

## **NTSB emite alerta de segurança relativo à pá de hélice de alumínio, para prevenção de fraturas com inspeções e manutenção adequadas, em 02.05.24**

O NTSB publicou Alerta de Segurança (SA - *Safety Alert*) de abril 2024 - o de nº SA-090 - "*Aluminum Propeller Blades: Prevent Fractures with Proper Inspections and Maintenance*" (Pás de hélice de alumínio: prevenção de fraturas com inspeções e manutenção adequadas).

<https://www.ntsbt.gov/Advocacy/safety-alerts/Documents/SA090.pdf>

O texto inicia contextualizando com o item "O problema", com as seguintes (5) observações:

- 1 - as pás da hélice de alumínio podem ser suscetíveis a trincas e fraturas por fadiga se um pequeno corte, lasca ou ponto de corrosão na superfície ou bordo não for detectado e reparado durante inspeção pré-vôo ou manutenção de rotina. Tais danos podem concentrar o estresse das cargas normais de operação do avião, resultando no início e crescimento de trincas por fadiga seguidas de fratura da pá da hélice. O alumínio é mais comumente usado para pás de hélice de avião do que pás de hélice compostas ou de madeira.
- 2 - trinca por fadiga e a fratura da pá da hélice podem causar danos à fuselagem e ao motor e a uma possível perda de controle.



**Figure 1.** Nick in aluminum propeller blade. (Source: Hartzell Propellers)

Fig. 1 - corte/recorte/lasca em pá de hélice de alumínio

- 3 - qualquer avião operando em pista com piso não-preparado, ou não-melhorado, típico de aeródromo/campo de aviação em localidade remota, também corre alto risco de danos nas pás da hélice porque pedras soltas, cascalho ou detritos do piso rústico podem criar pequenos entalhes nas pás da hélice de alumínio que podem se transformar em grandes trincas por fadiga.
- 4 - aviões usados para aplicações de pulverização (uso agrícola) e operações costeiras podem correr maior risco de danos nas pás da hélice porque podem ser expostos a produtos químicos ou umidade carregada de cloreto (do sal do mar), respectivamente, que pode causar corrosão que leva à fratura da pá da hélice por trincas por fadiga.
- 5 - o não cumprimento de cronogramas de revisão recomendados pelo fabricante para pás de hélice de alumínio pode possibilitar na implantação de um quadro de trinca por fadiga não-detectada e separação de lâmina.

O documento lista 4 ações de alcance por operadores e pilotos, a saber:

- em inspeções pré-voo, todas as áreas de pá de hélice deverão ser examinadas em busca de danos, como corte/recorte, lasca ou ponto de corrosão, incluindo as duas faces (posterior e anterior) e, em especial, o bordo de ataque. Encaminhe quaisquer descobertas a um mecânico qualificado para inspeção e reparo antes do próximo (novo) voo.
- após qualquer trabalho (de manutenção) de hélice, um segundo técnico deve inspecionar o serviço. Se alguma pá da hélice precisar ser reparada, um segundo mecânico deverá inspecionar o trabalho, se estiver disponível, ou um próprio operador/piloto deverá inspecionar. Dependendo do tipo de reparo, outro piloto também poderá inspecionar.
- considerar o aumento da frequência das inspeções de pás de hélice por pessoal de manutenção para aviões utilizados em operações em áreas remotas, aplicações aéreas e costeiras, condições em que podem correr maior risco de danos em pás de hélice.
- as operações do transporte que não são obrigadas a seguir os cronogramas de revisão geral - ou inspeções periódicas - recomendados por fabricante, como aeronaves públicas e operações do transporte privado (CFR PART-91) e agrícola (CFR PART-137), devem manter hélice de acordo com as instruções do fabricante para aeronavegabilidade contínua, incluindo seguir do fabricante os cronogramas recomendados de revisão geral de pás de hélice de alumínio.

O documento lista 7 ações por pessoal de manutenção aeronáutica:

[1] sempre inspecionar de forma adequada e abrangente as pás de hélice de alumínio:

- 1.1 - seguir o manual de manutenção e usar listas de verificação apropriadas.
- 1.2 - inspecionar todas as áreas da pá da hélice, incluindo o lado/face posterior da pá e com especial atenção o bordo de ataque.
- 1.3 - inspecionar as pás da hélice seção por seção; considere marcar seções de grandes hélices para garantir cobertura da inspeção completa.
- 1.4 - usar a melhor luz possível e uma ampliação de pelo menos 10 vezes para qualquer dúvida áreas (conforme indicado na Circular Consultiva (AC) 43.13-1B seção 5-18).
- 1.5 - estar ciente de qualquer pintura “cosmética” de pá que tenha sido feita que possa ocultar danos superficiais subjacentes que requeiram reparo.
- 1.6 - evitar distrações durante a realização de inspeções. No caso de uma interrupção antes de concluir uma lista de verificação, defina um lembrete sobre os itens restantes.
- 1.7 - se alguma pá da hélice precisar ser reparada, peça a outro mecânico para inspecionar o trabalho também.
- 1.8 - escriturar na caderneta de hélice qualquer trabalho realizado em pás de hélice.

[2] sendo utilizado líquido corante penetrante visível para inspeções, certificar de que as pás da hélice sejam completamente limpas depois. Resíduos visíveis de material corante podem ser extremamente difíceis de remover e podem preencher vazios, falhas e fissuras/trincas, o que pode afetar inspeções subsequentes.

[3] manter em dia quaisquer documentos de serviço (como *Service Letter*/Cartas de serviço ou *Service Bulletin*/Boletim de serviço) emitidos para inspeções de pás de hélice ou projetos específicos de pás.

[4] recomendar maior frequência de inspeções em pás de hélice para aviões operados em áreas remotas, aplicações aéreas e missões costeiras porque nestas condições podem correr maior risco de danos em pás de hélice.

[5] seguir as melhores práticas do setor citadas abaixo para inspeções de pás de hélice, bem como técnicas específicas de fabricante ou especializadas.

[6] se uma hélice for entrar ou sair de uma estocagem de longo prazo, certifique-se de que os procedimentos adequados de preservação e inspeção, respectivamente, sejam seguidos de acordo com as instruções do fabricante.

[7] garantir que as inspeções adequadas de pás da hélice sejam incorporadas aos programas de treinamento de manutenção e aos sistemas de gerenciamento de segurança. Certificar de que os cronogramas de revisão de pás de hélice de alumínio recomendados pelo fabricante sejam seguidos.

O documento lista 3 casos, a partir da investigação do NTSB de várias ocorrências aeronáutica (incidentes e acidentes) em que falha na inspeção e de reparo adequado de pequenos danos às pás da hélice de alumínio resultaram em trincas e fraturas por fadiga de pás da hélice, incluindo os (3) seguintes:

1 - em 08/06/2022, uma pá da hélice de alumínio Hartzell do lado esquerdo de um bimotor a pistão Beech *Baron* 58 (sn TH-157, fabricação 1990, com motorização Continental Motors série IO-550, de

300 HP, com 2.969,6 horas de célula) separou-se do avião em vôo; o piloto conseguiu pousar o avião no aeroporto mais próximo.

Exame pós-incidente da superfície de fratura da lâmina revelou sinais consistentes com fadiga de alto ciclo. É provável que os danos associados à origem da fratura por fadiga já estivessem presentes durante a(s) última(s) inspeção(ões) de manutenção periódica 100H, a última cerca de 27,8 horas de vôo antes do incidente, e nas inspeções pré-vôo subsequentes, embora a presença de tinta preta cobrindo o ponto dos danos na área de origem da fadiga pudesse ter tornado mais difícil a detecção de dano associado à origem da fratura por fadiga; embora obscurecido pela tinta, o dano ainda sim teria sido detectável com inspeção visual cuidadosa, inclusive a inspeção pré-vôo pelo piloto da ocorrência, para o vôo da ocorrência, o que deveria ter levado a inspeções específicas e reparos adicionais da hélice.

No histórico, tratava-se de vôo do transporte privado (PART-91), entre Paragould (no Arkansas)/Kirk Field (KPGR) e Dayton (no Ohio)/Aeroporto Internacional James M Cox (KDAY), uma distância de 377 MN a nordeste (RM 052°), em rota direta, em regra IFR. Com cinco ocupantes (quatro passageiros e um piloto), o bimotor partiu às 10:00LT/CDT (15:00Z), com

O piloto (61 anos) era detentor de licença de Piloto Comercial (e habilitação de instrutor de vôo). Acumulava (estimativamente) 3.734 horas de experiência de vôo, sendo 3.178 horas como PIC, e sendo 270 horas no modelo da ocorrência; a experiência recente era de 120 horas nos últimos 90 dias e de 35 horas nos últimos 30 dias.

O piloto declarou que não foram observadas anormalidades e anomalias na inspeção pré-vôo para a missão.

Perto Evansville, no Indiana, por volta de 11:00LT/CDT (16:00Z), com cerca de 1 hora de vôo, à altitude de cerca de 9.000 pés MSL/NMM e velocidade de cerca de 180 KT, o piloto ouviu um barulho de "boom". A fuselagem começou a vibrar e o avião guinou para a esquerda. O piloto contactou órgão de controle de aproximação e informou que precisava pousar imediatamente. O piloto foi orientado a desviar para o Aeroporto Regional de Evansville (KEVV), em Indiana, na rota Paragould (KPGR)-Dayton (KDAY) - a cerca de 186 MN no RM 051° de Paragould (KGPR), e 191 MN de Dayton (KDAY) - ou seja, quase à metade da distância do vôo. O piloto então reduziu potência no motor direito e manobrou o avião para pouso na pista 18 (de KEVV)

O avião sofreu danos menores; não houve ferimentos nos ocupantes.

Após desembarque, o piloto notou que uma das pás da hélice de alumínio do motor esquerdo estava separada na seção central. O segmento de lâmina desprendido não foi recuperado. Nenhum outro dano foi observado na hélice, motor ou fuselagem.

O avião era equipado com hélices quadripá de alumínio Hartzell Propeller modelo HC-C4YF-2E/FC7063Q. As hélices foram instaladas no avião com o STC (Certificado Tipo Suplementar) SA1762SO em 12 de novembro de 2002 (cerca de 19,5 anos antes do incidente).

A lâmina (pá) fraturada (número de projeto FC7063Q e número de série J51843) foi fabricada em 06 de setembro de 2000 (cerca de 22 anos antes do incidente).

Registros da aeronave mostraram que o avião foi vendido em 13 de maio de 2021 (cerca de 01 ano antes do incidente). Inspeção 100H anterior do avião, antes da venda do avião, ocorreu em 17 de dezembro de 2020, quando a hélice danificada acumulou 1.097 horas desde a revisão geral (TSO). A inspeção 100H posterior e mais recente ocorreu em 10 de janeiro de 2022 (5 meses antes do incidente), quando a hélice havia acumulava 1.172 horas TSO (ou seja, 75 horas, em 01 e 24 dias).

A lâmina (pá) fraturada (número de projeto FC7063Q e número de série J51843) foi removida do cubo e enviada para o Laboratório Nacional de Materiais do NTSB para exame mais aprofundado.

O exame da superfície de fratura revelou sinais consistentes com falha por fadiga de alto ciclo. A seção da fratura estava a cerca de 16,9 polegadas (42,926 cm) da ponta da lâmina. A *deice boot* (lâmina de bordo de borracha, para sistema de degelo) foi seccionada/rasgada na seção da fratura e ficou parcialmente descolada tanto na curvatura quanto nas faces da pá. A área de origem da fadiga coincidiu com uma área de dano coberta com uma tinta preta espessa que tinha uma composição ligeiramente diferente da camada mais fina de tinta preta no resto da lâmina. Nenhuma evidência indicou qualquer reparo na área do dano.

O piloto declarou que não tinha conhecimento de nenhum trabalho de pintura realizado nas pás ou de quaisquer impactos anteriores nas pás da hélice. O mecânico que realizou a última inspeção 100H declarou que realizou um exame visual nas lâminas e lembrou que apenas danos normais foram observados nas lâminas, como pequenos cortes, que ele tratou. Ele não se lembrava se havia pintado alguma coisa nas lâminas.

Aplicável ao caso, Boletim de Aeronavegabilidade Especial (*Special Airworthiness Bulletin*) da FAA NE-08-22, de "*Propeller Search Inspection (General Visual Inspection)*" - Inspeção [por danos] de Hélice (inspeção visual geral), aborta a prática de "reparos cosméticos" e declara em parte o seguinte: "Para superfícies de alumínio expostas, um defeito exposto pode ser inspecionado enquanto um defeito ocultado não pode ser inspecionado. Um reparo cosmético que crie um defeito ocultado em uma superfície exposta é uma prática inaceitável".

O relatório do incidente também remete à Circular de Informação Aeronáutica (*Advisory Circular*) da FAA 20-37E, de "*Aircraft Propeller Maintenance*" (manutenção de hélice de aeronave), que aborda falha de pá de hélice, reproduzindo da Circular o seguinte conteúdo:

*"Uma hélice é um dos componentes mais submetidos a tensões em uma aeronave. Durante a operação normal, 10 a 25 toneladas de força centrífuga tracionam as pás do cubo enquanto as pás curvam e flexionam devido às cargas da tração e torque e às cargas vibratórias aerodinâmicas e giroscópicas do motor. Uma hélice com manutenção adequada é projetada para funcionar normalmente sob essas cargas, mas quando os componentes da hélice são danificados por corrosão, cortes por pedras, impactos no solo, etc., uma concentração adicional de tensão não intencional é imposta e a margem de segurança do projeto pode não ser adequada. O resultado é um estresse excessivo e a hélice pode falhar.*

*Causas adicionais de sobrecarga são a exposição a condições de velocidade excessiva, impactos de outros objetos, alterações não autorizadas, problemas no motor, amortecedores de vibração do motor desgastados, descarga elétrica e etc. A maioria dos danos toma a forma de corte, recorte, lasca e risco/ranhura criado por deslocamento/desprendimento de material da superfície da lâmina e de corrosão que forma pits (cavidades) e outros danos na superfície da lâmina. Este dano de pequena escala tende a concentrar tensões na área afetada e eventualmente, estas áreas sob alta tensão podem desenvolver fissuras. À medida que uma fissura se propaga, a tensão torna-se cada vez mais concentrada, aumentando a taxa de crescimento da fissura. A fissura e trinca crescente pode resultar em falha da lâmina.*

*Muitos tipos de danos fazem com que as hélices falhem ou se tornem inadequadas. Os dados da FAA sobre falhas de hélices indicam que a maioria das falhas ocorre na região da ponta da pá, geralmente a vários centímetros da ponta e muitas vezes devido a um originador-iniciador de trinca, como um pit (cavidade), um buraco, corte, lasca ou goivagem. No entanto, uma falha da lâmina pode ocorrer ao longo de qualquer parte da lâmina, incluindo o meio da lâmina, o tronco (haste-cone de ligação com cubo) e o cubo, especialmente quando cortes, arranhões, corrosão e trincas estão presentes. Portanto, durante a inspeção da hélice e a manutenção de rotina, é importante inspecionar toda a pá".*

O NTSB estabeleceu como causa provável deste incidente a falha da pá da hélice devido à fadiga de alto ciclo originada por danos ocorridos em um momento desconhecido, tendo fator contribuinte a não identificação dos danos antes do vôo da ocorrência, na inspeção pré-vôo.

2 - em 27/04/2023, durante decolagem de um monomotor a pistão Piper J3C, uma parte de uma pá de uma hélice (de passo fixo) de alumínio McCauley desprende-se, com o piloto respondendo à emergência performando uma curva de 180°, de regresso, para pouso.

O exame pós-incidente da pá da hélice revelou rachaduras por fadiga iniciadas por pits (cavidade) de corrosão na curvatura (bordo) ou face/lado frontal, perto da ponta da pá da hélice.

Os registros de manutenção mostraram que a hélice não passara por revisão recomendada pelo fabricante nos 8 anos desde a instalação no avião instalado no avião em 2015. Se a revisão recomendada tivesse sido realizada, os pontos de corrosão (*corrosion pits*) que deram origem a uma trinca por fadiga provavelmente teriam sido detectados e tratados, evitando a separação de parte de lâmina.

No histórico, tratava-se de um vôo local de aeronave do transporte privado (PART-91), com um monomotor a pistão clássico Piper J3C 65 de registro de produção sn 19565, fabricação 1940, com motorização Continental C85-12F, de 85 HP, com hélice bipá McCauley 1B90/CM7144, de passo fixo, apenas com o piloto a bordo.

O piloto (80 anos) era detentor de Licença de Piloto Comercial. Estimativamente, tinha experiência de vôo total de 2.684 horas, sendo 2.542 horas como PIC e com 1.768 horas no modelo do incidente.

De acordo com o piloto, durante a inspeção pré-vôo do avião não foram observadas anomalias.

O piloto decidiu utilizar para decolagem a pista 09 do Aeroporto *Lewis University* (KLOT), em Romeoville, no Illinois, para vôo local. O aeroporto está em elevação de 679 pés, com duas pistas cruzadas, a 02/20, de 30 x 1.981 m. (de concreto), e a 09/27, de 23 x 1.676 m., de asfalto.

Durante a decolagem (por volta de 14:00CDT/19:00Z), a cerca de 650 pés de altitude, o avião começou a tremer “muito violentamente”. O piloto retardou o acelerador, tirando potência do motor, comunicou emergência para a torre de controle de tráfego aéreo do aeroporto e executou um giro de 180° à esquerda para pousar de volta na pista de partida. Mais ou menos na metade da curva, o piloto cortou o motor ao sentir que o avião poderia pousar com sucesso (pouso garantido), o que acabou conseguindo, sem maiores incidentes.

A condição meteorológica era favorável, condição VFR, com vento de 130° de 9 KT, visibilidade ilimitada de 10 SM (16 km), céu “limpo”, temperatura do ar de 18°C e pressão atmosférica de 29,98 pol. Hg. (1.015 hPa) - pelo METAR de 13:45 no horário local.

Depois desembarcou do avião, o piloto percebeu que cerca de 12 centímetros da parte de extremidade de uma das pás de alumínio da hélice bipá (McCauley 1B90/CM7144, de passo fixo) havia se desprendido. O segmento de lâmina desprendido não foi recuperado. A hélice sofreu pequenos danos, mas sem outros danos à hélice, ao motor e à fuselagem.

O exame pós-incidente revelou características consistentes com trincas por fadiga começando no ponto médio da face curvada da pá da hélice. Esses pontos de iniciação exibiam cavidades de corrosão (*corrosion pits*) consistentes com cavidades (*corrosion pits*) encontradas na face curvada da hélice existentes sob a pintura e o *primer*.

Em um exame mais detalhado, cavidades de corrosão (*corrosion pits*) acumulavam maiores quantidades de cloro do que o resto das superfícies da lâmina. Não está claro quanto à origem da corrosão por pites, que provavelmente foi devida a espécies de cloro.

O cloro é um elemento comum conhecido por causar corrosão em ligas de alumínio em serviço. Muitos produtos químicos, locais, e substâncias podem transmitir cloro (como enxofre, fósforo e metais alcalinos) às peças metálicas. Estes constituintes podem difundir-se através de uma variedade de revestimentos e materiais, embora a sua eficácia na resistência a produtos químicos potencialmente agressivos neste caso seja desconhecida.

A hélice bipá McCauley 1B90/CM7144, de passo fixo, foi instalada no avião em 18/08/2015 (ou seja, 7 anos e 6 meses antes do incidente). Desde a instalação no avião, a hélice acumulara 223 horas de operação.

Os registros de manutenção não revelaram qualquer trabalho de revisão geral realizado na hélice desde a sua instalação no Piper J3C 65.

De acordo com McCauley, esta hélice deve ser revisada geral (TBO) cada 2.000 horas ou com 72 meses calendários corridos (6 anos), o que ocorrer primeiro. A FAA não exige que as hélices instaladas em aeronaves do transporte privado (PART-91) passem por TBO.

Antes da instalação no Piper J3C 65, a hélice havia passado por revisão geral em 28/01/2015 (ou seja, 202 dias, ou 6 meses 2 e 22 dias antes), cerca de 8 anos e 3 meses dias antes do incidente, com total de horas voadas desde nova (TSN) sendo lançada como “desconhecido”.

A IAM havia sido executada em 25/10/2022 (ou seja, 184 dias, cerca de 6 meses, antes do incidente). Uma revisão dos registros de manutenção do avião revelou que o avião voara apenas 0,7 horas (42 minutos) após a IAM.

Trincas em hélices podem evoluir e resultar fratura em apenas alguns vôos, uma vez iniciadas.

Numa revisão, tinta, *primer* e quaisquer revestimentos provavelmente teriam sido removidos e as superfícies restauradas. Esses processos provavelmente removeriam concentradores de tensão superficial, como corrosão por pite e outras imperfeições, além de detectar quaisquer fissuras visíveis. Com a lâmina estando 2 anos e 3 meses além do limite calendário para revisão geral (TBO) recomendada, as chances de aparecimento de trincas seriam maiores.

O NTSB estabeleceu como causa provável deste incidente a falha em vôo da pá da hélice devido a trincas por fadiga causadas por corrosão por pite, iniciada no ponto médio da face curvada da pá.

3 - em 17/08/2017, a pá de uma hélice de alumínio McCauley de um monomotor a pistão A185F fraturou durante o taxi no Aeroporto de Aniak (PANI), no Alasca, causando vibrações excessivas que danificaram substancialmente o suporte do motor.

Exame pós-acidente da pá da hélice fraturada revelou que um corte/recorte (lasca) no bordo de ataque, provavelmente dano decorrente da operação frequente em pistas não-pavimentadas, originou fissuras e fratura por fadiga. Provavelmente o corte/recorte (lasca) no bordo de ataque existiria na pá previamente ao vôo, para ser observado na inspeção pré-vôo, mas foi detectado por falha na inspeção da lâmina da pá pelo operador/piloto; se a pá da hélice tivesse sido adequadamente inspecionada durante o pré-vôo ou tivesse sido objeto de manutenção e reparo, o avião provavelmente não teria sofrido danos substanciais.

No histórico, tratava-se de um vôo por regras do transporte privado (PART-91), para levar um grupo de três passageiros para um campo de caça ao sul de Aniak. Estavam a bordo 4 ocupantes, com o piloto, que regressaria para Aniak. Seria um vôo em regra visual, sem Plano de Vôo apresentado; condições VMC diurno prevaleciam no aeroporto, ao horário da partida, por volta de 14:00LT; por METAR, a visibilidade era de 10 SM (16 km), com céu esparso com base de nuvens de 1.600 pés e céu nublado com Teto de 2.700 pés, vento de 340° de 8 KT, temperatura de 10°C e QNH de 29,70 pol. Hg.(1.005 hPa).

O avião era o monomotor a pistão A185F de registro de produção sn 18502828, fabricação 1975, com motorização Continental IO-520, de 300 HP, com hélice bipá McCauley Propeller Systems modelo-número D2A34C58-0 (sn 951968), de passo controlado (velocidade constante).

O piloto (62 anos) era detentor de Licença de Piloto Privado. Estimativamente, tinha experiência de vôo total de 14.500 horas, com 5.200 horas no modelo do incidente.

Durante o taxiamento para decolar, à 15 MPH e à cerca de 2.700 RPM, uma pá da hélice metálica se separou. Depois da separação, o piloto foi capaz de manter o controle do avião e cortar o motor sem incidente adicional. Não houve feridos, a bordo e fora da aeronave.



O piloto declarou que, antes da separação da pá da hélice, não havia problemas mecânicos conhecidos ou falhas na fuselagem, no motor e na hélice.

O avião somava 8.193,6 horas de voo (célula).

A hélice bipá McCauley Propeller Systems modelo-número D2A34C58-0 (sn 951968), de passo controlado (velocidade constante) somava 1.575,5 horas desde a sua revisão geral/TBO (realizada em 15/04/2008 - nove anos e 4 meses antes do incidente). Um repasse dos registros de manutenção revelou que a hélice havia passado por uma inspeção 100H em 13/07/2017 (35 dias e 30,9 horas antes do incidente), quando somava 1.544,6 horas desde a TBO da hélice. Antes, a hélice passara por outra inspeção 100H em 16/03/2017 (119 dias antes da última 100H e 154 horas antes do incidente), quando somava 1.489,2 horas desde a TBO hélice. Portanto, as duas últimas inspeções 100H foram separadas no espaço de 119 dias e 55,4 horas,

Um exame dos registros de manutenção não revelou nenhuma evidência de problemas mecânicos não corrigidos e discrepâncias com a hélice.

Um exame da pá da hélice fraturada revelou que a falha-ruptura ocorreu por trinca por fadiga iniciada a partir de um corte/recorte no bordo de ataque. A medição do corte/recorte revelou que estava dentro da tolerância para um reparo em campo (*field repair*) - fora de oficina -, embora um reparo em campo não tivesse sido realizado.

O avião era freqüentemente usado em pistas não-pavimentadas e campos de aviações remotos. É provável que tenha ocorrido um corte na hélice durante as operações em pistas rústicas, com piso não-preparado; entretanto, não foi possível determinar quando esse corte ocorreu ou quando a trinca por fadiga foi iniciada.

O manual de aeronave pela fabricante do avião indica que a hélice deve ser verificada quanto a cortes durante a inspeção pré-voo. É provável que o operador/piloto não tenha inspecionado adequadamente

a hélice na inspeção pré-vôo. Se uma inspeção adequada tivesse sido concluída, o corte provavelmente teria sido identificado e poderia ter sido reparado em campo - fora de oficina.

O NTSB determinou que a causa provável do incidente foi inspeção pré-vôo inadequada do piloto, que não conseguiu detectar uma trinca na pá da hélice, o que levou à separação de uma seção de uma pá da hélice devido à fadiga

O Alerta de Segurança (SA - *Safety Alert*) indica a seguinte relação de documentos para consulta no pertinentes com o assunto:

1 - Circular de Informação Aeronáutica (AC) AC 20-37E, de “*Aircraft Propeller Maintenance*” (manutenção de hélice de aeronave), de 09/09/2005, contendo um guia concernente com inspeção, manutenção, reparo de campo e revisão geral (TBO) periódica para todos os tipos de pá de hélice:

[https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory\\_circular/ac\\_20-37e.pdf](https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_20-37e.pdf)

2 - Circular de Informação Aeronáutica (AC) AC 43.13-1B, de “*Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Inspection and Repair*” (Métodos, Técnicas e Práticas Aceitáveis – Inspeção e reparo de aeronaves”, de 08/09/1998, contendo um guia concernente com inspeção e reparo de pá de hélice de alumínio na ausência de instruções de manutenção-reparo de fabricante:

[https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory\\_circular/ac\\_43.13-1b\\_w-chg1.pdf](https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_43.13-1b_w-chg1.pdf)

3 - Boletim de Informação de Aeronavegabilidade Especial (SAIB - *Special Airworthiness Information Bulletin*) n° NE 08-20, de “*Propeller Maintenance*” (manutenção de hélice), de 14/05/2008, que discute manutenção de hélice apropriada para evitar a falha de hélice:

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/26B80F8AC65F33F6862574490052C4D6.0001?modalOpened=true>

4 - Boletim de Informação de Aeronavegabilidade Especial (SAIB - *Special Airworthiness Information Bulletin*) n° NE 08-22, de “*Propeller Search Inspection (General Visual Inspection)*” (Inspeção de pesquisa de hélice - inspeção visual geral), de 14/05/2008, que discute procedimentos recomendados para inspeção de hélice visualmente e por reparos “cosméticos” menores:

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/1DA4C206AE57892E862574490052C650.0001?modalOpened=true>

5 - Boletim de Informação de Aeronavegabilidade Especial (SAIB - *Special Airworthiness Information Bulletin*) n° CE 18-26R1, de “*Liquid Penetrant Inspection; Using Visible Dye Penetrant*” (Inspeção de Líquido Penetrante; uso de corante penetrante visível), de 30/10/2018, que discute os perigos de falha da não limpeza completamente do líquido penetrante residual de pás de hélice após inspeção:

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/217ED1BFBA66DD7F862583360072436F.0001?modalOpened=true>

6 - Manual Consultivo de Técnico de Manutenção de Aviação (*Advisory Aviation Maintenance Technician Handbook*), da FAA, volume 2, capítulo 7, de “*Propellers*” (hélices), que fornece informações sobre como inspecionar adequadamente pás da hélice de alumínio:

[https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/FAA-H-8083-32-AMT-Powerplant-Vol-2.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/FAA-H-8083-32-AMT-Powerplant-Vol-2.pdf)