

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A - Nº 086/CENIPA/2011**

<b><u>OCORRÊNCIA:</u></b>	<b>ACIDENTE</b>
<b><u>AERONAVE:</u></b>	<b>PR-JTA</b>
<b><u>MODELO:</u></b>	<b>T207A</b>
<b><u>DATA:</u></b>	<b>15SET2010</b>



# 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.....	9
1.8 Auxílios à navegação.....	9
1.9 Comunicações.....	9
1.10 Informações acerca do aeródromo.....	9
1.11 Gravadores de voo .....	9
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços .....	10
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	10
1.13.1 Aspectos médicos.....	10
1.13.2 Informações ergonômicas .....	10
1.13.3 Aspectos psicológicos .....	10
1.14 Informações acerca de fogo .....	10
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16 Exames, testes e pesquisas .....	11
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 .....	14
2 ANÁLISE .....	14
3 CONCLUSÃO.....	19
3.1 Fatos.....	19
3.2 Fatores contribuintes .....	20
3.2.1 Fator Humano.....	20
3.2.2 Fator Material .....	20
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV) .....	21
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	23
6 DIVULGAÇÃO.....	23
7 ANEXOS.....	23

**SINOPSE**

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-JTA, modelo T207A, ocorrido em 15SET2010, classificado como falha do motor em voo.

Durante o voo em rota houve perda de potência do motor. Como o piloto não conseguiu restabelecer o funcionamento normal, realizou um pouso de emergência às margens de um rio.

O piloto e o passageiro saíram ilesos.

A aeronave teve danos graves.

Não houve a designação de representante acreditado.

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASV	Agente de Segurança de Voo
ATS	<i>Air Traffic Services</i> – Serviços de tráfego aéreo
CCF	Certificado de Capacidade Física
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHETA	Certificado de Homologação de Empresa de Transporte Aéreo
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EC-PREV	Elemento Credenciado Prevenção
EDS	Espectroscopia por Energia Dispersiva de Raio-X
ELT	<i>Emergency Locator Transmitter</i> – Transmissor Localizador de Emergência
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> – Regras de voo por instrumentos
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
Lat	Latitude
Long	Longitude
MGM	Manual Geral de Manutenção
MLTE	Habilitação de Aviões Classe Multimotores Terrestres
MPI	Manual de Procedimentos de Inspeção
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea – Avião
PPR	Licença de Piloto Privado – Avião
RPM	Rotação por minuto
RSV	Recomendação de Segurança de Voo
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIRJ	Designativo de localidade – Aeródromo de Itaituba/Caima, PA
SJGE	Designativo de localidade – Aeródromo de Itaituba/Pista Nações Unidas, PA
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> – Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> – Regras de voo visual

<b>AERONAVE</b>	<b>Modelo:</b> T207A <b>Matrícula:</b> PR-JTA <b>Fabricante:</b> Cessna Aircraft	<b>Operador:</b> Jotan Táxi-Aéreo Ltda.
<b>OCORRÊNCIA</b>	<b>Data/hora:</b> 15SET2010 / 18:10 UTC <b>Local:</b> Margem do Rio Jamanxim <b>Lat.</b> 05°19'56.2"S – <b>Long.</b> 056°09'58.7"W <b>Município – UF:</b> Itaituba – PA	<b>Tipo:</b> Falha do motor em voo

## 1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

### 1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou do aeródromo de Caima, PA (SIRJ) para a Pista Nações Unidas, PA (SJGE), às 17h40min UTC, com 01 piloto, 01 passageiro e diversas mercadorias e alimentos para uma empresa de mineração.

Conforme relatou o piloto, 30 minutos após a decolagem, com a aeronave nivelada a 6.500 pés (FL065), ele observou um barulho anormal, acompanhado de perda de potência e fumaça escura proveniente da lateral direita do motor.

O piloto realizou a mudança dos tanques, porém a perda de potência permaneceu. Como não possuía condições de voar nivelado, ao avistar o Rio Jamanxim, o piloto decidiu fazer um pouso de emergência em uma faixa de praia. Na corrida, após o toque, houve o afundamento e a quebra do trem de pouso de nariz.

### 1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	01	01	-

### 1.3 Danos à aeronave

Danos na fuselagem inferior, no trem de pouso de nariz e na hélice.

### 1.4 Outros danos

Não houve.

### 1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

#### 1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

HORAS VOADAS	
DISCRIMINAÇÃO	PILOTO
Totais	7.770:00
Totais nos últimos 30 dias	25:20
Totais nas últimas 24 horas	03:00
Neste tipo de aeronave	16:45
Neste tipo nos últimos 30 dias	16:45
Neste tipo nas últimas 24 horas	03:00

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo operador.

#### 1.5.1.1 Formação

O piloto realizou o curso de Piloto Privado – Avião (PPR) no Aeroclube de Sorocaba, em 1997.

### 1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea – Avião (PLA) e estava com as habilitações técnicas de Avião Classe Multimotor Terrestre (MLTE) e de voo por instrumentos (IFR) válidas.

### 1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo

O piloto estava qualificado, embora possuísse pouca experiência no modelo de aeronave.

### 1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com o Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

## 1.6 Informações acerca da aeronave

A aeronave, de número de série 20700430, foi fabricada pela *Cessna Aircraft* em 1978.

O certificado de aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas.

A última inspeção da aeronave, do tipo “50 horas”, foi realizada em 11SET2010 pela oficina Jotan Táxi-Aéreo Ltda., em Itaituba, PA, estando com 06 horas e 55 minutos voadas após a inspeção.

A última revisão da aeronave, do tipo “200 horas”, foi realizada em 10AGO2010 pela oficina Águila Táxi-Aéreo Ltda., em Santarém, PA, estando com 57 horas e 55 minutos voadas após a revisão.

O motor *Teledyne Continental* TSIO-520M, número de série 511.157, possuía um total de 3129,5 horas na data da ocorrência. A última revisão geral do motor foi realizada em 18MAIO2010 pela Oficina BMA – Birigui Manutenção de Aeronaves Ltda., em Birigui, SP.

Durante visita à oficina BMA, no dia 09JUN2011, constatou-se que, depois de concluídas as tarefas de montagem do motor foi programado, na sequência, o ensaio do componente em banco de provas, porém, o motor não estava equipado com os seguintes acessórios: bomba mecânica de combustível, válvula distribuidora, dosadora de combustível, bicos injetores e turbo, componentes esses previstos nas especificações do fabricante para a operação do motor turbo, conforme declarou a oficina BMA.

A oficina BMA optou por equipar o motor com acessórios previstos para motor aspirado, apesar do TSIO-520M, número de série 511.157, ser especificado pelo fabricante como motor turbo.

Dessa forma, foi realizado o amaciamento do motor, através de banco de provas próprio da empresa. Utilizaram para esse amaciamento todos os parâmetros e as regulagens previstas para o motor aspirado, de acordo com o *Overhaul Manual for IO-520 Series (Aircraft Engines)*, FORM X-30039A, de janeiro de 1985.

O ensaio em banco de provas estava em desacordo com o manual de revisão geral da *Teledyne Continental Motor - TCM P/N X30575A (Overhaul Manual)*.

O laudo do ensaio indicava que o motor fora submetido a um tempo total de 15 minutos de funcionamento e rotação máxima de 1800 RPM. Isso contrariou o especificado no manual do fabricante, que previa o teste de ensaio durante um período de 90 minutos, em rotações maiores e valores de RPM diversificados.

Os valores registrados pela oficina (figura 01) não estavam de acordo com os previstos na tabela de *Overhaul Test Run Standard Acceptance Test*, seção 72-70-14A (figura 02) e 72-70-14C do capítulo 72-70, do Manual X30575A, P/N X30575A (*Overhaul Manual*) Seção 72-70, *Testing After Overhaul*.

**Tempo de ensaio realizado pela BMA.**

**rotações utilizadas durante o ensaio.**

TEMPO FUNC.	PRESSÃO COMB.	PRESSÃO ÓLEO	TEMP. MOTOR	TEMPERATURA DOS CILINDROS						RPM
				1	2	3	4	5	6	
05 MIN	9,5 PSI	54 PSI	167 °F	222 °F	221 °F	246 °F	245 °F	266 °F	267 °F	1000
05 MIN	9,8 PSI	52 PSI	175 °F	243 °F	243 °F	258 °F	256 °F	279 °F	276 °F	1200
05 MIN	10,0 PSI	51 PSI	189 °F	265 °F	267 °F	275 °F	278 °F	292 °F	290 °F	1800

Figura 01: Tabela com os resultados obtidos durante o ensaio do motor.

72-70-14A OVERHAUL TEST RUN STANDARD ACCEPTANCE TEST		
Period	Time-Minutes	RPM
1	5	1200
2	5	1600
3	10	① 2450
4	15	②⑦ Rated RPM
5	10	③④⑦ Engine Parameter Checks
6	10	① 2450
7	5	⑤ Idle RPM 600 ± 25
8	15	⑥⑦ 60 or 70% Power
9	15	⑥⑦ 60 or 70% Power
90		TOTAL MINUTES

① 2100 RPM - L/TSIO-520-AE

② Adjust Engine - Fuel Flow and Pressure (Reduce RPM For Adjustments)

③ Check Fuel Injection, Oil Pressure, Oil Temperature, M.A.P., C.H.T. and Alternator.

④ Magneto Drop and Spread To Be Taken. Engine Must Be Throttled To Specified RPM and Temperature Allowed To Settle Out Before Taking Magneto Drop And Spread. Mag Check 2100 RPM (L/TSIO-520-AE 1700 RPM).

⑤ Cooling Period - 300° Max. C.H.T. Before Shut-Down, Recheck Idle Adjustments.

⑥ Runs 8 And 9 Must Be Made With Stops For Leak Checks At The End Of Each Run. The Engine Will Not Be Accepted Until Two Successive 15 Minute Runs Are Made With No Leaks.

⑦ See Operating Limits Section 77-10-00.

⑧ Fuel And Oil Leaks Are Not Acceptable.

Figura 02: Procedimentos previstos e os resultados esperados para o ensaio do motor.



Em complemento, caberia ao operador garantir a continuidade do amaciamento do motor já instalado na aeronave.

Isso se daria utilizando o óleo lubrificante específico para o período de amaciamento e assegurando que a aeronave fosse utilizada durante a sua operação em regimes acima de 65% de potência, quando em voo de cruzeiro.

Ao longo do processo de investigação, o operador não apresentou os registros em cadernetas que comprovassem o acatamento aos procedimentos previstos no *Service Bulletin M89-7R1* citado anteriormente, assim como a Oficina BMA não repassou ao operador uma ficha com os dados iniciais dessa tarefa para que fosse dada continuação.

Para essa tarefa, tanto a oficina, como o operador, deveriam ter utilizado a ficha "*Fuel System Adjustment – Record Engine Specifications and Actual Gauge Indications*", que constava da publicação *Scheduled Maintenance Inspections (Turbocharged Fuel Injected Engines)*, emitida pela *Teledyne Continental Motors – TCM*, a qual era aplicável ao modelo do motor.

Dessa forma, a oficina concluiu o teste do motor e emitiu o laudo técnico certificando que o motor atingiu o padrão do fabricante. Visto que o motor, durante o amaciamento, estava equipado com acessórios de motor aspirado, não foi possível cumprir o que estava especificado na *seção 72-70 (Testing After Overhaul)*, do *Overhaul Manual PN X30575A da TCM* previsto para o modelo do motor.

Após o amaciamento, foram retirados os acessórios referentes ao motor aspirado e instalados os componentes previstos para o motor turbo, de acordo com as especificações do fabricante.

Em seguida o motor foi entregue ao proprietário, emitido o SEGVOO 003 N°BMA-00050/10, com instalação por conta do operador, conforme declaração da oficina.

O motor foi enviado para o operador, o qual realizou a instalação na aeronave PR-JTA, conforme registro na página 010/100, do diário de bordo (n°001/PR-JTA/10).

Essa instalação ocorreu no dia 26MAIO2010, seguida do voo de experiência para verificar os parâmetros operacionais. Com isso, o motor voou 151 horas e 10 minutos após a revisão geral até o momento da ocorrência.

### **1.7 Informações meteorológicas**

Não havia informações meteorológicas da rota disponíveis para o piloto no momento de sua saída do aeródromo de Caima (SIRJ).

### **1.8 Auxílios à navegação**

Nada a relatar.

### **1.9 Comunicações**

Nada a relatar.

### **1.10 Informações acerca do aeródromo**

O acidente ocorreu fora de aeródromo.

### **1.11 Gravadores de voo**

Não requeridos e não instalados.

## **1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços**

Antes do toque às margens do rio Jamanchim, o piloto realizou o corte do motor. Na corrida após o pouso, houve o afundamento e a quebra do trem de pouso de nariz e danos na parte inferior da fuselagem.

O proprietário da empresa retirou a aeronave do local do acidente antes de comunicar a ocorrência, sem a autorização do SERIPA I.

Em razão disso, não foi possível avaliar indícios, marcas de impacto no terreno ou quaisquer outros fatores pertinentes à ocorrência.

A comunicação da ocorrência, por parte do operador, aconteceu seis dias após o acidente. Nesse período, o SERIPA I efetuou diversos contatos com o operador nos dias 16 e 17SET2010, a fim de confirmar as informações acerca do evento, já veiculadas pela comunidade aeronáutica. Porém, em todos os contatos o operador negou qualquer ocorrência com sua aeronave.

Na sequência dos eventos, o representante da empresa informou que a aeronave foi retirada do local do acidente para um galpão de manutenção e que o motor e as asas haviam sido removidos.

## **1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas**

### **1.13.1 Aspectos médicos**

Não pesquisados.

### **1.13.2 Informações ergonômicas**

Nada a relatar.

### **1.13.3 Aspectos psicológicos**

Não pesquisados.

#### **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**

Após o pouso forçado na praia, o piloto e o passageiro abandonaram a aeronave pelas portas principais.

O piloto e o passageiro foram socorridos por pescadores e transportados via terrestre para uma vila próxima, onde conseguiram entrar em contato com o proprietário da empresa e informaram o ocorrido.

Não houve funcionamento automático do *Emergency Locator Transmitter* (ELT). Da mesma forma, não foi necessário acionar os serviços de busca e salvamento, pois a empresa localizou a aeronave após a ocorrência.

### 1.16 Exames, testes e pesquisas

No dia 19OUT2010, foi realizada a abertura do motor pertencente à aeronave acidentada.

Os procedimentos relativos à abertura desse motor, bem como a desmontagem dos componentes e a verificação quanto ao estado dos seus acessórios foram realizados nas instalações da Oficina Marília de Aviação Ltda.

A desmontagem seguiu o previsto nos manuais de manutenção, de forma que pudessem ser verificadas as condições operacionais do motor no momento em que ocorreu o acidente e houve, também, a avaliação das condições dos componentes remanescentes instalados.

Inicialmente, foi realizado um exame visual e foi constatado dano por impacto no cárter de óleo no sentido de dentro para fora do motor.

O motor encontrava-se em condição de giro através do seu eixo de manivelas, não havendo travamento do mesmo. Contudo, ao realizar esse procedimento percebeu-se barulho anormal de componentes metálicos no seu interior.

Durante o posicionamento do motor no suporte de desmontagem, ouviu-se o barulho produzido por grande quantidade de material metálico solto no interior do cárter.

Após a desmontagem do cárter, verificou-se a presença de material metálico em grande quantidade na região do reservatório de óleo. Foram identificados visualmente as partes fragmentadas do pistão, válvula, tucho e alojamento do tucho.

As velas, superior e inferior do cilindro nº 1 estavam emperradas. Após a remoção, verificou-se que ambas estavam danificadas por impacto na região do eletrodo.

As demais velas encontravam-se aparentemente em boas condições de utilização, porém seus eletrodos apresentavam indícios de óleo lubrificante.

O filtro de sucção de óleo do cárter foi aberto e foi verificada a presença de limalhas em grande quantidade. Da mesma forma, o elemento filtrante estava completamente contaminando de limalhas.

Durante a desmontagem do cilindro de número um, verificou-se que o pistão do referido cilindro estava desintegrado e, ainda, que a respectiva biela estava empenada. Os fragmentos do pistão nº 1 foram encontrados no interior do cárter do motor.

A válvula de escapamento encontrava-se quebrada na haste, permanecendo apenas a haste da válvula no seu alojamento, no cilindro.

A cabeça da válvula foi encontrada no cárter do motor. A válvula de admissão do cilindro nº1 apresentava danos por impacto. As demais válvulas apresentavam aspectos de superaquecimento.

O cilindro nº 1 apresentou sérios danos internos devido ao impacto do pistão com os fragmentos desprendidos, no interior do cilindro. Os pedaços fragmentados do pistão foram encontrados no interior do cárter do motor.

Ao abrir as duas partes do bloco do motor, verificaram-se danos na área do alojamento dos tuchos.

Os tuchos de comando das válvulas de admissão e de escapamento foram encontrados no cárter do motor e todos os outros estavam em perfeito estado. As bronzinas não estavam desgastadas e constatou-se, também, que os outros tuchos estavam devidamente lubrificados e com movimentos livres.

Não havia indicação de falta de lubrificação durante a operação do motor. As engrenagens internas não apresentavam falhas nos dentes de acoplamento.

Após a verificação realizada nos itens do motor, identificou-se a necessidade de realizar ensaios e análises complementares nas válvulas de admissão e de escapamento do cilindro nº 1, as quais foram enviadas ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA).

Também foi identificada a necessidade de realizar o cheque funcional e a desmontagem do turbo compressor, em razão de estar sem liberdade de movimento. Constatou-se que sua turbina estava presa na carcaça por um fragmento da sede da válvula de escapamento, oriundo do cilindro nº 1.

Verificou-se, então, que o travamento do turbo se deu pela presença do fragmento da sede da válvula de escapamento.

O IAE/DCTA realizou exame laboratorial metalográfico e ao microscópio estereoscópio, relativo a todo o conjunto de válvulas de escape e admissão pertencente à aeronave acidentada, inclusive nas duas pertencentes ao cilindro nº 1 que estavam danificadas.

Segundo o Relatório Técnico elaborado pelo IAE, verificou-se que a válvula de escape fraturada pertencente ao cilindro nº 1 sofreu impactos nas superfícies de fratura danificando-as totalmente e impossibilitando determinar o mecanismo da fratura. A válvula de admissão do mesmo cilindro sofreu danos por impacto na base.

Nos exames metalográficos realizados na válvula de escape fraturada, seção longitudinal, próximo à região de fratura foram observadas trincas secundárias associadas à corrosão.

Nas análises por Espectroscopia por Energia Dispersiva de Raio-X - EDS foram identificados os elementos oxigênio (O) e ferro (Fe), entre outros, no interior das trincas.

Para efeito de comparação, foram realizados exames metalográficos na válvula de escape do cilindro nº 4, seção longitudinal, em região semelhante à examinada na válvula de escape fraturada do cilindro nº 1.

Da mesma forma, foram identificadas trincas secundárias associadas a pites de corrosão na válvula do cilindro nº 4. Na análise por EDS, foram identificados os elementos oxigênio (O), ferro (Fe), chumbo (Pb) e outros no interior das trincas da referida válvula.

Em complemento às análises, foram realizados ensaios de dureza na escala microdureza *Vickers* e convertida para a escala *Rockwell Hardness - HRC*.

A válvula fraturada apresentou um valor médio de dureza na região próxima à fratura de 34,5 HRC. A válvula do cilindro nº 4 apresentou um valor médio de dureza de 34,8 HRC. Contudo, o mesmo ensaio de dureza realizado em uma válvula nova do mesmo P/N indicou valor médio de 38,5 HRC.

Dado o exposto e com base nos resultados obtidos por meio das análises das válvulas pertencentes ao motor da aeronave PR-JTA, o Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE do DCTA emitiu o Relatório Técnico no qual aponta para um mecanismo de corrosão-fadiga como hipótese mais provável para a fratura da válvula de escape.

### 1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

A empresa iniciou as suas atividades em 1997, como empresa certificada para transporte aéreo na modalidade táxi-aéreo.

O seu último Certificado de Homologação de Empresa de Transporte Aéreo (CHETA), nº 2002-10-1CJL-01-01, datava de 21SET2006.

A empresa possuía uma frota composta de três aeronaves, todas do tipo monomotor terrestre. Duas eram do tipo Cessna 210 e uma do tipo Cessna T207, que se envolveu nesse acidente.

O proprietário da Jotan Táxi-Aéreo Ltda. exercia a função de piloto da empresa e havia, ainda, mais dois contratados para exercer a função de piloto. O piloto da ocorrência não desempenhava função administrativa e concorria apenas à escala de voo.

Em razão de utilizar somente aeronaves monomotoras, a empresa estava isenta de possuir um Programa de Treinamento e Operações, voltado para os pilotos.

### 1.18 Aspectos operacionais

O piloto era funcionário contratado da empresa Jotan Táxi-Aéreo Ltda. e realizou o último cheque operacional em 22AGO2010.

Operava aeronave turboélice na sua empresa anterior, registrando a maior parte de sua experiência de voo nesse tipo de aeronave. Acumulou 7.770 horas de voo, todavia apenas 16 horas e 45 minutos foram realizadas no modelo *Cessna T207A*.

O piloto declarou que no voo da ocorrência realizou a decolagem para uma etapa de 55 minutos, no FL065 e uma distância prevista de 107 milhas.

Informou, ainda, que não fez plano de voo para essa etapa. Apenas realizou coordenação na frequência livre, transmitindo às cegas. Reportou, também, que não conseguiu contato com o Centro Amazônico após a decolagem, apesar de várias tentativas.

Após o nivelamento, e decorrido metade do tempo de voo programado, informou para outra aeronave que havia perdido potência do motor, e que estava saindo grande quantidade de fumaça escura, pela lateral direita, na área de escapamento do motor. Informou, ainda, que não conseguia manter a aeronave nivelada e que não havia local ideal para pouso de emergência. Dessa forma, tentaria alcançar o rio Jamanxim logo a sua frente, onde efetuaría um pouso forçado.

O piloto informou que não conseguiu contato com o Centro de Controle de Área para comunicar a situação de emergência, transmitindo às cegas. Não havia registro e gravações disponíveis realizadas entre a aeronave e os órgãos de controle.

Durante o processo de investigação, foram analisados os comprovantes de abastecimentos da aeronave, referentes ao período de 26MAIO2010 a 15SET2010, correspondente a instalação do motor no PR-JTA até a data do acidente.

Esta verificação foi realizada com a finalidade de confrontar o consumo nesse período com os valores padrão de consumo para mistura rica, com intuito de verificar se havia indícios de operação do motor em condições de temperatura elevada, característica de um regime de mistura pobre.

Nesse intervalo de tempo, verificou-se que a aeronave foi abastecida com um volume total de 12.788 litros de combustível. Considerando-se a densidade média de 0,713 kg/l, dos valores de densidade apurados nas notas de abastecimento no período

analisado, verificou-se que o peso do combustível total utilizado foi da ordem de 20.059,25 libras.

A aeronave consumiu todo esse combustível voando 151 horas e 10 minutos desde a instalação do motor até a data do acidente. Dessa forma, dividindo-se a quantidade de combustível total pelas horas voadas no período, atestou-se que a aeronave operou com um fluxo médio de combustível de 132,67 libras/horas.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do centro de gravidade (CG) especificados pelo fabricante.

### **1.19 Informações adicionais**

O SERIPA I recebeu, de terceiros, a informação sobre esse acidente, no mesmo dia da ocorrência.

Imediatamente após o conhecimento da possível ocorrência, o SERIPA I contatou os representantes da empresa Jotan Taxi-Aéreo. Porém, mesmo após diversos telefonemas, a empresa não confirmou o acidente com uma de suas aeronaves. Não obstante, ainda declarou que a aeronave em questão, o PR-JTA, estava em operação normal de voo.

Verificou-se que o Diretor de operações e proprietário da empresa era Elemento Credenciado Prevenção - EC-PREV.

Da mesma forma, no organograma funcional da empresa confirmou-se a existência de um Agente de Segurança de Voo – ASV, que também possuía a credencial do CENIPA.

O proprietário e o ASV da empresa não acataram o estabelecido na legislação vigente, quanto à responsabilidade do operador, no tocante a notificação dos acidentes, incidentes aeronáuticos e das ocorrências de solo.

Conforme prevê a regulamentação, o operador deve comunicar à Autoridade Aeronáutica todos os casos de ocorrências que envolvam as aeronaves, cuja operação está sob sua responsabilidade.

Da mesma forma, a falta de comunicação da ocorrência, por parte dos Elementos Credenciados, contrariou os preceitos do Código de Ética do SIPAER, quanto aos deveres do ASV e elemento credenciado, entre outros.

### **1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação**

Não houve.

## **2 ANÁLISE**

Tratava-se de um voo de transporte de um passageiro e carga. Após cerca de 30 minutos de voo o motor perdeu potência, obrigando o piloto a efetuar um pouso forçado.

Ao analisar a documentação da revisão do motor, verificou-se que, na sequência de sua revisão geral, o motor fora submetido ao ensaio em banco de provas, contudo essa tarefa estava em desacordo com o manual de revisão geral da *Teledyne Continental Motor - TCM P/N X30575A (Overhaul Manual)*.

Ao se observar o laudo do ensaio emitido pela Oficina BMA, verificou-se que a metodologia aplicada, o padrão do fabricante e os resultados obtidos contrariaram os procedimentos previstos no referido manual.

O laudo do ensaio indicava que o motor fora submetido a um tempo total de 15 minutos de funcionamento e rotação máxima de 1800 RPM. Isso contrariou o especificado no manual do fabricante, que previa o teste de ensaio durante um período de 90 minutos, em rotações maiores e valores de RPM diversificados.

Segundo determinação da *Teledyne Continental Motors – TCM*, emitida no *Service Bulletin M89-7R1 - Engine Operation After Cylinder Replacement and/or Major Overhaul*, 04 de agosto de 1989, os procedimentos previstos no *SB M89-7R1* deveriam ser seguidos para assegurar que a lubrificação adequada fosse garantida aos componentes recém-instalados e, principalmente, que ocorresse o assentamento dos anéis dos pistões no período de amaciamento do motor, durante os procedimentos de ajuste do sistema de combustível em bancada.

O giro do motor em banco de provas, conforme os procedimentos especificados pelo fabricante, tem grande influência no rápido e completo ajuste dos anéis de segmento. Nesse funcionamento inicial, ainda em bancada, começaria o amaciamento do motor e o ajuste dos anéis dos pistões.

Caso houvesse o cumprimento do especificado pelo fabricante, seria possível garantir o assentamento inicial dos anéis de segmento e verificar se o motor estava operando satisfatoriamente antes de ser instalado na aeronave.

Em complemento, caberia ao operador garantir a continuidade do amaciamento do motor já instalado na aeronave.

Isso se daria utilizando o óleo lubrificante específico para o período de amaciamento e assegurando que a aeronave fosse utilizada durante a sua operação em regimes acima de 65% de potência, quando em voo de cruzeiro.

Ao longo do processo de investigação, o operador não apresentou os registros em cadernetas que comprovassem o acatamento aos procedimentos previstos no *Service Bulletin M89-7R1* citado anteriormente, assim como a Oficina BMA não repassou ao operador uma ficha com os dados iniciais dessa tarefa para que fosse dada continuação.

Para essa tarefa, tanto a oficina, como o operador, deveriam ter utilizado a ficha “*Fuel System Adjustment – Record Engine Specifications and Actual Gauge Indications*”, que constava da publicação *Scheduled Maintenance Inspections (Turbocharged Fuel Injected Engines)*, emitida pela *Teledyne Continental Motors – TCM*, a qual era aplicável ao modelo do motor.

O amaciamento nos anéis do pistão refere-se ao desgaste necessário e natural que ocorre tanto na face do anel quanto na parede do cilindro para criar uma vedação eficaz entre estas duas superfícies.

Quando os anéis do pistão estão corretamente amaciados, eles criam uma vedação que não permite a fuga dos gases de combustão para o interior do cárter do motor e, também, impedem a entrada de óleo na câmara de combustão.

A fuga dos gases em razão da vedação inadequada é conhecida como Vazamento de Compressão ou *blow-by*.

O vazamento de compressão poderia causar:

- Aumento da temperatura operacional do motor;
- Temperaturas de óleo altas;
- Alto consumo de óleo;

- Oxidação prematura e desagregação das propriedades do óleo lubrificante; e
- Alta pressão interna no bloco do motor que poderá forçar a saída do óleo para fora pelo suspiro.

A oficina BMA optou por equipar o motor com acessórios previstos para motor aspirado, apesar do TSIO-520M, número de série 511.157, ser especificado pelo fabricante como motor turbo.

Dessa forma, durante o amaciamento do motor, no banco de provas da empresa, foram utilizados todos os parâmetros e as regulagens previstas para o motor aspirado, de acordo com o *Overhaul Manual for IO-520 Series (Aircraft Engines), FORM X-30039A*, de janeiro de 1985.

Tendo em vista que o motor, durante o amaciamento, estava equipado com acessórios de motor aspirado, não foi possível cumprir o que estava especificado na seção 72-70 (*Testing After Overhaul*), do *Overhaul Manual PN X30575A da TCM* previsto para o modelo do motor.

Concluiu-se que os procedimentos citados anteriormente não garantiram o correto assentamento dos anéis de segmento.

Após o amaciamento, foram retirados os acessórios referentes ao motor aspirado e instalados os componentes previstos para o motor turbo, de acordo com as especificações do fabricante.

Após o acidente, durante a desmontagem do motor, verificou-se que a válvula de escapamento do cilindro nº 1 encontrava-se fraturada.

A cabeça da válvula foi encontrada no cárter do motor e as demais válvulas apresentavam aspectos de superaquecimento.

O IAE/DCTA realizou exame laboratorial metalográfico e com microscópio estereoscópio, em todo o conjunto de válvulas de escape e de admissão pertencente à aeronave acidentada, inclusive nas duas válvulas pertencentes ao cilindro nº 1 que estavam danificadas.

Com base nos resultados obtidos por meio das análises das válvulas pertencentes ao motor da aeronave, o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do DCTA emitiu o relatório técnico no qual aponta para um mecanismo de corrosão-fadiga como hipótese mais provável para a fratura da válvula de escape.

Segundo o relatório técnico elaborado pelo IAE, foram observadas trincas secundárias associadas à corrosão na região da fratura.

Da mesma forma, em análises complementares verificou-se que a válvula fraturada e a válvula do cilindro nº 4 apresentavam valor médio de dureza, na região próxima à fratura, inferior ao observado em uma válvula nova.

A diferença nos valores de dureza encontrados nas válvulas dos cilindros nº 1 e nº 4 indicou, em comparação com o valor encontrado na válvula nova, que o motor operou em condições de superaquecimento.

Essa condição de superaquecimento levou à redução dos valores na escala de dureza observados na válvula nº 1 e nº 4, conforme aponta o relatório do IAE.

Dessa forma, a redução na escala de dureza viabilizou o surgimento do mecanismo de corrosão apontado nos ensaios, acarretando no desgaste prematuro dos componentes internos do motor.



Verificou-se, também, durante as atividades de abertura do motor que havia indícios de óleo lubrificante nos eletrodos dos conjuntos das velas superiores e inferiores. Essa constatação alinhou-se com a possibilidade de fuga dos gases em razão da vedação inadequada ou "vazamento de compressão".

A vedação não apropriada permitiu que parte do óleo lubrificante migrasse para a área da combustão e afetasse o consumo de óleo do motor.

Sendo assim, verificou-se que a não observação dos requisitos de amaciamento do motor em banco de provas e em voo e a não utilização do tipo de óleo lubrificante adequado nessas fases permitiram o escapamento dos gases da combustão através dos anéis de segmento.

Essa fuga dos gases em razão da vedação inadequada permitiu que o motor fosse operado em condições de temperatura acima do normal, conforme as marcas nas hastes das válvulas, nos pistões e no interior dos cilindros.

A condição operacional de superaquecimento provocou a redução dos valores na escala de dureza da válvula de escapamento, facilitando o surgimento da corrosão localizada na seção longitudinal da haste da válvula, fragilizando o referido material.

Dessa forma, a resistência da haste não foi suficiente para suportar as tensões da válvula em funcionamento e houve a fratura na região próxima à cabeça da válvula de escapamento.

Após a fratura, esse material solto movimentou-se, internamente, através da câmara de combustão, provocando a destruição do pistão e da válvula de admissão. Assim, deu-se o início a todos os danos internos ao motor.

A sede da válvula de escapamento soltou-se e parte dela saiu pelo escapamento, vindo a alojar-se na turbina do turbo compressor.

O turbo compressor deixou de funcionar por travamento de sua turbina, assim deixou de produzir compressão adequada para o funcionamento do motor que, após o desencadeamento das fraturas, passou a funcionar com apenas cinco cilindros, com baixa compressão.

Em razão disso, o motor apresentou a perda de potência, obrigando o piloto a prosseguir para o pouso de emergência.

Sendo assim, a operação continuada do motor, em condições de superaquecimento, levou ao desgaste prematuro dos componentes internos e à quebra da válvula de escapamento, considerada o primeiro evento catastrófico no interior do motor. Evento esse, causador dos demais danos internos verificados durante a abertura do motor e que culminou na falha do motor em voo.

Verificou-se que o piloto era funcionário contratado da empresa Jotan Táxi-Aéreo, e que, apesar de ter acumulado uma quantidade de horas de voo expressiva em aeronaves turboélice, em torno de 7.700 horas, apresentava apenas 16 horas e 45 minutos no Cessna T207A, porém estava devidamente habilitado e qualificado para operar a aeronave naquele tipo de voo.

Quanto ao consumo de combustível nas 151 horas e 10 minutos voadas, desde a instalação do motor na aeronave, considerando o manual de revisão geral da TCM, *Chapter 76, Engine Controls*, página 76-00-21, *Fuel Flow versus Brake Horsepower*, e o fluxo médio real de combustível de 132,67 libras/horas, notou-se que o motor dispunha de

fluxo médio e pressão de combustível adequados para operação dentro de uma faixa de limites ideais para operação em mistura rica.

Considerando a média de fluxo apurada (132,67 libras/horas) e os valores obtidos no gráfico citado acima se concluiu que a operação da aeronave ocorreu, na maior parte do tempo, na faixa de potência equivalente aos limites de mistura rica, ou seja, entre 75% e 85% de potência. Assim, inferiu-se que a operação do motor não ocorreu em regime de mistura pobre, em sua maior parte do tempo.

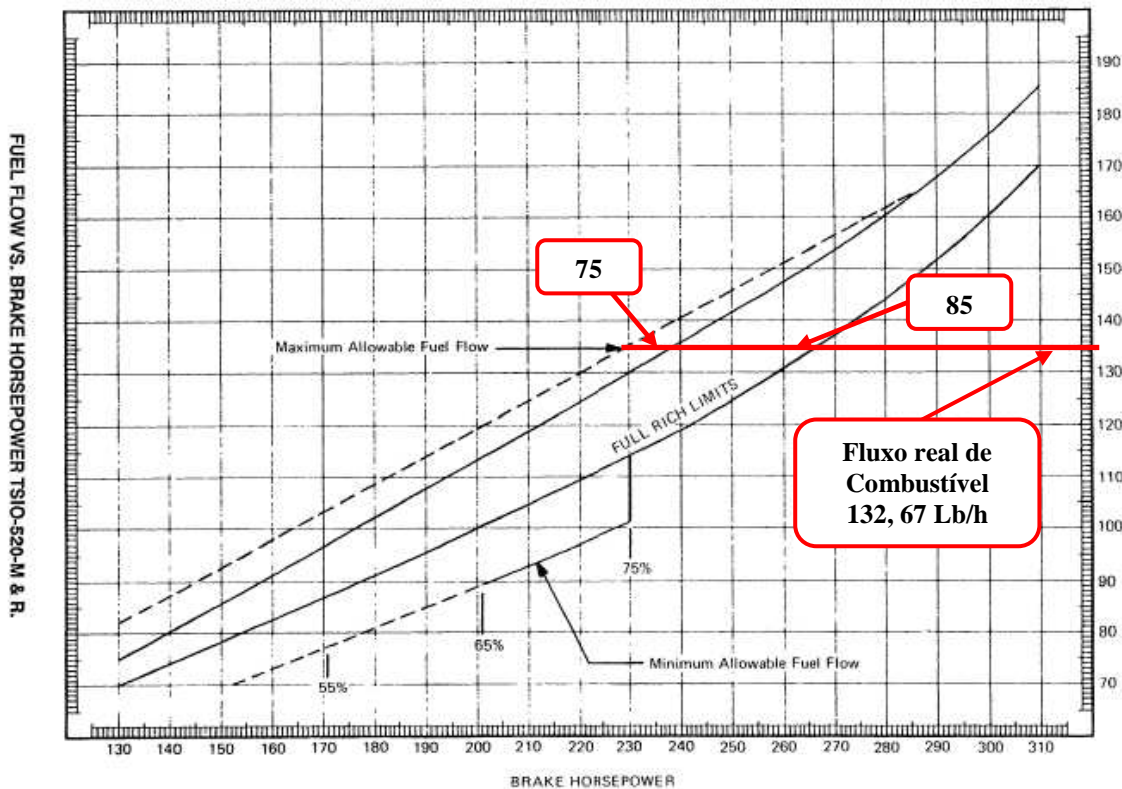


Figura 03: Chapter 76, Page 76-00-21 Fuel Flow VS. Brake Horsepower.

Importante salientar que o ensaio e os ajustes do motor realizados em bancada, comprometeram o assentamento inicial dos anéis de segmento, acarretando na fuga de compressão dos cilindros e contribuindo para a operação do motor em condições de superaquecimento.

A situação de superaquecimento permaneceu no motor, independentemente do regime de potência utilizado durante os voos, ou seja, não importando se os pilotos utilizaram regimes de mistura pobre ou rica.

Sendo assim, concluiu-se que a condição de superaquecimento no motor se deu em função dos serviços realizados ainda em bancada e na sua sequência quando das primeiras 25/50 horas de voo junto ao operador, situações em que não foram observados os procedimentos previstos no manual de revisão geral da *Teledyne Continental Motor - TCM P/N X30575A (Overhaul Manual)*, no *Service Bulletin M89-7R1* e na publicação *Scheduled Maintenance Inspections (Turbocharged Fuel Injected Engines)*, todos emitidos pela *Teledyne Continental Motors*.

Foi descartada a hipótese de a condição de superaquecimento do motor ter ocorrido em consequência de utilização de regimes de mistura pobre, pois o motor dispunha de um fluxo médio e pressão de combustível adequada para operação dentro de uma faixa de limites ideais para operação em mistura rica.

Segundo o manifesto de carga, o peso da aeronave, no momento do acidente, era de 1532,4Kg. A empresa utilizava como sistema de controle de carga uma ficha de limites de peso e CG específica para o PR-JTA, Cessna T207A, com configuração para passageiros de 6 e de 7 assentos.

A aeronave, no momento do acidente, estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante, conforme a ficha de limites de peso e CG, não tendo contribuído para essa ocorrência. Entretanto, a referida ficha apresentava algumas incorreções de valores quando confrontada com os manuais técnicos e os certificados da aeronave.

Segundo as informações contidas no manifesto de carga, fornecida pela empresa Jotan Táxi-Aéreo Ltda., o valor previsto era de 1.727,3kg tanto para o peso de decolagem quanto para o peso pouso. Por outro lado, o limite para o peso máximo de decolagem, previsto no CA. (Certificado de Aeronavegabilidade), assim como no *Type Certificate Data Sheet No. A16CE (Federal Aviation Administration- FAA)* era de 1724kg.

Outro dado discordante era o peso vazio básico, também registrado no mesmo manifesto, o qual indicava o valor de 1.128kg, diferindo do previsto no relatório de peso e balanceamento da aeronave, que era de 1.125kg. A ficha de limites de peso e CG fora confeccionada pela empresa de Táxi-Aéreo Kovacs S.A. em 15OUT2009.

Apesar de terem sido detectados tais dados discordantes, verificou-se que não foi contribuinte para essa ocorrência.

Por último, foi analisada a comunicação da ocorrência, por parte do operador, que aconteceu seis dias após o acidente.

Nesse período, o SERIPA I efetuou diversos contatos com o operador nos dias 16 e 17SET2010 a fim de confirmar as informações acerca do evento, já veiculadas pela comunidade aeronáutica. Porém, em todos os contatos, o operador negou qualquer ocorrência com sua aeronave.

Na sequência dos eventos, o representante da empresa informou que a aeronave foi retirada do local do acidente para um galpão de manutenção e que o motor e as asas haviam sido removidos da aeronave, sem o conhecimento do SERIPA I. Dessa forma, as evidências dessa ocorrência foram comprometidas, dificultando a identificação dos fatores contribuintes para o acidente e mascarando, mesmo que de forma não intencional, indícios que poderiam ter auxiliado no processo de investigação.

### **3 CONCLUSÃO**

#### **3.1 Fatos**

- a) o piloto estava com o CCF válido;
- b) o piloto estava com o CHT válido;
- c) o piloto era qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o voo;
- d) a aeronave estava com o CA válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a aeronave decolou do aeródromo de Caima com destino ao aeródromo de Itaituba;
- g) após 30 minutos de voo, a aeronave apresentou barulho anormal, acompanhado de perda de potência e fumaça escura proveniente da lateral direita do motor;

h) após a última revisão geral do motor, o ensaio em banco de provas e início de amaciamento foi realizado em desacordo com o manual de revisão geral da *Teledyne Continental Motor - TCM P/N X30575A (Overhaul Manual)*;

i) durante os referidos ensaios, o motor foi equipado com acessórios específicos para motor aspirado, apesar de tratar-se de motor turbo;

j) os anéis de segmento dos pistões, os quais não tinham recebido o amaciamento adequado, permitiram que ocorresse fuga de gases;

k) a fuga dos gases em razão da vedação inadequada permitiu que o motor fosse operado em condições de temperatura acima do normal;

l) o superaquecimento provocou a redução dos valores na escala de dureza da válvula de escapamento, fragilizando o referido material;

m) a resistência da haste da válvula de escapamento não foi suficiente para suportar as tensões do seu funcionamento e houve a fratura na região próxima à cabeça da referida válvula;

n) a fratura da haste causou a destruição do pistão e da válvula de admissão, dando início a todos os danos internos ao motor e levando à perda de potência em voo;

o) o piloto decidiu realizar pouso de emergência em uma faixa de praia às margens do Rio Jamanxim;

p) a aeronave teve danos graves; e

q) o piloto e o passageiro saíram ilesos.

## **3.2 Fatores contribuintes**

### **3.2.1 Fator Humano**

#### **3.2.1.1 Aspecto Médico**

Não pesquisado.

#### **3.2.1.2 Aspecto Psicológico**

##### **3.2.1.2.1 Informações Individuais**

Não pesquisado.

##### **3.2.1.2.2 Informações Psicossociais**

Não pesquisado.

##### **3.2.1.2.3 Informações organizacionais**

Não pesquisado.

### **3.2.1.3 Aspecto Operacional**

#### **3.2.1.3.1 Concernentes a operação da aeronave**

##### **a) Manutenção da aeronave – contribuiu**

O fato de os procedimentos de manutenção aplicados à tarefa de ensaio do motor, efetuados pela oficina BMA estarem em desacordo com o previsto nas publicações do fabricante da aeronave foi considerado contribuinte para a ocorrência, pois possibilitou a condição de fuga dos gases de compressão no motor, em razão da vedação inadequada

dos anéis de segmento, acarretando na operação do motor em condição de temperatura funcional acima do normal. Essa condição, por sua vez, proporcionou a fragilização dos itens internos do motor, ocasionando a corrosão e a fratura da válvula de escapamento do cilindro nº 1 e contribuindo para a falha do motor em voo.

#### **b) Supervisão gerencial – contribuiu**

A supervisão dos serviços de revisão geral do motor foi inadequada, pois permitiu a realização de procedimentos em desacordo com o previsto pelo fabricante, que contribuíram para a perda de potência em voo. Além disso, a supervisão do operador não observou os procedimentos previstos para amaciamento do motor, contribuindo também para a perda de potência.

#### **3.2.1.3.2 Concernentes aos órgãos ATS**

Não contribuiu.

#### **3.2.2 Fator Material**

##### **3.2.2.1 Concernentes a aeronave**

Não contribuiu.

##### **3.2.2.2 Concernentes a equipamentos e sistemas de tecnologia para ATS**

Não contribuiu.

### **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 SERIPA I**

**À Jotan Táxi-Aéreo Ltda., recomenda-se:**

##### **RSV (A) 053/2010 – SERIPA I**

**Emitida em 14/10/2010**

1) Recomenda-se corrigir as informações constantes da ficha de limites de peso e CG da aeronave PR-JTA (manifesto de carga) referentes aos campos peso vazio básico e peso máximo de decolagem, atentando para os valores corretos, registrados, respectivamente, no relatório de peso e balanceamento emitido pela empresa de Táxi-Aéreo Kovacs SA, em 15/10/2009, e no certificado de aeronavegabilidade da aeronave.

##### **RSV (A) 054/2010 – SERIPA I**

**Emitida em 14/10/2010**

Recomenda-se acatar o estabelecido na legislação vigente, quanto à responsabilidade do operador, no tocante a notificação dos acidentes, incidentes aeronáuticos e das ocorrências de solo. Conforme disposto na Lei Nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Código Brasileiro de Aeronáutica Art. 88, e na NSCA 3-7/2008 item 2.1.1, o operador deve comunicar à Autoridade Aeronáutica todos os casos de ocorrências que envolvam as aeronaves, cuja operação está sob sua responsabilidade.

**Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA****À Oficina BMA – Birigui Manutenção de Aeronaves Ltda., recomenda-se:****RSV (A) 271 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

1) Estabelecer procedimento de manutenção padrão, adequado à atividade de ensaio do motor, onde sejam explicitadas a metodologia e o desenvolvimento da tarefa de teste do motor em banco de provas e a respectiva ficha de inspeção, específica para a atividade de teste em bancada, contemplando o estabelecido no manual de revisão geral do fabricante, em especial no tocante aos requisitos que asseguram a lubrificação adequada aos componentes recém-instalados e o assentamento dos anéis dos pistões durante o referido ensaio.

**RSV (A) 272 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

2) Reavaliar se o Manual de Procedimentos de Inspeção (MPI) da empresa, aceito pela Autoridade de Aviação Civil, contempla todos os procedimentos detalhados no que diz respeito à revisão geral (*overhaul*) de motores.

**RSV (A) 273 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

3) Divulgar o conteúdo dos procedimentos descritos em seu MPI, aceito pela Autoridade de Aviação Civil, para todos os funcionários da empresa.

**À Jotan Táxi-Aéreo Ltda., recomenda-se:****RSV (A) 274 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

1) Adotar os procedimentos previstos pelo fabricante do motor da aeronave, a fim de assegurar a lubrificação adequada aos componentes recém-instalados no motor modelo TSIO-520-M e o correto assentamento dos anéis dos pistões durante o período previsto para o amaciamento do motor.

**RSV (A) 275 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

2) Reavaliar se o Manual Geral de Manutenção (MGM) da empresa, aceito pela Autoridade de Aviação Civil, contempla todos os parâmetros mínimos de segurança para serviços de manutenção prestados por empresas subcontratadas regidas pelo RBAC 145, em especial no tocante à supervisão dos serviços realizados.

**RSV (A) 276 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

3) Divulgar o conteúdo dos procedimentos descritos em seu MGM, aceito pela Autoridade de Aviação Civil, para todos os funcionários da empresa envolvidos direta ou indiretamente com a manutenção das aeronaves.

**À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:****RSV (A) 277 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

1) Reavaliar se o MGM da Jotan Táxi Aéreo Ltda. está atendendo o previsto em regulamentos específicos, no que diz respeito à terceirização de serviços de manutenção prestados por empresas regidas pelo RBAC 145, com a finalidade de mitigar riscos relacionados aos serviços de manutenção em aeronaves.

**RSV (A) 278 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

2) Reavaliar se o MPI da Birigui Manutenção de Aeronaves Ltda. está atendendo o previsto em regulamentos específicos, no que diz respeito à terceirização e fiel cumprimento dos

serviços de manutenção com a finalidade de mitigar riscos relacionados aos serviços de manutenção em aeronaves.

**RSV (A) 279 / 2011 – CENIPA****Emitida em: 23 / 09 / 2011**

3) Realizar uma Vistoria de Segurança de Voo na Oficina Birigui Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de verificar a conformidade de seus serviços de manutenção com os requisitos aplicáveis, em especial no tocante à revisão geral (*overhaul*) dos motores *Teledyne Continental* TSIO-520M.

**5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA**

Nada a relatar.

**6 DIVULGAÇÃO**

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)
- Oficina BMA – Birigui Manutenção de Aeronaves Ltda.
- Jotan Táxi-Aéreo Ltda.
- SERIPA I

**7 ANEXOS**

Não há.

---

Em, 23 / 09 / 2011