



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	
Total	6	4	2	-	-	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.

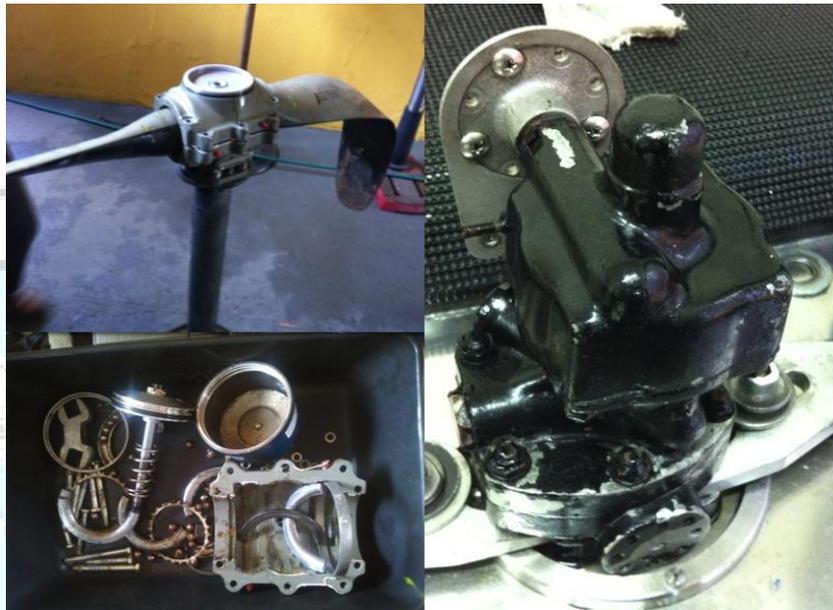


Figura 3 - Abertura do cubo da hélice e testes no governador da hélice.

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.

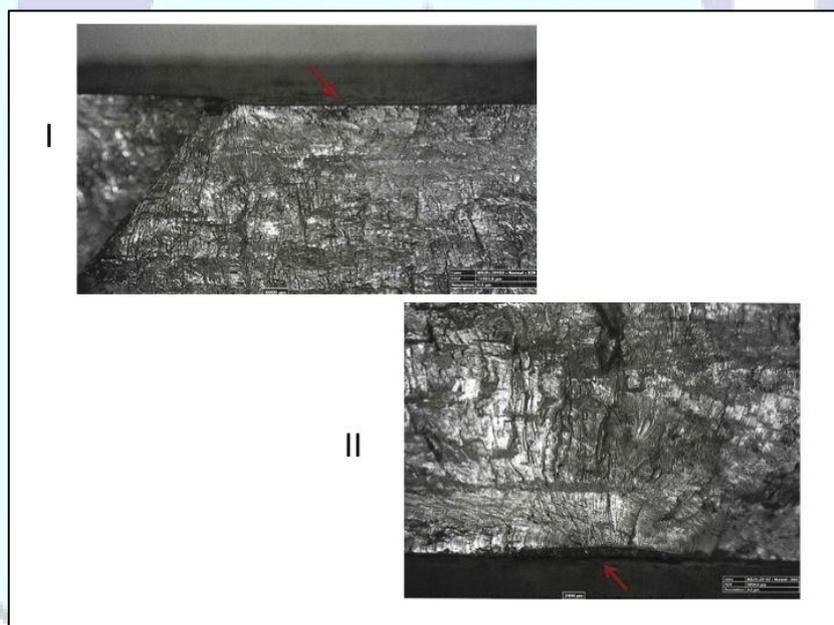


Figura 5 -: (I) Origem da fadiga na primeira área indicada pela seta (II) Origem da fadiga na segunda área indicada pela seta.

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

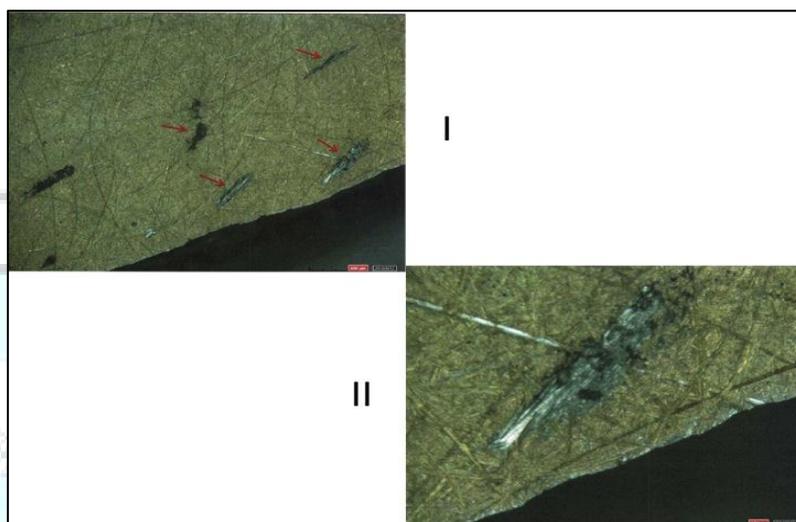


Figura 6 – (I) Superfície da pá com pites de corrosão e mossas não retiradas pelo lixamento (setas) e (II) Detalhe de uma das mossas.

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

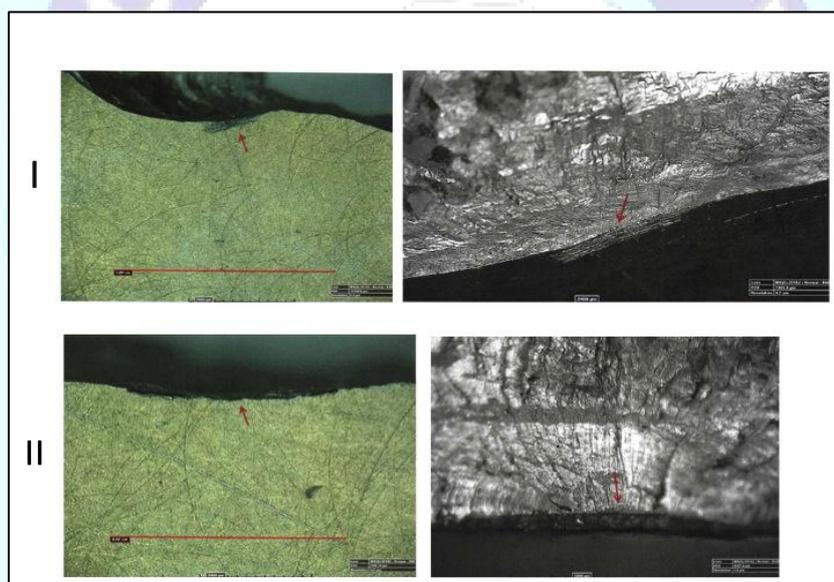


Figura 7– (I) Região de início da primeira fratura por fadiga, coincidente com a mossa (seta) na superfície da pá da hélice, mostrada na foto ao lado. (II) Região de início da segunda fratura por fadiga, coincidente com a mossa (seta) na superfície da pá da hélice, mostrada na foto ao lado.

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.

