

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-145/CENIPA/2013

OCORRÊNCIA:	INCIDENTE GRAVE
AERONAVE:	PT-YSM
MODELO:	S-76A
DATA:	07AGO2013



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 Final foi disponibilizado à ANAC e ao DECEA para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando a identificação de perigos e avaliação de riscos, conforme disposto no Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR).

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-YSM, modelo S-76A, ocorrido em 07AGO2013, classificado como “[F-NI] Fogo ou fumaça (sem impacto) | Fogo no solo”.

Durante a decolagem do Aeródromo de Macaé (SBME), RJ, às 12h25min (UTC), os pilotos da aeronave verificaram que os parâmetros do motor estavam abaixo do previsto e decidiram abortar o voo.

Ao ingressar no pátio de estacionamento, a tripulação foi avisada pela equipe de solo que havia fogo em um dos motores, no mesmo instante em que ocorria o acendimento da luz de fogo no motor #2.

A aeronave teve danos leves.

Os ocupantes da aeronave saíram ilesos.

Não houve a designação de Representante Acreditado.

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.	6
1.4. Outros danos.....	6
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	6
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	6
1.5.2. Formação.	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.	7
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.	7
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.	11
1.18. Informações operacionais.	11
1.19. Informações adicionais.....	11
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	12
2. ANÁLISE.....	12
3. CONCLUSÕES.....	12
3.1. Fatos.	12
3.2. Fatores contribuintes.....	13
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	13
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	14

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> - Unidade de Controle de Combustível
FPSO	<i>Floating, Production, Storage and Offloading</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRH	Habilitação de Voo por instrumentos - Helicóptero
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
PIC	<i>Pilot in Command</i> - Piloto em Comando
PLH	Licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
QAV-1	Querosene de Aviação
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SBME	Designativo de localidade - Aeródromo de Macaé, RJ
SGSO	Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional
SIC	<i>Second in Command</i> - Segundo em Comando
TPX	Categoria de Registro de Transporte Aéreo Público Não-Regular - Táxi-Aéreo
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: S-76A Matrícula: PT-YSM Fabricante: Sikorsky Aircraft	Operador: Omni Táxi Aéreo S.A.
Ocorrência	Data/hora: 07AGO2013 - 12:25 (UTC) Local: Aeródromo de Macaé (SBME) Lat. 22°20'34"S Long. 041°40'50"W Município - UF: Macaé-RJ	Tipo(s): [F-NI] Fogo ou fumaça (sem impacto) Subtipo(s): Fogo no solo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolava do Aeródromo de Macaé (SBME), RJ, com destino ao *helideck* localizado no navio *Floating, Production, Storage and Offloading* (FPSO) - Cidade do Rio de Janeiro, por volta das 12h25min (UTC), a fim de transportar pessoal, com dois pilotos e dois passageiros a bordo.

Durante a decolagem, os pilotos verificaram que os parâmetros do motor estavam abaixo dos previstos e decidiram abortar.

Ao livrar a pista e ingressar no pátio de estacionamento, a tripulação percebeu que os mecânicos da empresa sinalizavam para a presença de fogo em um dos motores, no mesmo instante em que ocorria o acendimento da luz de fogo no motor #2. O Piloto em Comando (PIC) acionou o extintor de incêndio e orientou o abandono da aeronave.

A aeronave teve danos leves. Os dois tripulantes e os dois passageiros saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	2	2	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos leves. Os danos se restringiram ao motor #2 e à carenagem dos motores.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	PIC	SIC
Totais	3.451:05	305:45
Totais, nos últimos 30 dias	38:15	20:05
Totais, nas últimas 24 horas	02:35	02:35
Neste tipo de aeronave	1.226:50	81:10
Neste tipo, nos últimos 30 dias	38:15	20:05
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:35	02:35

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) dos pilotos.

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) formou-se na Academia da Força Aérea, Pirassununga, SP, em 1986.

O piloto Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Escola de Aviação Civil de Asas Rotativas, Curitiba, PR, em 2010.

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

O PIC possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero (PLH) e estava com as habilitações de aeronave tipo SK76 (que incluía o modelo S-76A) e Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH) válidas.

O SIC possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com as habilitações de aeronave tipo SK76 (que incluía o modelo S-76A) e Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH) 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 760151, foi fabricada pela *Sikorsky Aircraft*, em 1981, e estava inscrita na Categoria de Registro de Transporte Aéreo Público Não-Regular - Táxi-Aéreo (TPX).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula e motores estavam com as escriturações atualizadas.

A última inspeção da aeronave, do tipo "300 horas", foi realizada em 20JUL2013 pela organização de manutenção Omni Táxi Aéreo, em Macaé, RJ, estando com 17 horas e 21 minutos voados após a inspeção.

1.7. Informações meteorológicas.

Nada a relatar.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

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

A pista era de asfalto, com cabeceiras 06/24, dimensões de 1.200 x 30 m, com elevação de 8 ft.

1.11. Gravadores de voo.

Nada a relatar.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Houve danos nas carenagens dos motores.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Nada a relatar.

1.14. Informações acerca de fogo.

Os pilotos não perceberam o início do fogo, apenas que os parâmetros do motor estavam abaixo dos previstos e decidiram abortar o voo. O fogo só foi notado após a aeronave ingressar no pátio de estacionamento e os mecânicos alertarem os pilotos. A luz de fogo do motor #2 acendeu nesse momento.

O extintor de incêndio da aeronave foi acionado e impediu que as chamas se alastrassem por toda a aeronave, permitindo a evacuação dos passageiros e dos tripulantes sem quaisquer lesões.



Figura 1 - Foto da aeronave no pátio.

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

Todos os passageiros e tripulantes evacuaram a aeronave sem quaisquer lesões.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

A aeronave estava equipada com o motor *ALLISON* 250-C30S, número de série CAE 898010, o qual foi retirado e conduzido para análise no Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), onde o trabalho de investigação foi realizado em várias etapas.

Na primeira etapa da investigação, foi realizada uma inspeção nos detectores de limalha do motor, devido à grande quantidade que ficou retida no detector superior. Foi verificado que sua presença ocorreu em razão do processo de degradação dos rolamentos,

em virtude do desbalanceamento causado durante a deterioração do rotor do 1º estágio do gerador de gases. Entretanto, foi constatado que esse fator não foi determinante para a pane do motor.

Em seguida, o sistema de ignição foi inspecionado e nada de anormal foi encontrado. No sistema de alimentação de combustível, foram testados a *Fuel Control Unit* (FCU), o bico injetor, bem como a linha pneumática, não sendo encontrada qualquer anormalidade.

No laboratório de combustíveis e lubrificantes, foi realizada a análise físico-química de uma amostra de Querosene de Aviação (QAV-1) e uma amostra de óleo lubrificante da aeronave. A amostra de QAV-1 foi submetida aos ensaios quanto ao aspecto e massa específica, e a de óleo lubrificante foi submetida ao ensaio de viscosidade.

No resultado, a amostra de QAV-1 apresentou-se clara, límpida e isenta de material sólido em temperatura ambiente, tendo a sua massa específica apresentado o parâmetro previsto pelo regulamento técnico ANP nº 6/2009. Os resultados obtidos na amostra do óleo demonstraram que a viscosidade cinemática estava dentro dos padrões especificados pela referência MIL-PRF-23699 F do fabricante.

Seguindo o processo de investigação, foi aberta a seção de turbinas.



Figura 2 - Foto da seção de turbinas.

No trabalho de investigação, foi detectado que houve uma falha no rotor do 1º estágio da turbina do gerador de gases.

A falha foi resultante da exposição das palhetas do rotor à temperatura de trabalho excessivo por período prolongado, degradando a microestrutura do material, aumentando o tamanho do grão, facilitando o aparecimento de trincas. Quando a trinca se propaga e atinge uma região crítica da palheta ocorre o seu rompimento.

Observou-se na seção de turbinas que quase todas as palhetas do disco do rotor do 1º estágio da turbina do compressor estavam seccionadas próximo ao primeiro terço dos seus comprimentos.

Para se determinar a causa da falha na seção de turbinas foi realizada uma análise, por meio de ensaio metalográfico, no Laboratório de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), visando à determinação dos materiais constituintes da palheta e de sua textura, pondo em evidência os diversos grãos de que era formada a sua microestrutura. Uma palheta de cada disco da turbina foi preparada metalograficamente para análise.

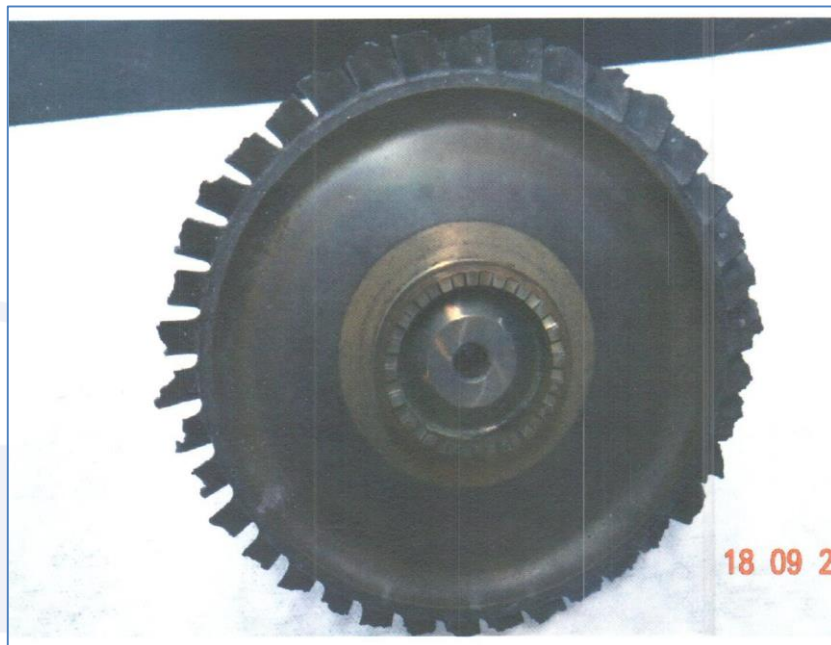


Figura 3 - Foto do rotor do 1º estágio da turbina do compressor.

Os resultados das análises realizadas mostraram que as palhetas dos discos do primeiro e do segundo estágio do gerador de gases tiveram suas microestruturas alteradas termicamente da ponta até a região da raiz, indicando que as palhetas foram submetidas a temperaturas de serviço excessivas por um tempo prolongado.

Essa degradação da microestrutura levou à ruptura das palhetas do disco do primeiro estágio, ocorrendo o aumento do tamanho do grão na microestrutura do material, fragilizando a palheta, vindo a facilitar o aparecimento de trincas.



Figura 4 - Detalhe dos danos nas palhetas.

No processo de investigação, foi identificada uma Carta de Serviço do fabricante do motor, mostrando danos que podiam ser causados por partida quente ou sulfidação.

De acordo com a Carta de Serviço do fabricante do motor, as lâminas da roda da turbina do primeiro estágio podiam ser vistas da seguinte forma:

- (1) removendo o bico de combustível e passando um boroscópio através do primeiro bico; e
- (2) girando lentamente a turbina do gerador de gases, observando as lâminas.

A Carta de Serviço relatava que a presença de corrosão leve não era motivo para a remoção imediata, mas certamente causava um ciclo de inspeção a cada 100 horas para garantir que um dano mais grave não viesse a ocorrer.

O dano de corrosão a quente podia ser detectado operacionalmente por arranques progressivamente mais longos e mais quentes, momento em que deveria ser realizada a inspeção das lâminas da roda da turbina do primeiro estágio. No entanto, não se deveria confiar na detecção de arranques mais longos e mais quentes para fornecer uma identificação de danos causados pela corrosão.

Geralmente, as rodas da turbina danificadas pela operação em sobretemperatura tinham danos uniformes nas pontas de toda a lâmina, enquanto as rodas com ataque avançado de sulfidação apresentavam danos não uniformes nas pontas.

A Carta de Serviço descrevia, também, o problema do ataque de corrosão quente (sulfidação) nas seções de perfil aerodinâmico das lâminas da turbina. No caso do motor *Allison 250-C30S*, esse ataque de corrosão tinha início no lado côncavo do perfil aerodinâmico, próximo do bordo de fuga do eixo da turbina do primeiro estágio.

Algumas causas de sulfidação eram ambientais e podiam ser rastreadas, como por exemplo: o uso de combustível de baixa qualidade, a lavagem de má qualidade do motor ou falha em seguir as instruções de enxágue, operação que causa ingestão de sal e operação em áreas de baixa qualidade do ar (ar com carga de sal, queima de vegetação e outros poluentes industriais).



Figura 5 - Detalhe das palhetas dos discos do primeiro e segundo estágio.

As palhetas tiveram a sua microestrutura alterada termicamente. Isso ocorreu pelo fato de ficarem expostas à temperatura excessiva por tempo prolongado. Significa, portanto, que houve aumento do tamanho do grão da microestrutura do material, fragilizando as palhetas, facilitando o aparecimento de trincas, as quais progrediram ao longo do tempo de operação do motor.

Conforme dados fornecidos pelo setor de engenharia do operador, o conjunto de turbina da aeronave, no momento do incidente, possuía um total de 1.646,7 horas desde a última revisão (*Time Since Overhaul*), tendo seus limites estipulados em 2.000 horas para a realização de manutenção (troca) pelo fabricante.

Quanto aos ciclos de impulso (*Impeller*), a aeronave registrava 9.858 horas e 13.039 ciclos, sendo seus limites, respectivamente, 12.500 horas / 25.000 ciclos.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

Nada a relatar.

1.19. Informações adicionais.

Nada a relatar.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de apoio e transporte para plataforma marítima.

De acordo com as análises realizadas e descritas no item 1.16 do relatório, as palhetas tiveram a sua microestrutura alterada termicamente. Isso ocorreu pelo fato de ficarem expostas à temperatura excessiva por tempo prolongado.

Houve, portanto, o aumento do tamanho do grão da microestrutura do material, fragilizando as palhetas, facilitando o aparecimento de trincas, as quais progrediram ao longo do tempo de operação do motor até o ponto em que a trinca atingiu uma região crítica, acarretando o rompimento da palheta.

As horas do conjunto de turbina da aeronave, 1.646,7 horas desde a última revisão geral, no momento do incidente, estavam abaixo dos limites estipulados pelo fabricante de 2.000 horas para a realização de manutenção (troca).

Da mesma maneira, os ciclos de impulso da aeronave eram de 9.858 horas e 13.039 ciclos, sendo seus limites, respectivamente, 12.500 horas / 25.000 ciclos.

Assim, os dados apresentados reportam uma pane prematura do conjunto da turbina em relação aos limites estabelecidos pelo fabricante.

Esses resultados sugerem que os limites estabelecidos para o conjunto da turbina do motor carecem de um estudo de avaliação por parte do fabricante para a redução ou não das horas e ciclos para o motor *Allison 250-C30S*, principalmente para as aeronaves que operam em áreas de baixa qualidade do ar (ar com carga de sal).

O processo de falha, de acordo com a carta de serviço do fabricante, evoluiu por causa de partidas quentes que o motor sofreu ao longo da sua operação e dos problemas do ataque de corrosão quente (sulfidação) nas seções de perfil aerodinâmico das lâminas da turbina.

O resultado desse processo foi a falha de todas as palhetas do referido disco com aumento acentuado de temperatura do motor, justificando o princípio de incêndio observado na aeronave, enquanto retornava para o pátio de estacionamento.

As falhas encontradas nas palhetas durante as análises no DCTA não foram detectadas durante as manutenções realizadas pela organização de manutenção. Contudo, não foi possível identificar se a participação do pessoal de manutenção, por inadequação dos serviços realizados na aeronave, preventivos ou corretivos contribuiu para a ocorrência em tela.

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 SK76 (que incluía o modelo S-76A) e Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH) 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 escriturações das cadernetas de célula e motores estavam atualizadas;

- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) tratava-se de um voo de apoio e transporte para plataforma marítima;
- i) durante a rolagem para a decolagem, os pilotos verificaram que os parâmetros do motor estavam abaixo dos previstos e decidiram abortar o voo;
- j) ao livrar a pista em uso e ingressar no pátio de estacionamento, houve fogo no motor #2, tendo o PIC acionado o extintor de incêndio e orientado o abandono da aeronave;
- k) nas análises do motor, a falha encontrada foi observada na seção de turbinas, onde ficou constatado que o rotor do 1º estágio da turbina do compressor de gases havia falhado, tendo sido verificado que quase todas as palhetas dos discos estavam seccionadas próximo do primeiro terço dos seus comprimentos;
- l) foi levantado que as palhetas do rotor do 1º e do 2º estágios do gerador de gases tiveram a microestrutura modificada termicamente a partir da região da raiz;
- m) a falha encontrada foi resultante da exposição das palhetas do rotor à temperatura de trabalho excessiva por período prolongado, vindo a facilitar o aparecimento de trincas;
- n) de acordo com a carta de serviço do fabricante, isso pode ter ocorrido em função de partidas quentes que o motor tenha sofrido ao longo de sua operação;
- o) houve a falha de todas as palhetas do referido disco com aumento acentuado de temperatura do motor, justificando o princípio de incêndio observado na aeronave;
- p) o conjunto de turbina da aeronave, no momento do incidente, possuía um total de 1.646,7 horas desde a última revisão geral, sendo seus limites estipulados em 2.000 horas para realização de manutenção (troca) pelo fabricante;
- q) quanto aos ciclos de impulso, a aeronave registrava 9.858 horas e 13.039 ciclos, sendo seus limites, respectivamente, 12.500 horas / 25.000 ciclos;
- r) a aeronave teve danos leves; e
- s) os pilotos e os passageiros saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

Não foi possível identificar se a participação do pessoal de manutenção, por inadequação dos serviços realizados na aeronave, preventivos ou corretivos, contribuiu para a ocorrência.

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.

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”.

As ações corretivas adotadas foram consideradas adequadas para mitigar o fator contribuinte.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Foi realizada uma reunião junto ao operador para a análise dos aspectos operacionais e de manutenção, ressaltando a necessidade de permanente adoção de comportamento conservativo e de segurança na condução da operação *Offshore*, orientando o seu pessoal quanto à manutenção dos padrões estabelecidos pelo fabricante do motor.

Em, 21 de setembro de 2022.

