



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).

RELATÓRIO FINAL SIMPLIFICADO

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS

DADOS DA OCORRÊNCIA				
DATA - HORA	INVESTIGAÇÃO	SUMA Nº		
12AGO2017 - 20:00 (UTC)	SERIPA VI	A-103/CENIPA/2017		
CLASSIFICAÇÃO	TIPO(S)	SUBTIPO(S)		
ACIDENTE	[SCF-PP] FALHA OU MAU FUNCIONAMENTO DO MOTOR	FALHA DO MOTOR EM VOO		
LOCALIDADE	MUNICÍPIO	UF	COORDENADAS	
AERÓDROMO DE LUZIÂNIA (SWUZ)	LUZIÂNIA	GO	16°15'41"S	047°58'06"W

DADOS DA AERONAVE		
MATRÍCULA	FABRICANTE	MODELO
PU-MON	CONSTRUTOR AMADOR	EXCEL CARGO
OPERADOR	REGISTRO	OPERAÇÃO
PARTICULAR	PET	PRIVADA

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	-	-	Substancial	
							X Destruída	
Terceiros	-	-	-	-	-	-	Desconhecido	

1.1. Histórico do voo

A aeronave decolou do Aeródromo Brigadeiro Araripe Macedo (SWUZ), Luziânia, GO, com destino ao Aeródromo Botelho (SIQE), Brasília, DF, por volta das 20h00min (UTC), a fim de realizar voo de traslado, com um piloto a bordo.

Cerca de um minuto após a decolagem, a aeronave apresentou falha no motor. O piloto tentou retornar à pista. Nessa tentativa, a aeronave colidiu contra o solo.



Figura 1 - Vista do PU-MON após a colisão contra o solo.

A aeronave ficou destruída. O piloto sofreu lesões graves e faleceu três dias após o acidente.

2. ANÁLISE (Comentários / Pesquisas)

Tratava-se de um voo de traslado entre SWUZ e SIQE, com um piloto a bordo.

O piloto possuía a licença de Piloto Privado-Avião (PPR) e estava com a habilitação de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) válida.

O piloto possuía pouca experiência no modelo, porém estava qualificado para o tipo de voo.

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual.

A aeronave, matrícula PU-MON, modelo Excel Cargo, número de série (SN) EXC - 025, foi fabricada em 2010 e estava inscrita na Categoria de Registro Privada - Experimental (PET).

O Certificado de Autorização de Voo Experimental (CAVE) estava válido.

A aeronave cumpria os limites de peso no momento da decolagem.

A aeronave estava com seu Relatório de Inspeção Anual de Manutenção (RIAM) válido no momento da ocorrência.

Não foram apresentados os registros de manutenção da aeronave.

O aeródromo Brigadeiro Araripe Macedo (SWUZ) era público e operava sob regras de voo visual (VFR). A pista era de asfalto, com cabeceiras 11/29, dimensões de 1.200 x 20 m, com elevação de 3.268 ft.

Após o pouso em SWUZ, foi efetuado o abastecimento total dos tanques da aeronave. A requisição de combustível indicou que a aeronave foi abastecida com 50 litros de gasolina de aviação (AvGas).

Após o término do abastecimento, o piloto acionou o motor, realizou o táxi e efetuou a decolagem a partir da cabeceira 11. Cerca de 2 minutos após a decolagem, a aeronave colidiu contra o solo nas proximidades da lateral da mesma cabeceira onde tinha decolado, porém, com sentido de voo de, aproximadamente, 290°.

O *Global Positioning System* (GPS) do PU-MON teve os dados do último voo extraídos em bancada. Constatou-se que ele decolou da cabeceira 11 do Aeródromo de Luziânia, voou 57 segundos, mantendo o eixo da pista e sua velocidade aumentou até 130 km/h. A aeronave atingiu 3.416 ft e iniciou uma curva à direita, ainda em ascensão, aumentando sua velocidade. Após 1 minuto e 24 segundos da decolagem, verificou-se um decréscimo na sua velocidade e altitude. Nesse instante, a aeronave encontrava-se com velocidade de 147 km/h e altitude de 3.616 ft.

A partir desse ponto, provavelmente, ocorreu a perda de potência, visto que a velocidade e altitude decresceram. Infere-se que a falha não tenha sido repentina, mas gradual, já que o PU-MON teve energia suficiente para retornar à pista. Tal fato foi corroborado pelo perfil da trajetória de voo e pela característica das inconformidades encontradas por ocasião da análise do motor.

O piloto continuou a curva pelo seu lado direito, aproando a pista, aparentemente, para tentar o pouso no sentido contrário (290°). Pelos dados do GPS, foi possível verificar que o piloto aproximou para o segundo terço da pista, no sentido 29.

Foi relatado por outro piloto, que estava ministrando instrução, que no momento em que ele se encontrava na final para pouso na cabeceira 11, visualizou o PU-MON em sentido contrário. De imediato, o instrutor, ainda em voo, posicionou sua aeronave paralelamente à direita da pista e aguardou a passagem do PU-MON.

Nesse momento, o piloto do PU-MON optou por uma manobra a baixa altura, colocando sua aeronave à direita da pista, para evitar a colisão frontal entre ambas aeronaves. Assim, passados 1 minuto e 57 segundos da decolagem, a aeronave, distante 30 metros da pista e no través da cabeceira 11, colidiu contra o solo (Figura 2).



Figura 2 - Trajetória aproximada do PU-MON até o impacto.

Constatou-se que, após o impacto, a aeronave tendeu a girar no sentido anti-horário. Observou-se, também, que a colisão não ocorreu de maneira totalmente frontal.

Sendo assim, o piloto, que estava afivelado por um cinto de segurança de três pontos, deslizou lateralmente pela parte do cinto que passava do ombro esquerdo até a lateral direita da cintura, fazendo com que ele fosse projetado de encontro ao painel da aeronave, vindo a sofrer traumatismos nos ossos da face.

O motor ROTAX GMBH, SN 4418125, que equipava a aeronave, foi analisado em bancada, em oficina especializada.

O filtro de combustível foi verificado, não sendo identificado qualquer tipo de entupimento. As bombas elétricas de combustível foram testadas em bancada, não sendo encontradas discrepâncias.

Foi verificado que o carburador apresentava duas juntas na sua tampa. Entretanto, todos os orifícios de passagem de combustível estavam desobstruídos. Assim, essa discrepância não foi suficiente para provocar um mau funcionamento do motor.

Por ocasião da Ação Inicial, a equipe do SERIPA VI marcou a posição da válvula seletora de combustível. Foram testadas, tanto a válvula posicionada no tanque esquerdo, quanto no tanque direito. Constatou-se que a válvula apresentava resistência ao movimento quando girada no sentido do tanque direito para o tanque esquerdo. Nessa situação, o fluxo de combustível era menor do que quando girada no sentido contrário.

Notou-se, também, que a válvula apresentava um *click* quando estava na posição 100% aberta em tanque esquerdo ou direito. Além disso, apresentava um *click* em posição intermediária entre o tanque esquerdo e a posição fechada. Após essas constatações, a válvula foi desmontada.

Na desmontagem foi observado que havia uma fratura no componente polimérico interno que se estendia da borda do furo do pino trava da haste central até o entalhe da válvula. (Figura 3).



Figura 3 - Válvula de Combustível danificada.

No interior da válvula havia uma arruela com entalhe em “V”, responsável pelo correto posicionamento da seletora. Quando o entalhe da arruela encaixava no entalhe existente na válvula de combustível, era possível sentir e ouvir o *click*. Com isso, havia a garantia de que a janela de passagem de combustível estava alinhada com a janela oriunda do tanque, garantindo, também, a interrupção do combustível quando ela estivesse na posição fechada (Figura 4).



Figura 4 - Válvula com o eixo central montado juntamente com a arruela na posição correta do *click*.

Quando se girava a seletora no sentido tanque esquerdo, era sentido e ouvido um falso *click*, pois o “V” da arruela descia bruscamente sobre o pino trava da haste central. Nessa condição, o fluxo de combustível que alimentava o motor ficava restrito a um pequeno espaço (Figura 5).



Figura 5 – Espaço para passagem de combustível na válvula, correspondente a posição do falso *click*.

Um novo teste de vazão foi realizado com a seletora nessa posição, sendo constatado que a área de passagem de combustível permanecia, aproximadamente, 80% bloqueada.

Assim, o resultado da inspeção e desmontagem do respectivo motor foi consubstanciado em um Relatório elaborado pela Subdivisão de Engenharia da Divisão de Propulsão Aeronáutica do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), cuja conclusão, em linhas gerais, revelou que:

A causa para a falha do motor está relacionada com ruptura e desprendimento de parte do material polimérico da válvula de combustível, no interior da seletora. Essa válvula, ao ser girada, o “V” da arruela trava pode ter ficado em uma posição intermediária junto ao pino trava da haste central. Com isso, poder-se-ia ouvir e sentir um “*click* falso”. Portanto, fora do entalhe que garantia o correto posicionamento das janelas de passagem de combustível que alimenta motor. Essa condição intermediária permitiu o desalinhamento entre as janelas já citadas com conseqüente redução da área de passagem de combustível que alimenta o motor. O motor consumiu o combustível das cubas de ambos os carburadores de modo gradativo. Pelo fato de não haver a reposição necessária do combustível, houve a perda de potência do motor devido às falhas resultantes da falta de combustível.

A análise da fratura do componente polimérico da válvula revelou que o rompimento foi causado por fadiga.

Dessa forma, inferiu-se que o piloto pode ter colocado a seletora de combustível em posição fechada para proceder ao abastecimento. Ao término do abastecimento, o piloto girou a seletora para a posição tanque esquerdo, porém, girou até a posição do falso *click*, não percebendo o equívoco. A posição do falso *click* foi comparada com a posição da seletora encontrada por ocasião da ação inicial, e essas posições coincidiam (Figura 6).



Figura 6 - Posição da seletora de combustível.

Durante o táxi, o consumo de combustível era baixo, portanto, não houve problemas. Porém, no instante que se iniciou a decolagem, houve um aumento de consumo de combustível, em torno de 40 litros/hora.

Com a restrição da passagem de combustível, o motor consumiu quase todo o volume de combustível das linhas, filtros, bombas e cubas dos carburadores. Como não havia fluxo de combustível no volume necessário, o nível das cubas foi reduzido, gradativamente, tendo em vista que o consumo do motor era maior que a quantidade de combustível que estava sendo reposta. A consequência foi a perda de potência do motor, devido à falta de combustível na linha de alimentação do motor.

Tanto o sistema de ignição quanto os demais componentes do motor não apresentaram falhas ou evidências de danos ou anormalidades que pudessem provocar mau funcionamento do motor.

Os danos encontrados na hélice também evidenciaram a falta de potência do motor no instante da colisão da aeronave contra o solo.

Uma amostra do óleo do motor, recolhida no cárter, foi enviada para análise na Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP) e apresentou resultados compatíveis para o tipo de motor que equipava a aeronave.

Foram colhidas amostras de combustível dos tanques das asas e também do tanque de glissagem da aeronave. As especificações do combustível das três amostras não apresentavam alteração.

A falha de motor após a decolagem em um monomotor requer a imediata tomada de decisão por parte do piloto quanto à viabilidade de se tentar o retorno à pista ou pousar em frente. Na maioria dos casos, os fabricantes recomendam o pouso em frente, pois a curva de retorno somente deve ser realizada em condições conservativas.

A tentativa de regresso à pista sem altura suficiente, sem conhecimento da velocidade e da inclinação recomendadas aumenta os riscos da ocorrência de um estol e/ou da entrada inadvertida em parafuso.

Como no caso em tela, a execução de manobras em baixa altura e com baixa velocidade podem trazer consequências irreversíveis. Neste acidente, houve a tentativa de uma evasiva próxima ao solo, que acarretou a colisão da aeronave contra o terreno.

São vários os parâmetros que devem ser levados em consideração para a execução de uma curva de regresso após a decolagem. Para isso, não existe improviso, ou seja, esses valores devem ser de conhecimento do piloto antes da decolagem, pois, caso ocorra uma falha de motor, a decisão de pousar em frente ou retornar à pista deve ter sido previamente planejada.

Parâmetros como: altura mínima para execução da curva; características de planeio; razão de afundamento; velocidade de estol; ângulo de inclinação e sentido da curva; direção e intensidade do vento; devem ser previamente conhecidos, sob pena de não se obter êxito na manobra.

Uma aeronave de construção amadora, via de regra, não disponibiliza parâmetros de certificação que permitam fazer esses cálculos. Assim, a tentativa de regresso à pista de decolagem não deve ser tentada, a menos que o pouso no terreno à frente demonstre ser impeditivo.

Qualquer tentativa de curva de reversão em altura inferior a 500 ft deve ser evitada, pois, nessa condição, o local de pouso já deve ter sido selecionado, uma vez que as margens de segurança estão sensivelmente reduzidas para se realizar uma curva.

3. CONCLUSÕES

3.1. Fatos

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com as habilitação de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) válida;
- c) o piloto possuía pouca experiência, porém estava qualificado para o tipo de voo;
- d) a aeronave estava dentro dos limites de peso estabelecidos pelo fabricante;
- e) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- f) o Certificado de Autorização de Voo Experimental (CAVE) estava válido;
- g) o Relatório de Inspeção Anual de Manutenção (RIAM) estava válido;
- h) os testes nas amostras de combustível e do óleo do motor não apresentaram anormalidades;
- i) havia uma fratura, por fadiga, no componente polimérico interno da válvula de combustível;
- j) o teste de vazão realizado com a seletora na posição de "falso *click*" revelou que a área de passagem de combustível permanecia, aproximadamente, 80% bloqueada;
- k) a causa para a falha do motor está relacionada com ruptura e desprendimento de parte do material polimérico da válvula de combustível, no interior da seletora;
- l) o piloto tentou retornar à pista, mas havia outra aeronave para pouso na cabeceira 11;
- m) o piloto fez uma manobra a baixa altura e colidiu contra o terreno, a aproximadamente 30 metros da pista, no través da cabeceira oposta do aeródromo;
- n) a aeronave ficou destruída; e
- o) o piloto faleceu três dias após o acidente.

3.2 Fatores Contribuintes

- Atitude - contribuiu;
- Aplicação dos comandos - contribuiu;
- Atenção - indeterminado;
- Equipamento - características ergonômicas - indeterminado;
- Julgamento de pilotagem - contribuiu;
- Manutenção da aeronave - indeterminado;
- Pouca experiência do piloto - indeterminado;
- Processo decisório - contribuiu.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:

A-103/CENIPA/2017 - 01

Emitida em: 17/09/2021

Avaliar a pertinência de atuar junto ao fabricante da aeronave, no sentido de verificar a resistência quanto ao desgaste do material utilizado na seletora de combustível da aeronave, buscando orientá-lo para a melhoria do projeto, mesmo se tratando de uma aeronave experimental.

A-103/CENIPA/2017 - 02

Emitida em: 17/09/2021

Divulgar os ensinamentos contidos na presente investigação, com o intuito de alertar os pilotos de aeronaves monomotoras para os perigos associados à tentativa de se executar o retorno à pista, durante uma falha de motor após a decolagem.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS

Nada a relatar.

Em, 17 de setembro de 2021.