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 Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e ao Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando à 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 Nº**
31mar2021 - 14:00 (UTC)	SERIPA VI	A-052/CENIPA/2021

CLASSIFICAÇÃO	TIPO(S)
ACIDENTE	[SCF-PP] FALHA OU MAU FUNCIONAMENTO DO MOTOR [LOC-I] PERDA DE CONTROLE EM VOO

LOCALIDADE	MUNICÍPIO	UF	COORDENADAS	
AERÓDROMO DE TANGARÁ DA SERRA (SWTS)	TANGARÁ DA SERRA	MT	14°40'19"S	057°26'26"W

DADOS DA AERONAVE		
MATRÍCULA	**FABRICANTE**	**MODELO**
PR-ZJW	INPAER	*EXPLORER*

OPERADOR	REGISTRO	OPERAÇÃO
PARTICULAR	PET	PRIVADA

PESSOAS A BORDO / LESÕES / DANOS À AERONAVE									
A BORDO		**LESÕES**					**DANOS À AERONAVE**		
		Ileso	Leve	Grave	Fatal	Desconhecido		
Tripulantes	1	-	-	-	1	-		Nenhum
Passageiros	1	-	-	-	1	-		Leve
Total	**2**	**-**	**-**	**-**	**2**	**-**		Substancial
							X	Destruída
Terceiros	-	-	-	-	-	-		Desconhecido

1.1. Histórico do voo

A aeronave decolou do Aeródromo de Tangará da Serra (SWTS), MT, com destino ao Aeródromo de Cáceres (SWKC), MT, por volta das 13h56min (UTC), a fim de realizar um voo privado, com um piloto e um passageiro a bordo.

Após a decolagem da cabeceira 18 de SWTS, o motor da aeronave apresentou falhas em seu funcionamento e o piloto tentou executar um retorno à pista. Durante o procedimento, a aeronave impactou contra uma viga de concreto de uma cerca de alambrado e, em seguida, contra o solo.

A aeronave ficou destruída. O piloto e o passageiro sofreram lesões fatais.

2. ANÁLISE (Comentários / Pesquisas)

O Piloto em Comando (PIC) possuía a Licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava como as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE), Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas. Ele realizou o último cheque operacional em 13MAIO2020 e possuía experiência para a realização do voo.

Seu Certificado Médico Aeronáutico (CMA) estava válido. De acordo com os dados apurados na Caderneta Individual de Voo Digital, constantes no Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil (SACI) da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), na data do acidente, o PIC possuía registrado um total de 308 horas e 4 minutos de voo, das quais 93 horas e 6 minutos foram na aeronave PR-ZJW, sendo que o último voo registrado em um avião da classe monomotor datava de 30MAR2021. Verificou-se, também, que ele já havia operado anteriormente a aeronave na rota SWTS-SWKC.

A aeronave modelo *Explorer*, *Serial Number* (SN - número de série) EXP-105, foi construída pela Indústria Paulista de Aeronáutica Ltda. (INPAER), no ano de 2015. Ela possuía 264 horas e 40 minutos totais no momento da ocorrência. Realizou a última inspeção, do tipo “50 horas”, com profissional credenciado, em Tangará da Serra, MT e a do tipo “100 horas”, também com profissional credenciado, nas dependências da empresa INPAER, em Campinas, SP, conforme o previsto pelo seu fabricante, tendo voado 17 horas e 5 minutos e 73 horas e 40 minutos, respectivamente, após a realização dessas inspeções.

O seu Certificado de Autorização de Voo Experimental (CAVE), n° 355-ANAC/2020, estava válido e a aeronave operava dentro dos limites de peso e balanceamento.

O local da ocorrência era desprovido de estação meteorológica.

Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeródromo Marechal Rondon (SBCY), Cuiabá, MT, distante 179 km do local do acidente, indicava as seguintes mensagens:

METAR SBCY 311300Z 16008KT CAVOK 28/22 Q1013=

METAR SBCY 311400Z 15007KT 9999 SCT020 29/23 Q1013=

Segundo o METAR, as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, com visibilidade superior a 10 km e ausência de nuvens significativas.

A imagem do espectro infravermelho para o dia 31MAR2021, às 11h00min (UTC), evidenciou a ausência de formações meteorológicas significativas no horário e local da ocorrência.

As condições meteorológicas presentes apontavam que não havia nuvens, nem restrições de teto e visibilidade (Figura 1).

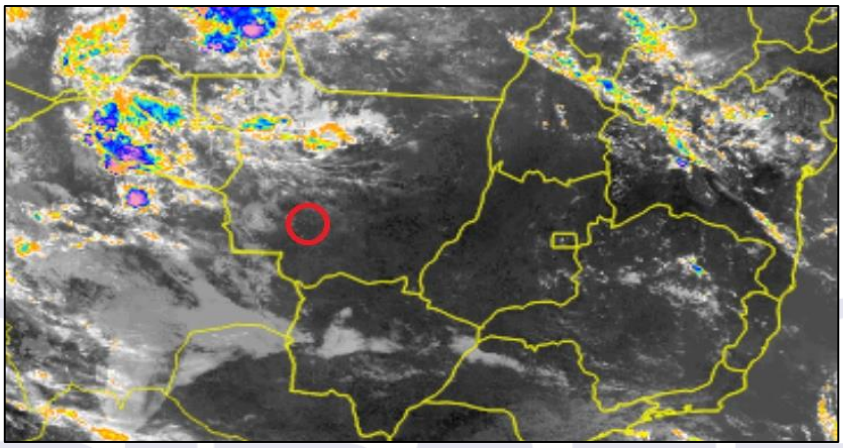


Figura 1 - Imagem do espectro infravermelho para o dia 31MAR2021, às 11h00min (UTC). Fonte: Adaptado da Rede de Meteorologia do Comando da Aeronáutica (https://www.redemet.aer.mil.br/).

No dia do acidente, a aeronave decolou de SWTS, às 13h56min (UTC), a fim de ser transladada para SWKC. Nessa ocasião, ela estava abastecida com 170 litros de Gasolina de Aviação (AvGas).

Somando-se o peso do combustível, o peso básico da aeronave, o do PIC e o do passageiro, obteve-se o valor de 1.078,2 kg como peso de decolagem, que estava dentro do peso máximo de decolagem estipulado pelo seu fabricante, que era de 1.500 kg.

Segundo relatos e, de acordo com dados extraídos do *Electronic Flight Instrument System* (EFIS - sistema eletrônico de instrumentos de voo) instalado na aeronave, marca *Dynon*, modelo EFIS-D100, verificou-se que a aeronave decolou da cabeceira 18 de SWTS.

A altitude registrada pelo equipamento nessa cabeceira foi 1.515 ft e a rotação ocorreu com a velocidade de 62,5 kt.

A reta de decolagem foi mantida por 33 segundos. Logo após, o PIC executou curva à direita até a proa 226°, onde continuou a subida até 1.760 ft, nivelando a aeronave e acelerando até 99,75 kt.

A seguir, foi realizada uma curva de grande inclinação (atingindo 70°) à esquerda, possivelmente com a intenção de realizar um retorno à pista.

O Manual de Operação do Piloto, n° MO 01, Rev. 3, trazia as seguintes velocidades máximas de estol com peso máximo de decolagem (Figura 2).

5.2– VELOCIDADES MÁXIMA DE ESTOL EM PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM	
Velocidade de estol com flaps estendidos	VS0 = 63 mph / 55 knots
Velocidade de estol com flaps retraídos	VS1 = 75 mph / 65 knots

Figura 2 - Velocidade máxima de estol.
Fonte: Adaptado do Manual de Operação do Piloto, n° MO 01, Rev. 3, pág. 19, INPAER.

Com os dados extraídos do EFIS, foi possível fazer algumas análises referentes às inclinações e velocidades atingidas durante a trajetória apresentada em linha contínua na Figura 3.

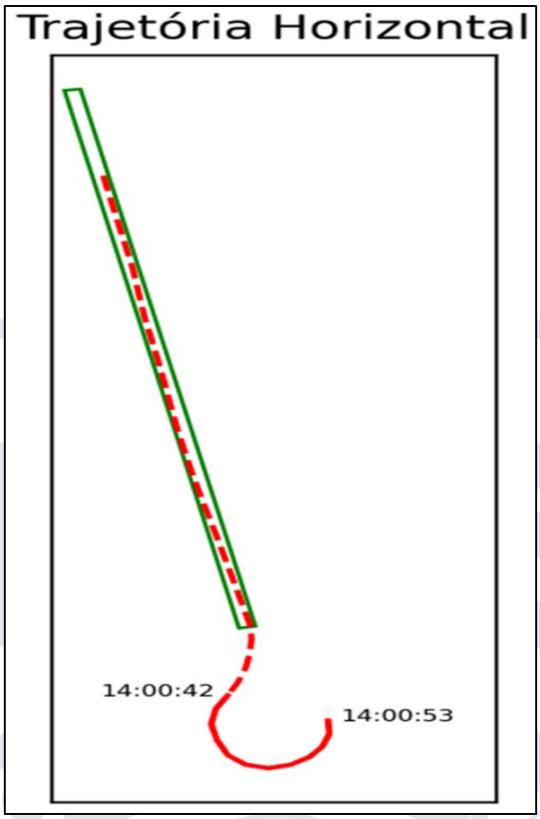


Figura 3 - Linha contínua indicando a trajetória avaliada.

Com os dados obtidos, pôde-se confeccionar os gráficos de inclinações e de velocidade indicada x de estol, na trajetória analisada (Figura 4).

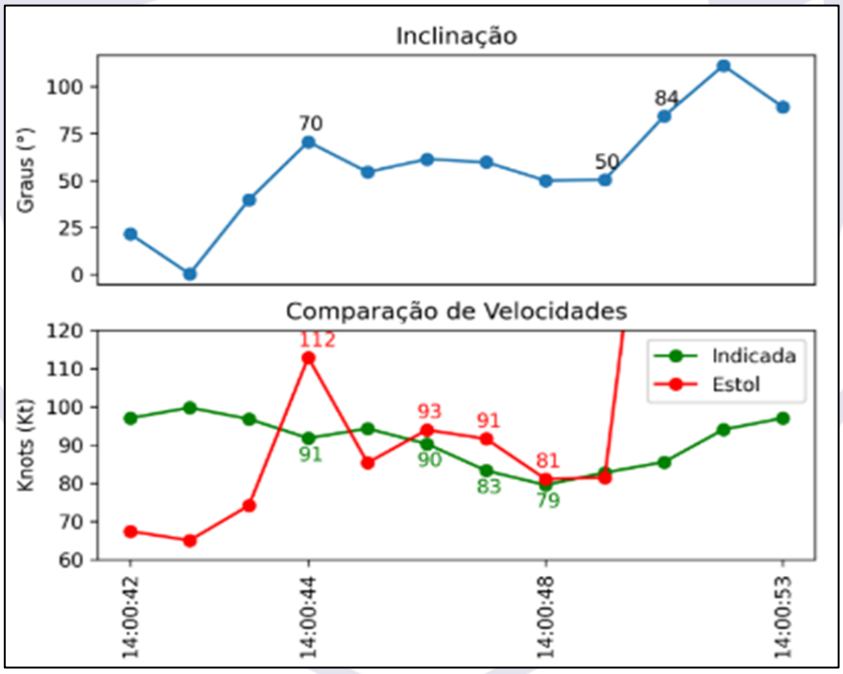


Figura 4 - Gráficos de inclinação da aeronave e de comparação das velocidades de estol x velocidade indicada.

Assim, observou-se que, em diversos momentos, a velocidade indicada estava abaixo da velocidade de estol. Especificamente durante o segmento avaliado, a aeronave apresentou velocidade indicada inferior à esperada para as condições de voo. Essa constatação é relevante, pois a operação com uma velocidade próxima da velocidade de estol pode comprometer, significativamente, a controlabilidade da aeronave.

A aeronave não chegou até a pista e impactou, inicialmente, contra uma cerca de alambrado, com 2,40 m de altura, localizada a 437,34 m da cabeceira 36 e alinhada a, aproximadamente, 10° com o seu prolongamento. O impacto ocorreu 10 segundos após o início do retorno à pista, estando com a velocidade de 97 kt e a 1.705 ft de altitude.

Figura 5 - Trajetória da aeronave.
Fonte: adaptado do *Google Earth,* 2022.

Após colidir contra o alambrado (Figura 6), a aeronave impactou o solo e a parada total ocorreu a 13 m de distância da cerca (Figura 7).

Figura 6 - Vista do local do primeiro impacto, na cerca de alambrado.

Figura 7 - Vista da aeronave após a parada total.

De acordo com relatos, nos momentos que precederam o impacto, foi possível ouvir uma redução do ruído gerado pelo motor da aeronave, o que foi atribuído por eles como uma suposta falha.

Momentos após o impacto, algumas imagens da aeronave foram realizadas por terceiros, que foram compartilhadas com a Comissão de Investigação do Sexto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SERIPA VI). Chamou a atenção o fato de as duas capas de proteção (bloqueios das entradas de ar do motor terem sido encontradas próximas aos respectivos dutos de entrada de ar (Figura 8).

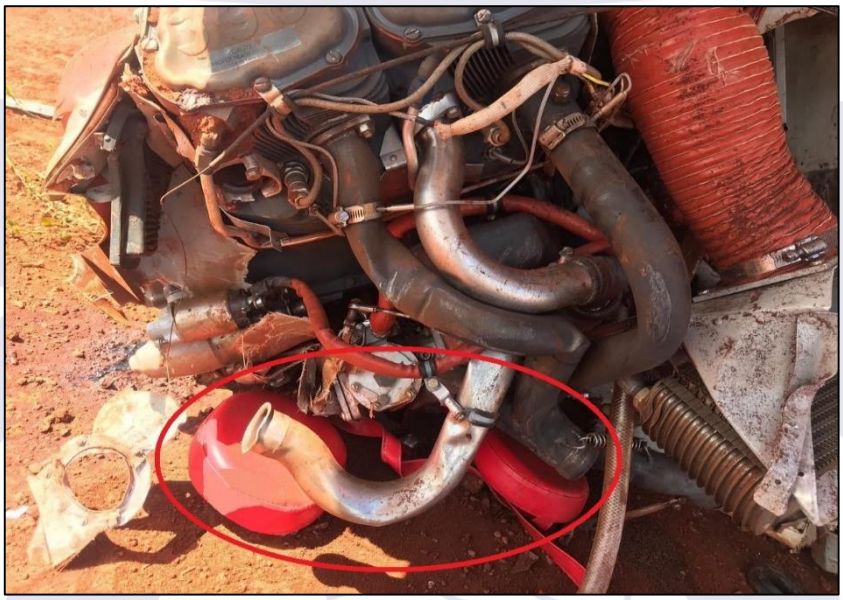


Figura 8 - Vista das duas capas de proteção do motor (bloqueios), momentos após o acidente.

Cabe ressaltar que o local destinado para guardar as capas, quando não estavam protegendo a entra de ar do motor, era localizado na seção traseira da aeronave.

O procedimento de análise do motor da aeronave foi realizado nas dependências da INPAER e foi executado por especialistas dessa empresa, acompanhados por profissionais do SERIPA VI.

O motor, modelo YIO-390-EXP10, SN EL-403-80E, não era certificado, foi fabricado pela *Lycoming Engines* e possuía 264 horas e 40 minutos de operação, desde novo.

A injetora de combustível e o sensor do *fuel flow* foram testados e apresentaram normalidade em seus respectivos funcionamentos. Os magnetos direito e esquerdo não apresentaram discrepâncias nos testes realizados.

A desmontagem do motor sinalizou que o sistema de lubrificação estava operando normalmente e que os seus componentes estavam devidamente lubrificados. O eixo do virabrequim girou livremente. O comando de válvulas apresentou condições normais de funcionamento. Os pistões apresentaram características normais de carbonização.

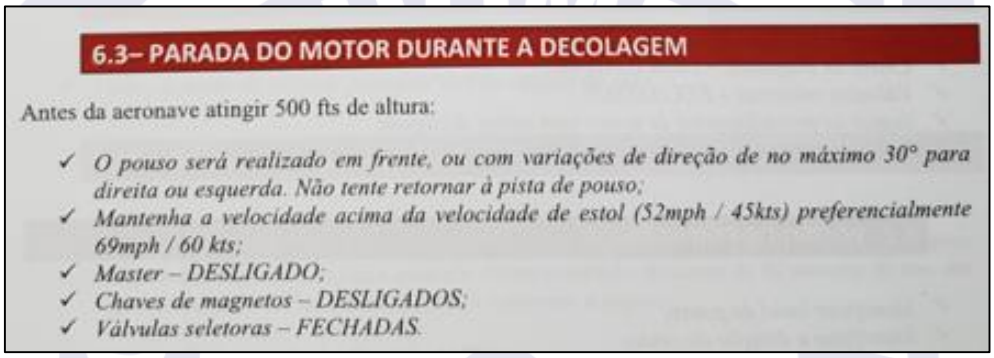
De forma geral, os componentes internos do motor apresentaram bom estado de conservação e não foram encontrados indícios de quebras ou anomalias que pudessem ter gerado a sua parada ou perda de potência.

A hélice instalada, fabricada pela *Hartzell Propellers,* modelo HC-C2YR-1BF, SN B17512B, era certificada; foi verificada visualmente e suas características apontaram que o motor não estava desenvolvendo potência significativa na ocasião do impacto (Figura 9).

Figura 9 - Vista da hélice da aeronave.

É importante destacar que, de acordo com o Manual de Operação do Piloto, n° MO 01, Rev. 3, pág. 27, INPAER, o retorno à pista era recomendado acima de 500 ft de altitude (Figura 10). No entanto, conforme os dados do EFIS, a aeronave estava a uma altitude de apenas 245 ft no momento da tentativa de retorno à pista.

Essa discrepância entre a recomendação do manual e a altitude real da aeronave durante o retorno à pista pode ter impactado negativamente na condução da manobra e na tentativa de alcançar a pista com segurança.



6.3– PARADA DO MOTOR DURANTE A DECOLAGEM

Antes da aeronave atingir 500 fts de altura:

- ✓ *O pouso será realizado em frente, ou com variações de direção de no máximo 30° para direita ou esquerda. Não tente retornar à pista de pouso;*
- ✓ *Mantenha a velocidade acima da velocidade de estol (52mph / 45kts) preferencialmente 69mph / 60 kts;*
- ✓ *Master – DESLIGADO;*
- ✓ *Chaves de magnetos – DESLIGADOS;*
- ✓ *Válvulas seletoras – FECHADAS.*

Figura 10 - Procedimentos para a parada do motor durante a decolagem.
Fonte: Manual de Operação do Piloto, n° MO 01, Rev. 3, pág. 27, INPAER.

Adicionalmente, não foram identificados registros de treinamento específico para a realização de retorno à pista no histórico do PIC. Essa ausência de treinamento pode ter influenciado na condução da manobra durante a tentativa de retorno à pista após a falha do motor.

O impacto contra a cerca de alambrado sugere que a manobra de retorno à pista não foi concluída com sucesso, resultando em consequências adversas.

Outrossim, durante a realização da ação inicial, verificou-se que havia uma extensa área adjacente cultivada com plantação de milho, propícia à realização de um pouso forçado, que poderia ter sido utilizada.

Considerando-se os elementos factuais expostos no presente relatório, pode-se atribuir como hipótese mais provável para a ocorrência da falha do motor da aeronave a sua possível operação com as duas proteções da entrada de ar instaladas, que podem ter diminuído, ou impedido, a entrada do fluxo de ar necessário à adequada operação do motor.

O Manual de Operação do Piloto estipulava, em seu item 7.3 - *Check List (Walk Around)*, pág. 32, que fosse verificada a desobstrução da entrada de ar do motor (Figura 11).

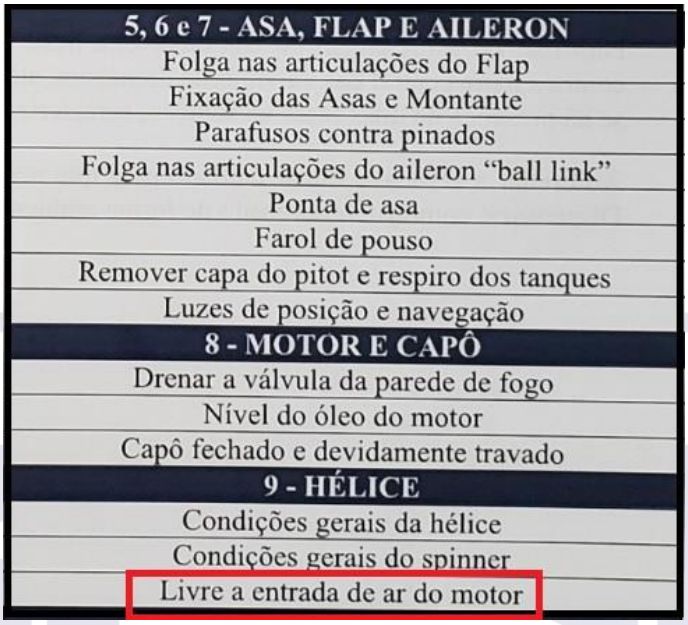


Figura 11 - Procedimentos Normais, item 7.3 (*walk around*).
Fonte: Adaptado do Manual de Operação do Piloto, n° MO 01, Rev. 3, pág. 32, INPAER.

Ademais, ao perceber a falha do motor, foi realizada uma tentativa de retorno à pista com altura inferior a prevista e com velocidade próxima ou abaixo da de estol, o que pode ter comprometido significativamente a controlabilidade da aeronave.

3. CONCLUSÕES

3.1. Fatos

a) o PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;

b) o PIC estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE), Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;

c) o PIC possuía experiência no tipo de voo;

d) a aeronave estava com o Certificado de Autorização de Voo Experimental (CAVE) válido;

e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;

f) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice estavam atualizadas;

g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;

h) a aeronave decolou de SWTS para SWKC, a fim de realizar um voo privado;

i) logo após a decolagem de SWTS, o motor da aeronave apresentou falhas em seu funcionamento;

j) foi realizada uma tentativa de retorno à pista;

k) a aeronave colidiu contra uma cerca de alambrado, nas imediações da cabeceira 36 de SWTS;

l) as duas capas de proteção afetas às entradas de ar do motor (bloqueios) foram encontradas próximas aos respectivos dutos de entrada de ar do motor;

m) não foram encontradas evidências de danos ou anormalidades nos componentes do motor que possam ter contribuído com a sua falha;

n) a verificação visual na hélice indicou que o motor da aeronave não estava desenvolvendo potência significativa na ocasião do impacto;

o) a aeronave ficou destruída; e

p) o PIC e o passageiro sofreram lesões fatais.

3.2 <u>Fatores Contribuintes</u>

- Aplicação dos comandos - contribuiu;
- Instrução - indeterminado;
- Julgamento de pilotagem - contribuiu; e
- Planejamento do voo - contribuiu.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não há.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS

Nada a relatar.

Em 29 de outubro de 2024.