

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-042/CENIPA/2019

OCORRÊNCIA:

INCIDENTE GRAVE

AERONAVE:

PR-AQV

MODELO:

ATR-72-212A

DATA:

12MAR2019



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao incidente grave com a aeronave PR-AQV, modelo ATR-72-212A, ocorrido em 12MAR2019, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor | Falha do motor no solo”.

Durante o início da corrida de decolagem, ainda abaixo da velocidade de decisão (V1), ocorreu a falha do motor número 2. A tripulação realizou os procedimentos de abortiva e controlou adequadamente a aeronave, parando-a sobre a pista.

Os danos à aeronave foram leves, ficando restritos ao motor número 2.

Todos os tripulantes e passageiros saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA) - França, Estado de fabricação da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de fabricação do motor.

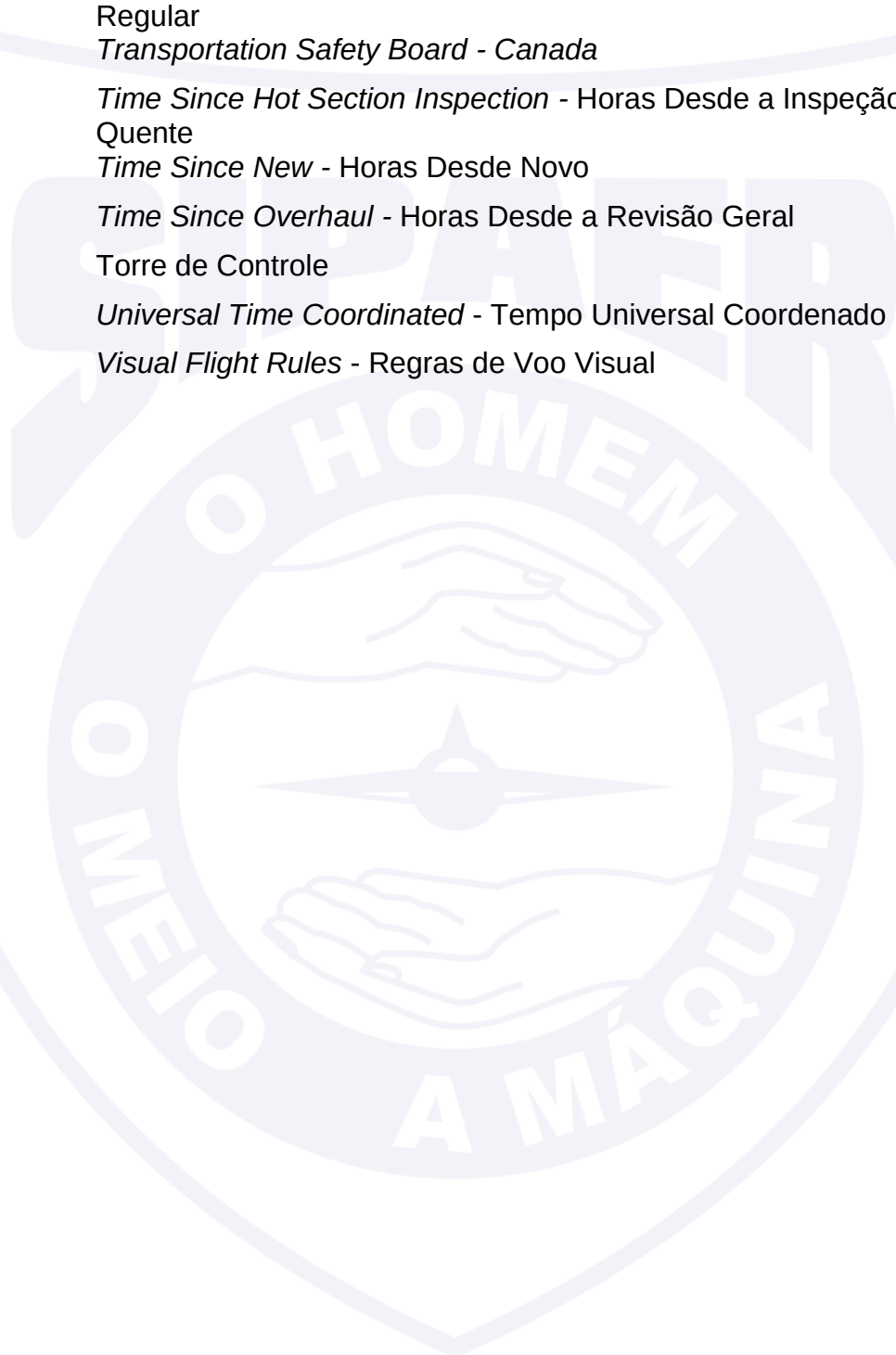
ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	7
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.	8
1.6. Informações acerca da aeronave.	8
1.7. Informações meteorológicas.	10
1.8. Auxílios à navegação.	11
1.9. Comunicações.....	11
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	11
1.11. Gravadores de voo.....	11
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.	13
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.	13
1.13.1. Aspectos médicos.....	13
1.13.2. Informações ergonômicas.....	13
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	13
1.14. Informações acerca de fogo.....	13
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.	13
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	13
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.	21
1.18. Informações operacionais.	22
1.19. Informações adicionais.....	22
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
2. ANÁLISE.....	22
3. CONCLUSÕES.....	24
3.1. Fatos.	24
3.2. Fatores contribuintes.....	26
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	26
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	27

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ATR	<i>Avions de Transport Regional</i>
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
COMAER	Comando da Aeronáutica
CSHSI	<i>Cycles Since Hot Section Inspection</i> - Ciclos Desde a Inspeção da Seção Quente
CSN	<i>Cycles Since New</i> - Ciclos Desde Novo
CSO	<i>Cycles Since Overhaul</i> - Ciclos Desde a Revisão Geral
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
ECTM	<i>Engine Condition Trend Monitoring</i> - Monitoramento da Condição e Tendência do Motor
EMM	<i>Engine Maintenance Manual</i>
FC	<i>Flight Cycles</i> - Ciclos de Voo
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
FH	<i>Flight Hours</i> - Horas de Voo
HSI	<i>Hot Section Inspection</i> - Inspeção da Seção Quente
HP	<i>High Pressure</i> - Alta Pressão
HPT	<i>High Pressure Turbine</i> - Turbina de Alta Pressão
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
ITT	<i>Interturbine Temperature</i> - Temperatura Entre Turbinas
LABDATA	Laboratório de Análise de Dados do CENIPA
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - Manual Reduzido de Referência da Aeronave
RS	Recomendação de Segurança
SBKP	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional de Viracopos, Campinas, SP
SBRP	Designativo de localidade - Aeródromo Leite Lopes, Ribeirão Preto, SP

SIL	<i>Service Information Letter</i>
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
TCCA	<i>Transport Canada Civil Aviation</i>
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
TSB	<i>Transportation Safety Board</i> - Canada
TSHSI	<i>Time Since Hot Section Inspection</i> - Horas Desde a Inspeção da Seção Quente
TSN	<i>Time Since New</i> - Horas Desde Novo
TSO	<i>Time Since Overhaul</i> - Horas Desde a Revisão Geral
TWR	Torre de Controle
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: ATR-72-212A Matrícula: PR-AQV Fabricante: AER - Aerospatiale and Alenia	Operador: AZUL LINHAS AÉREAS BRASILEIRAS S.A.
Ocorrência	Data/hora: 12MAR2019 - 22:30 (UTC) Local: SBKP - Aeródromo Internacional de Viracopos Lat. 023°00'25"S Long. 047°08'04"W Município - UF: Campinas - SP	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento do motor Subtipo(s): Falha do motor no solo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave iniciou a decolagem do Aeródromo Internacional de Viracopos (SBKP), Campinas, SP, com destino ao Aeródromo Leite Lopes (SBRP), Ribeirão Preto, SP, às 22h30min (UTC), a fim de realizar transporte regular de passageiros, com cinco tripulantes e sessenta passageiros a bordo.

No início da corrida de decolagem, quando a velocidade atingiu cerca de 30kt, os pilotos sentiram uma vibração na aeronave. Ato contínuo, perceberam alterações nos parâmetros do motor número 2.

Os pilotos realizaram o procedimento de abortiva de decolagem com sucesso, controlando a aeronave e parando-a sobre a pista. Após a parada total, a Torre de Controle (TWR) informou a existência de fogo no motor número 2. Desta forma, os tripulantes realizaram os procedimentos de corte do motor e combate ao fogo, acionando o respectivo extintor de incêndio.

O comandante da aeronave realizou, também, o corte do motor número 1 e solicitou o reboque da aeronave para o pátio de manobras, onde os passageiros foram desembarcados normalmente.

A aeronave teve danos leves.

Todos tripulantes e passageiros saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	5	60	-

1.3. Danos à aeronave.

Os danos ficaram restritos à região interna do motor número 2. Os módulos de turbinas de alta e baixa pressão ficaram severamente danificados. Os módulos de turbinas de potência não apresentaram danos significativos.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	13.200:00	1.651:25
Totais, nos últimos 30 dias	33:05	40:20
Totais, nas últimas 24 horas	00:00	00:00
Neste tipo de aeronave	3.448:20	721:50
Neste tipo, nos últimos 30 dias	33:05	40:20
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00	00:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pela empresa aérea operadora da aeronave.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube do Brasil, RJ, em 1978.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube do Pará de Minas, MG, em 2011.

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

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de aeronave tipo AT47 (que incluía o modelo ATR-72-212A) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de aeronave tipo AT47 e IFRA válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 1195, foi fabricada pela *AER-Aerospatiale e Alenia*, em 2014, e estava registrada na Categoria de Transporte Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Os registros técnicos de manutenção estavam atualizados.

As etapas iniciais do processo de investigação foram levadas a termo, sendo devidamente amparadas pela Companhia Aérea. Como fruto das apreciações iniciais, a Comissão de Investigação detectou que a mesma aeronave, PR-AQV, esteve envolvida em outra ocorrência aeronáutica no dia 02MAR2019.

No evento anteriormente estudado, a aeronave teve uma falha no motor número 1, modelo PW127M, *Serial Number* (SN) PCE-ED0550, durante a fase de subida inicial para o voo de cruzeiro, aproximadamente ao cruzar 10.000ft de altitude. O motor apresentou repentina variação de parâmetros e, após, apagou em voo.

O evento do dia 02MAR2019 foi classificado como Incidente pelo Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA).

Entretanto, devido ao fato de envolver duas ocorrências de falha do motor na mesma aeronave e sendo estas em um espaço de tempo de dez dias, o CENIPA decidiu investigar os fatores envolvidos nas falhas de ambos os motores, sob o escopo de um único processo.

Os motores PW127M, instalados nas aeronaves ATR-72-212A, operadas pela Azul Linhas Aéreas, eram mantidos, conforme os requisitos estabelecidos no *ATR Maintenance Review Board Report* e no *P&WC Engine Maintenance Manual*. O programa de manutenção adotado pelo operador era o “On Condition”, caracterizado pelo estabelecimento de intervalos de manutenção baseados no *Engine Condition Trend Monitoring* (ECTM).

Um software desenvolvido pela *Pratt & Whitney Canada*, denominado WebECTM®, permitia o monitoramento da performance dos motores por meio da análise dos dados de operação, dentre estes, a velocidade do compressor, a temperatura do motor e o fluxo de combustível, isso num cenário onde eram consideradas as condições de voo da aeronave, tais como a temperatura do ar externo, o nível de voo e a velocidade indicada.

As combinações de todos esses dados geravam gráficos onde determinados desvios e tendências podiam indicar uma degradação no desempenho do motor. A análise de tendência foi projetada para revelar o grau de deterioração do motor e uma possível necessidade de ação corretiva.

O monitoramento da performance dos motores SN PCE-ED0550 (Incidente de 02MAR2019) e SN PCE-ED0604 (Incidente Grave de 12MAR2019), realizado por meio do WebECTM®, não revelou tendência significativa que indicasse a necessidade de uma intervenção adicional.

Ainda, no contexto das ações de manutenção executadas nos motores, eram considerados os intervalos previstos para as intervenções programadas: a *Hot Section Inspection* (HSI) e o *Overhaul*, bem como os resultados das inspeções boroscópicas, das análises do óleo lubrificante e dos componentes com a vida limitada por ciclos ou horas de operação. O operador estabeleceu o cumprimento de HSI a cada 7.000 *Flight Cycles* (FC) e o *Overhaul* a cada 13.500 FC.

O motor, de número de série PCE-ED0550, executou o HSI em 25JAN2016 e foi instalado na aeronave PR-AQV, onde operou 6.051 horas e 5.452 ciclos até falhar no dia 02MAR2019.

O motor, de número de série PCE-ED0604, executou o HSI em 29JUL2016 e foi instalado no PR-AQV, onde operou 4.847 horas e 4.374 ciclos até falhar no dia 12MAR2019.

Os motores possuíam o seguinte histórico de *Flight Hours* (FH) e FC acumulados (Figura 1):

<i>Engine Serial Number</i>	PCE-ED0550	PCE-ED0604
<i>TSN - Time Since New (FH)</i>	12.835	12.199
<i>CSN - Cycle Since New (FC)</i>	11.396	10.678
<i>TSO - Time Since Overhaul (FH)</i>	0	0
<i>CSO - Cycle Since Overhaul (FC)</i>	0	0
<i>TSHSI - Time Since Hot Section Inspection (FH)</i>	6.051	4.847
<i>CSHSI - Cycle Since Hot Section Inspection (FC)</i>	5.452	4.374

Figura 1 - Tabela de ciclos e horas dos motores.

As *High Pressure* (HP) *Blades*, as quais estavam instaladas desde quando os motores foram produzidos, possuíam o seguinte histórico de FH acumuladas (Figura 2):

Engine Serial Number	PCE-ED0550	PCE-ED0604
HP Blades	12.835	12.199

Figura 2 - Histórico de horas das HP Blades.

O parâmetro de tempo limite de vida, na forma de *Hard Time*, estabelecido para a substituição das HP Turbine Blades, era de 15.000 FC. Todavia, em virtude de uma tendência crescente de remoções não planejadas de motores devido a um comportamento anormal das HP Blades, caracterizado por falhas inesperadas, o fabricante do motor instituiu novo parâmetro para a sua retirada.

Por meio da *Service Information Letter* (SIL) - Nº PW100-183, foi estabelecido o valor de 3.000 FH, na forma de *Soft Time*, para a remoção e descarte das HP Blades. A unidade de referência foi baseada em horas de voo, em virtude do modo de falha das blades ter sido diagnosticado como um fenômeno ocorrido em função de tempo e temperatura. Nesse contexto, observou-se que as falhas em apreço ocorreram em motores da série PW127 com a maior potência nominal, os quais operavam com maiores temperaturas.

Sendo a recomendação para substituição das blades na forma de *Soft Time*, ela ocorreria nos casos em que houvesse o acesso ao HP Disk durante um *shop visit* ou durante um acesso em campo para executar um balanceamento do conjunto do HP Turbine Disk.

A SIL Nº PW100-183 que introduziu o parâmetro de *Soft Time* de 3.000 FH para as HP Blades, teve a sua primeira edição em 08ABR2017. A terceira revisão desta SIL, datada de 20JUL2018, modificou a disposição das informações do parâmetro de *Soft Time* contidos no manual de manutenção do motor. O que antes constava do capítulo 05-20, que versava sobre inspeções programadas e intervalos de manutenção (*Engine Maintenance Manual - EMM Chap. 05-20*), passou a fazer parte do capítulo 72-03 (*EMM Chap. 72-03*), que tratava da inspeção na seção quente do motor (*HSI Manual*).

Na data em que os HSI foram realizados nos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604, ainda não havia sido emitida a SIL Nº PW100-183, introduzindo o parâmetro de *Soft Time* de 3.000 FH para as HP Blades. Assim, o único parâmetro em vigor para as HP Blades era o valor *Hard Time* de 15.000 FC.

Dessa forma, considerando o fato de não haver acesso ao HP Disk previsto para os motores em questão, tampouco nenhuma alteração nos parâmetros de desempenho, acompanhados por meio do WebECTM®, o operador decidiu manter a operação dos motores instalados no PR-AQV até atingirem a marca de 13.500 FC para a realização do *Overhaul*.

Cabe ainda destacar que, em toda a documentação disponível sobre o produto não foi identificada recomendação acerca do gerenciamento da instalação, remoção, ou permanência de motores numa mesma aeronave que tivesse como parâmetros:

- a configuração de boletins de serviço aplicados;
- histórico de inspeções realizadas e a realizar; ou ainda
- o tempo de operação decorrido desde a sua fabricação ou desde uma intervenção de HSI ou *Overhaul*.

Consequentemente, a instalação e a operação dos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604 na aeronave PR-AQV estavam em total acordo com as normas, manuais e diretrizes de aeronavegabilidade estabelecidas pelas autoridades certificadoras.

1.7. Informações meteorológicas.

Nada a relatar.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, administrado pela Aeroportos Brasil Viracopos e operava sob Regras de Voo Visual (VFR) e por Instrumentos (IFR), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 15/33, dimensões de 3.240m x 45m e com elevação de 2.170 pés.

Os atendimentos prestados pelas equipes de solo do aeródromo foram adequados às necessidades da aeronave, tripulação e passageiros.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um gravador digital de dados de voo *Flight Data Recorder* (FDR) L-3, modelo FA2100 FDR (memória de estado sólido), *Part Number* (PN) 2100-4245-00, SN 977829, com capacidade de 1024 palavras (cada palavra dispõe de 12 bits).

Além disso, estava também equipada com um gravador digital de voz de cabine *Cockpit Voice Recorder* (CVR) L-3, modelo FA2100 CVR (memória de estado sólido), PN 2100-1020-02, SN 207679, com capacidade para duas horas de gravação, possuindo 4 canais de 30 minutos em alta qualidade e 2 canais de 2 horas de áudio de qualidade padrão.

Ambos gravadores estavam operacionais e foram encaminhados ao Laboratório de Análise de Dados do CENIPA (LABDATA) para degravação e análise.

Sobre a comunicação de voz entre os pilotos, pôde-se constatar que todos os procedimentos atinentes à preparação da aeronave para o voo, os procedimentos de táxi para decolagem, bem como os procedimentos de emergência executados, quando da ocorrência da falha do motor, foram seguidos de forma apropriada.

No que se refere às comunicações com os órgãos de controle do Aeródromo de Viracopos, todas as mensagens foram executadas de forma clara e acertada. Vale destacar que a TWR de Viracopos agiu de forma proativa ao informar a tripulação sobre a visualização de fogo no motor 2 logo após a abortiva de decolagem.

Com essa informação, uma vez que não houve alarme de fogo no painel de instrumentos, a tripulação realizou os procedimentos previstos para a extinção de fogo no motor, fazendo uso da garrafa de extinção.

Para melhor compreensão dos dados do FDR analisados e mostrados nos gráficos abaixo, segue a lista de nomenclaturas do Manual da *Pratt & Whitney Canada*, destacando-se que o número 2, entre parênteses, refere-se aos parâmetros relacionados ao motor da direita (SN PCE-ED0604):

- ITT2 - *Interturbine Temperature* (2)
- NH2 - *High Pressure Rotor Speed* (2);
- NL2 - *Low Pressure Rotor Speed* (2);
- NP - *Propeller Speed*; e
- TQ2 - *Torque Shaft Temperature* (2);

Os dados do FDR foram devidamente analisados e, como consequência, pôde-se afirmar que:

- todos os parâmetros do motor 2, SN PCE-ED0604, mostraram-se estáveis e dentro dos parâmetros de operação normal estabelecidos pelo Manual de Operações do fabricante da aeronave durante as fases de partida e táxi;
- ao iniciar a aceleração dos motores, às 22h13min10seg (UTC), observou-se uma queda simultânea nas indicações de NL2, NP2, TQ2, NH2 e um aumento da indicação de ITT2. Tais fatos apontaram para uma falha súbita do motor causando uma repentina perda de performance (Figura 3);

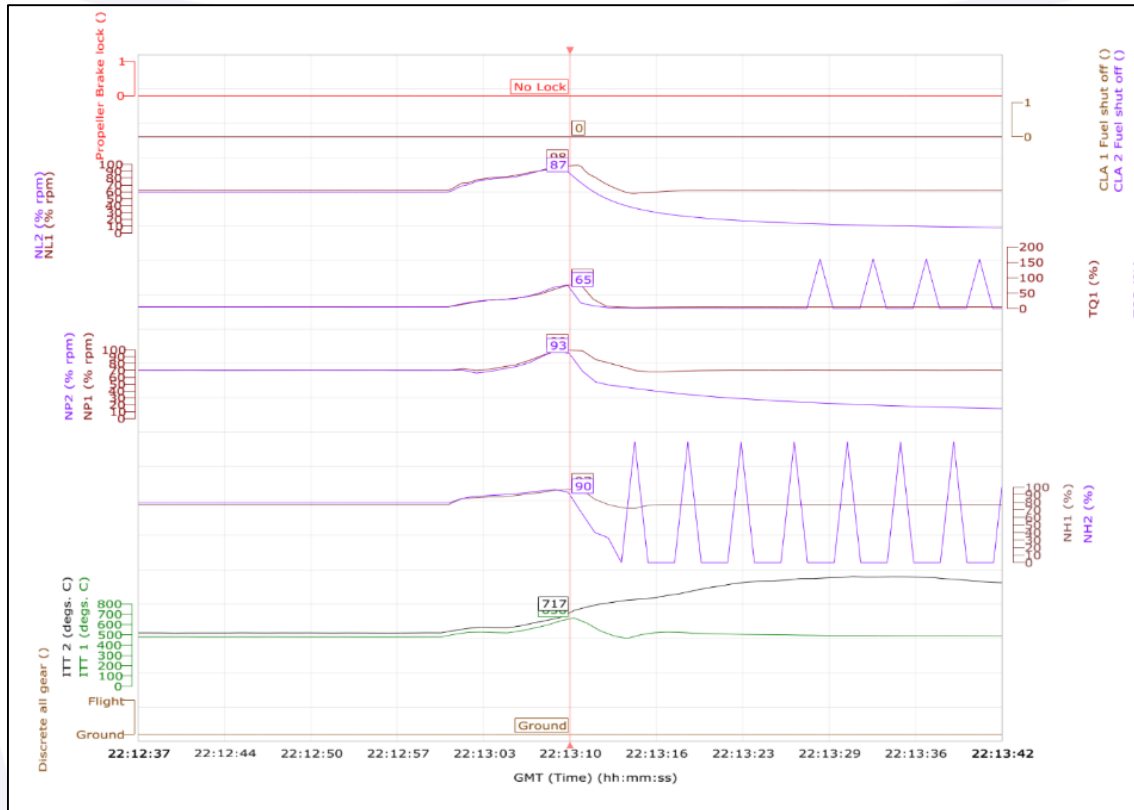


Figura 3 - Gráfico de parâmetros do motor. Informação retirada do FDR.

- o pico de ITT2 atingiu 1.065°C, aproximadamente, 25 segundos após o início da falha do motor (Figura 4);

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

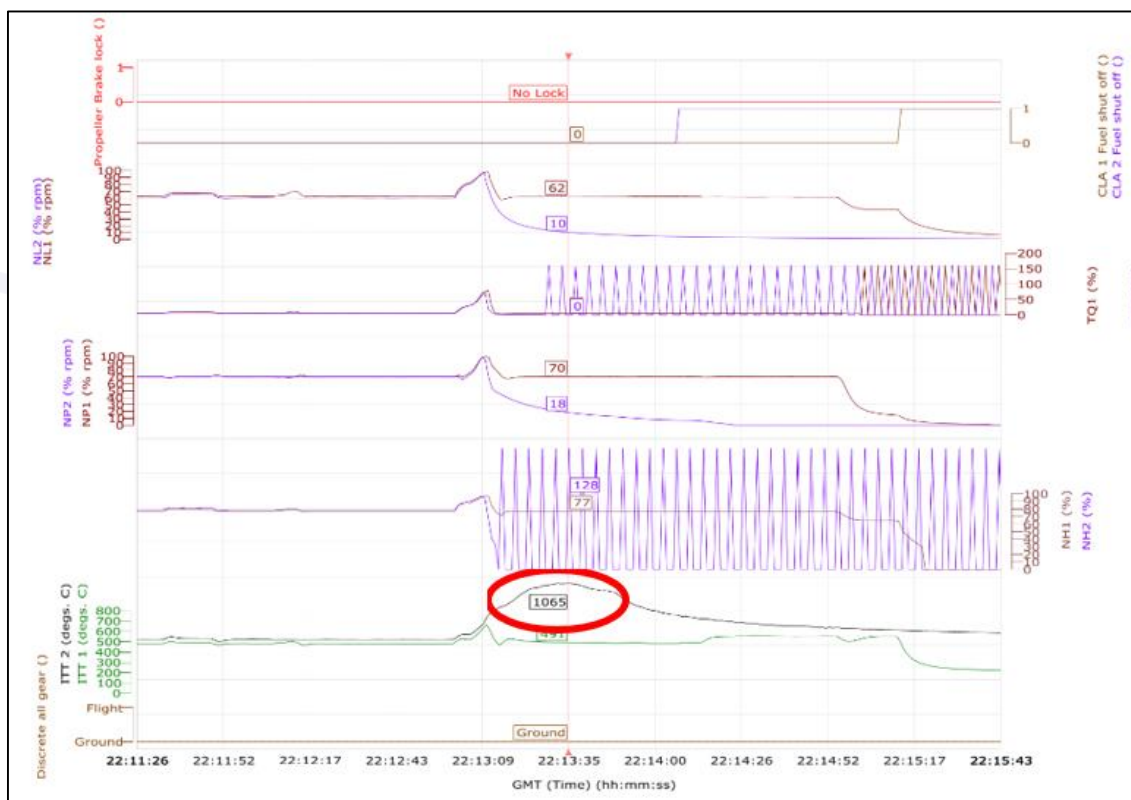


Figura 4 - Gráfico de parâmetros do motor. Informação retirada do FDR.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Nada a relatar.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Nada a relatar.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve a formação de labaredas.

O fogo no motor número 2, observado pela TWR, ocorreu devido ao desprendimento de suas partes internas que foram expelidas em forma incandescente e estavam misturadas à porção do combustível residual que entrou em combustão no duto de escape.

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

Após a parada total da aeronave sobre a pista e os procedimentos de corte de ambos os motores, foi realizado o tratoramento da aeronave para o pátio de manobras, onde todos os passageiros foram devidamente desembarcados pela porta principal da aeronave.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Os motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604 foram retidos pela Comissão de Investigação e enviados para realização de pesquisa de falha e emissão de laudo técnico pelo fabricante (*Pratt & Whitney*), no Canadá.

Os trabalhos técnicos nas oficinas da *Pratt & Whitney* ocorreram nos dias 03, 04, 05 e 06 de junho de 2019. Estiveram presentes, além dos membros da Comissão de Investigação, representantes acreditados dos Estados de fabricação da aeronave e dos motores, bem como assessores indicados pelo operador e pelo fabricante da aeronave.

Tendo em vista que as análises que se seguiram citaram diversas partes internas dos motores, segue abaixo uma vista em corte longitudinal de um motor da série PW100 para referência (Figura 5).

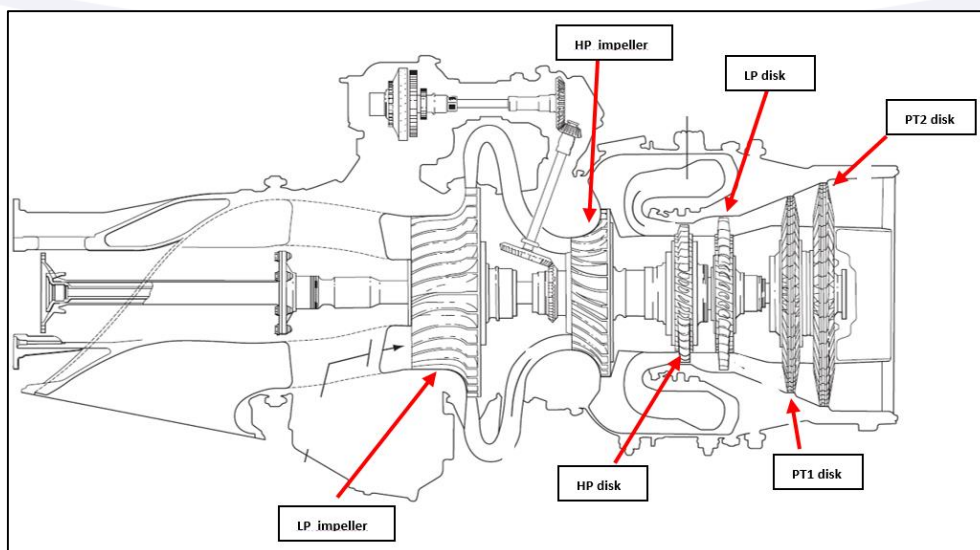


Figura 5 - Vista em corte longitudinal de um motor da série PW100.

A desmontagem e a análise dos motores revelaram o seguinte:

1. Motor número de série SN PCE-ED0550 (Incidente, 02MAR2019):
 - Apresentou, de forma geral, separações em todas as *blades* dos *Power Turbine* (PT) *Disks* 1 e 2 e do *Low Pressure* (LP) *Turbine Disk*, em diversos comprimentos, causados por impacto de detritos (Figuras 6 e 7).

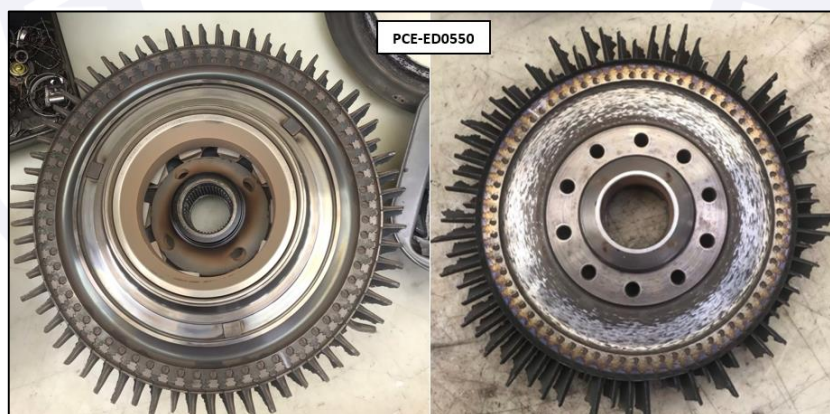


Figura 6 - *Power Turbine Disks* 1 e 2 do motor SN PCE-ED0550 com todas as *blades* fraturadas.

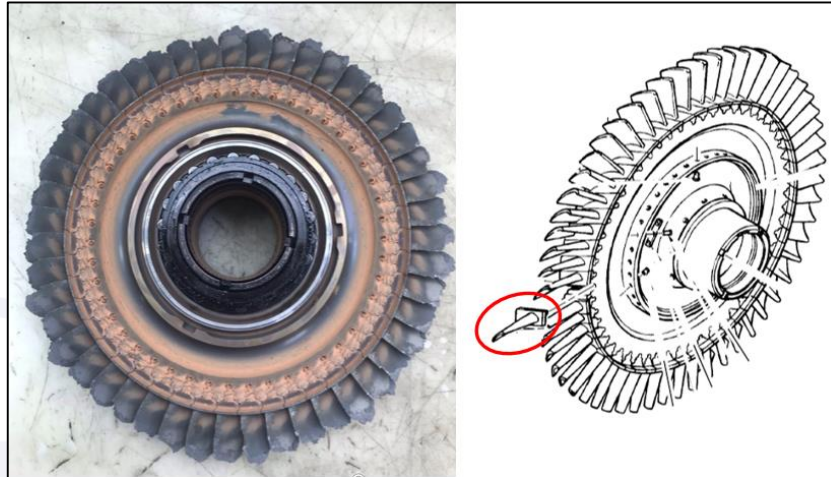


Figura 7 - *Low Pressure Turbine Disk* removido do motor SN PCE-ED0550 com todas as *blades* fraturadas nas extremidades e desenho de um disco íntegro.

- A maioria das *blades* da *High Pressure Turbine (HPT) Disk* apresentaram fraturas por sobrecarga nas proximidades da *platform* (Figura 8).



Figura 8 - *High Pressure Turbine Disk* do motor SN PCE-ED0550 com todas as *blades* fraturadas nas proximidades da *platform* e, em sua maioria, com sinais de ruptura por sobrecarga.

- O *Low Pressure Impeller* e o *High Pressure Impeller* apresentaram apenas perda de material nos topos das lâminas e pequenas mossas. Nos elementos estacionários posicionados após os *impellers*, considerando o fluxo da massa gasosa, e até imediatamente antes do *HP Disk*, não foram encontrados sinais de que alguma partícula pudesse ter se desprendido deles e ocasionado os danos nas *HP Blades* (Figura 9).

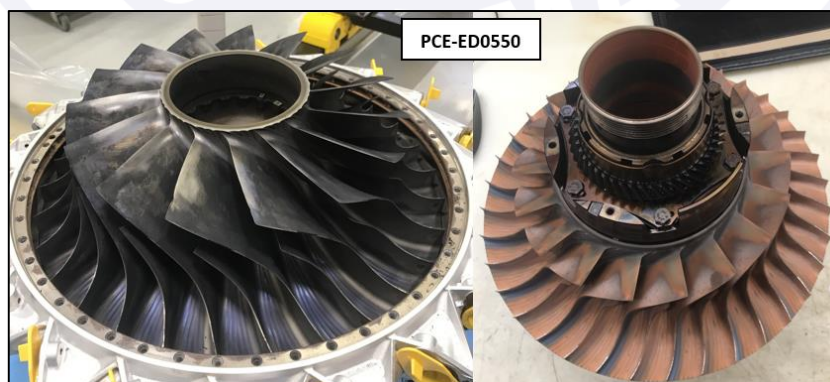


Figura 9 - *Low Pressure Impeller* e *High Pressure Impeller* do motor SN PCE-ED0550 sem danos significativos.

2. Motor SN PCE-ED0604 (Incidente Grave, 12MAR2019):

- Não apresentou danos significativos nas *blades* dos *Power Turbine* (PT) *Disks* 1 e 2. O *Low Pressure* (LP) *Turbine Disk* apresentou todas as *blades* fraturadas nas extremidades, causadas por impacto de detritos (Figuras 10 e 11).



Figura 10 - *Power Turbine Disks* 1 e 2 do motor SN PCE-ED0604 sem danos significativos.



Figura 11 - *Low Pressure Turbine Disk* do motor SN PCE-ED0604 com todas as *blades* fraturadas nas extremidades.

- O *High Pressure Turbine Disk* teve todas as *blades* fraturadas nas proximidades da *platform*, sendo a maioria por sobrecarga (Figura 12).

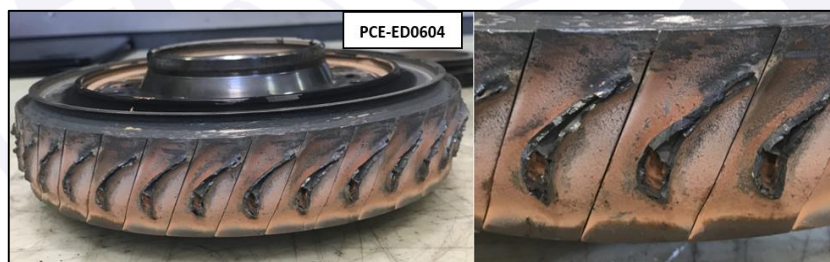


Figura 12 - *High Pressure Turbine Disk* do motor SN PCE-ED0604.

- O *Low Pressure Impeller* e o *High Pressure Impeller* apresentaram apenas perda de material nos topos das lâminas e pequenas mossas. Nos elementos estacionários posicionados após os *impellers*, considerando o fluxo da massa gasosa e, até imediatamente antes do HP *Disk*, não foram encontrados sinais de que alguma partícula pudesse ter se desprendido deles e ocasionado os danos nas HP *Blades* (Figura 13).



Figura 13 - Low Pressure Impeller e High Pressure Impeller do motor SN PCE-ED0604 sem danos significativos.

Dessa forma, considerando os danos encontrados nos componentes rotativos e tendo como referência o fluxo da massa gasosa no interior do motor, pôde-se afirmar que a falha inicial em ambos os motores ocorreu nas *blades* do High Pressure Turbine Disk.

Os danos encontrados no Low Pressure Turbine e no Power Turbine Disks 1 e 2 foram decorrentes dos fragmentos das *blades* que se desprenderam do HP Disk e também dos demais componentes estacionários do motor que se encontravam após aquele disco.

As falhas dos dois motores ocorreram de forma súbita. Com base nas observações de boroscopia, análises de óleo e Engine Condition Trend Monitoring, não havia indicativo da tendência de falha dos motores, nem da necessidade de ações adicionais de manutenção.

A Comissão de Investigação enviou os High Pressure Turbine Disks dos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604 para realização de exames no laboratório do fabricante do motor, especializado em análise de falhas.

O objetivo foi identificar a causa raiz do fenômeno e o respectivo mecanismo de fratura nas HP Blades, PN 3115601-01, os quais deram origem à falha das primeiras lâminas e, possivelmente, desencadearam a ruptura das demais.

As análises laboratoriais das High Pressure Turbine Disks mostraram o seguinte:

1. Motor SN PCE-ED0550

- A inspeção óptica inicial do High Pressure Turbine Disk desse motor não revelou a presença de um ponto onde a fratura das *blades* pudesse ter iniciado. Posteriormente, as 38 *blades*, PN 3115601-01, que constituíam o disco, foram removidas e a verificação dimensional constatou que, em todas elas, as fraturas estavam posicionadas a, aproximadamente, 0,1 polegada acima da *platform* (Figura 14).

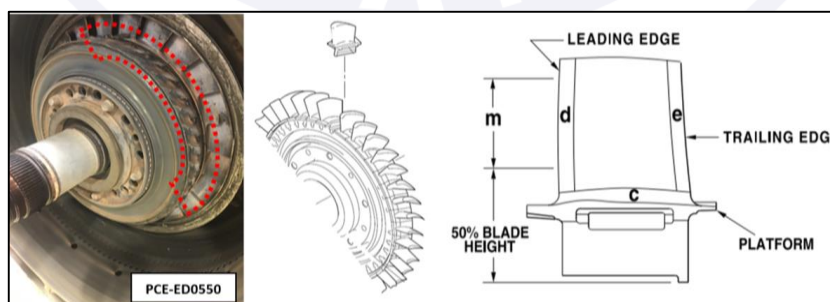


Figura 14 - HPT Disk do motor SN PCE-ED0550 instalado e com todas as *blades* fraturadas acima da *platform* (detalhe pontilhado). Desenhos de parte de um disco íntegro e de uma *blade* com regiões teóricas.

- A superfície das fraturas apresentava topografia rugosa, os ângulos das fraturas eram agudos e o aspecto era consistente com fraturas ocasionadas por sobrecarga. Também foi constatado que as medidas das espessuras das paredes das *blades* estavam de acordo as especificações de projeto (Figura 15).



Figura 15 - Superfície fraturada de uma das HP *blades* do motor SN PCE-ED0550.

- Por meio do microscópio eletrônico de varredura, verificou-se pequena alteração, não significativa, na microestrutura das *blades*. Empregando espectroscopia dispersiva de energia, ficou constatado que a composição química referente aos principais elementos da liga metálica atendia aos requisitos de projeto.
2. Motor número de série PCE-ED0604
- As 38 HP *blades*, PN 3115601-01, que constituíam o disco foram logo removidas e a verificação dimensional constatou que, em todas elas, as fraturas estavam posicionadas a, aproximadamente, 0,1 polegada acima da *platform*.
 - A superfície das fraturas das *blades* apresentava topografia rugosa, com regiões inclinadas, cujo aspecto era consistente com fraturas decorrentes de sobrecarga. Exceção para uma *blade*, que apresentava uma pequena área de sua superfície fraturada com topografia suavizada (ausência de relevo com picos e vales que caracterizavam topografia rugosa - Figura 16).

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

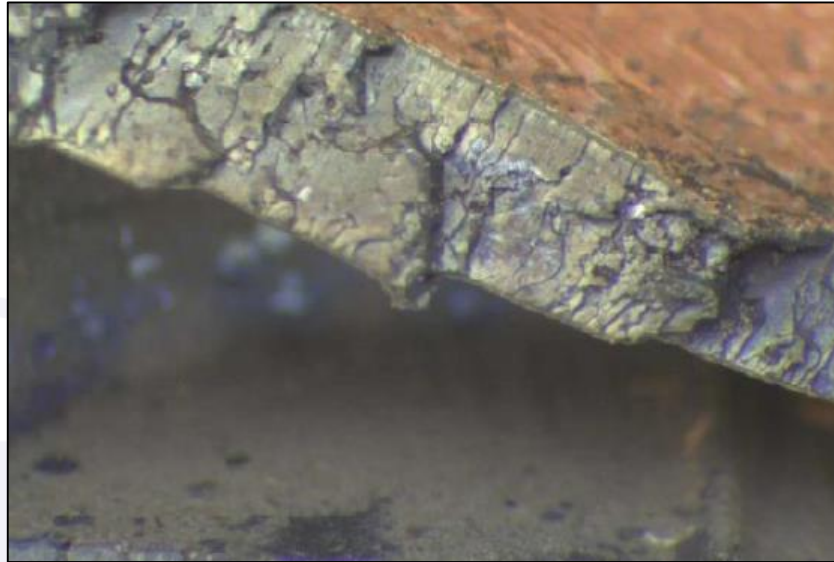


Figura 16 - Superfície fraturada de uma das HP *blades* do motor SN PCE-ED0604.

- Esta área indicava trincas causadas por fadiga de material. A imagem da área, observando-se as setas pontilhadas na cor branca da Figura 17, indicando uma direção de propagação e as linhas pontilhadas em amarelo, indicando os estágios da propagação, eram compatíveis com fadiga de material.
- Por meio do microscópio eletrônico de varredura obteve-se uma visão mais ampliada da área suavizada dessa *blade*. Havia marcas de progressão que eram indicativas de propagação de trincas de Fadiga de Alto Ciclo.

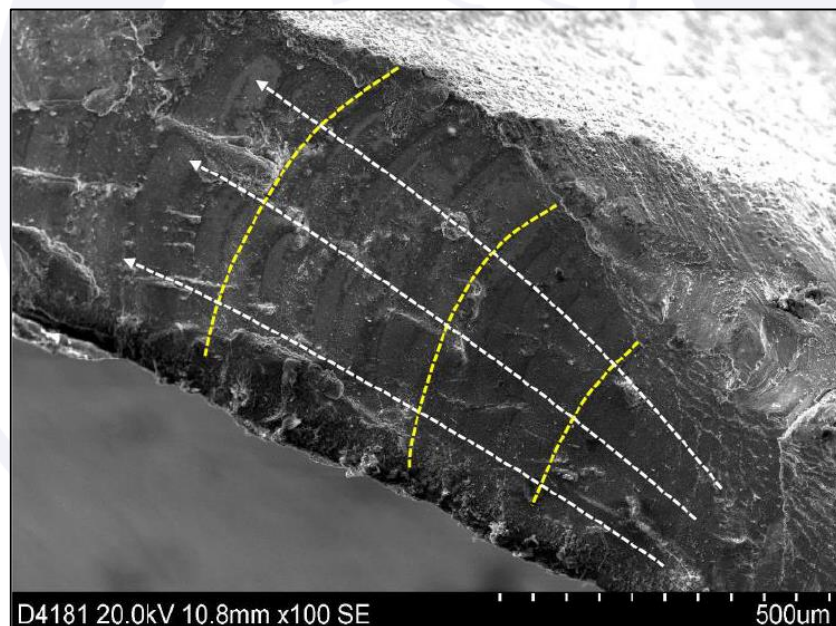


Figura 17 - Área suavizada da HP *blade* do motor SN PCE-ED0604 com marcas de fadiga.

- Empregando espectroscopia dispersiva de energia, ficou constatado que a composição química das HP *blades* do motor SN PCE-ED0604, referente aos principais elementos da liga metálica, atendia aos requisitos de projeto.

Uma *blade* em operação num disco de turbina está sujeita a diversas tensões, aquelas decorrentes da temperatura a que é submetida, assim como aquelas decorrentes do movimento circular do disco e da ação dos gases.

Fadiga, genericamente, é a designação de uma forma de falha na qual os elementos mecânicos, que são submetidos a ciclos repetidos de tensão e/ou deformação, estão sujeitos. As deformações dos elementos mecânicos resultantes dessas tensões não são deformações permanentes, ou seja, quando a tensão é removida, o material volta às dimensões originais. As tensões de trabalho são de valor inferior ao da tensão de escoamento, aquela que produz deformações permanentes.

Considerando um elemento onde há um processo de fadiga em curso, nele podem ser identificados três estágios: a iniciação da fissura, a propagação e a separação estrutural.

Experimentos acerca do comportamento dos materiais, submetidos a esforços cíclicos, permitem estabelecer parâmetros confiáveis, de forma que o número de ciclos aos quais o item é submetido, sem que as suas características estruturais sejam alteradas, é utilizado para classificar o surgimento de um processo de fadiga como “fadiga de alto ciclo” e “fadiga de baixo ciclo”.

O número de ciclos para o início de fadiga classificada como de “alto ciclo” depende das características do material, tais como composição química e arranjo cristalino. Basicamente, eventos ocorridos a partir do intervalo entre 10^2 e 10^4 ciclos podem ser considerados de alto ciclo.

A imagem de uma superfície formada por um processo de fadiga pode revelar qual fator foi mais significativo: se a alteração no nível de tensão, as reações químicas, ou ainda as alterações nos níveis de temperatura.

Fenômenos de fadiga de alto ciclo, onde os níveis de temperatura foram mais significativos, tendem a ser classificados como “*High Cycle Thermal Fatigue*” - Fadiga Termomecânica de Alto Ciclo. Fenômenos de fadiga de alto ciclo, onde ocorreram alterações (deformações) na microestrutura do material, tendem a ser classificados como *Creep* (Fluência).

Este ambiente favorece as mudanças de comportamento dos materiais em função do processo de difusão dos átomos, do movimento de discordâncias e contornos de grãos e, ainda, da recristalização da estrutura do material que compõe as *blades*.

A Fluência e a Fadiga Termomecânica, quando ocorrem em estruturas e ligas metálicas como as das *blades*, culminam num tipo de fratura conhecida como “fratura frágil”. Nesse tipo de fratura, o material pouco se deforma antes de fraturar, podendo o processo de propagação da trinca ser muito veloz, repentino e catastrófico.

Considerando um espaço amostral dos motores da série PW127, os quais utilizam o mesmo *design* das HP *blades* empregadas na série PW127M, foram consultadas uma série de estudos e pesquisas, realizadas pelo fabricante dos motores, acerca dos tipos de falhas prematuras nessas HP *blades*.

O resultado dos estudos revelou a existência de dois modos predominantes de falha: *Creep* (Fluência) e *Thermal Mechanical Fatigue* (Fadiga Termomecânica), independentes ou combinados.

Quanto à sua localização na *blade*, não foi identificada predominância. Houve casos na área com aspecto de fadiga encontrada no bordo de ataque, na região intermediária do aerofólio e, também, no bordo de fuga. Ainda relevante, foi identificado um caso de falha na área abaixo da *platform*.

Ao se levar em conta a quantidade de horas acumuladas de operação, não foi identificado um intervalo onde a concentração de falhas das HP *blades* fosse maior. Por exemplo, houve casos de *blades* que falharam desde 1.200h, 2.500h, 5.000h e até aquelas com maior quantidade de horas de operação com 8.400h e 11.300h.

Sobre o projeto e a fabricação das *blades*, é importante destacar que elas são produzidas com a existência de orifícios e cavidades internas para a passagem de ar que, dentre outras funções, são dedicados ao resfriamento da sua estrutura durante os ciclos de operação dos motores. O sentido de deslocamento dessa corrente de ar é a partir da raiz da *blade*, passando pela *platform*, percorrendo as cavidades no aerofólio e saindo pelo bordo de fuga (Figura 18).

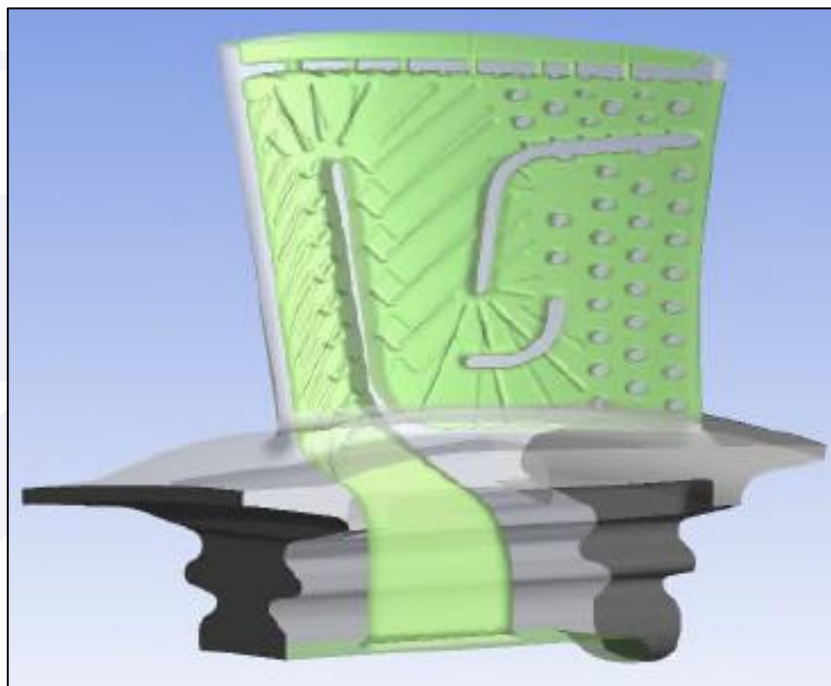


Figura 18 - Visualização da área interna de uma HP *blade* de um motor da série PW100 como referência da localização dos orifícios e cavidades.

Isto posto, o achado que mais esteve presente nos casos pesquisados pelo fabricante foi a obstrução dos orifícios e cavidades de resfriamento. Houve casos da obstrução ocorrer por depósito de material estranho ao motor, tal como areia e outras partículas sólidas presentes em atmosferas com resíduos industriais.

Outra situação, que leva à obstrução das cavidades, é a retenção dos resíduos de corrosão na área interna das cavidades, decorrentes de dois mecanismos principais: oxidação a alta temperatura e sulfidação.

No tocante à pesquisa laboratorial nas HP *blades* dos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604, em virtude da elevada fragmentação de todas as *blades*, não foi possível identificar o modo de falha predominante, bem como a correta desobstrução das cavidades de resfriamento.

Ainda considerando todo o grupo de motores alcançados na pesquisa, foi identificado um aumento de *blades distress* (falha ou comportamento anormal da estrutura da *blade*) caracterizado por trincas no bordo de ataque.

Estas falhas prematuras estão relacionadas com a elevada temperatura que as *blades* atingiram e o tempo que ficaram expostas nesta condição de temperatura.

Consta, ainda, que inspeções boroscópicas, executadas periodicamente quando os motores estavam instalados nas aeronaves, não se mostraram eficazes para a identificação de processos de degradação prematura da estrutura das *blades*.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante e operava de acordo com as especificações operativas emitidas pela autoridade de aviação civil brasileira.

O planejamento do voo estava adequado, obedecendo todas as normas operacionais padronizadas nos manuais da aeronave.

A tripulação estava com suas qualificações válidas, bem como com o treinamento em dia e adequado para o tipo de voo a ser executado. Os parâmetros de descanso da tripulação, previstos na legislação brasileira, foram obedecidos.

Todos os procedimentos de preparação da aeronave para o voo, os procedimentos para embarque dos passageiros, partida dos motores e táxi de saída para a decolagem da cabeceira 15 de SBKP foram realizados corretamente. Os *briefings*, normal e de emergência, foram executados e cumpridos conforme planejado.

Os pilotos demonstraram rapidez na percepção da emergência e executaram os procedimentos previstos no *Quick Reference Handbook* (QRH) de forma tranquila e padronizada.

Uma vez que a TWR de SBKP informou a presença de fogo no motor 2, os pilotos executaram o corte do motor imediatamente, acionando a garrafa extintora, embora não houvesse alarme de fogo soando na cabine de comando.

Todas as informações sobre a emergência foram notificadas aos comissários de voo, que atuaram de forma coordenada e serena junto aos passageiros.

1.19. Informações adicionais.

Nada a relatar.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo para transporte regular de passageiros, operado pela Azul Linhas Aéreas, que decolava de SBKP com destino a SBRP, no dia 12MAR2019, às 22h30min (UTC).

A Comissão de Investigação verificou, inicialmente, que todos os requisitos operacionais relacionados à tripulação e à aeronave estavam de acordo com as legislações requeridas pela autoridade de aviação civil brasileira.

Todos os procedimentos de preparação da aeronave para o voo, os procedimentos para embarque dos passageiros, partida dos motores e táxi de saída para a decolagem da cabeceira 15 de SBKP, assim como os procedimentos após a falha do motor foram realizados corretamente.

Antes da falha do motor 2 da aeronave PR-AQV, todos os parâmetros dos motores mostraram-se estáveis e estavam dentro das indicações de operação normal estabelecidos pelo Manual de Operações do fabricante da aeronave durante as fases de partida e táxi para decolagem.

No início da corrida de decolagem, quando a velocidade atingiu cerca de 30kt, os pilotos sentiram uma vibração na aeronave e, às 22h13min10seg (UTC), observou-se uma queda simultânea nas indicações do motor 2 (SN PCE-ED0604) de NL2, NP2, TQ2, NH2 e um aumento da indicação de ITT2.

Tais fatos apontaram para uma falha súbita do motor causado por uma repentina perda de performance. O pico de ITT2 atingiu 1.065°C, aproximadamente, 25 segundos após o início da falha do motor.

Nas etapas iniciais da investigação, a Comissão detectou que a mesma aeronave, PR-AQV, esteve envolvida em outra ocorrência aeronáutica no dia 02MAR2019, com falha no motor número 1 (SN PCE-ED0550), decidindo assim, investigar os fatores envolvidos em ambas as ocorrências sob o escopo de uma única investigação.

Nos dois motores, identificou-se que a causa primária de suas falhas foi oriunda do disco das HP *blades*.

Os exames realizados nos motores permitiram identificar que, em ambos, os principais elementos da liga metálica constituinte das *blades* atendiam aos requisitos de projeto, as medidas das espessuras das paredes estavam de acordo com as especificações e não havia alterações significativas nas suas microestruturas.

No caso do motor SN PCE-ED0604, os exames laboratoriais indicaram que a primeira *blade* falhou por fadiga de material (Fadiga de Alto Ciclo). Entretanto, com relação ao motor SN PCE-ED0550, os achados não permitiram essa constatação.

Pesquisas desenvolvidas pelo fabricante dos motores, acerca das falhas prematuras de HP *blades* instaladas nos modelos PW127, revelaram a existência de dois modos predominantes de falha: *Creep* (Fluência) e *Thermal Mechanical Fatigue* (Fadiga Termomecânica).

Tanto a Fluência quanto a Fadiga Termomecânica estão relacionadas ao comportamento dos materiais num ambiente onde os esforços mecânicos ocorrem sob condições de elevadas temperaturas.

Este ambiente favorece as mudanças de comportamento dos materiais em função do processo de difusão dos átomos, do movimento de discordâncias e contornos de grãos e, ainda, da recristalização da estrutura do material que compõe as *blades*.

A Fluência e a Fadiga Termomecânica, quando ocorrem em estruturas e ligas metálicas como as das *blades*, culminam num tipo de fratura conhecida como “fratura frágil”. Nesse tipo de fratura, o material pouco se deforma antes de fraturar, podendo o processo de propagação da trinca ser muito veloz, repentino e catastrófico.

A severidade do fenômeno é devido ao fato de que, a partir de certo momento, a trinca torna-se tão instável que a sua propagação ocorre mesmo sem que haja aumento nos esforços mecânicos normalmente aplicados.

Os esforços mecânicos a que as *blades* ficam sujeitas durante a operação do motor, basicamente, são os de tração e flexão, cujos valores são decorrentes da velocidade de rotação do disco de turbina e fluxo da massa de ar que movimenta o disco.

Essas duas variáveis, rotação e fluxo de ar, são continuamente monitoradas e controladas pelos sistemas do motor conforme o desempenho requerido. A temperatura de operação do motor também é constantemente monitorada e controlada.

A temperatura atingida pelas HP *blades*, caso estejam estruturalmente íntegras e com seus orifícios e cavidades de resfriamento devidamente desobstruídos, se dará em função da temperatura de operação do motor.

Todavia, no caso de obstrução dos orifícios e cavidades, o resfriamento será deficiente e as *blades* passarão a trabalhar numa temperatura acima do projetado, mesmo que o motor esteja operando dentro dos seus limites normais.

É nesse cenário que a estrutura granular das *blades* se altera lenta e progressivamente e, conseqüentemente, reduz gradativamente a sua capacidade de carga

até o ponto em que os esforços normais de trabalho se igualam à capacidade estrutural das *blades*, resultando em falha prematura e separação estrutural.

Dentre as situações que podem levar à obstrução das cavidades das *blades* está a operação em áreas com a atmosfera carregada por partículas de areia e outros resíduos industriais sólidos. Essas micropartículas, ao penetrarem nas cavidades, ficam retidas, obstruindo a passagem do ar e, conseqüentemente, diminuem a capacidade de resfriamento das *blades*.

Outra situação, que leva à obstrução das cavidades, é a retenção dos resíduos de corrosão na área interna das cavidades, decorrentes de dois mecanismos principais: oxidação a alta temperatura e sulfidação.

Em suma, considerando que:

- os resultados de laboratório confirmaram a natureza da falha, causada por Fadiga de Alto Ciclo, em uma das *blades* do conjunto da HPT *disk* do motor SN PCE-ED0604, mesmo estando o motor com todo o programa de inspeção estabelecido pelo fabricante devidamente executado;
- os resultados das pesquisas desenvolvidas pelo fabricante do motor, a respeito das falhas recorrentes de HP *blades* instaladas nos modelos PW127, revelaram a predominância de Fadiga de Alto Ciclo, nos dois modos de falha: a Fluência e a Fadiga Termomecânica; e
- as falhas prematuras por fadiga reveladas estão diretamente associadas à exposição e a operação das *blades* em temperaturas acima do limite especificado para o item.

Foi possível estabelecer a existência de uma relação entre os resultados supracitados e a inadequação do projeto das HP *blades*, especificamente, no que se refere ao processo de resfriamento interno do componente.

O resfriamento interno insuficiente está associado à suscetibilidade demonstrada pelo item no que se refere a retenção indesejada de partículas no interior das cavidades e dos orifícios desenhados para possibilitar o resfriamento do componente.

Tais partículas, retidas nas cavidades e orifícios, prejudicam a livre passagem do fluxo de ar pelo interior das *blades* e, conseqüentemente, causam a operação do item em temperatura acima da qual o componente foi projetado.

Assim sendo, a exposição continuada das *blades* a essas temperaturas acarretam alterações na estrutura granular do material, comprometendo a sua capacidade de suportar carga, levando o item a uma falha catastrófica prematura causada por fadiga de material.

Finalmente, ressalta-se que as medidas mitigadoras já implementadas pelo fabricante, como a redução do tempo em serviço das HP *blades*, na forma de *Soft Time*, e o acompanhamento da vida útil do componente por meio de inspeções boroscópicas, não foram suficientes para eliminar os casos de falha das HP *blades* desta ocorrência.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo AT47 (que incluía o modelo ATR-72-212A) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;

- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) os registros técnicos de manutenção estavam atualizados;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) a empresa aérea estava operando em conformidade com as especificações operativas emitidas pela autoridade de aviação civil brasileira;
- i) os parâmetros dos motores mostraram-se estáveis e dentro dos limites de operação normal durante as fases de partida dos motores e táxi para decolagem;
- j) durante a corrida de decolagem, aproximadamente a 30kt, ocorreu uma falha súbita do motor 2 (SN PCE-ED0604), causando uma repentina perda de performance;
- k) os pilotos realizaram o procedimento de abortiva de decolagem com sucesso, controlando a aeronave e parando-a sobre a pista;
- l) a aeronave teve danos restritos ao motor número 2;
- m) a aeronave, PR-AQV, esteve envolvida em outra ocorrência aeronáutica no dia 02MAR2019 com falha do motor 1 (SN PCE-ED0570), durante a subida para voo de cruzeiro;
- n) a operação dos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604 na aeronave PR-AQV estava em total acordo com as normas, manuais e diretrizes de aeronavegabilidade estabelecidas pelas autoridades certificadoras;
- o) os exames realizados no motor SN PCE-ED0550 identificaram falhas nas HP *blades*, como causa primária;
- p) nas HP *blades* do motor SN PCE-ED0550, os elementos da liga metálica constituinte atendiam aos requisitos de projeto;
- q) devido ao alto grau de destruição das *blades*, não foi possível identificar o mecanismo de fratura da primeira *blade* do motor SN PCE-ED0550, aquela responsável por desencadear a falha das demais;
- r) os exames realizados no motor SN PCE-ED0604 identificaram falhas nas HP *blades*, como causa primária;
- s) nas HP *blades* do motor SN PCE-ED0604, os elementos da liga metálica constituinte atendiam aos requisitos de projeto;
- t) os resultados de laboratório confirmaram a ocorrência de uma falha, causada por Fadiga de Alto Ciclo, em uma das HP *blades* do motor SN PCE-ED0604;
- u) os resultados das pesquisas desenvolvidas pelo fabricante do motor, a respeito das falhas prematuras e recorrentes de HP *blades* instaladas nos modelos PW127, revelaram a predominância de Fadiga de Alto Ciclo, nos dois modos de falha: a Fluência e a Fadiga Termomecânica;
- v) a exposição continuada das *blades* a temperaturas acima do projetado acarretaram alterações na estrutura granular do material, levando o item a uma falha catastrófica e prematura causada por fadiga de material;
- w) as medidas mitigadoras implementadas pelo fabricante não foram suficientes para eliminar os casos de falha das HP *blades* em operação;
- x) a aeronave teve danos leves; e
- y) todos os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Projeto - contribuiu.**

As características de projeto das *High Pressure Turbine Blades*, PN 3115601-01, instaladas nos motores *Pratt & Whitney Canada*, modelo PW127M, SN PCE-ED0604, não foram suficientemente robustas de forma a não permitir a falha prematura do componente, causada por um processo de Fadiga de Alto Ciclo, mesmo estando o item dentro do seu tempo limite de vida e em conformidade com todas as ações de manutenção recomendadas pelo fabricante do motor.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.

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

Recomendações emitidas anteriormente à data de publicação deste relatório.

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

IG-042/CENIPA/2019 - 01

Emitida em:06/08/2019

Atuar em conjunto com a *European Union Aviation Safety Agency (EASA)* e com a *Transport Canada Civil Aviation (TCCA)* no intuito de reavaliar a adequabilidade dos parâmetros e processos estabelecidos nos manuais e boletins de serviço para a manutenção da vida operacional das *HP blades* que equipam os motores PW127M, considerando, ainda, a possibilidade de alteração do tempo limite de vida das *HP blades*.

Ao *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité del l'Aviation Civile (BEA)* recomendou-se:

IG-042/CENIPA/2019 - 02

Emitida em:06/08/2019

Atuar em conjunto com a *European Union Aviation Safety Agency (EASA)* e com a *Avions de Transport Regional (ATR)* no intuito de reavaliar a adequabilidade dos parâmetros e processos estabelecidos nos manuais e boletins de serviço para a manutenção da vida operacional das *HP blades* que equipam os motores PW127M, considerando, ainda, a possibilidade de alterar o tempo limite de vida das *HP blades*.

Ao *Transportation Safety Board of Canada (TSB)* recomendou-se:

IG-042/CENIPA/2019 - 03

Emitida em:06/08/2019

Atuar em conjunto com a *Transport Canada Civil Aviation (TCCA)* e com a *Pratt & Whitney Canada* no intuito de reavaliar a adequabilidade dos parâmetros e processos estabelecidos nos manuais e boletins de serviço para a manutenção da vida operacional das *HP blades* que equipam os motores PW127M, considerando, ainda, a possibilidade de alterar o tempo limite de vida das *HP blades*.

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

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

IG-042/CENIPA/2019 - 04**Emitida em: 08/07/2021**

Atuar junto à *Pratt & Whitney Canada* no sentido de atualizar os parâmetros e processos estabelecidos nos manuais e boletins de serviço para a manutenção da vida operacional das *High Pressure Turbine Blades*, PN 3115601-01 que atualmente equipam os motores PW127M, diminuindo o tempo limite de vida das HP blades PN 3115601-01.

IG-042/CENIPA/2019 - 05**Emitida em: 08/07/2021**

Atuar junto à *Pratt & Whitney Canada* no sentido de implementar melhorias no projeto das *High Pressure Turbine Blades*, PN 3115601-01, instaladas nos motores *Pratt & Whitney Canada*, modelo PW127M, de forma a torná-las menos suscetíveis ao surgimento de processos de Fadiga de Alto Ciclo.

IG-042/CENIPA/2019 - 06**Emitida em: 08/07/2021**

Atuar junto à *Pratt & Whitney Canada* para que sejam implementadas as melhorias no projeto das *High Pressure Turbine Blades*, PN 3115601-01, instaladas nos motores *Pratt & Whitney Canada*, modelo PW127M, de forma a torná-las menos suscetíveis ao surgimento de processos de Fadiga de Alto Ciclo.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

A Comissão de Investigação e a Azul Linhas Aéreas Brasileiras identificaram, na frota de aeronaves ATR-72-212A da companhia, outros dois motores PW127M (SN PCE-ED0607 e SN PCE-ED0570) instalados e operacionais com ciclo de vida operacional semelhante aos motores SN PCE-ED0550 e SN PCE-ED0604.

Dessa forma, com a finalidade de elevar a segurança das operações aéreas, a direção de manutenção da empresa determinou a remoção dos referidos motores. O SN PCE-ED0607 foi removido em 15MAR2019 e o SN PCE-ED0570 foi removido em 19MAR2019.

Em resposta à RS IG-042/CENIPA/2019 - 01, emitida em 06AGO2019, a ANAC informou que:

- atuou junto com a EASA e a TCCA para que fosse reavaliada a adequabilidade dos parâmetros e processos adotados nos manuais e boletins de serviço para a manutenção da vida operacional das HPT blades, considerando a possibilidade de mudança do seu limite de tempo de vida;
- a *Pratt & Whitney Canada* reportou, através da TCCA, as seguintes ações mitigadoras quanto ao risco de falha das HPT blades: revisão do limite da inspeção boroscópica no manual de manutenção do motor de modo a não se permitir trincas nos aerofólios; introdução do soft time de 3000 horas quando o motor for removido para inspeção de HSI; e trabalho proativo com operadores em conscientização e planejamento da manutenção. Considerando uma abordagem conservativa, a *Pratt & Whitney Canada* conduziu uma análise de risco e confiabilidade das HPT blades e esta análise indicou que o eventual risco de ruptura das HPT blades de dois motores ao mesmo tempo está abaixo do referenciado na Advisory Circular 39-8 *Continued Airworthiness Assessments of Powerplant and Auxiliary Power Unit Installations of Transport Category Airplanes*. O TCCA concordou com o fabricante e continuará avaliando a questão das HPT blades regularmente durante as reuniões de dificuldades em serviço com a *Pratt & Whitney Canada*; e

- a EASA reportou que a questão da falha das HPT *blades* é revisada em reuniões de aeronavegabilidade com intervalos regulares entre a EASA e a fabricante da aeronave.

O BEA informou que emitiu uma recomendação de segurança para a EASA e para a ATR, solicitando medidas preventivas para limitar o risco de uma recorrência e as possíveis consequências dos eventos citados neste relatório.

Cabe ressaltar que, com o intuito de prevenção, as Recomendações de Segurança IG-042/CENIPA/2019 - 01 , IG-042/CENIPA/2019 - 02 e IG-042/CENIPA/2019 - 03 e as repostas foram emitidas durante o processo de investigação, com as informações levantadas até aquele momento. Com a finalização da investigação chegou-se às conclusões apresentadas neste relatório e com isso, a Comissão de Investigação emitiu novas Recomendações de Segurança, com a finalidade de corrigir uma inadequação do projeto das *High Pressure Turbine Blades*, PN 3115601-01.

Em, 08 de julho de 2021.