

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-032/CENIPA/2017

OCORRÊNCIA:	INCIDENTE GRAVE
AERONAVE:	PT-MZY
MODELO:	A320-232
DATA:	22FEV2017



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 PT-MZY, modelo A320-232, ocorrido em 22FEV2017, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor | Falha do motor no solo”, “[LOC-G] Perda de controle no solo” e “[RE] Excursão de pista”.

Durante a corrida de decolagem, ocorreu uma falha no motor direito da aeronave.

A tripulação abortou a decolagem (*Rejected Take Off*), porém durante este procedimento a aeronave saiu, momentaneamente, pela lateral direita da pista, vindo a retornar em seguida.

A aeronave teve danos limitados ao motor direito e um dano leve na asa direita.

Todos os ocupantes 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 projeto da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de fabricação do motor da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Japan Transport Safety Board* (JTSA) - Japão, Estado de fabricação de componentes do motor da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Bundestelle für Flugunfalluntersuchung* (BFU) - Alemanha, Estado de fabricação de componentes do motor da aeronave.

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.....	9
1.8. Auxílios à navegação.....	9
1.9. Comunicações.....	9
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	9
1.11. Gravadores de voo.....	10
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	10
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	11
1.13.1. Aspectos médicos.....	11
1.13.2. Informações ergonômicas.....	11
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	11
1.14. Informações acerca de fogo.....	11
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	11
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	11
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	23
1.18. Informações operacionais.....	23
1.19. Informações adicionais.....	25
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	25
2. ANÁLISE.....	25
3. CONCLUSÕES.....	29
3.1. Fatos.....	29
3.2. Fatores contribuintes.....	30
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	30
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	30

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - Manual de Manutenção da Aeronave
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
BFU	<i>Bundestelle für Flugunfalluntersuchung</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CI	Comissão de Investigação
CIV	Caderneta Individual de Voo
CM	Certificado de Matrícula
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CSO	<i>Cycles Since Overhaul</i> - Ciclos desde Revisão Geral
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EGT	<i>Exhaust Gas Temperature</i> - Temperatura dos Gases de Escapamento
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
HPC	<i>High Pressure Compressor</i> - Compressor de Alta Pressão
HPT	<i>High Pressure Turbine</i> - Turbina de Alta Pressão
IAE	<i>International Aero Engines</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
IGV	<i>Inlet Guide Vanes</i>
IPS	<i>Inches Per Second</i> - Polegadas por Segundo
JAEC	<i>Japanese Aero Engine Corporation</i>
JTSB	<i>Japan Transport Safety Board</i>
LPT	<i>Low Pressure Turbine</i> - Turbina de Baixa Pressão
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
NWS	<i>Nose Wheel Steering</i>
OGV	<i>Outlet Guide Vanes</i>
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PN	<i>Part Number</i> - Número da Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião

SBCF	Designativo de localidade - Aeródromo de Tancredo Neves, Confins, MG
SBSP	Designativo de localidade - Aeródromo de Congonhas, São Paulo, SP
SCF-PP	<i>Powerplant Failure or Malfunction</i> - Falha ou Mau Funcionamento do Motor
SESCINC	Serviço de Prevenção, Salvamento e Combate a Incêndio
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SPECI	Informe Meteorológico Aeronáutico Especial Selecionado
TCSN	<i>Total Cycles Since New</i>
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
TOGA	<i>Take-Off/Go Around</i>
TSO	<i>Time Since Overhaul</i>
TTSN	<i>Total Time Since New</i>
TSR	<i>Time Since Repair</i>
TWR-SP	Torre de Controle do Aeródromo de Congonhas, SP
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: A320-232 Matrícula: PT-MZY Fabricante: <i>Airbus Industrie</i>	Operador: TAM LINHAS AÉREAS S/A.
Ocorrência	Data/hora: 22FEV2017 - 21:48 (UTC) Local: Aeródromo de Congonhas (SBSP) Lat. 23°37'34"S Long. 046°39'23"W Município - UF: São Paulo - SP	Tipo(s): [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor; [LOC-G] Perda de controle no solo; [RE] Excursão de pista Subtipo(s): Falha do motor no solo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave estava decolando do Aeródromo de Congonhas (SBSP), São Paulo, SP, com destino ao Aeródromo Tancredo Neves (SBCF), Confins, MG, por volta das 21h48min (UTC), a fim de realizar transporte regular de passageiros, com seis tripulantes e 131 passageiros a bordo.

Instantes após iniciar a corrida de decolagem, a partir da cabeceira 17R, ocorreu a falha do motor direito, seguida de uma guinada da aeronave para o lado do motor que falhou (direito), ocasionando uma saída de pista pela lateral direita.

Logo após a falha do motor, a tripulação iniciou o procedimento de rejeição de decolagem, conseguindo voltar para uma posição próxima ao centro da pista, onde se estabeleceu a parada total da aeronave.

A aeronave teve danos limitados ao motor direito e um dano leve na asa direita.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	6	131	-

1.3. Danos à aeronave.

Ocorreram danos nas regiões internas do motor direito. Ou seja, na carcaça do disco do *fan* (*inner fan case*), em dois elementos estruturais (*annulus fillers*) do conjunto do *fan*, no compressor de alta pressão (*High Pressure Compressor - HPC*), na turbina de alta pressão (*High Pressure Turbine - HPT*) e na turbina de baixa pressão (*Low Pressure Turbine - LPT*).

No reversor do motor direito, mais precisamente, na parte interna das capotas deslizantes esquerda e direita, ocorreram danos menores devido às partes fragmentadas da região do *fan* que por ele foram ingeridas e, posteriormente, impelidas.

Ocorreram danos menores no intradorso da asa direita, decorrentes de impactos das pequenas partes fragmentadas da região do *fan*, precisamente numa das carenagens do *flap* (*flap fairing*).

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	Desconhecido	5.200:00
Totais, nos últimos 30 dias	64:50	65:35
Totais, nas últimas 24 horas	00:00	00:00
Neste tipo de aeronave	11.366:35	3.972:45
Neste tipo, nos últimos 30 dias	64:50	65:35
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00	00:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de informações da Companhia Aérea operadora da aeronave.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR), em 1973.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Bragança Paulista, SP, em 2008.

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 A320 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 A320 e Voo por Instrumentos - Avião (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 1628, foi fabricada pela *Airbus Industrie*, em 2001, e estava registrada na categoria de Transporte Aéreo Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Todas as documentações técnicas relativas às manutenções da aeronave e dos motores estavam em dia.

A aeronave era equipada com motores IAE (*International Aero Engines*). O motor direito era do modelo e versão V2527-A5, número de série V10871.

O motor foi fabricado no ano 2000 e possuía o seguinte histórico de horas e ciclos:

- horas totais desde novo (TTSN) - 42.342 horas;
- ciclos totais desde novo (TCSN) - 35.172 ciclos;
- horas desde último *overhaul* (TSO) - 18.501 horas;
- ciclos desde último *overhaul* (CSO) - 15.252 ciclos;
- horas desde último reparo (TSR) - 9.606 horas; e
- ciclos desde último reparo (CSR) - 7.252 ciclos.

A última intervenção de manutenção de maior vulto no motor, denominada pelo fabricante como “*last major overhaul*”, ocorreu em novembro de 2008 e o último reparo se deu em fevereiro de 2012 em um centro de serviços do fabricante do motor.

Este motor foi instalado na aeronave PT-MZY em outubro de 2016 e, a partir de então, operou 710 horas e 587 ciclos na aeronave até o dia do incidente grave.

1.7. Informações meteorológicas.

Os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Regulares (METAR) e os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Especiais Seleccionados (SPECI) de SBSP traziam as seguintes informações:

SPECI COR SBSP 222022Z 33013G26KT 0300 R35/0500D R17/0550D +TSGRRA
BKN015 FEW040CB BKN063 20/17 Q1020=

SPECI SBSP 222045Z 06009KT 8000 TSRA BKN025 FEW037CB BKN063 18/16
Q1018=

METAR SBSP 222100Z 07007KT 9999 TSRA SCT021 FEW037CB BKN063 19/17
Q1018=

SPECI SBSP 222118Z 09007KT 9999 -TSRA FEW037CB BKN083 21/17 Q1018
RERA WS R35L

Verificou-se, portanto, que no SPECI corrigido (COR) das 20h22min (UTC), o aeródromo apresentava condições de vento variando entre 13kt e 26kt, com direção de 330°. A visibilidade era de 300m, o teto era 1.500ft, havendo a presença de tempestade com chuva forte, granizo e nuvens do tipo *cumulonimbus*.

O SPECI das 20h45min (UTC) já apresentava um vento com direção de 060° e com intensidade de 9kt. A visibilidade passou a ser de 8.000m, o teto subiu para 2.500ft, mantendo o cenário de tempestade com chuva, porém sem o reporte de granizo.

O METAR das 21h00min (UTC) trazia um vento com direção 070° e com intensidade de 7kt. A visibilidade passou a ser superior a 10km, o teto subiu para 6.300ft, ainda presente a tempestade com chuva.

O SPECI das 21h18min (UTC) apresentava um vento com direção de 090° e mantendo a intensidade de 7kt. A visibilidade continuou acima de 10km, o teto subiu para 8.300ft, a chuva ficou mais leve, porém surgiu um reporte de cortante de vento (*windshear*) na cabeceira 35L.

Em decorrência das condições meteorológicas, a pista estava molhada e havia ocorrido uma mudança na operação de pousos e decolagens das cabeceiras 35 para as cabeceiras 17, instantes antes do incidente grave.

No momento em que houve a autorização para decolagem do PT-MZY, o vento informado pela Torre de Controle era de 110° com 6kt.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios obtidos por meio da degravação dos dados dos Gravadores de Voz da Cabine (*Cockpit Voice Recorder - CVR*), verificou-se que não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação entre as aeronaves e os controladores de tráfego aéreo.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, administrado pela INFRAERO e operava sob regras de voo visual (VFR) e por instrumentos (IFR), em período diurno e noturno.

O aeródromo possuía duas pistas paralelas de asfalto, com cabeceiras 17/35, dimensões de 1.940m x 45m e de 1.495m x 45m, com elevação em torno de 2.631 pés, conforme Figura 1.

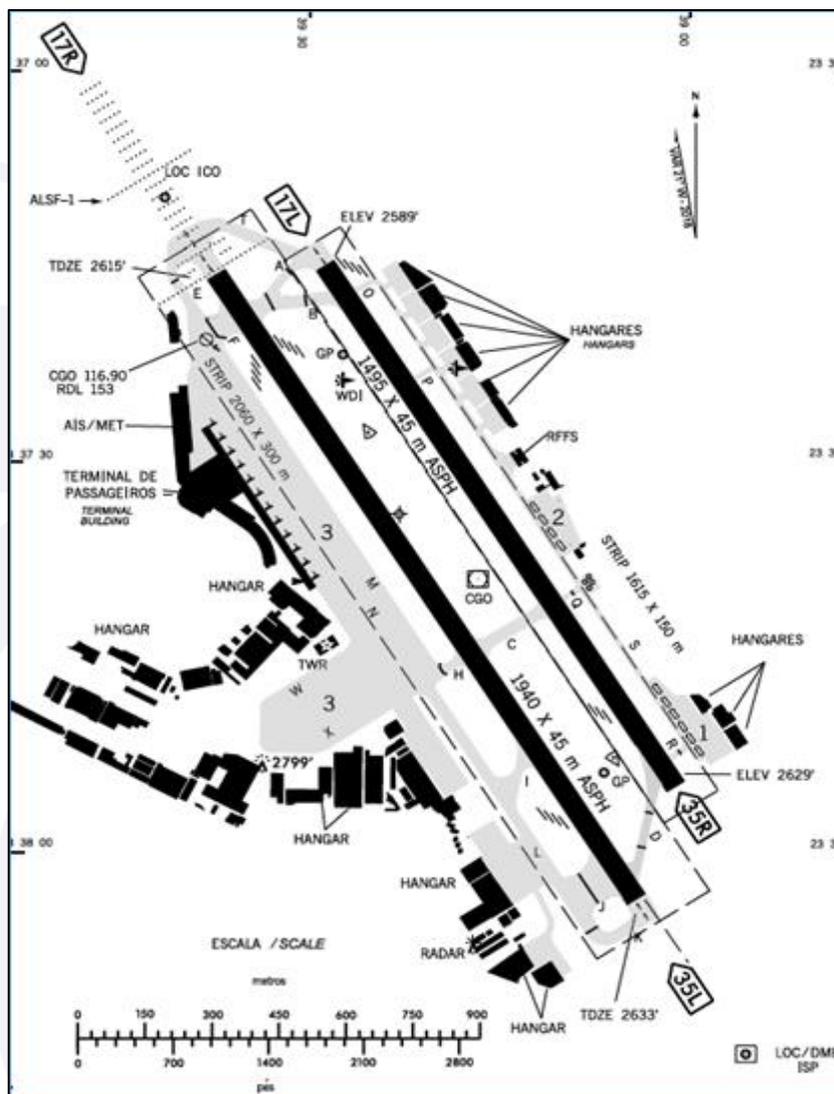


Figura 1 - Carta do Aeródromo de SBSP.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um gravador de dados de voo (*Flight Data Recorder - FDR*) Honeywell P/N 980-4700-003, S/N 08611, com capacidade para 600 parâmetros. Além disso, estava também equipada com um gravador de voz de cabine (*Cockpit Voice Recorder - CVR*) Honeywell P/N 980-6022-001, S/N 2959, com capacidade para duas horas de gravação.

Ambos os gravadores (de dados de voo e de voz de cabine) registraram os dados relativos à ocorrência.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

A aeronave excursionou pela lateral direita e percorreu cerca de 200m fora dos limites da pista, sendo que o trem de pouso direito chegou a sair da superfície pavimentada.

Durante a saída de pista, não houve colisão da aeronave com qualquer obstáculo.

A tripulação conseguiu retomar o controle, parando a aeronave sobre o asfalto.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos tripulantes.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O comandante havia iniciado suas atividades na aviação, como piloto, em 1979, quando obteve sua licença de Piloto Privado. O copiloto, por sua vez, ingressou na atividade aérea como piloto em 2008, quando também obteve sua licença.

De acordo com informações levantadas, tanto o comandante como o copiloto eram considerados pilotos experientes no equipamento.

Ambos estavam de folga no dia anterior ao incidente. Não houve reportes de cansaço físico ou mental para a realização do voo.

Para eles, era um dia atípico de operação em função do mau tempo e de a pista estar molhada. No entanto, a preparação para o voo ocorreu normalmente.

Era o primeiro voo que os tripulantes técnicos realizavam juntos. Conforme relato do copiloto, a interação entre eles na cabine ocorreu normalmente, fato este que pôde ser verificado pela gravação do CVR.

1.14. Informações acerca de fogo.

Apesar de ter sido observada, pela Torre de Controle do Aeródromo de Congonhas (TWR-SP), uma pequena labareda saindo pelo motor direito da aeronave, não houve indícios de incêndio.

A tripulação percebeu um aumento na temperatura de gases do escapamento (*Exhaust Gas Temperature* - EGT) do motor direito e realizou o procedimento de corte seguido de uma aplicação preventiva do agente extintor do motor da própria aeronave.

Houve o acionamento do Serviço de Prevenção, Salvamento e Combate a Incêndio (SESCINC) do aeródromo e esta equipe procedeu ao resfriamento preventivo do motor afetado, mesmo não havendo indícios de fogo.

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

A aeronave foi rebocada da pista principal para o pátio de estacionamento e o desembarque dos passageiros e tripulantes ocorreu sem anormalidades.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Durante a falha no motor, verificou-se que houve o desprendimento de fragmentos, parando próximos a sua entrada de ar e ao seu duto de escapamento. Além disso, foram encontrados fragmentos, de mesma natureza, sobre a pista de SBSP.

A Figura 2 apresenta uma visão geral do motor direito, onde pode ser identificada a localização da entrada de ar e a região onde ocorreram os danos externos em virtude da separação dos *annulus fillers*.



Figura 2 - Visão geral do motor direito, entrada de ar e detalhe dos danos externos.

Na Figura 3, observando com maior detalhe a região externa afetada, podem ser identificadas as *blades* do *fan*, os *annulus fillers*, os *acoustic panels* e as *guide vanes*, todos do motor direito.

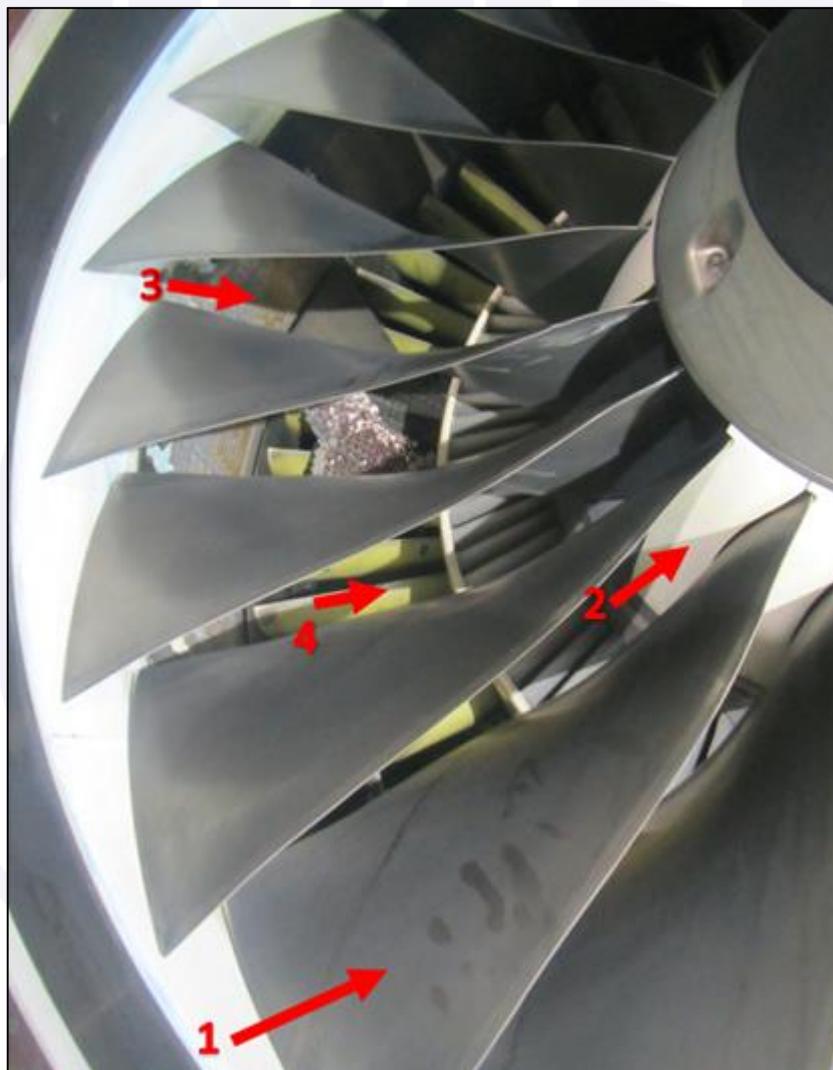


Figura 3 - Motor direito, detalhe das *blades* do *fan* (1), *annulus filler* (2), *acoustic panels* (3) e *guide vanes* (4).

Em virtude do material encontrado, foi orientada uma pesquisa de forma a conhecer a origem e o contexto do desprendimento daqueles fragmentos.

O resultado do estudo concluiu que, em sua maioria, os fragmentos faziam parte de um componente denominado *annulus filler*, o qual é instalado no módulo do *fan*, entre as respectivas *blades*.

Com base nessa informação, foi pesquisado o histórico de falhas em operação dos motores IAE V2527, da série A5, que houvessem apresentado irregularidades no funcionamento que tivessem relação com os *annulus fillers*, P/N 5A1710.

Foram encontrados três eventos de separação de *annulus fillers*, sendo que em dois desses eventos, a causa raiz identificada estava relacionada com tarefas de manutenção e, no terceiro caso, não foi identificada a causa raiz.

Considerando as variáveis referentes à data de fabricação, número de série, horas e ciclos totais, horas e ciclos desde as últimas passagens em oficina (*Last Shop Visit*), não foi possível estabelecer uma ligação entre esses eventos e a falha do motor S/N V10871 (objeto destes exames) que pudesse viabilizar uma linha de pesquisa investigativa que os relacionasse.

Com o objetivo de conhecer o cenário de verificações previstas para este módulo do motor, foi realizada uma pesquisa em toda a documentação referente à execução de manutenções preventivas no motor relacionadas aos *annulus fillers* e aos seus componentes interligados. Constatou-se que todos os serviços previstos foram executados.

No histórico dos dados de performance do motor, relativos aos últimos 60 dias de operação, constava o registro de uma margem de EGT de 60°C na decolagem. O nível de vibração de N1 era de 0.50 polegada por segundo (IPS) e o de N2 era de 0.40 IPS, todos em valores nominais, e que permaneceram estáveis nesse período.

Também foi verificado que, nesse mesmo intervalo de tempo, os valores da pressão e temperatura do óleo do motor foram 245 PSI e 105°C, respectivamente.

Esse histórico demonstrou que o motor operava em condições satisfatórias, distante de valores marginais de operação, levando a inferir que não havia qualquer necessidade de realização de manutenção não programada para a recuperação de performance.

Inicialmente, os fragmentos das peças e revestimentos que se separaram do motor (*annulus fillers*, *acoustic panels* e *fan shroud abrasible material*), juntamente com seis *blades* do disco do *fan* e dois segmentos de *guide vanes* estatoras, foram analisados nas dependências do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) com a finalidade de detectar o seguinte:

- o mecanismo de ruptura dos dois *annulus fillers*;
- os mecanismos de desprendimento dos *acoustic lining panels* da estrutura interna do *fan duct*; e
- a origem e a sequência das marcas de impacto nas *fan blades* e nas aletas guia de saída do *fan* (*fan exit guide vanes*).

Na Figura 4, podem ser identificadas as *fan blades* removidas do motor e enviadas para análise preliminar no DCTA.

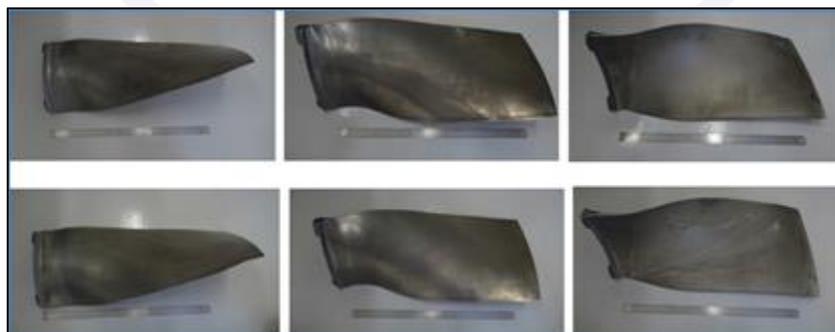


Figura 4 - Conjunto de *blades* enviadas para análise no DCTA.

De forma a exemplificar os danos encontrados nas *fan blades*, a Figura 5 apresenta uma visão mais aproximada.



Figura 5 - Detalhe dos danos em uma das *blades*.

A Figura 6 ilustra as aletas guia de saída do *fan* que também foram enviadas para análise no DCTA.

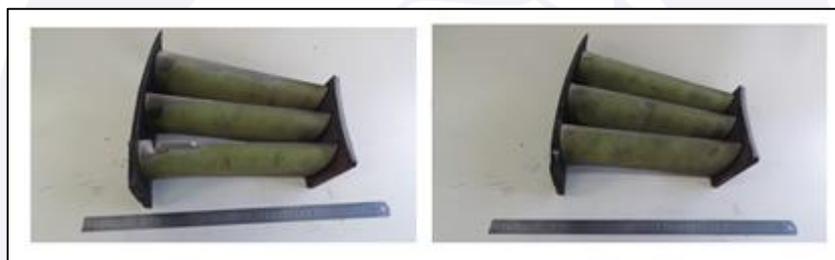


Figura 6 - Segmentos de aletas guia de saída do *fan* enviadas para análise.

Por meio de análise visual e estereoscópica, foi observado que as fraturas nos *annulus fillers*, nos *acoustic lining panels* e nas aletas guia ocorreram a partir de impactos e apresentavam características típicas de sobrecarga, conforme apresentado nas Figuras 7 a 9.

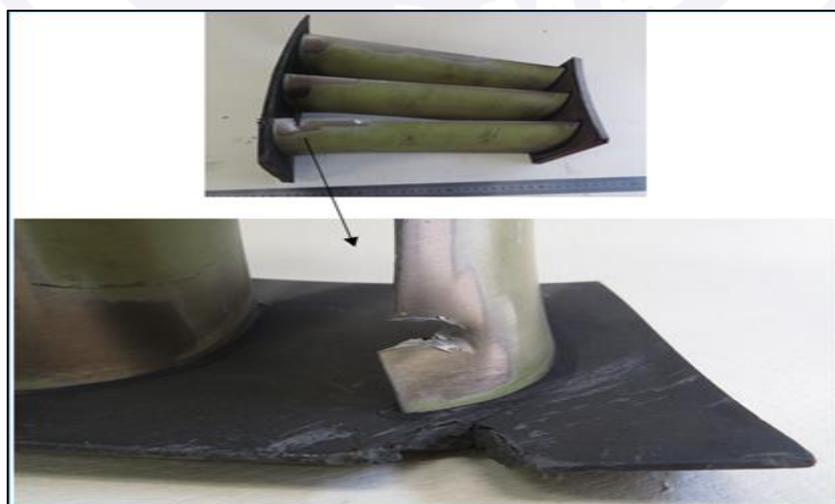


Figura 7 - Detalhe dos danos em uma das aletas guia de saída do *fan*.



Figura 8 - *Annulus filler* que se separaram do motor.



Figura 9 - *Acoustic lining panels* instalados (1) e separados da estrutura (2).

Para fins de referência e comparação, a Figura 10 apresenta alguns *annulus fillers* instalados e uma unidade íntegra removida.

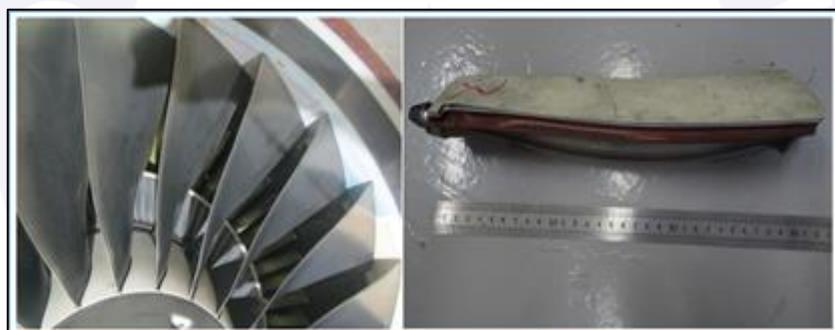


Figura 10 - *Annulus fillers* instalados e uma unidade íntegra removida.

Os riscos encontrados nas peças também foram decorrentes dos impactos na superfície do material, não havendo indícios de corrosão e nem de fadiga.

Após esses exames, o material foi novamente incorporado ao motor para que este pudesse ser transportado para realização de novos testes.

Posteriormente, o motor foi submetido a uma análise nas dependências de um centro de serviços do próprio fabricante, neste caso, a *MTU Maintenance Ltd.* (Figura 11).



Figura11 - Motor em análise no centro de serviços da MTU.

Essa análise se deu com a participação de representantes das seguintes autoridades de investigação: CENIPA, NTSB, BEA e BFU. Além dessas autoridades, os assessores técnicos dos fabricantes AIRBUS, IAE, Japanese Aero Engine Corporation (JAEC) e MTU também participaram da análise. Os trabalhos também contaram com o acompanhamento de um representante do operador da aeronave.

Devido à impossibilidade de reinstalação de algumas peças e fragmentos do motor, sem que fosse alterado, de forma significativa, o seu estado após a ocorrência, eles foram enviados, separadamente, de modo a permitir uma análise mais fidedigna (Figura 12).



Figura 12 - Peças e fragmentos do motor enviados separadamente para análise.

Nos exames realizados, considerando as seções (módulos) em que o motor foi dividido para efeito de análise, observou-se o seguinte:

- Módulo do *FAN*: as *blades* nº4 e nº5 do disco do *fan* apresentavam marcas de impacto compatíveis com a forma de um *annulus filler*. A coloração, branca, dessas marcas também era compatível com a cor do *annulus filler*. As *blades* nº18 e nº19 apresentaram pequenos amassamentos no seu bordo de fuga, distante aproximadamente duas polegadas da extremidade. Os fragmentos dos *annulus fillers* nº5 e nº6, que foram recuperados e submetidos à análise, ainda estavam com partes dos seus parafusos de fixação a eles rosqueados, e também os postes de fixação dianteiro e traseiro estavam incorporados à sua estrutura (Figura 13);



Figura 13 - *Annulus filler*: poste (1) e parafuso (2). Marcas na *Blade* (3).

- Módulo do Compressor de Baixa Pressão: o módulo de baixa pressão possuía pequenos amassamentos nas *blades* do primeiro estágio e também nas *Inlet Guide Vanes* (IGV). Todavia, não foi possível rotacioná-lo. Esse módulo não foi completamente desmontado;
- Módulo do Compressor de Alta Pressão: o módulo de alta pressão apresentou severos danos térmicos e mecânicos. Diversas *vanes* e as *blades* do 5º ao 12º estágios estavam fraturadas e faltavam partes de suas estruturas (Figura 14);



Figura 14 - *Blades* fraturadas do compressor de alta pressão.

- Difusor e Módulo de Combustão: na carcaça do difusor, havia grande quantidade de detritos derretidos em formato de flocos. Esses detritos eram compatíveis com a forma e com o material constituinte da câmara de combustão. Nas *Outlet Guide Vanes* (OGV) do compressor e em todos os vinte *fuel nozzles* (bicos injetores de combustível) também havia detritos derretidos (Figura 15);



Figura 15 - Carcaça do difusor e *fuel nozzle* com detritos derretidos.

- Módulo da Turbina de Alta Potência: todas as *blades* do 2º estágio estavam fraturadas em comprimentos diversos, conforme observado na Figura 16. As *blades* do 1º estágio não apresentavam fraturas, porém havia detritos derretidos depositados nos bordos de ataque de todas elas;

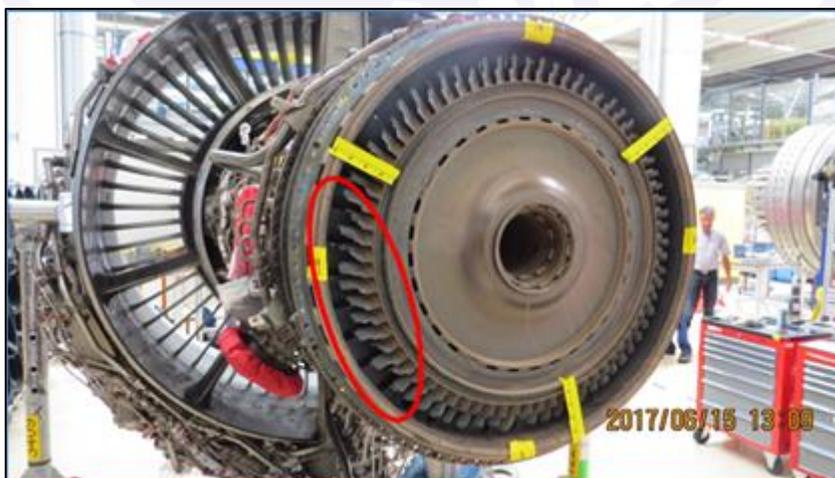


Figura 16 - *Blades* do 2º estágio fraturadas.

- Módulo da Turbina de Baixa Potência: no primeiro conjunto de *vanes* havia detritos derretidos e os seus bordos de fuga apresentavam perda de material, conforme Figura 17.

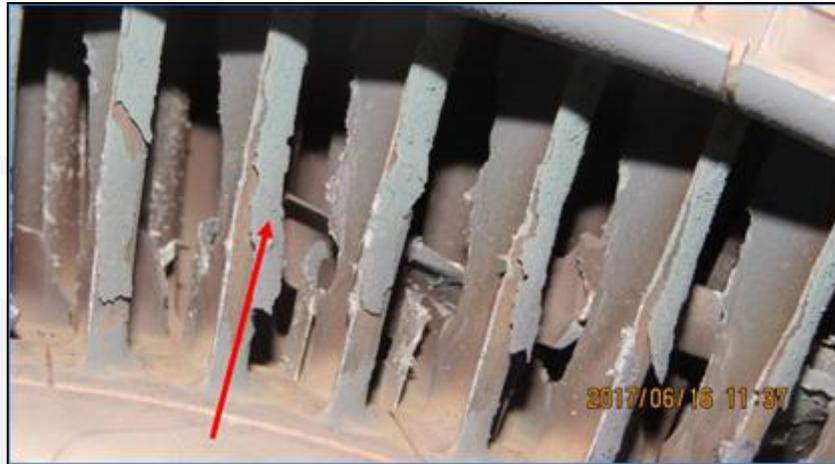


Figura 17 - Detritos derretidos nas *vanes* da turbina de baixa.

Havia danos, por perda de material, em todas as *blades* do 1º estágio; e

- Caixa de Acessórios: não houve necessidade de analisar a caixa de engrenagens de acessórios em virtude da impossibilidade do fluxo dos detritos dos *annulus fillers* atingir o interior desse componente.

Ao ser considerado o posicionamento relativo entre todos os componentes do motor e a dinâmica do fluxo de ar (ar comprimido e ar do *by pass*), fluxo de combustível e fluxo dos gases de combustão, verificou-se que os danos no motor ocorreram a partir de uma falha na estrutura de dois *annulus fillers*.

A pesquisa, a partir de então, passou a ter como foco esses componentes. Nesse sentido, foi conduzida uma análise estrutural dos *annulus fillers* com a finalidade de avaliar a possibilidade da existência de um modo atípico de tensão interna nesses componentes quando em serviço.

Em data posterior, já sendo conhecidos os resultados da desmontagem e análise do motor, foi simulada a distribuição da tensão a partir de condições limítrofes de carregamento na estrutura teórica de um sólido idêntico a um dos *annulus fillers* (Figura 18).

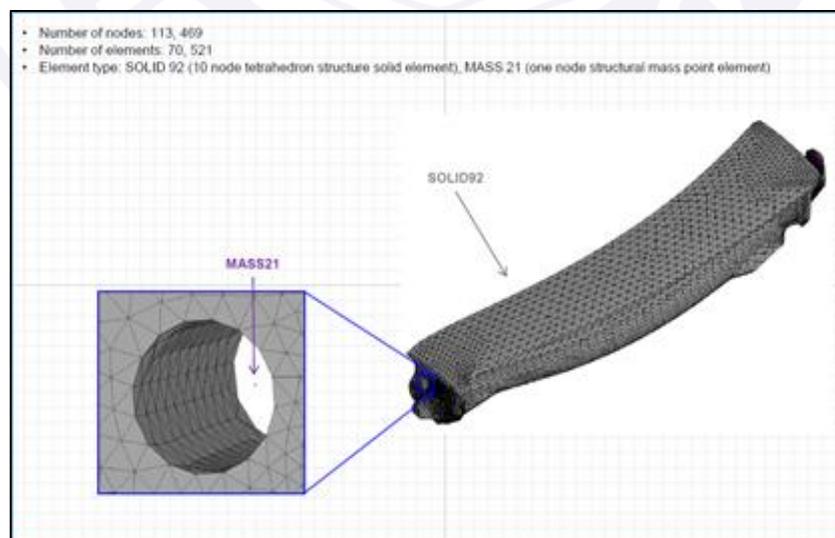


Figura 18 - Sólido com a forma de *annulus filler* usado como modelo para análise.

Ao se comparar o resultado da distribuição da tensão principal máxima com os fragmentos dos *annulus fillers*, que se desprenderam do motor e que não receberam impactos significativos adicionais, foi possível verificar uma semelhança entre o formato desses fragmentos e o contorno das áreas das diferentes tensões principais, evidenciado na Figura 19, nas cores azul, verde e amarela.

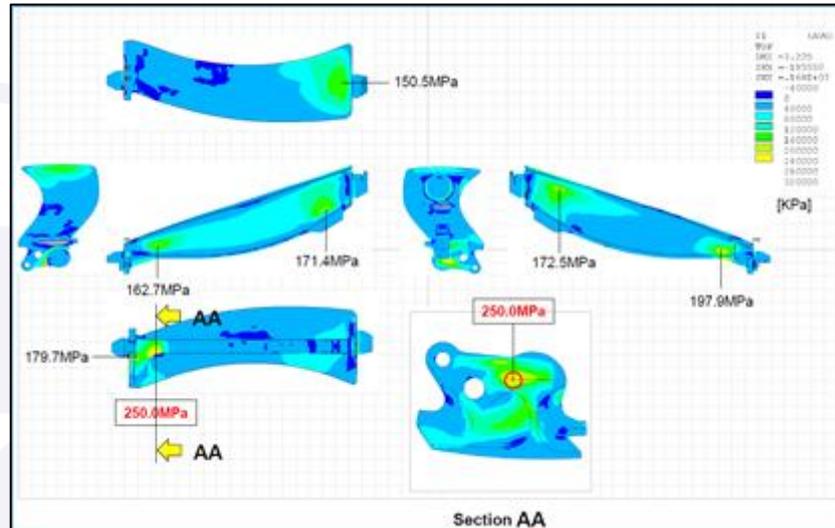


Figura 19 - Resultado da distribuição da tensão principal máxima.

Por fim, com a finalidade de aprofundar a análise, ao ponto de conhecer o fator desencadeante da falha na estrutura dos *annulus fillers*, foram realizados exames em um laboratório específico para aquele fim, localizado nas dependências do próprio fabricante do componente.

Esse trabalho se deu com a supervisão de representantes da autoridade de investigação do Japão, o JTSB, e com a participação dos assessores técnicos da JAEC, fabricante dos *annulus fillers*.

Nessa etapa, também foram analisados, além dos *annulus fillers* fragmentados, outros componentes da estrutura do motor que a eles eram conectados e que aqui são denominados como Módulo do *Fan*, conforme ilustrações das Figuras 20 e 21.

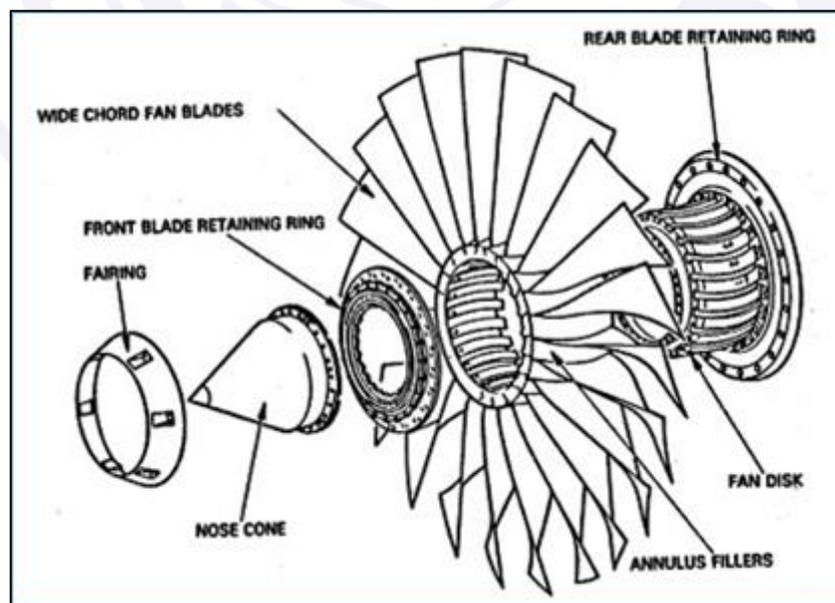


Figura 20 - Visão geral dos componentes do Módulo do *Fan*.

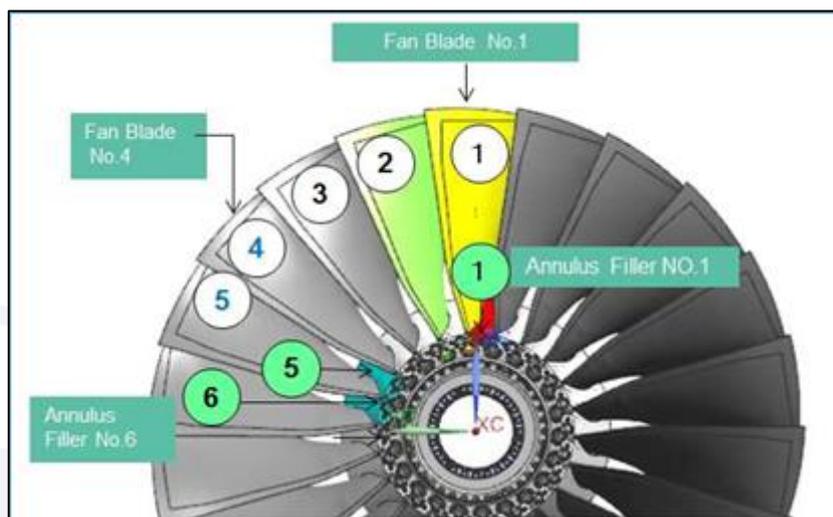


Figura 21 - Referência utilizada para a identificação das peças analisadas, vista frontal.

Especificamente, as peças analisadas foram: o *ring retain front* (anel de retenção dianteiro), o *ring retain rear* (anel de retenção traseiro), o *fan disk*, vinte *annulus fillers* não fragmentados, dois *fan blades* e um *bolt* (o fragmento da cabeça de um parafuso), conforme representado na Figura 22.

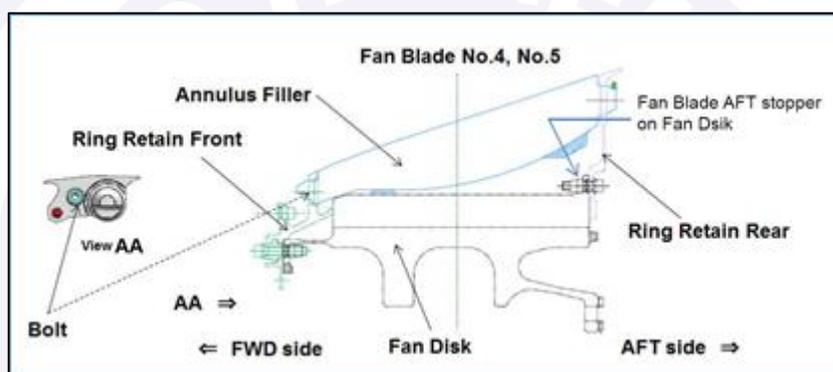


Figura 22 - Vista em corte longitudinal do conjunto de peças que foi analisado.

A verificação das peças ocorreu por meio de inspeção visual, além do emprego de um microscópio eletrônico de varredura e de um tomógrafo computadorizado.

Dentre os achados na inspeção, destacaram-se os seguintes:

- referente aos *annulus fillers* e ao *ring retain rear*, foram identificadas diversas marcas de contato dos pontos de encaixe traseiros (AFT *trunnion*) de todos os *annulus fillers* com o *ring retain rear*, com exceção dos *annulus fillers* nº4, 5, 6 e 7, conforme apresentado na Figura 23

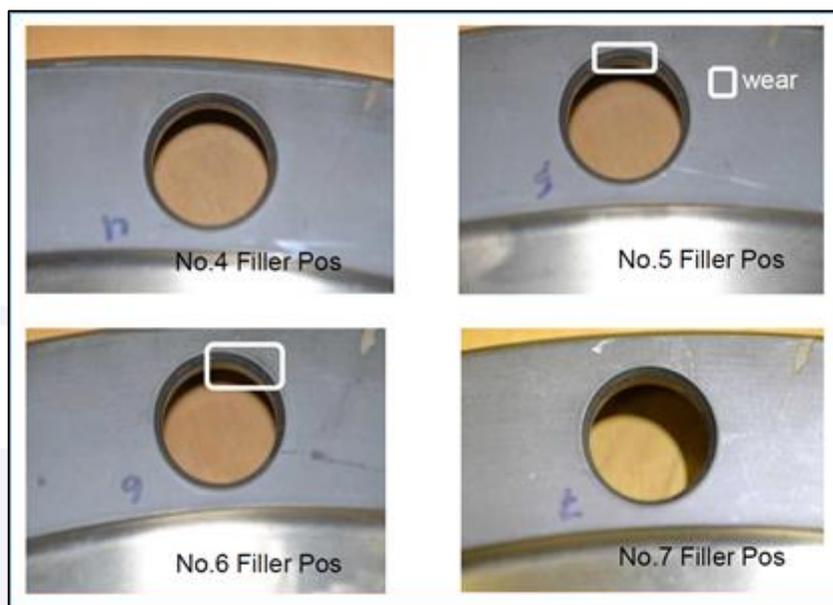


Figura 23 - Orifícios de encaixe do anel traseiro sem marcas de contato dos *annulus fillers*.

Estas marcas ocorreram em virtude do contato com o *rear ring retain* por força centrífuga. Com base nessas marcas, considerou-se que o posicionamento axial relativo entre o *rear ring retain* e o *annulus filler* nº4, durante a operação do motor, era diferente de uma condição normal (Figura 24).

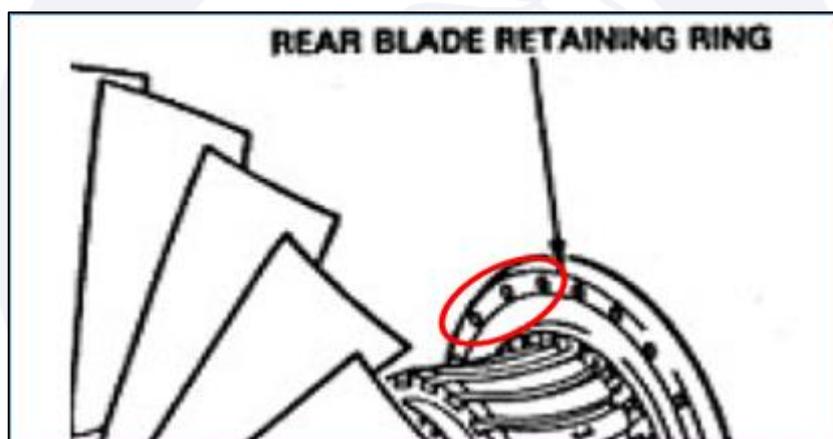


Figura 24 - Detalhe da localização dos orifícios no *rear ring retain*.

Esta condição não era somente devida ao contato, alguma carga também agia no espigão do ponto de encaixe traseiro. Isto só poderia ocorrer se o *annulus filler* fosse forçado para frente, ou se o *rear ring retain* estivesse deformado no lado posterior, ou ainda, se o *annulus filler* estivesse deformado de maneira que a sua dimensão axial estivesse encurtada. Estas deformações não foram observadas no *ring retain rear* nem no *annulus filler* nº4.

Condições semelhantes também foram encontradas nos *annulus fillers* nº5 e nº7. As marcas destacadas como *wear* não devem ser consideradas para esta análise como fatores discrepantes. Trata-se de uma referência para indicar marcas normais que ocorrem durante uma operação normal.

Os *annulus fillers* nº4, 5, 6 e 7, apresentaram marcas de contato, desgastes, trincas, fraturas e deformações diferentes das encontradas nos outros *annulus fillers*. Para fins de ilustração, a Figura 25 apresenta uma vista lateral de um *annulus filler* com seus encaixes traseiro (*rear trunnion*) e dianteiro (*front trunnion*).

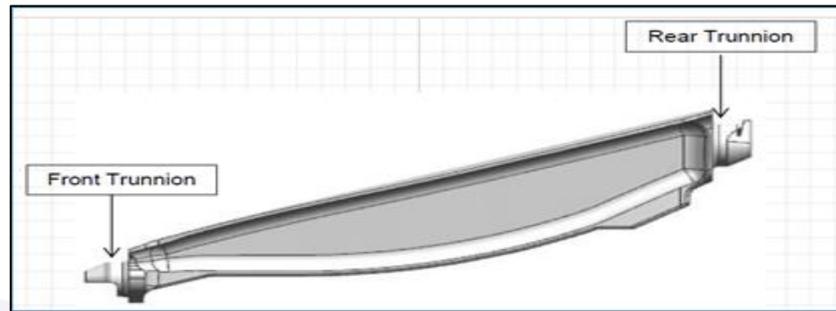


Figura 25 - Imagem lateral de um *annulus filler* para referência.

A Figura 26 registra a imagem microscópica de uma rachadura identificada no ponto de encaixe traseiro (*rear trunnion*) do *annulus filler* nº5.

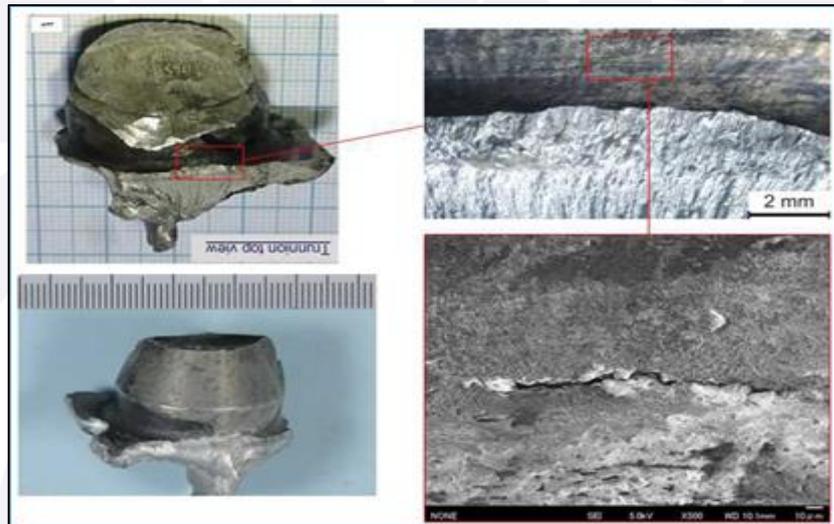


Figura 26 - Rachadura encontrada no ponto de encaixe traseiro (*rear trunnion*) do *annulus filler* nº5.

- referente ao anel de retenção dianteiro (*ring retain front*), foram encontrados resíduos de pó de liga de alumínio depositados no orifício de encaixe do *annulus filler* nº 5, conforme pode ser observado na Figura 27.

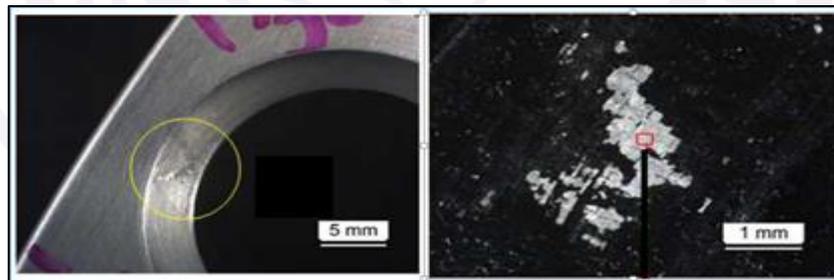


Figura 27 - Resíduos de pó de liga de alumínio no *ring retain front*.

O pó foi produzido por um desgaste cíclico durante a operação do motor por meio dos pontos de contato do *annulus filler* com o *ring retain front* (Figura 28).

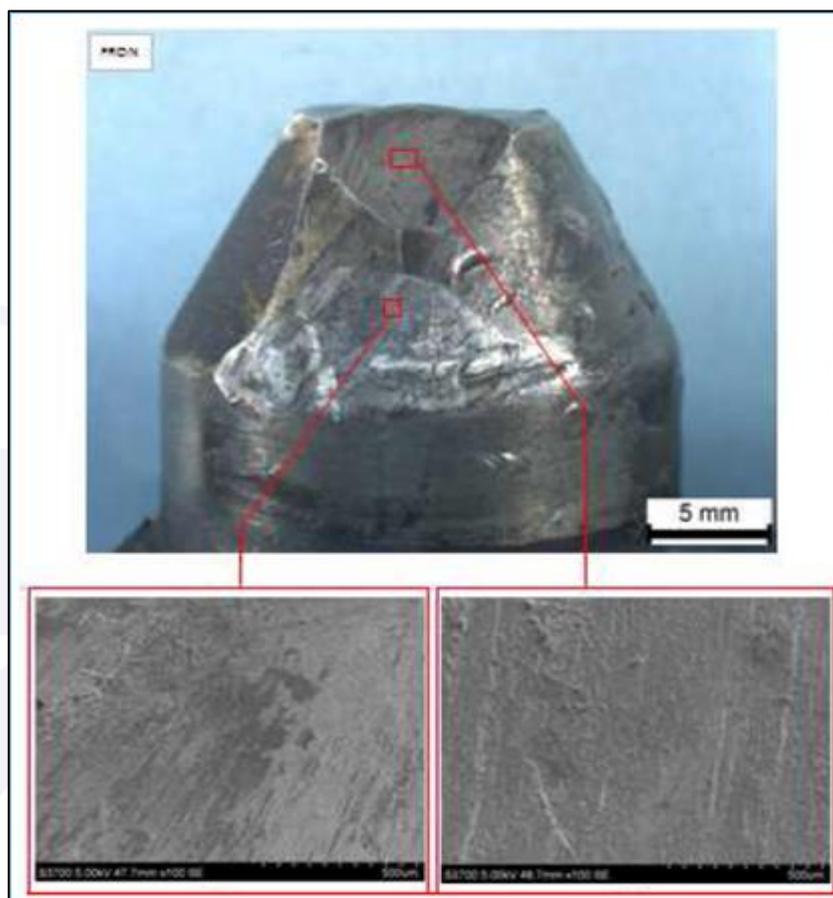


Figura 28 - Pontos de contato do *annulus filler* com o *ring retain front*.

Ainda, segundo a análise dos achados destes exames, a força centrífuga atuante nos *annulus fillers* é suportada pelos seus pontos de encaixe dianteiro, traseiro e pelo parafuso de fixação que fica na parte frontal.

Esta força atua somente na direção radial. O esforço no ponto de encaixe traseiro torna-se maior se o posicionamento axial da força se tornar mais distante do centro de gravidade ou se algum outro ponto de encaixe, ou fixação, não sustentar completamente a sua carga.

A análise concluiu que não foi identificado um esforço significativo no ponto de fixação dianteiro dos *annulus fillers* no sentido de compelir o anel de retenção dianteiro para frente e o anel de retenção traseiro para trás.

Considerando o conjunto dos elementos vizinhos, poderia ter ocorrido um esforço nos anéis de retenção por meio das *fan blades* do sentido frontal do motor. Entretanto, as *fan blades* eram fixadas mecanicamente por pontos próprios, dianteiro e traseiro, e não havia evidência do contato das *fan blades* com os anéis.

Por fim, baseada nessa linha de raciocínio, a deformação do anel de retenção dianteiro foi considerada como uma situação possível de ter ocorrido em algum momento, contudo, não foram observadas evidências de que o anel estivesse realmente deformado.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Não foram identificados aspectos relacionados a informações organizacionais e de gerenciamento que pudessem ter contribuído para o incidente grave.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. Ela transportava seis tripulantes (dois pilotos e quatro comissários), 131

passageiros e estava abastecida com 6.914kg de combustível, tendo como peso total cerca de 63.300kg, estando dentro dos limites de peso e balanceamento.

Havia chovido bastante em SBSP, por isso as pistas estavam molhadas. Além disso, em virtude da modificação das condições de vento, houve uma mudança de pista no aeródromo, nos momentos que antecederam ao incidente grave. Com essa mudança de pista, a operação passou a ser executada a partir das cabeceiras 17R e 17L.

A tripulação foi autorizada a iniciar o táxi para a pista 17R e, até o momento do alinhamento para decolagem, tudo transcorreu sem anormalidades.

Para decolagem, a aeronave foi configurada com o *take-off thrust* em "TOGA" (*Take-Off/Go Around*), com o *autobrake* armado na posição máxima (MAX), com os flapes defletidos em 20°, com os *slats* posicionados a 22° (configuração 3) e com o peso total de, aproximadamente, 63.300kg.

Ao iniciar a corrida de decolagem, a aeronave percorreu uma distância de cerca de 100m (a partir da cabeceira 17R) e atingiu a velocidade de aproximadamente 68kt, sem qualquer alteração aparente nos parâmetros dos motores.

Ao atingir essa velocidade, foi possível ouvir nos registros do CVR um barulho semelhante a um estouro. Concomitantemente a este evento, houve o registro da mensagem "warning" de *ENG 2 STALL*, indicando uma condição de estol do motor direito.

Logo após o estouro mencionado, os dados do FDR registraram uma queda repentina da N1 do motor 2 (direito), acompanhada pelo aumento gradativo da EGT daquele mesmo motor, além do registro das mensagens "warning" de *ENG 2 FAIL* e *ENG 2 EGT OVER LIMIT*, enquanto que os parâmetros do motor 1 estavam totalmente normais.

Simultaneamente, houve uma guinada inadvertida da aeronave para a direita.

Ao perceber a guinada, o comandante aplicou o pedal esquerdo, além de ter comandado, momentaneamente, o *sidestick* para a esquerda, seguido de um comando no *hand wheels* para o mesmo lado (esquerdo) e com deflexão máxima.

Ao comandar o pedal esquerdo, juntamente com a máxima deflexão para esquerda do comando de *hand wheels*, o piloto emitiu uma ordem para o sistema da aeronave.

Tal sistema foi programado de modo que a mudança no ângulo da roda do trem de nariz (*Nose Wheel Steering Angle*) obedeça uma lógica que leve em consideração a velocidade da aeronave, conforme ilustrado na Figura 29.

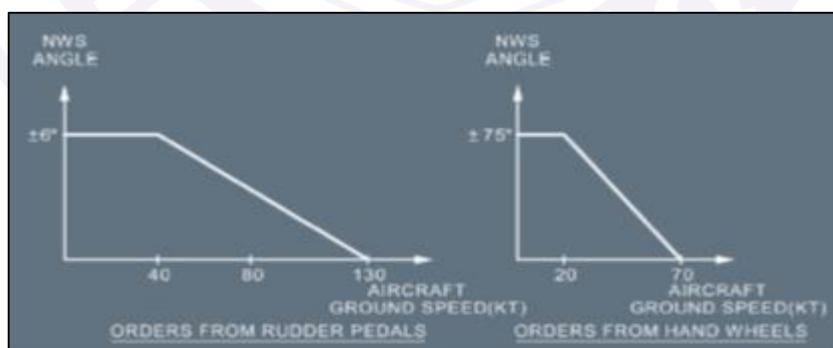


Figura 29 - Gráfico da variação do *Nose Wheel Steering (NWS) Angle* em função do tipo de comando (pedal ou *hand wheels*) pela velocidade da aeronave no solo.

Com esses comandos, foi aplicada uma deflexão de, aproximadamente, 10° para esquerda no ângulo do trem de pouso de nariz.

Na sequência, os manetes de potência foram reduzidos para *idle*, iniciando, dessa forma, a rejeição de decolagem, e o freio esquerdo foi aplicado em adição às correções já mencionadas de *hand wheels* e pedal para a esquerda.

Apesar da aplicação de freio diferencial esquerdo, os registros do FDR indicaram que, inicialmente, houve uma ação simétrica dos freios direito e esquerdo.

A simetria na atuação dos freios decorreu do funcionamento do *autobrake*.

A lógica do sistema de *autobrake* previa que a deflexão necessária no curso dos pedais de freio para o desengajamento da frenagem automática (quando selecionado *autobrake* MAX) deveria ser maior que 61°, quando houvesse atuação em apenas um dos pedais ou superior a 42° quando houvesse a atuação nos dois pedais.

Mesmo com a aplicação de todos os comandos para corrigir a trajetória da aeronave no solo, não foi possível evitar que o trem de pouso direito da aeronave percorresse alguns metros fora da superfície pavimentada da pista (*Runway Excursion - Veer Off*).

Durante o trecho que o trem de pouso direito percorreu fora da superfície pavimentada, não houve qualquer colisão contra obstáculos e a análise posterior dos dados de voo permitiu concluir que não houve qualquer extrapolação de limites estruturais da aeronave em virtude desta excursão de pista.

Assim que a aeronave retornou totalmente para o asfalto, o comandante aplicou os reversores, estabelecendo a sua parada total numa posição próxima a *centerline* distante cerca de 650m da cabeceira 17R.

Com a aeronave parada, o copiloto iniciou a execução dos procedimentos de emergência que incluíram o corte dos motores e a aplicação preventiva do agente extintor no motor 2 para conter o aumento da EGT daquele motor que chegou a atingir cerca de 755°C.

Além das ações da tripulação, os bombeiros do aeródromo também agiram de modo a resfriar o motor direito da aeronave.

1.19. Informações adicionais.

Apesar de não constar nos manuais disponíveis na época do incidente, os valores de ângulo de deflexão dos pedais para o desengajamento do sistema de *autobrake*, a Airbus se comprometeu a incluir a seguinte informação na próxima atualização do *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) - Manual de Manutenção da Aeronave:

For autobrake LOW and MED, autobrake is disconnected if

- one pedal deflection is above 42° (max angle is 79.4°)

- both pedal deflection are above 9°

For autobrake MAX, autobrake is disconnected if

- one pedal deflection is above 61° (max angle is 79.4°)

- both pedal deflection are above 42°

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de transporte regular de passageiros com origem em SBSP e destino SBCF.

Até o início da corrida de decolagem, tudo transcorreu sem anormalidades. Entretanto, a partir de, aproximadamente, 68kt deu-se início à série de eventos que culminou no incidente grave.

Ao atingir a velocidade mencionada, ocorreu um forte estouro advindo do motor direito. Tal barulho pôde ser associado a uma característica clássica do fenômeno conhecido como estol de compressor.

Todavia, posteriormente, verificou-se que o ocorrido não estava restrito apenas à dinâmica do fluxo de ar e que ocorreram danos na estrutura do motor.

O estol de compressor ocorre quando, por algum motivo, há uma interrupção do fluxo de ar em um motor a reação e o motor deixa de comprimir essa massa de ar, podendo ocasionar a estagnação deste fluxo ou até mesmo a sua reversão.

Além do forte barulho, outro efeito típico deste fenômeno é a emissão de jatos de fogo pelo escape (*backfire*) em decorrência da reversão do fluxo de ar.

É possível que a TWR-SP tenha visto este jato de fogo motivado pelo estol de compressor quando reportou ter avistado sinais de fogo no motor da aeronave.

No caso do PT-MZY, o forte estouro foi provocado pelo desprendimento dos *annulus fillers* e o seu impacto na estrutura interna do motor. Este fenômeno foi captado e interpretado pelo sistema de falhas por meio da mensagem *ENG 2 STALL*.

Esta condição, associada a uma significativa elevação da temperatura do motor, impossibilitava-o de produzir empuxo.

Por se tratar de uma aeronave bimotora, com uma distância significativa entre um motor e outro, no momento em que houve a perda de potência em um dos motores, houve a tendência de giro em razão do momento resultante dessa assimetria de potência.

Ao comandar o pedal esquerdo, juntamente com a máxima deflexão para esquerda do comando de *hand wheels*, o piloto aplicou uma deflexão de, aproximadamente, 10° para esquerda no ângulo do trem de pouso de nariz.

Analisando o gráfico da Figura 29 foi possível concluir que o comando de *hand wheels* apresentou muito pouca efetividade, uma vez que a aeronave encontrava-se com velocidade próxima a 70kt.

No entanto, em conformidade com a lógica do sistema, os comandos (pedal e *hand wheels*) passaram a ter mais efetividade na mudança de ângulo do trem de nariz, à medida que a velocidade da aeronave no solo foi reduzida.

Neste cenário, foi possível concluir que na tentativa de se evitar a excursão da pista os comandos relacionados à mudança do ângulo do trem do nariz somente se tornaram efetivos, a partir da redução da velocidade no solo.

Por essa razão, a tripulação não conseguiu reverter o efeito inicial da guinada inadvertida para direita, a ponto de evitar a saída de pista, mesmo tendo atuado com máxima amplitude nos comandos de pedal e *hand wheels*.

Também foi observado que houve a tentativa de aplicação de comando diferencial no freio esquerdo, visando aumentar a efetividade do momento de guinada para a esquerda. Entretanto, a degravação dos dados de voo registrou que, apesar da aplicação diferencial no freio esquerdo houve, inicialmente, uma atuação simétrica da frenagem, que não contribuiu para a correção esperada pela tripulação.

A simetria na atuação dos freios decorreu da lógica de funcionamento do *autobrake*.

No momento em que o piloto atuou apenas no freio do pedal esquerdo, ele defletiu o pedal em cerca de 55°, ou seja, não foi atingido o limite mínimo (maior do que 61°) para o desengajamento do *autobrake* com a atuação assimétrica nos freios.

Sendo assim, o *autobrake* permaneceu armado até o momento em que a aeronave se enquadrou nos seus parâmetros de acionamento.

Infere-se, portanto, que o comando diferencial do freio esquerdo somente passou a ser efetivo no momento em que o piloto aplicou uma deflexão no curso do pedal esquerdo superior aos 61° necessários para desengajar o *autobrake*. Entretanto, isso só aconteceu quando a aeronave já se encontrava numa trajetória de retorno para o centro da pista após o *veer off*.

Em relação à análise da falha do motor propriamente dita, cabe esclarecer que os dados de operação do motor coletados e posteriormente processados por meio de um *software* do programa de monitoramento, considerando os últimos 60 dias de operação, apresentaram valores que foram considerados normais para o histórico de horas e ciclos acumulados e para o ambiente de operação da aeronave.

Não havia tendência significativa de degradação da performance que indicasse a necessidade de intervenção de manutenção diferente daquelas já programadas.

Foram consultados os serviços específicos de manutenção aplicados à área do Módulo do *FAN* e concluiu-se que todos os serviços programados para o motor foram realizados obedecendo-se os prazos previstos, não havendo qualquer ação de manutenção pendente.

A Comissão de Investigação (CI) interagiu com o fabricante da aeronave, consultando quanto à pertinência de se emitir um Boletim de Alerta, implementando alguma ação preventiva que pudesse ser executada de forma a encontrar previamente uma condição de degradação na estrutura dos *annulus fillers*. Entretanto, não foi vislumbrada uma ação adicional que pudesse atingir tal propósito.

Assim sendo, em que pese a execução e o acompanhamento de todas as ações de manutenção previstas, tanto pelo operador como pelas organizações de manutenção, infere-se que, à época da ocorrência, não havia procedimento previsto que viabilizasse a identificação de possível degradação do componente afetado.

Os primeiros exames laboratoriais realizados nas *fan blades*, nos fragmentos do *annulus filler* e nos outros componentes estruturais estáticos revelaram que as fraturas ocorreram a partir de impactos e que apresentavam características típicas de sobrecarga, não havendo indícios de corrosão ou de fadiga.

Após esses exames, o material foi novamente incorporado ao motor e, baseado neste resultado, verificou-se a necessidade de uma avaliação mais aprofundada com a finalidade de identificar o modo de falha das partes que entraram em colapso e a possível existência de outros danos internos decorrentes dessa falha.

Nos exames realizados, durante a desmontagem do motor na MTU, foi verificado que as *fan blades* apresentavam marcas de impacto compatíveis com a forma de *annulus fillers*. À medida que o motor foi sendo desmontado e, considerando a sequência do fluxo da massa de ar, verificou-se que os danos internos eram cada vez mais severos.

No Módulo do Compressor de Baixa Pressão, foram encontrados danos menores. Todavia, no módulo seguinte, o de Alta Pressão, os danos já foram mais significativos, com diversas *vanes* e *blades* fraturadas, além da ausência de parte de suas estruturas.

No Módulo de Combustão, havia grande quantidade de detritos fundidos em formato de flocos os quais eram compatíveis com a forma e com o material constituinte da própria câmara de combustão.

Por último, no conjunto de *vanes* dos Módulos de Turbina também havia detritos fundidos e os seus bordos de fuga apresentavam perda de material. Nessa parte final, ficou mais evidente a fragmentação metálica com seu respectivo derretimento, bem como a posterior aderência tanto a componentes rotativos como estacionários na sequência do fluxo dos gases.

Esses achados confirmaram a incidência de altas temperaturas e do desprendimento de material das áreas internas, permitindo identificar a sequência em que ocorreu a ingestão de material metálico (fragmentos de *annulus fillers* em sua maioria) e os danos observados na área interna do motor.

Uma vez confirmada a origem do material causador dos danos internos do motor, a pesquisa foi intensificada nos *annulus fillers*.

Foram realizados ensaios para verificar a condição teórica de tensão à qual os *annulus fillers* poderiam ser submetidos quando em operação normal.

Considerando a compatibilidade entre o contorno das áreas das diferentes tensões principais, obtido no ensaio de tensão, e os fragmentos dos *annulus fillers* que se desprenderam do motor, não ficou evidenciada a existência de uma carga atípica nos *annulus fillers* em operação. Ou seja, estes foram submetidos a esforços compatíveis com aqueles para os quais foram concebidos.

Todavia, levando em consideração os últimos exames, realizados nos laboratórios do fabricante dos *annulus fillers*, com a supervisão de representantes do JTSCB, novos fatores foram conhecidos e puderam ser considerados na análise das condições desencadeantes da falha na estrutura dos *annulus fillers*.

Segundo esta última análise, foram identificadas marcas de contato tênues e constantes nos pontos de fixação traseira dos *annulus fillers* com o anel de retenção traseiro, à exceção da região correspondente aos *annulus fillers* nº 4, 5, 6 e 7.

A existência de uma região com marcas diferenciadas seria a indicação de que os *annulus fillers* daquela área também foram submetidos a esforços diferenciados e o motivo para tanto seria a deformação do anel de retenção dianteiro antes da montagem do conjunto. Contudo, não havia evidências dessa deformidade anterior ao evento.

Constatou-se portanto que, após a separação dos *annulus fillers*, eles se chocaram com as *fan blades* e com a estrutura interna da entrada de ar do motor, fragmentando-se e provocando o desprendimento de partes das estruturas adjacentes.

Alguns desses detritos foram ingeridos pelo compressor do motor, passaram pela área de combustão e de turbinas, resultando na quebra de vários elementos estacionários e rotativos. Houve excessiva elevação da temperatura normal de operação do motor com a consequente fundição desses elementos. A outra parte dos detritos, que não foi ingerida pelo compressor, passou pelo duto do *by pass* e causou danos menores.

A elevada fragmentação dos *annulus fillers*, que passaram pelo duto do *fan*, e a submissão às elevadas temperaturas daquelas partículas que passaram pelas áreas de combustão e de turbinas não permitiram pesquisas adicionais.

As pesquisas, por mais aprofundadas que tenham sido, não foram suficientes para apontar o fator determinante para a falha dos *annulus fillers*, de forma a identificar se já havia uma condição desfavorável na sua microestrutura antes de serem instalados no motor, ou se a submissão a esforços adicionais por uma hipotética deformação do anel de retenção dianteiro desencadeou as alterações na sua estrutura que culminaram na falha.

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 A320 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) as documentações técnicas relativas às manutenções da aeronave e dos motores estavam atualizadas;
- g) havia chovido no aeródromo e a pista estava molhada;
- h) houve uma mudança de pista para as cabeceiras 17, momentos antes do PT-MZY iniciar o táxi;
- i) a aeronave alinhou para decolagem na cabeceira 17R;
- j) ao atingir cerca de 68kt o CVR registrou um forte estouro;
- k) o barulho foi sucedido da mensagem “*warning*” de *ENG 2 STALL*;
- l) a aeronave guinou para direita;
- m) os gravadores de dados de voo registraram uma queda da N1 do motor 2 e o aumento gradativo da EGT deste mesmo motor;
- n) os parâmetros do motor 1 permaneceram normais;
- o) as mensagens de *ENG 2 FAIL* e *ENG 2 EGT OVER LIMIT* foram registradas;
- p) o piloto comandou pedal esquerdo, girou o *hand wheels* em deflexão máxima também para a esquerda e pisou no freio esquerdo para corrigir a trajetória da aeronave;
- q) os freios atuaram simetricamente em função do *autobrake*, apesar do comando diferencial aplicado pelo piloto para a esquerda;
- r) a amplitude de comando inicialmente aplicada pelo piloto no freio esquerdo não foi suficiente para desacoplar o *autobrake*;
- s) o trem principal direito da aeronave saiu da superfície pavimentada da pista (*veer off*);
- t) não houve a extrapolação de limites estruturais da aeronave durante a excursão de pista;
- u) a tripulação conseguiu retomar o controle direcional da aeronave, parando-a sobre o asfalto;
- v) não houve fogo;
- w) a tripulação executou os procedimentos de emergência que incluíram o acionamento do agente extintor do motor direito;
- x) os bombeiros resfriaram o motor 2;
- y) dois componentes do módulo do *fan* do motor, denominados *annulus fillers*, se desprenderam e se fragmentaram;
- z) parte dos detritos foi ingerido pelo compressor e turbinas e a outra parte passou pelo duto do *by pass*;

- aa) a aeronave teve danos limitados ao motor direito e um dano leve na asa direita; e
- bb) todos os ocupantes da aeronave saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos - indeterminado.

Em que pese as diversas tentativas de se manter o controle direcional da aeronave, após a falha do motor no solo, não foi possível evitar a saída pela lateral da pista (*veer off*).

Na busca de retomar o controle direcional da aeronave, após a sua guinada inadvertida para a direita, dentre outros comandos, o piloto tentou utilizar a técnica do freio diferencial.

Entretanto, a amplitude de aplicação do pedal do freio esquerdo não foi suficiente para desarmar o *autobrake* e, por isso, este sistema atuou provocando uma frenagem simétrica da aeronave. Contudo, não é possível afirmar que o piloto evitaria a saída de pista caso obtivesse sucesso na aplicação diferencial do freio esquerdo.

- Outros - indeterminado.

As pesquisas, por mais aprofundadas que tenham sido, não foram suficientes para apontar o fator determinante para a falha dos *annulus fillers*, de forma a identificar se já havia uma condição desfavorável na sua microestrutura antes de serem instalados no motor, ou se a submissão a esforços adicionais por uma hipotética deformação do anel de retenção dianteiro desencadeou as alterações na sua estrutura que culminaram na falha.

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 no ato da publicação deste relatório.

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

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.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Em 01MAR2017, a IAE, fabricante dos motores, emitiu um aviso denominado IAE *NEWSFLASH*, para todos os Centros de Serviço que executavam manutenção nos 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 Brasileira que contava com a assistência do NTSB e suporte da IAE.

A emissão do IAE *NEWSFLASH*, por solicitação do fabricante do motor, foi previamente revisada e aprovada pelo CENIPA.

A *Airbus* comunicou ao operador da aeronave que incluiria na próxima revisão do AMM a informação detalhada referente aos parâmetros de ângulo de deflexão dos pedais de freio para o desengajamento do sistema *autobrake*.

Em, 06 de agosto de 2019

