



# COMANDO DA AERONÁUTICA

## CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS



### ADVERTÊNCIA

O único objetivo das investigações realizadas pelo Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER) é a prevenção de futuros acidentes aeronáuticos. De acordo com o Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional (OACI), da qual o Brasil é país signatário, o propósito desta atividade não é determinar culpa ou responsabilidade. Este Relatório Final Simplificado, cuja conclusão baseia-se em fatos, hipóteses ou na combinação de ambos, objetiva exclusivamente a prevenção de acidentes aeronáuticos. O uso deste Relatório Final Simplificado para qualquer outro propósito poderá induzir a interpretações errôneas e trazer efeitos adversos à Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. Este Relatório Final Simplificado é elaborado com base na coleta de dados, conforme previsto na NSCA 3-13 (Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro).

### RELATÓRIO FINAL SIMPLIFICADO (SUMA)

#### 1. Informações Factuais

##### 1.1. Informações Gerais

##### 1.1.1 Dados da Ocorrência

DADOS DA OCORRÊNCIA			
Nº DA OCORRÊNCIA	DATA - HORA	INVESTIGAÇÃO	SUMA Nº
050/A/2014	09/MAR/2014 - 13:40 (UTC)	SERIPA VI	A-050/CENIPA/2014
CLASSIFICAÇÃO DA OCORRÊNCIA	TIPO DA OCORRÊNCIA	COORDENADAS	
ACIDENTE	PERDA DE COMPONENTE EM VOO	10°04'02"S	059°06'45"W
LOCALIDADE		MUNICÍPIO	UF
FAZENDA BARRA BONITA		ARIPUANÃ	MT

##### 1.1.2 Dados da Aeronave

DADOS DA AERONAVE			
MATRÍCULA	FABRICANTE	MODELO	
PT-EII	NEIVA	EMB-721C	
OPERADOR		REGISTRO	OPERAÇÃO
PARTICULAR		TPP	PRIVADA

##### 1.1.3 Pessoas a Bordo / Lesões / Danos Materiais

PESSOAS A BORDO / LESÕES							
A BORDO		LESÕES					DANOS À AERONAVE
		Ileso	Leve	Grave	Fatal	Desconhecido	
Tripulantes	1	-	1	-	-	Nenhum	
Passageiros	5	4	1	-	-	Leve	
<b>Total</b>	<b>6</b>	<b>4</b>	<b>2</b>	-	-	X Substancial	
						Destruída	
Terceiros	-	-	-	-	-	Desconhecido	

## **2. Histórico do voo**

A aeronave decolou de SWJN (Aeródromo de Juína, MT) com destino a SWRP (Aeródromo de Aripuanã, MT) com um tripulante e cinco passageiros para a realização de um voo de transporte privado.

Durante o voo de cruzeiro, surgiu uma forte vibração advinda do motor, seguida de perda de tração.

Foi realizado o corte do motor, em seguida constatou-se a perda da ponta de uma das pás da hélice.

A aeronave teve danos substanciais.

Quatro passageiros saíram ilesos, o piloto e um passageiro tiveram lesões leves.



Figura 1 – Situação da aeronave após a ocorrência e os danos do motor e da hélice sem a ponta de uma das pás (em destaque).

## **3. Comentários/Pesquisas**

O piloto era habilitado para o tipo de voo e a aeronave encontrava-se com a documentação em dia.

A meteorologia estava favorável, não apresentando qualquer tipo de restrição de teto, visibilidade ou vento, segundo o comandante da aeronave.

O piloto iniciou a decolagem às 13h10min (UTC) de Juína, MT com destino à Aripuanã, MT, e manteve 4.500 pés no voo de cruzeiro.

Aproximadamente a 5NM para início de descida para o destino, com cerca de 30 minutos de voo desde a decolagem, o piloto identificou uma vibração anormal no avião, vinda do motor e sentiu uma perda de tração.

Apesar dos parâmetros de temperatura e pressão do óleo do motor terem se apresentado dentro da faixa de operação normal, a rotação do motor começou a cair gradativamente.

Antes que a rotação atingisse níveis tão baixos, que não permitissem o embandeiramento da hélice, o piloto decidiu embandeirá-la e cortar o motor.

Na descida em emergência, após a parada total da hélice, foi visualmente constatado pelo piloto a ausência da ponta de uma das pás da hélice.



Figura 2 – Pá da hélice fraturada (em destaque).

A aeronave estava equipada com as hélices Hartzell, modelo HC-C2YK-1BF, número de série CH41119B, com o total de 2.806h45min desde nova; 39h50min desde a última revisão geral; e 03h25min desde a última inspeção de 100 horas.

Cabe ressaltar que a última inspeção realizada na hélice ocorreu no dia 10FEV2014, ou seja, apenas 27 dias antes do acidente. Nessa ocasião foi realizada a "inspeção de 100 horas" por uma empresa homologada pela Agência Nacional de Aviação Civil que verificou e certificou que a hélice encontrava-se em condições aeronavegáveis.

De acordo com a caderneta de hélice, na inspeção de 100 horas foram efetuados os procedimentos conforme manual de serviço da aeronave e efetuado a inspeção das pás quanto a danos e trincas.

Durante a investigação, foi realizada uma análise para confirmar se o funcionamento do cubo e do governador da hélice contribuiu para a ruptura da hélice em voo.

Procedeu-se à abertura do cubo da hélice e foram realizados testes no governador da hélice numa oficina homologada pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

Após a análise dos componentes foi emitido o seguinte parecer:

1) Na verificação dos parâmetros de RPM (mínima e máxima), vazamentos (internos e externos), válvula de alívio e capacidade da bomba e do governador não foram constatadas anormalidades.

2) Durante a abertura/desmontagem do cubo da hélice não foram identificadas anormalidades no funcionamento do mesmo, apenas os danos referentes ao impacto contra o solo no acidente.



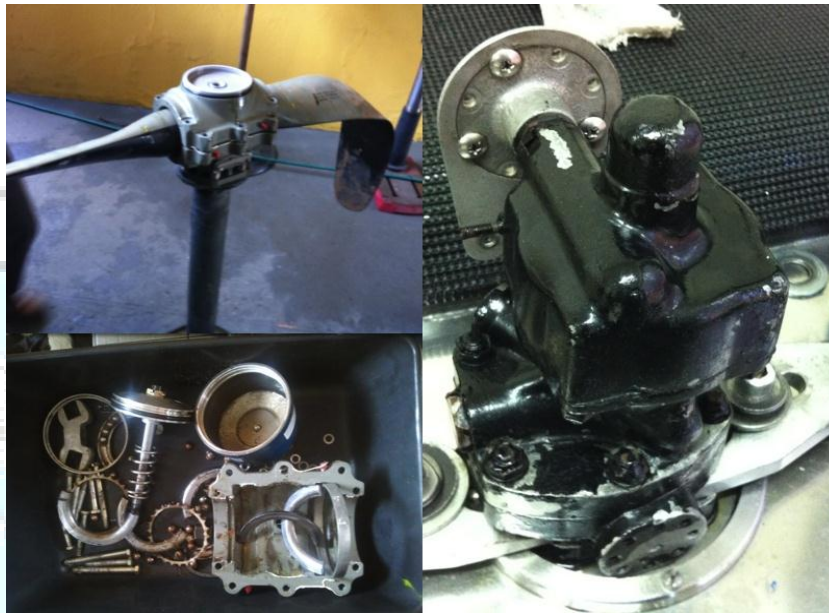


Figura 3 - Abertura do cubo da hélice e testes no governador da hélice.

3) As análises técnicas indicaram que o cubo e o governador da hélice estavam funcionando de acordo com o preconizado pelo Manual do Fabricante.

O conjunto de hélice, contendo a parte fraturada foi submetido a uma análise de falha realizada pelo Departamento de Tecnologia Aeroespacial do Comando da Aeronáutica (DCTA).

Por meio da discussão dos resultados da análise de falha, chegou-se ao seguinte parecer:

A fratura da pá de hélice foi causada pela propagação de duas trincas de fadiga, que ocasionaram a uma redução de seção resistente da pá. Em consequência, a pá não resistiu aos esforços aplicados e fraturou.

A região onde ocorreram os inícios das trincas por fadiga foi limpa por decapagem e observou-se que a pá sofreu um lixamento, provavelmente para retirada de pites de corrosão e mossas formadas em operações anteriores, devido ao impacto de corpos, como pedras ou ferramentas com a pá da hélice. Entretanto, esses defeitos não foram totalmente retirados por esse lixamento.

As fraturas por fadiga iniciaram em duas dessas mossas que restaram após o lixamento. Essas mossas agiram como concentradores de tensão facilitando o surgimento e a propagação das trincas por fadiga até a ruptura da pá.



Figura 4 - (I) Pá de hélice deformada por impacto. (II) Pá da hélice fraturada (elipse em destaque) e (III) Detalhes das superfícies de fratura resultantes do rompimento.

Foi realizada a análise por estereoscopia, confirmando o mecanismo de falha por fadiga nas regiões indicadas, conforme pode ser observado nas fotos da figura 05.



Figura 5 -: (I) Origem da fadiga na primeira área indicada pela seta (II) Origem da fadiga na segunda área indicada pela seta.

A Figura 6 indica o lixamento, provavelmente para a retirada de pites de corrosão e mossas formadas em operações anteriores. É possível verificar que alguns pites e mossas não foram completamente eliminados pelo lixamento

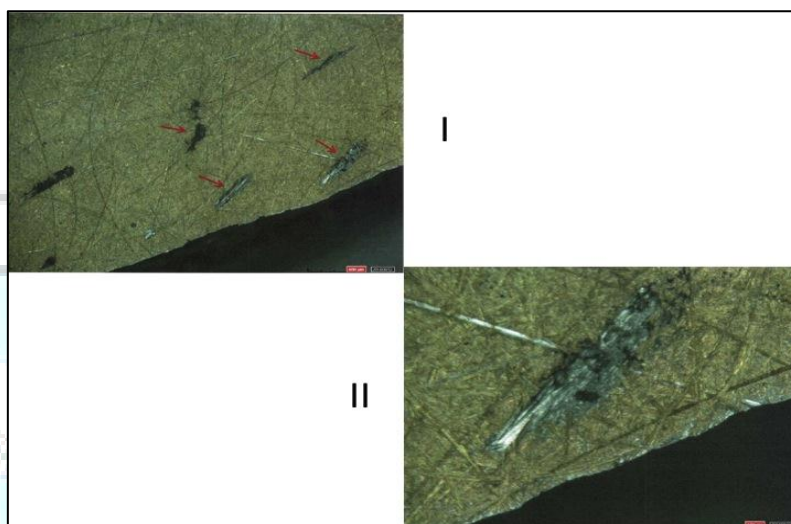


Figura 6 – (I) Superfície da pá com pites de corrosão e mossas não retiradas pelo lixamento (setas) e (II) Detalhe de uma das mossas.

A Figura 7 indica que os processos de fadiga foram iniciados a partir de dois pontos desses defeitos não eliminados no lixamento da pá.

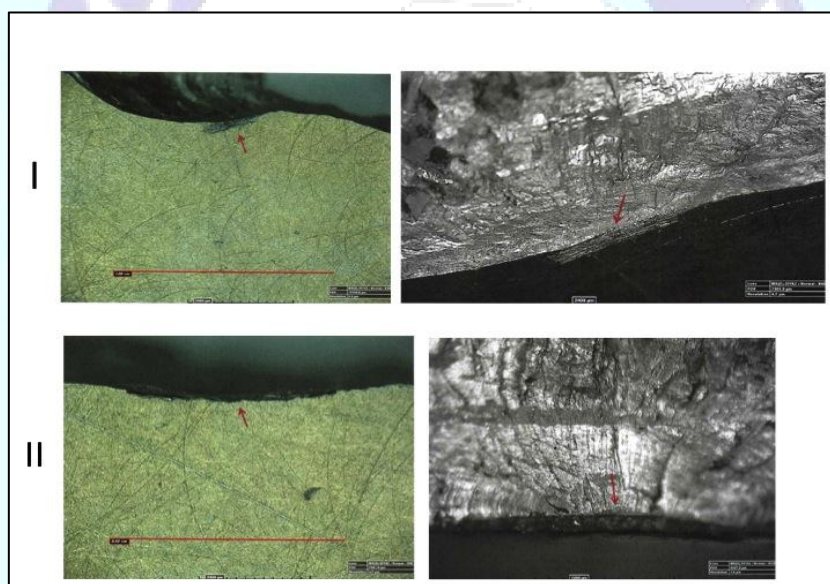


Figura 7– (I) Região de início da primeira fratura por fadiga, coincidente com a mossa (seta) na superfície da pá da hélice, mostrada na foto ao lado. (II) Região de início da segunda fratura por fadiga, coincidente com a mossa (seta) na superfície da pá da hélice, mostrada na foto ao lado.

### 3.1 Fatores Contribuintes

- Manutenção da aeronave.

### 4. Fatos

- o piloto estava com o Certificado de Habilitação Técnica (CHT) válido;
- o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- a aeronave encontrava-se com a documentação em dia;
- a meteorologia era favorável para a realização do voo visual;

- e) durante ao voo de cruzeiro houve perda de tração no motor;
- f) junto com a perda de tração houve uma vibração anormal na aeronave;
- g) o piloto comandou o embandeiramento da hélice;
- h) foi comandado o corte do motor em voo;
- i) foi realizado um tráfego de emergência e pouso em campo não preparado;
- j) quatro ocupantes saíram ilesos e dois tiveram lesões leves;
- k) foi constatada a ruptura de uma das pontas da pá da hélice;
- l) a pá de hélice fraturada apresentava superfície de fratura com características típicas de fadiga; e
- m) o início do processo de fadiga do material ocorreu a partir de dois pontos defeituosos (mossas) não eliminados no lixamento da pá.

5. **Ações Corretivas adotadas**

Nada a relatar.

6. **Recomendações de Segurança**

Não há.

Em, 30 de abril de 2015.

