



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 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional (Convenção de Chicago) de 1944, da qual o Brasil é país signatário, não é propósito desta atividade 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) e 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).

RELATÓRIO FINAL SIMPLIFICADO

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS

DADOS DA OCORRÊNCIA								
DATA - HORA		INVESTIGAÇÃO		SUMA N°				
25DEZ2019 - 20:00 (UTC)		SERIPA V		A-159/CENIPA/2019				
CLASSIFICAÇÃO	TIPO(S)		SUBTIPO(S)					
ACIDENTE	[SCF-PP] FALHA OU MAL FUNCIONAMENTO DO MOTOR		FALHA DO MOTOR EM VOO					
LOCALIDADE	MUNICÍPIO	UF	COORDENADAS					
FORA DE AERÓDROMO	ITAMBÉ	PR	23°44'26"S	051°58'23"W				
DADOS DA AERONAVE								
MATRÍCULA		FABRICANTE		MODELO				
PR-AEC		PIPER AIRCRAFT		PA-36-375				
OPERADOR		REGISTRO		OPERAÇÃO				
IVAÍ AEROAGRÍCOLA LTDA		SAE-AG		AGRÍCOLA				
PESSOAS A BORDO / LESÕES / DANOS À AERONAVE								
A BORDO		LESÕES					DANOS À AERONAVE	
		lleso	Leve	Grave	Fatal	Desconhecido		
Tripulantes	1	1	-	-	-	-	Nenhum	
Passageiros	-	-	-	-	-	-	Leve	
Total	1	1	-	-	-	-	X Substancial	
							Destruída	
Terceiros	-	-	-	-	-	-	Desconhecido	

1.1. Histórico do voo

A aeronave decolou do Aeródromo Ivaí Aeroagrícola (SSOC), Engenheiro Beltrão, PR, a fim de realizar um voo local de pulverização aeroagrícola com um Piloto em Comando (PIC) a bordo.

Durante a operação, houve a parada do motor, com óleo sendo jogado no para-brisas da aeronave. Na sequência, o piloto efetuou o corte do motor e um pouso forçado sobre a lavoura.

A aeronave teve danos substanciais e o piloto saiu ileso.

2. ANÁLISE (Comentários / Pesquisas)

Tratava-se de um voo para aplicação de fertilizante agrícola em lavoura de soja, tendo a aeronave decolado de SSOC, distante cerca de 11 NM do local da ocorrência.

De acordo com os dados colhidos, o PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas. Ele declarou que havia voado 1 hora e 40 minutos nos últimos 30 dias e possuía cerca de 1.900 horas totais de voo, sendo 1.038 no modelo.

Seu Certificado Médico Aeronáutico (CMA) estava válido.

A aeronave, *Serial Number* (SN) 36-8002033, foi fabricada em 1980 e possuía Autorização Especial de Voo (AEV) devido à conversão do motor para operar com Álcool Etilíco Hidratado, de acordo com a Instrução Suplementar (IS) 137.201-001 da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

Nessa instrução, dentre outras recomendações, consta que uma possível forma simplificada de conversão para o uso do etanol é feita mediante o aumento da vazão de combustível com a recalibração do sistema de combustível do motor e alteração nos avanços de ignição.

Também, é recomendado que sejam elaborados procedimentos de manutenção específicos. Todavia, a IS 137.201-001 não traz e não existem parâmetros estabelecidos, pelo fabricante do motor, para a recalibração do sistema de combustível dedicados à verificação de sua performance e nem ao delineamento de procedimentos de manutenção próprios decorrentes da operação com etanol.

Dessa forma é possível que as aeronaves convertidas para operar com etanol passem a operar com níveis de vibração, temperatura e condições de lubrificação divergentes daqueles para os quais o programa de manutenção foi originalmente elaborado.

A aeronave operava dentro dos limites de peso e balanceamento e suas cadernetas de célula, motor e hélice estavam desatualizadas devido à ausência de alguns lançamentos de horas mensais.

A última inspeção da aeronave, do tipo "Inspeção Anual de Manutenção (IAM) + Apêndice D", foi realizada em 06DEZ2019, quando ela possuía 4.812 horas e 48 minutos de voo. Essa tarefa foi realizada na Organização de Manutenção (OM) Tangará Aerocenter, tendo voado 4 horas e 48 minutos após a inspeção e, portanto, contava com um total de 4.817 horas e 36 minutos na data da ocorrência.

A última inspeção de 1.000 horas da aeronave foi realizada em 21NOV2011, também na OM Tangará Aerocenter, tendo voado 623 horas e 24 minutos após.

A estação automática do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET) de Maringá, PR, distante 15 NM do local da ocorrência, registrou temperatura de 30,2 °C, umidade de 43 %, pressão de 948,9 hPa, vento de aproximadamente 103° com 1 kt e sem registro de chuvas.

De acordo com o piloto, as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo.

O tripulante relatou que, durante a operação, escutou um barulho semelhante a uma explosão e, imediatamente, verificou óleo do motor sendo jogado no para-brisas e fumaça na cabine. Disse que ao perceber a hélice parada, iniciou o alijamento do produto restante e demais procedimentos previstos para o pouso forçado.

A aeronave era equipada com o motor *Lycoming*, modelo IO-720-D1CD, SN L-1250-54A. De acordo com os últimos registros das cadernetas de motor e célula, a aeronave e o motor possuíam o mesmo número de horas, ou seja, 4.817 horas e 36 minutos na data da ocorrência.

A última revisão do motor foi realizada pela OM Tangará Aerocenter em 14DEZ2012, quando a aeronave possuía 4.255 horas e 42 minutos, tendo voado 561 horas e 54 minutos após essa intervenção de manutenção.

Para aeronaves engajadas em operações de aplicação de produtos agrícolas o intervalo previsto entre revisões gerais era de 1.500 horas ou 12 anos. Após essa revisão, o motor foi aprovado para retorno ao serviço por meio do formulário SEGV00-003 nº TNG-079A-D1/2012.

Ainda de acordo com o formulário, foram substituídas todas as partes mandatórias previstas no *Service Bulletin* Nº 240W emitido em 23FEV2012, dentre as quais constavam as buchas dos contrapesos do eixo de manivelas (também conhecido como “virabrequim”).

O motor instalado na aeronave, no momento da ocorrência, foi submetido à análise de especialistas do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), os quais relataram que a falha estava relacionada com o desprendimento observado em um dos contrapesos dinâmicos. Tal desprendimento foi provocado por fadiga na bucha e no furo de seu alojamento, na aba do eixo de manivelas.

Durante a inspeção do filtro de óleo primário, verificou-se que ele estava com limalha, conforme pode ser visto na Figura 1.

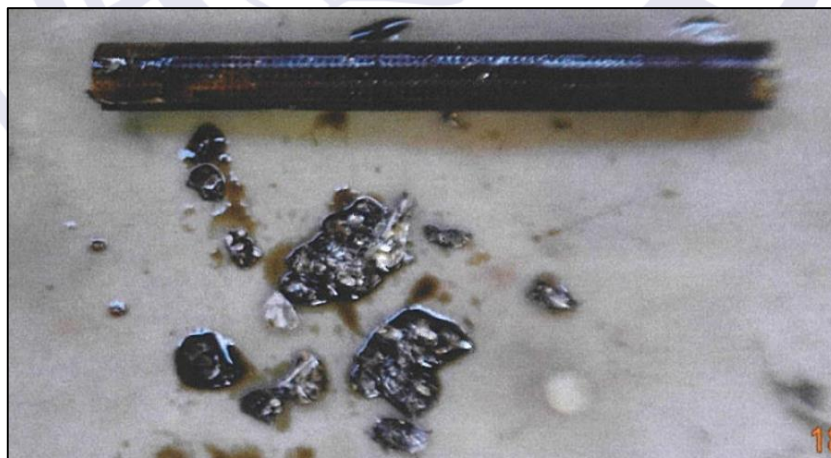


Figura 1 - Filtro do óleo primário (parte de cima da figura) e limalha encontrada no seu interior (abaixo).

Havia, também, a presença de limalha e fragmentos do contrapeso dinâmico no cárter, conforme Figura 2.

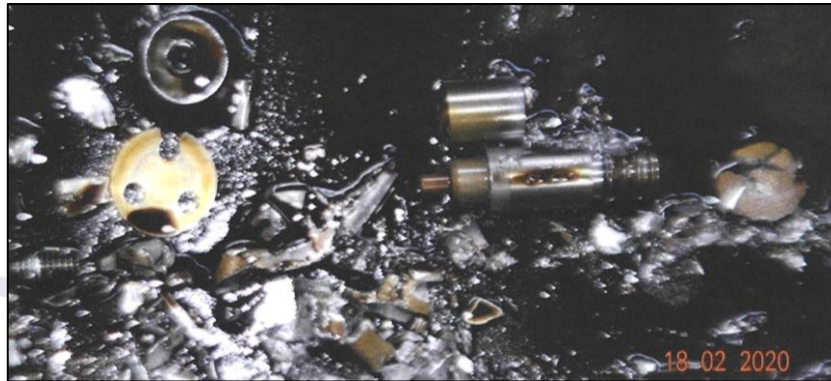


Figura 2 - Vista do interior do cárter com os componentes do contrapeso dinâmico.

O eixo de comando das válvulas estava rompido em consequência do impacto causado pela ruptura dos contrapesos dinâmicos. Para identificar o mecanismo de fratura ocorrido no eixo de manivelas, todos os fragmentos e partes dos componentes referentes ao eixo e aos contrapesos dinâmicos que puderam ser recuperados foram encaminhados ao laboratório da Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).

A análise revelou a presença de fadiga no “*bushing*” e, também, no eixo de manivelas, de forma que a quebra do “*bushing*”, devido à fadiga do material, desencadeou um desbalanceamento no conjunto que provocou a quebra do eixo de manivelas, conforme Figuras 3, 4 e 5.

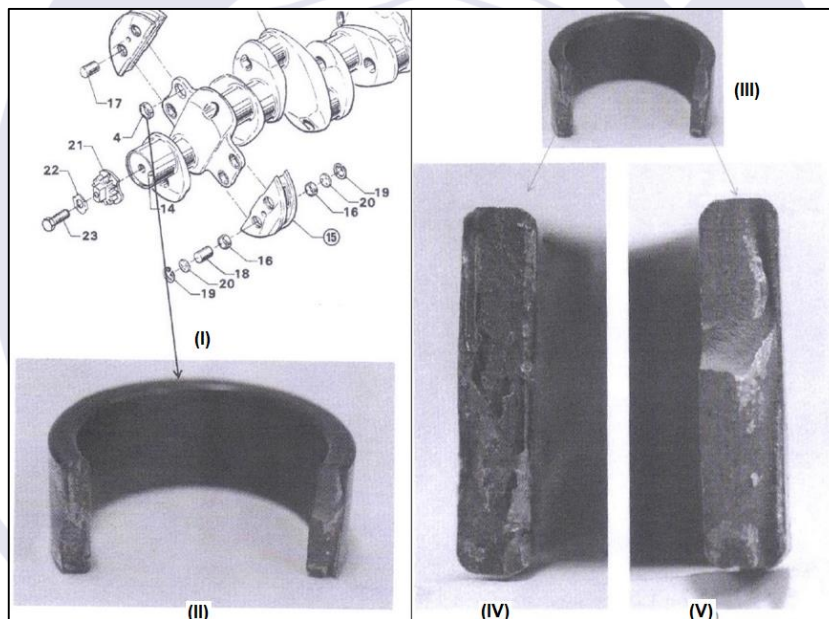


Figura 3 - (I) visão explodida dos componentes do virabrequim e seus elementos.
 (II) “*bushing*” com fratura. III visão geral do “*bushing*”.
 (IV) e (V) detalhe das superfícies fraturadas.

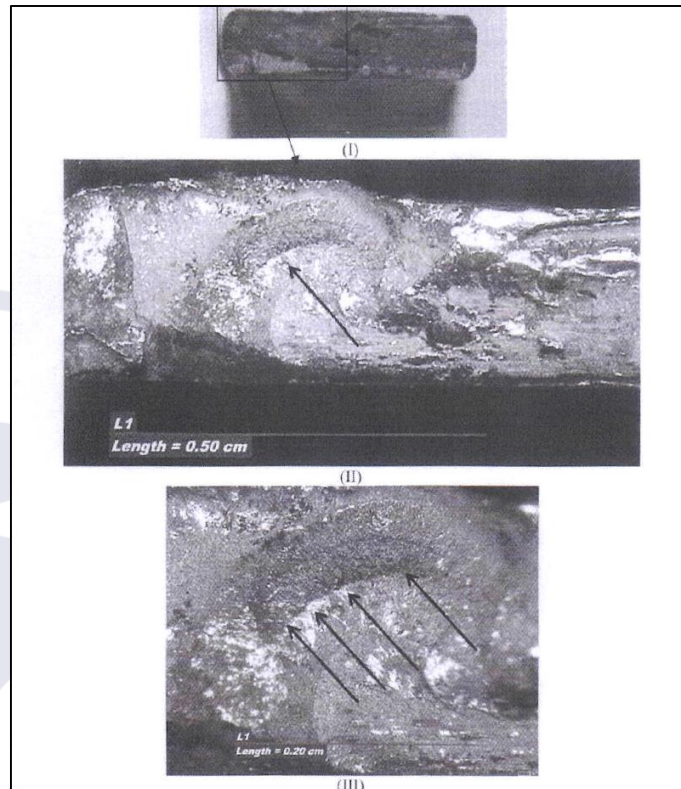


Figura 4 - (I) detalhe da fratura observada na imagem (IV) da Figura 3.
 (II) e (III) imagens de microscopia estereoscópica com marcas de praia (setas pretas)
 típicas de fraturas a partir de fadiga do material.

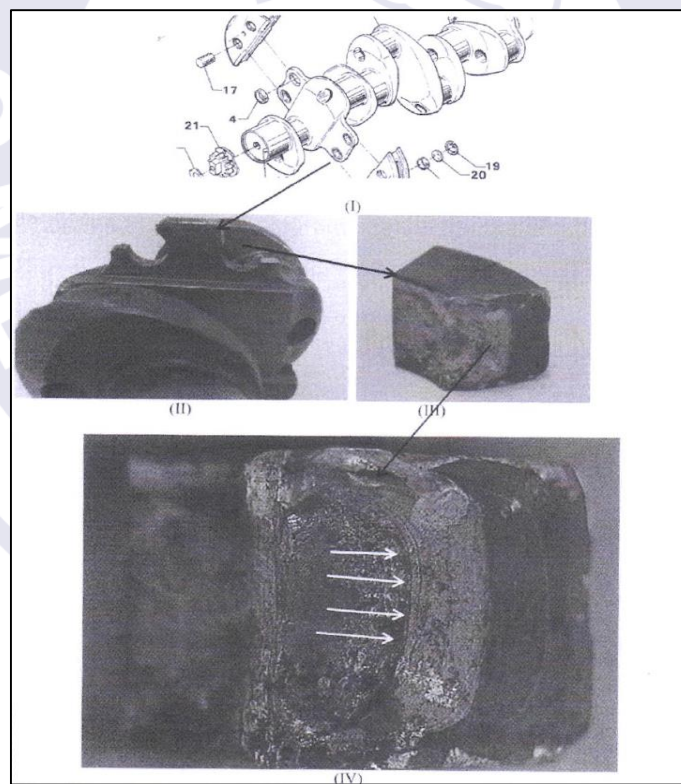


Figura 5 - (I) visão explodida dos componentes do virabrequim e seus elementos.
 (II) detalhe da região de fratura do eixo de manivelas.
 (III) fragmento retirado do eixo.
 (IV) superfície de fratura com marca de praia (setas brancas), característica de fratura a
 partir de fadiga do material.

Desta forma, verificou-se que a falha do motor estava relacionada com o desprendimento observado em um dos contrapesos dinâmicos, que por sua vez, foi provocado por fadiga na bucha (*bushing*) e no furo de seu alojamento, na aba do eixo de manivelas.

As rupturas desses componentes permitiram a abertura do contrapeso dinâmico por ação da força centrífuga, de forma que a consequência disso foi a colisão do contrapeso em questão contra o bloco do motor, perfurando-o e danificando os cilindros 5 e 6. Além disso, essa abertura também provocou a ruptura do eixo de comando de válvula, causando a parada imediata do motor (Figura 6).



Figura 6 - Ruptura do bloco do motor entre os cilindros 5 e 6.

As buchas do eixo de manivelas (*Crankshaft Bushing*), PN 73810, eram itens de troca obrigatória durante a revisão geral. De acordo com o documento SEGV00-003 N° TNG-079A-D1/2012, as buchas dos contrapesos teriam sido trocadas durante a última revisão geral ocorrida há, aproximadamente, sete anos, tendo o motor operado por cerca de 562 horas nesse período.

O motor ainda possuía cerca de 1.000 horas ou 5 anos disponíveis até a próxima revisão e, segundo a documentação dessa revisão, todas as partes mandatárias, previstas no *Service Bulletin* N° 240W, haviam sido substituídas, dentre as quais as buchas dos contrapesos do eixo de manivelas.

A análise realizada no motor elucidou que o fator desencadeante para o seu colapso foi a quebra da bucha de um contrapeso decorrente de um processo de fadiga de material. Todavia, não foi possível identificar os fatores que levaram ao surgimento desse processo de fadiga.

3. CONCLUSÕES

3.1. Fatos

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave possuía uma Autorização Especial de Voo (AEV) válida;

- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice não estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) durante operação, houve a parada brusca do motor em voo;
- i) o relatório do DCTA indicou que houve fadiga na bucha (*bushing*) do contrapeso do eixo de manivelas do motor e no furo de seu alojamento;
- j) a quebra da bucha permitiu a abertura do contrapeso dinâmico por ação da força centrífuga;
- k) o desprendimento do contrapeso causou a perfuração do bloco do motor e os danos nos cilindros 5 e 6;
- l) foi realizado um pouso forçado sobre a lavoura;
- m) a aeronave teve danos substanciais; e
- n) o piloto saiu ileso.

3.2 Fatores Contribuintes

- Indeterminados.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não há.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS

Nada a relatar.

Em, 30 de março de 2023.