

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
I - Nº 058/CENIPA/2011

<u>OCORRÊNCIA:</u>	INCIDENTE
<u>AERONAVE:</u>	PR-OAU
<u>MODELO:</u>	F28MK0100
<u>DATA:</u>	29 JUL 2007



ADVERTÊNCIA

Conforme 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 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 podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

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

O objetivo exclusivo deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência a acatá-las será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou o que corresponder ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual estão sendo dirigidas.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através 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. A utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, macula o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal.

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

ÍNDICE

SINOPSE.....	4
GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS.....	5
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS	6
1.1 Histórico da ocorrência.....	6
1.2 Danos pessoais	6
1.3 Danos à aeronave	6
1.4 Outros danos	6
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido.....	6
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes.....	6
1.6 Informações acerca da aeronave	7
1.7 Informações meteorológicas.....	7
1.8 Auxílios à navegação.....	7
1.9 Comunicações.....	7
1.10 Informações acerca do aeródromo.....	7
1.11 Gravadores de voo	7
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços	8
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	8
1.13.1 Aspectos médicos.....	8
1.13.2 Informações ergonômicas	8
1.13.3 Aspectos psicológicos	8
1.14 Informações acerca de fogo	8
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	8
1.16 Exames, testes e pesquisas	8
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento	13
1.18 Aspectos operacionais.....	13
1.19 Informações adicionais.....	13
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	13
2 ANÁLISE	14
3 CONCLUSÃO.....	15
3.1 Fatos.....	15
3.2 Fatores contribuintes	16
3.2.1 Fator Humano.....	16
3.2.2 Fator Material	16
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)	16
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	17
6 DIVULGAÇÃO.....	18
7 ANEXOS.....	18

SINOPSE

O presente Relatório Final é relativo ao incidente com a aeronave PR-OAU, modelo F28MK0100, em rota entre Salvador, BA e Rio de Janeiro, RJ, em 29 JUL 2007, classificado como falha do motor em voo.

A aeronave decolou de Salvador, BA sem anormalidades. Aproximadamente 20 minutos após a decolagem, cruzando o FL280, a tripulação informou que ouviu um estrondo seguido de forte vibração na aeronave, acompanhada por indicação de alta vibração no motor nº 2 no painel da aeronave, seguida da falha do motor. Os pilotos realizaram o cheque apropriado e procederam ao corte do motor nº 2.

Após o corte, a tripulação prosseguiu para Ilhéus, BA, onde o pouso foi realizado monomotor sem outras anormalidades.

A aeronave sofreu danos limitados ao motor nº 2 e os tripulantes e passageiros não sofreram qualquer lesão.

Houve a participação na investigação de um Representante Acreditado do BFU – *Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung*, órgão responsável pela investigação de acidentes aeronáuticos da Alemanha, Estado de Fabricação dos motores.

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BFU	<i>Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung</i> - órgão responsável pela investigação de acidentes aeronáuticos da Alemanha
<i>Blades</i>	Palhetas rotoras
CCF	Certificado de Capacidade Física
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
DFDR	<i>Digital Flight Data Recorder</i> – Gravador Digital de Dados de Voo
EDX	<i>Energy Dispersive X-ray</i> – Técnica de análise usada para a análise de elementos ou caracterização química de uma amostra
FL280	Nível de voo 280, equivalente a 28000 pés acima do nível médio dos mares
HP	<i>High Pressure</i> – Alta pressão
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> – Regras de voo por instrumento
LAT	Latitude
LONG	Longitude
LP	<i>Low Pressure</i> – Baixa pressão
N1	Rotor de baixa pressão
N2	Rotor de alta pressão
OACI	Organização de Aviação Civil Internacional
RSV	Recomendação de Segurança de Voo
SBGL	Designativo de localidade – Aeroporto do Galeão no Rio de Janeiro, RJ
SBSV	Designativo de localidade – Aeroporto Dep. Luís Eduardo Magalhães em Salvador, BA
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
TGT	<i>Turbine Gases Temperature</i> - Temperatura dos Gases da Turbina
TLA	<i>Thrust Lever Angle</i> – Ângulo do manete de potência
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> – Tempo Universal Coordenado

AERONAVE	Modelo: F28MK0100 Matrícula: PR-OAU Fabricante: FOKKER	Operador: Oceanair Linhas Aéreas
OCORRÊNCIA	Data/hora: 29 JUL 2007 - 22:30 UTC Local: em rota Lat. – Long. Município – UF: Ilhéus, BA	Tipo: Falha do motor em voo

1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou de Salvador, BA (SBSV) com destino ao Aeroporto do Galeão no Rio de Janeiro, RJ (SBGL), com 05 tripulantes e 96 passageiros a bordo.

Durante a subida, os pilotos notaram uma pequena vibração na aeronave, porém todos os parâmetros de motor estavam dentro dos limites operacionais. Aproximadamente 20 minutos após a decolagem, cruzando o FL280, a tripulação informou que ouviu um estrondo seguido de forte vibração na aeronave, acompanhada por indicação de alta vibração no motor nº 2 no painel da aeronave, seguida da falha do motor. Os pilotos realizaram o cheque apropriado e procederam ao corte do motor nº 2.

Após o corte, a tripulação prosseguiu para Ilhéus, BA, onde o pouso foi realizado monomotor sem outras anormalidades.

A aeronave sofreu danos limitados ao motor nº 2 e os tripulantes e passageiros não sofreram qualquer lesão.

1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	05	96	-

1.3 Danos à aeronave

A aeronave sofreu danos limitados ao motor nº2.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

HORAS VOADAS		
DISCRIMINAÇÃO	PILOTO	COPILOTO
Totais	2. 700 :00	1. 623: 18
Totais nos últimos 30 dias	59: 00	52: 24
Totais nas últimas 24 horas	08: 12	08: 12
Neste tipo de aeronave	415: 00	492: 18
Neste tipo nos últimos 30 dias	59: 00	52: 24
Neste tipo nas últimas 24 horas	08: 12	08: 12

Obs.: As horas de voo foram fornecidas pelo operador.

1.5.1.1 Formação

Não relevante.

1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía Licença de Piloto de Linha Aérea, categoria avião e estava com as habilitações para o tipo de aeronave e IFR válidas.

O copiloto possuía Licença de Piloto Comercial, categoria avião e também estava com as habilitações para o tipo de aeronave e IFR válidas.

1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência suficiente para realizar o tipo de voo.

1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

Os pilotos estavam com os Certificados de Capacidade Física (CCF) válidos.

1.6 Informações acerca da aeronave

O motor nº 2 (Tay 650-15 S/N 17652) foi adquirido da *American Airlines* em 19 MAIO 2007. Sua última inspeção foi um check C realizado em 15 MAIO 2007 nas oficinas da *American Airlines*. Esse motor estava estocado no deserto de Mojave desde DEZ 2003. O motor teve um histórico de problemas de partida na *American Airlines*, entretanto não houve registros deste tipo na *Oceanair*. Quando adquirido, o motor tinha 21.536 horas de uso. Houve a troca da caixa de acessórios com 13.456 h e do *liner* da câmara de combustão com 7.526 h. Quando houve a falha, o motor estava com 21.805 h de uso.

Embora não tenha influenciado na ocorrência, o operador não forneceu os dados referentes à última inspeção e à última revisão da aeronave.

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 incidente ocorreu fora de área de aeródromo.

1.11 Gravadores de voo

Foi feita a leitura do DFDR nas dependências da VEM Engenharia e Manutenção. A análise dos dados do DFDR relativos ao voo em que houve a falha do motor não revelou qualquer tendência ou mau funcionamento do motor antes do evento. Os dois motores apresentaram comportamento similar durante o voo. Os procedimentos de partida estavam de acordo com as instruções de operação, com a TGT, a N1 e a N2 dentro dos limites de operação.

Os dados mostraram que, durante a partida, a TGT do motor nº 2 foi aproximadamente 80°C maior que a TGT do motor 1 (58 0°C – 500°C). Durante o evento, a TGT do motor 2 caiu de 720°C para 70°C em 2 segundo s, provavelmente em razão da falha dos termopares.

Foi verificado que houve uma pequena redução dos dois motores cerca de 5 minutos antes do evento. A razão de tal redução não pôde ser determinada. O ângulo de manete (TLA – *Thrust Lever Angle*) não estava disponível na gravação. Foi considerado que essa pequena redução não estava associada à falha do motor nº 2, uma vez que ocorreu em ambos os motores.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

Nada a relatar.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

Não foram encontrados indícios de alterações de ordem fisiológica relevantes para o acidente.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos psicológicos

Nada a relatar.

1.13.3.1 Informações individuais

Nada a relatar.

1.13.3.2 Informações psicossociais

Nada a relatar.

1.13.3.3 Informações organizacionais

Nada a relatar.

1.14 Informações acerca de fogo

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

1.16 Exames, testes e pesquisas

A Rolls-Royce emitiu o *Technical Report* nº EFI/0469, relativo à pesquisa realizada. O início da investigação do motor ocorreu nas dependências da Rolls-Royce em São Bernardo do Campo, SP no período de 10 a 14 SET 2007. Estavam presentes um Representante do CENIPA e um Representante do Operador, além do fabricante do motor.

Durante o processo de indução do motor não foi identificada qualquer anomalia significativa. Embora o medidor de óleo do motor indicasse não haver óleo, foram extraídos 3 litros do tanque de óleo e 2,5 litros da caixa de acessórios durante a desmontagem subsequente.

O exame da parte traseira do motor (figura 1) revelou danos extensos ao conjunto da turbina (módulo 5), confirmando o mau funcionamento do motor. Palhetas estatoras (*vanes*) e rotoras (*blades*) da turbina de baixa (*Low Pressure – LP*) liberaram material,

causando danos mecânicos na forma de amassamentos e cortes na estrutura da turbina e cone de exaustão. Todo o material liberado ficou contido no motor, não havendo indícios de falha não contida.



Figura 1 – Aspecto visual da seção do escapamento.

O *fan* do motor não apresentou danos significativos. Ele foi examinado usando luz ultravioleta e não foram encontrados sinais de proteína, tornando a ingestão de pássaros improvável.

Durante a remoção do *fan* e dos compressores de baixa (LP) e alta pressão (*High Pressure* – HP) não foram encontradas anomalias significativas. Os valores de torque dos parafusos que prendem o *fan* estavam dentro dos limites previstos.

A parte de cerâmica de todos os termopares (figura 2) estava fraturada devido à excessiva vibração do motor ocorrida após a perda de material das palhetas da turbina de baixa (LP). Não foi verificado qualquer dano significativo nas 10 câmaras de combustão. Quatro selos de interconexão do combustor (*inter-connecting flange seals*), responsáveis por vedar a interconexão entre as câmaras de combustão, não estavam em sua posição e foram encontrados na área de combustão.



Figura 2 – Base de porcelana dos termopares rompida.

A turbina de alta pressão (HP) só possuía danos no bordo de fuga de 6 palhetas consecutivas do segundo estágio. Esses danos foram resultantes de fragmentos que se originaram da turbina de baixa pressão.

A turbina de baixa pressão foi examinada detalhadamente. Os aerofólios de um número significativo de palhetas estatoras (NGV – *Nozzle Guide Vanes*) do primeiro estágio LP (figura 3) estavam trincados e exibiam perda de material. Essa perda foi considerada como causada por um mecanismo térmico e não mecânico.



Figura 3 – Estatoras (NGV) do 1º estágio da turbina de baixa pressão (LP).

A circunferência externa do selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) estava ondulada e trincada em alguns lugares. Uma área do referido selo estava faltando (figura 4) e a superfície adjacente em ambos os lados apresentava áreas de roçamento em razão do contato com o disco do primeiro estágio.



Figura 4 – Detalhe da área de perda de material do selo do duto de arrefecimento.

A área do selo com trincas e perda de material era coincidente com as estatoras que haviam perdido maior quantidade de material.

Um dos parafusos, que fixa o conjunto do selo do duto de arrefecimento das estatoras, estava cisalhado no início dos fios de rosca. A cabeça do parafuso foi encontrada, no entanto a outra extremidade, que contém os fios de rosca e a porca, não foi achada.

Os aerofólios de todas as palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão estavam faltando. Aproximadamente 50% das palhetas estatoras do segundo estágio LP estavam faltando. As estatoras que sobraram mostravam extensos danos mecânicos.

Todos os aerofólios das palhetas rotoras do segundo estágio LP sofreram danos mecânicos significativos e perda de material. Todas as palhetas estatoras do terceiro estágio estavam faltando. As palhetas rotoras do terceiro estágio estavam em uma condição similar às do segundo estágio (figura 5).

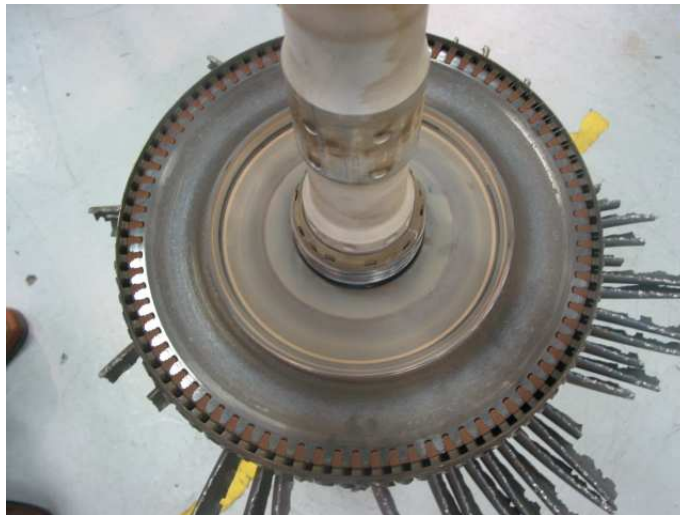


Figura 5 – Palhetas rotoras (*blades*) do 3º estágio da turbina de baixa pressão.

Tendo em vista que um padrão incorreto de queima ou fluxo de combustível pode causar danos térmicos a turbinas, foram testados em bancada os seguintes componentes: *Fuel Sprayer Nozzle*, *Fuel Flow Regulator*, *HP Fuel Pump* e *HP Shutoff Cock*. Os resultados obtidos no teste do *HP Shutoff Cock* estavam de acordo com os limites previstos.

Nos demais componentes, houve pequenos desvios dos limites previstos, no entanto tais desvios não poderiam ter uma influência significativa na operação da unidade ou ter contribuído para os danos observados na turbina de baixa pressão.

Para que um exame mais detalhado pudesse ser realizado, foram enviados à fábrica da Rolls-Royce em *Dahlewitz*, na Alemanha, os seguintes componentes: as palhetas estatoras e rotoras dos primeiro e segundo estágios da turbina de alta pressão (HP), as palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão (LP) e seu suporte (*casing*), o disco de palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina LP, as palhetas rotoras do segundo e do terceiro estágio da turbina LP e os termopares.

O exame das palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de alta pressão (HP) permitiu identificar que houve perda de material nos bordos de ataque e de fuga dos aerofólios. Havia pontos de corrosão e trincas. A deterioração encontrada foi considerada normal para a idade dos componentes.

As palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina HP também apresentaram deterioração térmica, corrosão e trincas. As palhetas estatoras do segundo estágio da turbina HP apresentaram deterioração e corrosão. As palhetas rotoras do segundo estágio

da turbina HP apresentaram, além de corrosão e trincas, danos por impacto no bordo de fuga das palhetas.

O exame das palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina LP que estavam em posição adjacente à perda de material do selo do duto de arrefecimento das estatoras (posição 8) mostrou que havia perda severa de aerofólio e trincas. As superfícies fraturadas expostas estavam fortemente oxidadas. Em face da severidade dos danos encontrados nessa estatora, foi realizado um exame detalhado de estatoras das posições 15 e 17, as quais foram consideradas representativas da oxidação da palheta n° 8, porém com menor severidade.

A estatora da posição 15 revelou severa corrosão a quente na superfície interna do aerofólio. A oxidação causou o afinamento do material da superfície interna do aerofólio, resultando em trincas. A análise EDX não detectou qualquer traço de enxofre como um acelerador potencial de corrosão.

A estatora da posição 17 sofreu dois cortes transversais, o primeiro em uma área não afetada próxima à plataforma interna e o segundo próximo a uma perfuração aproximadamente na metade da altura do aerofólio (figura 6). A primeira secção não apresentou mudanças estruturais. A segunda secção revelou o mesmo estado que foi encontrado na estatora da posição 15.



Figura 6 – Estatora do primeiro estágio da turbina LP mostrando as posições dos cortes transversais feitos para exame (Fonte: *Technical Report* n° EFI/0469 da Rolls-Royce)

O exame do selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) mostrou áreas com trincas múltiplas paralelas preenchidas com oxidação. Essas trincas foram consideradas como resultantes de um mecanismo de fadiga térmica.

Durante a remoção do *Air Static Interstage Restrictor*, os valores de torque dos parafusos de fixação estavam acima dos requisitos previstos. O exame do parafuso de fixação que foi encontrado cisalhado revelou que a superfície da fratura estava fortemente oxidada, o que impediu uma avaliação significativa. No entanto, o exame macroscópico revelou características que indicam que a origem da fratura ocorreu em uma área de dano mecânico.

O exame da superfície das fraturas das palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina LP revelaram uma região de propagação de trincas por fadiga nos bordos de

ataque, na superfície de pressão do aerofólio. A análise EDX das marcas de atrito no lado superior da plataforma identificou traços de material FV607 (MSRR 6514), o qual é o mesmo material do selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*).

Todas as palhetas rotoras do segundo estágio da turbina LP exibiram danos graves, trincas e a perda de material do aerofólio superior em diferentes alturas como resultado da liberação de palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina LP. O exame da microestrutura de um dos aerofólios não revelou qualquer anomalia.

As palhetas rotoras do terceiro estágio da turbina LP também exibiram danos extensos, similares às palhetas do segundo estágio. Também não houve anomalias no exame da microestrutura de uma das palhetas.

Verificou-se que o deslocamento dos quatro selos de interconexão das câmaras de combustão não teve influência no mau funcionamento da turbina. Segundo o fabricante, não é incomum encontrar esses selos deslocados quando os motores são revisados. Embora houvesse reportes de problemas de partida desse motor quando era operado pela *American Airlines*, não houve problemas de partida reportados pelo operador à época do incidente.

O relatório do fabricante concluiu que a causa primária que resultou na liberação das palhetas rotoras da turbina LP foi corrosão nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina LP, o que promoveu perda de material, permitindo que gases quentes passassem através do centro oco das estatoras e impactassem o selo do duto de arrefecimento das estatoras. Esses gases quentes induziram trincas termais no referido selo, resultando em perda de material. A parte liberada do selo contactou o bordo de ataque das palhetas rotoras do primeiro estágio da turbina LP, causando o desprendimento dos aerofólios e os danos subsequentes ao segundo e ao terceiro estágio da turbina LP.

O parafuso que foi encontrado partido não foi considerado associado com o desprendimento das palhetas rotoras da turbina LP.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

Nada a relatar.

1.18 Aspectos operacionais

A preparação para o voo e a decolagem ocorreu sem anormalidades. Durante a subida, após a vibração do motor, os pilotos realizaram o cheque apropriado e cortaram o motor nº 2. Após o corte, realizaram o pouso em Ilhéus, BA, aeroporto mais próximo da aeronave naquele momento.

1.19 Informações adicionais

A empresa operadora da aeronave (Oceanair Linhas Aéreas) passou a se chamar Avianca Linhas Aéreas.

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Não houve.

2 ANÁLISE

Tratava-se de um voo de transporte regular de passageiros no trecho Salvador, BA / Rio de Janeiro (Galeão), RJ. A partida dos motores, táxi e decolagem ocorreram sem anormalidades.

Durante a subida, os pilotos notaram uma pequena vibração na aeronave, porém os parâmetros de motor estavam dentro dos limites operacionais. Quando cruzando o FL280, a tripulação ouviu um estrondo seguido de forte vibração na aeronave, acompanhada por indicação de alta vibração no motor nº 2 no painel da aeronave, seguida da falha do motor. Os pilotos realizaram o cheque apropriado e procederam ao corte do motor nº 2.

Os dados do DFDR não indicaram qualquer tendência de anormalidade nos parâmetros do motor nº 2 antes da sua falha. Esse motor havia sido adquirido da *American Airlines* em 19 MAIO 2007 e estava estocado no deserto de Mojave desde DEZ 2003. Embora tivesse um histórico de problemas na partida na *American Airlines*, não apresentou tal problema na Oceanair.

Como foi visto, a pesquisa do motor foi realizada inicialmente em São Bernardo do Campo, SP e posteriormente em *Dahlewitz*, na Alemanha. Em São Bernardo do Campo, onde foi feita a desmontagem inicial do motor, constatou-se que a parte de cerâmica de todos os termopares estava fraturada em razão da excessiva vibração do motor ocorrida em voo.

Quatro selos de interconexão do combustor (*inter-connecting flange seals*), embora não estivessem em sua posição, não influenciaram na pane ocorrida.

Verificou-se que as palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão (LP) exibiam perda de material. Essa perda foi considerada como causada por um mecanismo térmico e não mecânico. Além disso, o selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) havia perdido uma parte significativa. A área do selo com trincas e perda de material era coincidente com as estatoras que haviam perdido maior quantidade de material.

Do primeiro estágio de palhetas rotoras LP para trás, todos os outros estágios apresentavam danos mecânicos nas palhetas.

Tendo em vista os danos térmicos das estatoras do primeiro estágio LP, foram verificados vários componentes do sistema de combustível (*Fuel Sprayer Nozzle, Fuel Flow Regulator, HP Fuel Pump e HP Shutoff Cock*). Embora tenha havido pequenos desvios nos parâmetros medidos em alguns componentes, tais desvios não poderiam causar os danos verificados.

Foram enviados vários componentes à Alemanha para que um exame mais detalhado pudesse ser feito. As palhetas da turbina de alta pressão (HP) apresentaram condições consideradas normais para o seu tempo de uso.

As palhetas rotoras do segundo estágio da turbina HP apresentaram danos por impacto no bordo de fuga das palhetas. Tais danos foram decorrentes da perda de material ocorrida na turbina LP.

O exame das palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina LP revelou severa corrosão a quente na superfície interna do aerofólio. Tal corrosão causou o afinamento do material, trincas e finalmente a perda de material. Não foi possível determinar o que deu origem à corrosão na parte interna das palhetas. Segundo o fabricante, em outro caso similar foram encontrados indícios de restos de um produto utilizado para a limpeza das

palhetas, ao qual foi atribuído o início da corrosão, porém não foi encontrado qualquer traço de tal produto ou outro que pudesse ter o mesmo efeito nas palhetas do motor S/N 17652.

A perda de material das estatoras do primeiro estágio LP permitiu a entrada do ar quente da combustão no seu centro oco, indo impactar o selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) em sua parte interna. Esse impacto induziu trincas termais no referido selo, que acabaram por propiciar perda de material. A parte que foi liberada do selo entrou em contato com o bordo de ataque das palhetas rotoras do primeiro estágio LP, causando a soltura dos seus aerofólios e os subsequentes danos nos segundo e terceiro estágios LP. Tais danos causaram a vibração notada no motor e a sua falha.

Embora um dos parafusos que fixa o conjunto do selo do duto de arrefecimento das estatoras tenha sido encontrado cisalhado, os exames indicaram que tal cisalhamento foi consequência dos danos mecânicos da turbina e não sua causa.

Segundo o fabricante, houve nove ocorrências similares de deterioração térmica das estatoras do primeiro estágio LP que resultaram em danos ao selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*). Dois casos resultaram em corte do motor em voo e os outros sete foram identificados durante a revisão do motor.

Não foi possível estabelecer qualquer fator comum entre as nove ocorrências anteriores e o presente incidente. Segundo o fabricante, as áreas de operação eram diferentes, o local de revisão dos motores era distinto, os ciclos e horas de voo eram variáveis.

3 CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) Os pilotos estavam com os CHT e CCF válidos;
- b) os pilotos eram qualificados e possuíam experiência suficiente para realizar o voo;
- c) a aeronave estava com o CA válido;
- d) a aeronave decolou de Salvador, BA com destino ao Aeroporto do Galeão no Rio de Janeiro, RJ;
- e) durante a subida, os pilotos notaram uma pequena vibração na aeronave, mas os parâmetros dos motores estavam normais;
- f) ao cruzar o FL280, houve um estrondo, seguido de forte vibração e falha do motor nº 2;
- g) os pilotos realizaram os cheques apropriados e pousaram em Ilhéus sem outras anormalidades;
- h) o motor foi adquirido de outro operador, onde teve um histórico de problemas na partida e ficou estocado no deserto por três anos e cinco meses;
- i) não foram reportados quaisquer problemas na partida no operador mais recente;
- j) a análise do motor indicou que todos os termopares estavam com a parte de cerâmica fraturada como consequência da vibração ocorrida durante a falha;
- k) as palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão (LP) exibiam perda de material causada por um mecanismo térmico;

l) o selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) havia perdido uma parte significativa, a qual era coincidente com as estatoras que haviam perdido maior quantidade de material;

m) os demais estágios de palhetas LP apresentavam danos mecânicos;

n) os componentes do sistema de combustível testados não apresentaram resultados que indicassem qualquer contribuição para os danos térmicos encontrados;

o) as palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina LP apresentaram severa corrosão a quente na sua superfície interna, o que causou o afinamento do material, trincas e finalmente a perda de material;

p) não foi possível determinar o que deu origem à corrosão na parte interna das palhetas;

q) a perda de material das estatoras permitiu a entrada do ar quente da combustão no seu centro oco, o qual impactou o selo do duto de arrefecimento das estatoras (*Interstage Seal Diaphragm*) em sua parte interna;

r) tal impacto propiciou trincas que levaram à perda de material do selo;

s) esse material liberado impactou as palhetas rotoras do primeiro estágio LP, causando a soltura dos seus aerofólios e os subsequentes danos nos segundo e terceiro estágios LP;

t) esses danos causaram a vibração do motor e a sua falha.

3.2 Fatores contribuintes

3.2.1 Fator Humano

3.2.1.1 Aspecto Médico

Não pesquisado.

3.2.1.2 Aspecto Psicológico

Não pesquisado.

3.2.1.3 Aspecto Operacional

3.2.1.3.1 Concernentes a operação da aeronave

a) Manutenção da aeronave – indeterminado

Não foi possível determinar se algum procedimento realizado durante a revisão geral do motor propiciou o surgimento de condições para a ocorrência da corrosão a quente verificada nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão.

3.2.2 Fator Material

3.2.2.1 Concernentes a aeronave

a) Fabricação – indeterminado

É possível que tenha havido alguma falha no processo de fabricação das palhetas que tenha permitido o surgimento de condições para a ocorrência da corrosão a quente verificada nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão.

b) Manuseio do material – indeterminado

É possível que tenha havido alguma falha no processo de manuseio das palhetas antes de sua instalação que tenha permitido o surgimento de condições para a ocorrência da corrosão a quente verificada nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão.

c) Projeto – indeterminado

É possível que os procedimentos de revisão do motor permitam o surgimento de condições para a ocorrência da corrosão a quente verificada nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão.

4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)

É o estabelecimento de uma ação que a Autoridade Aeronáutica ou Elo-SIPAER emite para o seu âmbito de atuação, visando eliminar ou mitigar o risco de uma condição latente ou a consequência de uma falha ativa.

Sob a ótica do SIPAER, é essencial para a Segurança de Voo, referindo-se a um perigo específico e devendo ser cumprida num determinado prazo.

Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA**À empresa Rolls-Royce, recomenda-se:****RSV (I) 182 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 29 / 08 / 2011**

1) Revisar as instruções de revisão geral (*overhaul*) do motor Tay 650-15, a fim de certificar-se de sua adequabilidade e de que não induzam a erros no processo de limpeza das palhetas.

RSV (I) 183 / 2011 – CENIPA**Emitida em: 29 / 08 / 2011**

2) Revisar o treinamento requerido dos mecânicos para a realização de revisão geral (*overhaul*) do motor Tay 650-15, visando certificar-se de fornecer os conhecimentos necessários à correta execução dos procedimentos de manutenção.

RSV (I) 184 / 2011 – CENIPA**Emitida em: 29 / 08 / 2011**

3) Aprofundar estudos nos casos de falha do motor ligados à corrosão a quente ocorrida nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão, a fim de identificar a sua origem.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:**RSV (I) 185 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 29 / 08 / 2011**

1) Aprofundar estudos junto à Autoridade Primária de Certificação do motor Rolls-Royce Tay 650-15 a fim de identificar a origem da corrosão a quente ocorrida nas palhetas estatoras do primeiro estágio da turbina de baixa pressão.

5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

Nada a relatar.

6 DIVULGAÇÃO

- ANAC
- AVIANCA Linhas Aéreas
- BFU
- Organização de Aviação Civil Internacional (OACI)
- Rolls-Royce

7 ANEXOS

Não há.

Em, 29 / 08 / 2011