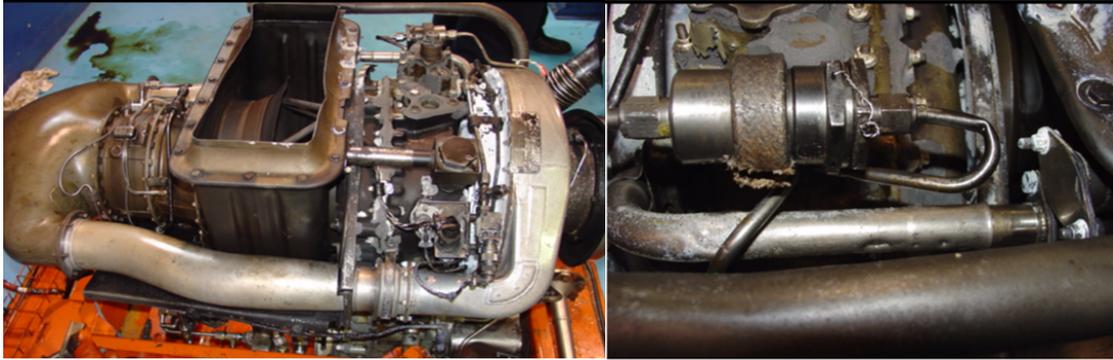


Figura 68: Vista geral do motor direito. À direita, o filtro de Pc (linha de pressão pneumática do compressor ao FCU).

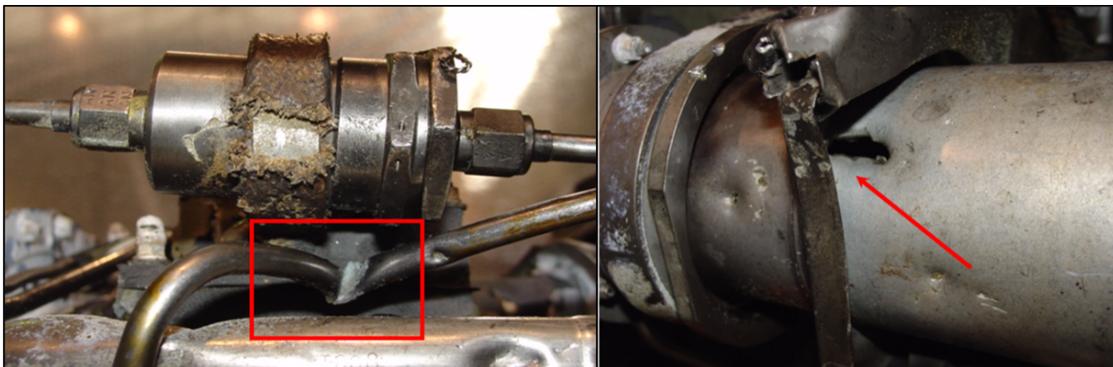


Figura 69: Detalhe da linha de Pc rompida e à direita, a perfuração no duto de ar do compressor à câmara de combustão.

Requisito de certificação relacionado com o problema identificado (Falha de ambos os motores):

§ 33.19 Durability. (a) Engine design and construction must minimize the development of an unsafe condition of the engine between overhaul periods. The design of the compressor and turbine rotor cases must provide for the containment of damage from rotor blade failure. Energy levels and trajectories of fragments resulting from rotor blade failure that lie outside the compressor and turbine rotor cases must be defined.

Componentes: Rolamento 2 $\frac{1}{2}$.

- Contribuição dos componentes: Quanto ao Rolamento, o fabricante do motor identificou fadiga e propagação de trinca na gaiola do Rolamento 2 $\frac{1}{2}$. Este se desintegrou, resultando em folgas, desbalanceamento e atrito entre os eixos do motor, além de quebras em outras engrenagens.
- Projeto do motor: O motor Allison 250-C30 não cumpre com o requisito de contenção por falha de palhetas, pois não possui escudo (*shroud*) de contenção, o que permitiu que partes projetadas e oriundas de um disparo da turbina de potência atingissem o outro motor.

- Contribuição Projeto Motor: O rolamento 2 $\frac{1}{2}$ está alojado entre os eixos de saída de potência e do acionamento do compressor. Sua falha pode produzir um evento catastrófico.
- Contribuição Projeto da aeronave: Inexistência de proteção no motor ou na parede de fogo contra danos provocados por explosão ou despallhetamento dos motores. Por projeto, a aeronave de Transporte de Categoria A deve ser construída de modo que a falha de um motor não afete o remanescente e que ela deve permanecer controlável.
- Contribuição Manutenção: Durante um *shop visit* do motor, o teste de bancada constatou pressão de óleo excessiva. Encontrado pedaço de *O'ring*, o filtro foi substituído e o rolamento 2 $\frac{1}{2}$ foi examinado visualmente, mas sem desmontagem. O injetor de óleo não foi examinado. Na investigação foi encontrado injetor de óleo com bloqueio parcial do canal de passagem para os rolamentos 3, 4 e 2 e 1/2 (de origem metálica – magnésio - e aderido à parede interna).
- Aspectos de aeronavegabilidade: Na investigação, foi constatado que havia um sistema de proteção mecânica para sobrevelocidade, via governador da turbina de potência, o qual não funcionou devido à ruptura do eixo. Até o final da década de 80 havia proteção eletrônica, porém apresentava falhas e foi retirada (não fazia parte dos requisitos de homologação).
- Comentários: O RF informa que “a RR tem efetuado estudos para novo controle eletrônico de sobrevelocidade de N2”.

Em novembro de 2005, o SERAC 3 emitiu RSV ao fabricante da aeronave para:

iniciar estudos para viabilizar a implantação de uma proteção no compartimento dos motores para impedir ou minimizar que partes internas do motor atinjam áreas vitais da aeronave.

Ao fabricante do motor, foi emitida RSV para “iniciar estudos para implantação de um protetor de sobrevelocidade eletrônico (eixo N2)”.

O SERAC 3 emitiu, em novembro de 2005, RSVs à *Sikorsky*, recomendando:

- a) Realizar estudos com objetivo de verificar a eficiência e eficácia e dos procedimentos previstos para acendimento da luz da limalha quando operando com motores RR 250C-30S, atentando para o previsto no manual do fabricante do motor (RRC), ao procedimento de desarme dos disjuntores e à falta de objetividade dos procedimentos previstos no caso desta emergência.
- b) Iniciar estudos para a implantação de aviso de variação de NR acima e abaixo da faixa considerada ideal para o voo.
- c) Iniciar estudos para a viabilização da implantação de uma proteção no compartimento dos motores com vistas a impedir, ou pelo menos

diminuir, a possibilidade de que partes internas de um motor consigam atingir qualquer área vital da aeronave.

d) Iniciar estudos junto à RRC e ao FAA no sentido de que o Scavenger Filter seja obrigatório nas operações com o SK-76A.

O SERAC 3 emitiu, em novembro de 2005, RSVs à *Rolls Royce Corp.*, recomendando:

a) Realizar estudos objetivando a diminuição de eventos de luz de limalha nos motores RR 250C-30S e na baixa consciência situacional dos pilotos no momento da emergência devido a constantes acionamentos.

b) Iniciar estudos para a implantação de um protetor de sobrevelocidade eletrônico (ligado ao eixo de N2) nos motores C-30s, visto ser humanamente impossível realizar o corte do motor antes que o disparo ocorra.

c) Iniciar estudos junto à *Sikorsky* e ao FAA para que o *Scavenger Filter* seja de uso obrigatório no SK-76A.

Cumprimento das recomendações do SERAC 3: Conforme verificação feita no CENIPA, as recomendações emitidas em fevereiro de 2007 continuam pendentes no seu controle.

Abrangência das Recomendações: Entende-se que toda a frota mundial de S-76A que não tenha escudo de proteção para falha não contida de turbina deverá ser revista.

Aspectos de aeronavegabilidade (Documentação de referência de Certificação):

HELICOPTERS § 29.143 Controllability and maneuverability. (a) (1); (2) ;(b) at VNE with (4) Power off. (e) The rotorcraft, after (1) failure of one engine, in the case of multiengine rotorcraft that meet Transport Category A engine isolation requirements, or (2) complete power failure in the case of other rotorcraft, must be controllable over the range of speeds and altitudes for which certification is requested; and (ii) For any other condition, normal pilot reaction time.

Subpart E—Powerplant General: § 29.901 Installation: (2) components with safe operation between normal inspections or overhauls. (c) For each powerplant it must be established that no single failure or malfunction or probable combination of failures will jeopardize the safe operation of the rotorcraft except if the probability of any such failure is extremely remote.

§ 29.903 Engines. (a) Engine type certification. (b) Category A; engine isolation. For each category A rotorcraft, the powerplants must be arranged and isolated from each other to allow operation, in at least one configuration, so that the failure or malfunction of any engine, or the failure of any system that can affect any engine, will not— (1) Prevent the continued safe operation of the remaining engines; (d) Turbine engine installation — (1) Design precautions must be taken to minimize

the hazards to the rotorcraft in the event of an engine rotor failure; and (2) The powerplant systems associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those engine operating limitations that adversely affect engine rotor structural integrity will not be exceeded in service. *TURBINE ENGINES § 33.19 Durability: (a). § 33.75 Safety analysis: (a) (1) (i), (ii), (iii) Multiple failures referred to in paragraph (d) of this section or that result in the hazardous engine effects defined in paragraph (g)(2) of this section. (2) hazardous engine effects, as defined in paragraph (g) of this section. (3) hazardous engine effects are predicted of 107 to 109 per engine flight hour. (g) Unless otherwise approved by the FAA and stated in the safety analysis, for compliance with part 33, the following failure definitions apply to the engine: (1) An engine failure in which the only consequence is partial or complete loss of thrust or power (and associated engine services) from the engine will be regarded as a minor engine effect. (2) The following effects will be regarded as hazardous engine effects: (i) Non-containment of high-energy debris. § 33.94 Blade containment and rotor unbalance tests. (a) (1), (2).*

HELICOPTERS § 29.143 Controllability and maneuverability. (a) (1); (2) ;(b) at VNE with (4) Power off. (e) The rotorcraft, after (1) failure of one engine, in the case of multiengine rotorcraft that meet Transport Category A engine isolation requirements, or (2) complete power failure in the case of other rotorcraft, must be controllable over the range of speeds and altitudes for which certification is requested; and (ii) For any other condition, normal pilot reaction time.

Subpart E—Powerplant General: § 29.901 Installation: (2) components with safe operation between normal inspections or overhauls. (c) For each powerplant it must be established that no single failure or malfunction or probable combination of failures will jeopardize the safe operation of the rotorcraft except if the probability of any such failure is extremely remote.

§ 29.903 Engines. (a) Engine type certification. (b) Category A; engine isolation. For each category A rotorcraft, the powerplants must be arranged and isolated from each other to allow operation, in at least one configuration, so that the failure or malfunction of any engine, or the failure of any system that can affect any engine, will not— (1) Prevent the continued safe operation of the remaining engines; (d) Turbine engine installation — (1) Design precautions must be taken to minimize the hazards to the rotorcraft in the event of an engine rotor failure; and (2) The powerplant systems associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those engine operating limitations that adversely affect engine rotor structural integrity will not be exceeded in service.

Proposição de questões e assuntos para envolvimento da ANAC:

1. Revisitar aspectos relativos a Projeto do Motor Rolls Royce Allison 250-C30:

Do não cumprimento com o requisito de contenção por falha de palhetas, pois não possui escudo de contenção, permitindo que partes projetadas de um disparo da turbina de potência atinjam o outro motor.

[§ 33.19 Durability. (a) Engine design and construction must minimize the development of an unsafe condition of the engine between overhaul periods. The design of the compressor and turbine rotor cases must provide for the containment of damage from rotor blade failure. Energy levels and trajectories of fragments resulting from rotor blade failure that lie outside the compressor and turbine rotor cases must be defined.]

Na investigação, o fabricante do motor identificou fadiga e propagação de trinca na gaiola do rolamento 2 $\frac{1}{2}$. Este se desintegrou, resultando em folgas, desbalanceamento e atrito entre os eixos do motor, além de quebras em outras engrenagens (falha simples).

O rolamento 2 e 1/2 que falhou no motor 1, está alojado entre os eixos de saída de potência e do acionamento do compressor. Sua falha irá produzir um evento catastrófico ao motor.

2. Revisitar aspectos relativos ao Projeto da Aeronave *Sikorsky S-76* equipada com motores *Rolls Royce Allison 250-C30/S*:

Relacionados com a proteção no motor ou na parede de fogo contra danos provocados por explosão ou despallhetamento de um dos motores. Por projeto, a aeronave de Transporte de Categoria A deve ser construída de modo que a falha de um motor não afete o remanescente e que ela deve permanecer controlável.

No corrective action time delay for any condition following power failure may be less than— (i) For the cruise condition, one second, or normal pilot reaction time (whichever is greater); and (ii) For any other condition, normal pilot reaction time. . . . [Subpart E—Powerplant General § 29.901 Installation. (a) For the purpose of this part, the powerplant installation includes each part of the rotorcraft (other than the main and auxiliary rotor structures) that— (1) Is necessary for propulsion; (2) Affects the control of the major propulsive units; or (3)

Affects the safety of the major propulsive units between normal inspections or overhauls. (b) For each powerplant installation— (1) The installation must comply with— (i) The installation instructions provided under §33.5 of this chapter; and (ii) The applicable provisions of this subpart.(c) For each powerplant and auxiliary power unit installation, it must be established that no single failure or malfunction or probable combination of failures will jeopardize the safe operation of the rotorcraft except that the failure of structural elements need not be considered if the probability of any such failure is extremely remote]. [§ 29.143 Controllability and maneuverability. . . . (e) The rotorcraft, after (1) failure of one engine, in the case of multiengine rotorcraft that meet Transport Category A engine isolation requirements, or (2) complete power failure in the case of other rotorcraft, must be controllable over the range of speeds and altitudes for which certification is requested

when such power failure occurs with maximum continuous power and critical weight.

No corrective action time delay for any condition following power failure may be less than— (i) For the cruise condition, one second, or normal pilot reaction time (whichever is greater); and (ii) For any other condition, normal pilot reaction time. . . .] [Subpart E—Powerplant General § 29.901 Installation. (a) For the purpose of this part, the powerplant installation includes each part of the rotorcraft (other than the main and auxiliary rotor structures) that— (1) Is necessary for propulsion; (2) Affects the control of the major propulsive units; or (3)

Affects the safety of the major propulsive units between normal inspections or overhauls. (b) For each powerplant installation— (1) The installation must comply with— (i) The installation instructions provided under §33.5 of this chapter; and (ii) The applicable provisions of this subpart. (c) For each powerplant and auxiliary power unit installation, it must be established that no single failure or malfunction or probable combination of failures will jeopardize the safe operation of the rotorcraft except that the failure of structural elements need not be considered if the probability of any such failure is extremely remote].

9.6.11.2.3 Voo com um Motor Inoperante (One Engine Inoperative - OEI)

No caso de falha em um dos motores, durante uma fase crítica do voo, o principal determinante para um pouso com sucesso é a quantidade de potência disponível no motor remanescente. O helicóptero está particularmente vulnerável em condições de voo com alta potência, como voo pairado, pousos e decolagens. Peso da aeronave, CG e altitude-densidade são fatores a serem considerados.

Os requisitos de certificação do FAA (*Federal Aviation Administration*) estabelecem categorias para operação de transporte de passageiros com helicópteros, são as Categorias A e B. A Categoria A requer que o helicóptero tenha a capacidade de permanecer voando mesmo após a ocorrência de falha em um dos motores, subindo com razão mínima de 100ft/min. Dessa forma, apenas os helicópteros multimotores podem ser classificados como

164/495 MCA 3-6/2017

Categoria A, sendo todos os helicópteros monomotores abrangidos pela Categoria B. O gráfico abaixo ilustra a classificação de helicópteros nas duas categorias de certificação, levando em consideração o número de passageiros a bordo e o peso de decolagem.

A ou B+	Apenas A
A ou B	A ou B+ B+ requer algumas características de segurança da Cat. A

Figura 86 - Tabela de certificação Categorias A e B.

De maneira geral, helicópteros Categoria A possuem autorização para operar sobre grandes cidades, enquanto, em alguns países, helicópteros Categoria B têm a sua operação restrita nessas regiões. Em operações Categoria A, a partir de um heliponto pontual, o conceito de um motor inoperante limita ainda mais o peso de decolagem, de forma que se uma falha ocorrer até o ponto de decisão de decolagem (PDD), um pouso deverá ser realizado no mesmo ponto de partida. Por esta razão, o perfil de decolagem deve ser realizado ligeiramente para trás, até que seja atingido o PDD, para que o piloto possa observar o ponto de pouso durante todo o procedimento. Se o motor falhar após o PDD, a decolagem poderá ser continuada com

Figura 70: Classificação de Helicópteros por categoria A ou B.

Aeronavegabilidade: Na investigação foi constatado haver um sistema de proteção mecânica para sobrevelocidade, via governador da turbina de potência, o qual não funcionou devido à ruptura do eixo. Até o final da década de 80 havia proteção eletrônica, porém apresentava falhas e foi retirada (não fazia parte dos requisitos de homologação). O RF informa que a RR “tem efetuado estudos para novo controle eletrônico de sobrevelocidade de N2”.

3. Revisitar aspectos relativos à Abrangência das Recomendações de Segurança e de casos similares na frota mundial de S-76:

E, também, outras aeronaves que utilizam dois motores Rolls Royce Allison 250 C30, dada a gravidade da ocorrência e sua eventual possibilidade de repetição.

Verificar eventos similares no país e no exterior. Verificar eventuais incorporações de escudo de proteção em aeronaves S-76 em outras certificações.

Quadro resumo Tema 24					
Ocorrências analisadas			Total aeronave CA válido DEZ2020	Modelos	Motor(es) envolvido(s)
Marcas	Data	RF disponíveis			
PP-MYM	25/07/2004	RF 15/02/2007	35	S-76A	250-C30S
Ação mitigadora proposta			Discutir o assunto junto ao setor de aeronavegabilidade e certificação de produtos, considerando a condição de “falha dupla dos motores”.		

9.25 Tema 25 - Organizações de manutenção e revisão de motores e componentes certificadas segundo o RBAC 145

Como tema complementar ao Estudo, foram observados alguns assuntos que necessitam de ações de Promoção da Segurança Operacional a serem realizadas pela ANAC junto às organizações de manutenção certificadas segundo as regras do RBAC 145, visando debater sobre os seguintes temas:

1. IMPLEMENTAÇÃO DA CULTURA DE SEGURANÇA OPERACIONAL NAS OFICINAS DE MANUTENÇÃO E REVISÃO DE MOTORES E ACESSÓRIOS

Considerando a relevância e responsabilidade dessas oficinas para a aeronavegabilidade continuada das aeronaves em operação e em alinhamento à implementação dos seus MGSO, a elas deve ser dedicada atenção especial no aspecto de conscientização do risco e da responsabilidade civil atrelados à sua certificação.

Como sugestão, deve-se buscar a Promoção da Segurança Operacional por meio de treinamentos ou palestras de conscientização dos operadores e pessoal envolvido nos processos certificados de manutenção, reparo e revisão de componentes, com as seguintes etapas sugeridas:

- (a) Elaboração de temas relacionados a Erro e Limitações Humanas, Gerenciamento do Risco, A Importância dos Processos Documentados e Auditados; A Responsabilidade Individual e da Organização frente ao público (sanções previstas em lei, a responsabilidade civil e o crime aeronáutico);
- (b) Estatísticas e o Relatório de Análise de Ocorrências envolvendo Motores Aeronáuticos;
- (c) Estudo de Casos e Lições Aprendidas com ocorrências envolvendo tipos de motores similares mantidos pelas oficinas;

(d) Boas práticas de oficinas e montagens críticas (recomenda-se, para esse trabalho, envolver profissionais de notório conhecimento no assunto).

2. PEÇAS PMA

As peças PMA (*Parts Manufacturer Approval*) via de regra são mais baratas do que as originais e passam por outro processo de aprovação na FAA.

Peças e componentes que tenham função crítica no funcionamento de um motor ou de seus acessórios e que podem falhar prematuramente e, assim, causar efeitos catastróficos, irão necessitar de atenção especial, razão para seus fabricantes proverem em documentos formais todas as limitações e restrições ao seu uso. Dentro deste contexto, peças PMA que levem à falha de um motor e conseqüente perda de função ou falha catastrófica deveriam passar por processo de aprovação que obedecesse aos mesmos critérios das peças originais. Exemplos: Engrenagens, rolamentos de eixo de turbina e compressor, palhetas de turbina, selos de vedação, parafusos prisioneiros de blocos de motor, pinos, pistões, válvulas, eixo de manivelas, bielas, mancais, magnetos e seus componentes, rolamentos de eixos de acessórios, pás de hélice, outros.

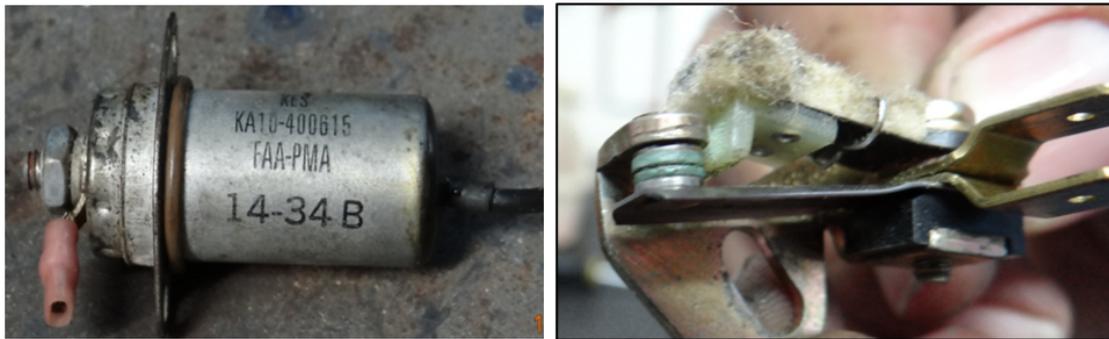


Figura 71: Exemplos de peças PMA de magnetos que apresentaram falha prematura:(E) - Um condensador de magneto de origem PMA.

No exemplo acima e durante a investigação, ao ser realizado o teste funcional dos magnetos do motor, o magneto direito não estava centelhando quando foi girado manualmente. Ele foi instalado na bancada para ser testado e apresentou a mesma falha. Foi realizado um teste específico no platinado e se observou que apresentava funcionamento normal. O segundo passo foi a substituição do seu condensador. Logo que foi acionado novamente, o magneto direito apresentou funcionamento normal. (D). Em outra investigação, para tentar saber o motivo da falha do platinado, foi realizada uma consulta ao fabricante do magneto. Em resposta, o fabricante informou se tratar de um componente PMA, ou seja, um componente fabricado com a aprovação do FAA, entretanto, não é reconhecido pelo fabricante como componente original. Isso o exime de qualquer responsabilidade sobre a fabricação e qualidade do componente.

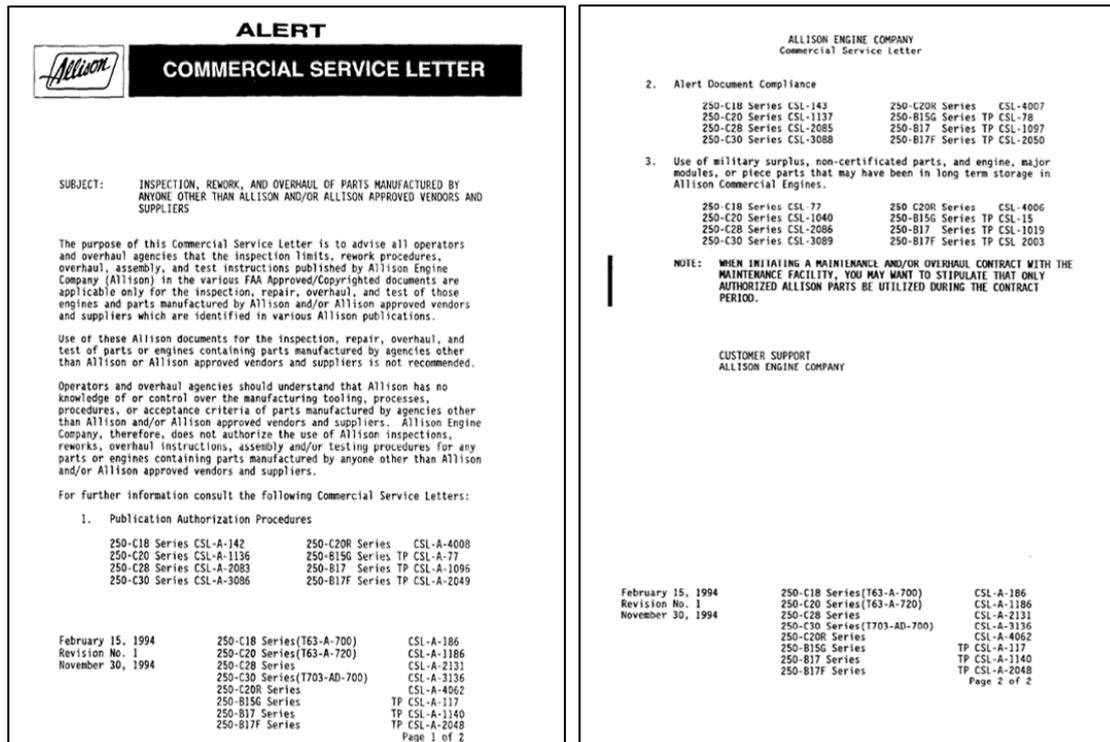


Figura 72: Exemplo de documento antigo (1994) e que reflete a preocupação e as recomendações de um fabricante de motor para com peças e componentes não originais.

Como sugestão, deve-se conhecer detalhadamente todas as fases do processo de aprovação de pelas PMA e certificar-se que o produto aeronáutico onde foram instaladas apresentará as mesmas características de operação e expectativa de taxa de falha, com ênfase para as peças PMA que tenham função crítica no funcionamento de um motor ou de seus acessórios. Esta restrição se aplicaria a motores e acessórios instalados, principalmente, em aeronaves que realizam serviço de transporte aéreo público, no qual outras pessoas, que não o proprietário/adquirente da peça PMA, sejam transportadas.

3. PEÇAS SEM RASTREABILIDADE OU “PEÇAS PIRATA”

As peças sem rastreabilidade (oriundas do mercado paralelo e conhecidas como *Bogus Parts*), por sua vez, “surgem” como uma forma de economizar e acabam por “contaminar” e causar danos ou falhas irreparáveis.

Estas são as de maior risco, pois não há controle algum sobre a sua origem e sua falha poderá trazer sérias consequências.



Figura 73: Engrenagens não originais e uma original para referência.

As imagens acima se relacionam a uma engrenagem de acionamento dos magnetos de um motor LYCOMING IO-540-K1G5, instalado em uma aeronave EMBRAER EMB-720C e que resultou em um acidente com cinco fatalidades, em 2014. O CA da aeronave estava cancelado desde 03OUT2013, devido à não realização da Inspeção Anual de Manutenção (IAM). No exame do motor, foi constatado que houve falha da engrenagem intermediária de acionamento do magneto esquerdo e do comando de válvulas do motor. Foi identificado que não se tratava de componente original e que o tratamento térmico era inadequado. Isto produziu pré-trincas nos dentes da engrenagem, o que induziu a um mecanismo de fratura frágil intergranular. Essa falha provocou também o rompimento do parafuso de fixação da engrenagem da árvore de manivelas. Com isso, o motor perdeu o sincronismo, com parada imediata após a decolagem.

Como sugestão, deve-se incluir este tema na Promoção da Segurança Operacional em palestras de conscientização dos operadores e pessoal envolvido nos processos de manutenção, reparo e revisão de componentes.

10 Sumário

Em uma verificação no histórico e estatísticas de acidentes da aviação de asa fixa e rotativa, comercial e geral, para o período estudado, foi identificado que é relativamente frequente a contribuição da falha de um ou mais motores, a qual, atrelada a questões operacionais, resulta em fatalidades e perdas materiais. Como o fator operacional tem maior contribuição, o foco das recomendações normalmente prioriza as deficiências nele encontradas. Com isso, eventualmente, podem permanecer “latentes” condições de falha de motor atreladas a possíveis processos desatualizados ou demasiadamente simplificados de manutenção ou mesmo de certificação.

Dentro das probabilidades de falha de uma operação, a parada de funcionamento de um motor em uma aeronave é um evento possível de ocorrer. A sua operação segura, portanto, deverá sempre condizer com os propósitos aos quais o projeto da aeronave foi concebido. Para que essa “garantia de aeronavegabilidade” da máquina (e da operação) seja mantida, as tarefas de inspeção periódica e os testes funcionais preconizados pelos fabricantes e aprovados pelos seus órgãos certificadores devem criteriosamente ser executados. Com o passar dos anos, condições novas ou não previstas, mudanças ou modificações promovidas pelos fabricantes e fornecedores em componentes, problemas de instalação ou em sistemas associados podem vir a se manifestar, gerando demandas para modificar ou corrigir tais procedimentos ou condições. Essas correções de projeto são realizadas pelos fabricantes e informadas por meio da emissão de Boletins de Serviço os quais, infelizmente, nem sempre são incorporados pelos operadores devido a razões econômicas ou, mesmo, descaso. A manutenção, portanto, é um fator relevante a ser considerado, pois terá influência direta na segurança do motor e da operação.

A aeronavegabilidade continuada é o processo central da segurança de um produto certificado. Ela se baseia nos requisitos vigentes à época de sua certificação e tem como pilares o monitoramento das ocorrências, a gestão do risco e a identificação dos fatores que servirão de referência até para a revisão dos próprios requisitos. Sua reação a uma dificuldade encontrada na operação de um produto específico está na emissão dos Boletins de Serviço e dos Boletins Operacionais, que serão avaliados, aprovados e eventualmente, tornados mandatórios pelo órgão regulador e publicados aos operadores.

Neste contexto, este Estudo buscou analisar situações identificadas nos relatórios de investigação de motores no período de 1998 a 2018, identificando 25 temas que demandam um monitoramento por parte da Autoridade de Aviação Civil.

O Estudo também buscou resgatar todo o trabalho de investigação de motores e seus componentes, deixando registrado neste documento a história da sua evolução.

Acreditamos que este Estudo de Segurança de Voo será utilizado como uma fonte importante de pesquisa, principalmente para as Organizações de Manutenção, Operadores, reguladores e investigadores de acidentes.

11 Conclusões

1. Neste Estudo, que resgata o histórico de ocorrências com motores da aviação de asa fixa e rotativa, comercial e geral, observou-se a contribuição da perda da função de um ou mais motores para 84% das 654 ocorrências investigadas, a qual, atrelada a questões operacionais, resultou em 60% de aeronaves destruídas, com 22% delas sendo fatais, havendo o registro de 188 fatalidades e 110 ocupantes com lesões graves.
2. Dentro das probabilidades de falha de uma operação, a parada de funcionamento de um motor em uma aeronave é um evento possível de ocorrer. A sua operação segura, portanto, deverá sempre condizer com os propósitos aos quais o projeto da aeronave foi concebido, sendo totalmente dependente da criteriosa execução das tarefas de manutenção periódica e os testes funcionais preconizados pelos fabricantes e aprovados pelo seu órgão certificador, assim como da operação e treinamento adequados para administrar uma eventual perda de potência.
3. No Estudo, obteve-se que 42% das ocorrências estavam relacionadas com Operação (274 casos) e 38% tiveram contribuição da Manutenção (250 casos). O aspecto Fabricação esteve presente em 4% (23) dos casos.
4. Quanto aos aspectos determinantes para uma ocorrência, as Oficinas de Revisão de Motores contribuíram com 13% (88), o que denota a necessidade de um maior envolvimento preventivo por parte do regulador para este segmento.
5. A contribuição dos componentes para as ocorrências, por sua vez, ficou bastante diversa, porém houve meios de agrupá-la de acordo com os principais tipos de falha, totalizando 281 casos (43%). Bomba mecânica de combustível, bielas e parafusos prisioneiros de cilindro, magnetos e velas de ignição, carburador e servo injetor foram os principais componentes envolvidos.
6. Quanto ao tipo de motor, a grande maioria dos casos examinados no Estudo envolveu motores a pistão (79%), em helicópteros e aviões da aviação leve. Os motores à reação do tipo turboeixo contribuíram com 11%, em helicópteros maiores. Os motores à reação do tipo turboélice foram de 9% e os *turbofan* foram de apenas 1% dos casos.
7. Quando foram selecionados 200 casos para estudo detalhado, em função de peculiaridades na ocorrência, identificou-se a predominância das Organizações de Manutenção, com 24% dos casos relacionados com a Oficina de Manutenção Geral e 25% com a Oficina Revisora do Motor. Ainda, houve 25% dos casos tendo como fator determinante o Operador (devido a deficiente treinamento, erro operacional ou outros).
8. Anteriormente, o DAC estava envolvido na investigação e regulação da Aviação Civil. A ANAC foi instalada em março de 2006 e, durante o processo de transição, algumas Recomendações de Segurança emitidas pelo CENIPA perderam sua rastreabilidade.

9. Para o período de 1998 a 2018, dos vários relatórios de investigação de motores produzidos, algumas “condições inseguras latentes” foram identificadas durante a sua análise e estão agora sendo apresentadas para serem revisitadas.
10. Tais condições consideradas como “latentes” totalizaram 25 e cada uma delas foi alvo de uma síntese visando monitoramento por parte da Autoridade de Aviação Civil.
11. O Estudo também buscou resgatar todo o trabalho de investigação de motores e seus componentes, deixando registrado neste documento a história da sua evolução.

12 Recomendações de Segurança

Conforme disposto no art. 3º, parágrafo 4º, do Decreto nº 9.540, de 25 de outubro de 2018, que dispõe sobre o Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos, as Recomendações de Segurança são medidas de caráter preventivo ou corretivo, oriundas de investigação SIPAER ou de atividade de prevenção, e têm o objetivo de impedir acidentes aeronáuticos, incidentes aeronáuticos e ocorrências de solo, ou de mitigar as suas consequências, e não constituem presunção de culpa ou responsabilização no âmbito administrativo, civil ou penal.

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-02/CENIPA/2022-01

Avaliar a aplicabilidade das ações mitigadoras propostas para cada um dos 25 Temas discutidos no Capítulo 6 deste Estudo de Segurança de Voo, objetivando revisitar condições que possam ainda permanecer latentes no âmbito da aviação civil.

E-02/CENIPA/2022-02

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).

