

Diretiva de Aeronavegabilidade da FAA para motores a pistão Continental séries - 360,-470, -520 e -550, relativamente a adaptadores de filtro de óleo do sistema de lubrificação do motor, quanto ao material de guarnição/gaxeta, contra perda de óleo e falta de lubrificação, em 26.02.23

Em 22/02/2022, a FAA publicou, com caráter final (terminativo), a Diretiva de aeronavegabilidade (*Airworthiness Directive*) AD n° 2022-04-04, com efetividade em 29/03/2022, para motores à pistão recíprocos Continental Aerospace Technologies, Inc. (Continental) TSIO-360, IO-470, IO-520 (parte), TSIO-520 e IO-550, e ainda as unidades O-300, O-470C e C-125 e C-145 dotados de certo adaptador de filtro de óleo de lubrificação do motor.

Basicamente, a AD/DA foi motivada pelos reportes de dois acidentes resultantes a partir da perda de potência de motor por falta de lubrificação, para tratar de uma condição não-segura de componente, que pode resultar em falha de motor e apagamento do motor em voo e numa consequente perda de controle de aeronave.

A AD/DA requer a substituição de adaptador de filtro de óleo (*oil filter adapter*) de guarnição/gaxeta (um anel vedante) de fibra (*fiber gasket*) por adaptador de filtro de óleo de guarnição/gaxeta de cobre (*copper gasket*).

AD FAA n° 2022-04-04, de 22/02/2023, com efetividade em 29/03/2022:

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/FR-ADFRAWD-2022-03640-0000000000.0001>

A publicação da DA com caráter final foi precedida por Nota de Minuta/proposta de regulamentação (NPRM - *Notice of Proposed Rulemaking*), que no processo de consulta pública recebeu dois comentários, que foram analisados e tecnicamente recusados pela FAA.

A proposta para a diretiva já se deveu a dois acidentes, um deles fatal, com aeronaves equipadas com motores Continental.

O primeiro acidente, com fatalidade, aconteceu em 01/05/2019, em Mill Creek, na Califórnia (EUA), com um monomotor Cessna 182P equipado com motor Continental Motors O-470-S ^[1]. No reporte preliminar do acidente (com processo de investigação aeronáutica WPR19FA126), o NTSB informou a constatação de evidência de imprópria instalação ou manutenção de adaptadores de filtro de óleo do motor do avião. Um adaptador de filtro de óleo instalado ou mantido incorretamente pode levar à falha da guarnição/gaxeta (*gasket*) de fibra, o que pode resultar na falta de lubrificação – por perda ou falta de óleo. Com base na investigação, a fabricante Continental determinou a necessidade da substituição no filtro de óleo da guarnição/gaxeta de fibra (*fiber gasket*) por guarnição/gaxeta de cobre (*copper gasket*).

^[1] dados do acidente – texto suplementar – ver parte final

Um dos comentários à proposta de Diretiva da FAA relacionou a minuta, indicando a troca de guarnição/gaxeta de fibra (*fiber gasket*) do filtro de óleo por guarnição/gaxeta de cobre (*copper gasket*), a uma Diretiva da FAA existente – a AD n° 96-12-22 (de 1996) -, para tratar de adaptadores de filtro de óleo soltos ou desprendidos. O comentário propôs à FAA a emissão de uma Diretiva com um escopo mais amplo, para especificação de filtro de óleo montado remotamente e preso à parede corta-fogo (*firewall*), como uma solução mais permanente, com argumento que um filtro montado remotamente reduziria o potencial de acidentes causados por falta de óleo e perda de potência.

Na avaliação do comentário, a FAA contra argumentou que a AD n° 96-12-22 tratava de uma condição insegura causada pela fragmentação de material (detritos) no segmento do adaptador para a bomba de óleo, resultando em adaptadores de filtro de óleo soltos ou separados. Ao novo caso endereçado pela minuta de diretiva, um filtro de óleo montado remotamente e fixado na parede corta-fogo (*firewall*) não é necessário para correção da condição insegura pela falha da gaxeta/guarnição de adaptador de filtro de óleo, por material de fibra, e prevenir da condição não segura de perda de potência de motor por falta de lubrificação; a FAA sustentou que a condição

insegura motivando a publicação de uma AD era causada pela falha da gaxeta de fibra devido a adaptadores de filtro de óleo instalados ou mantidos incorretamente. Portanto, a FAA manteve para a DA simplesmente a exigência da substituição da gaxeta/guarrição de adaptador de filtro de óleo – de fibra para cobre

O outro comentário propôs à FAA a instruir a fabricante a projetar uma nova gaxeta/guarrição, instalada com um torque compatível com o material torqueável, tal como gaxeta/guarrição de fibra similar à gaxeta/guarrição utilizada em governador de hélice. O comentário argumentou que as gaxetas/guarrições usadas nos governadores de hélice são fabricadas com uma membrana externa resistente a óleo, uma membrana central de malha de aço inoxidável e uma membrana interna resistente a óleo e que estas gaxetas/guarrições juntas cobririam todas as faces de vedação do adaptador do filtro de óleo e da bomba de óleo, ao contrário de gaxetas/guarrições de cobre, que usam apenas uma parte da área de vedação.

A FAA não concordou que o uso de material de vedação de fibra semelhante gaxetas/guarrições usadas em governadores de hélice seja necessário para resolver a condição insegura tratada pela nova diretiva, que é a perda de potência por insuficiência de óleo. A FAA sustentou que a condição insegura motivando a nova DA era causada pela falha da gaxeta de fibra devido a adaptadores de filtro de óleo instalados ou mantidos incorretamente, não a quantidade de torque aplicada a um material de gaxeta específico. Além disso, como parte do processo de certificação, a fabricante analisou e testou a gaxeta de cobre e concluiu que a mesma atende ao objetivo do projeto.

A FAA revisou o Boletim de Serviço Mandatório Continental (MSB - *Mandatory Service Bulletin*) SB-001 REV. B com data de 17/06/2021. Este Boletim de Serviço especifica procedimentos para a remoção de gaxeta/guarrição de fibra por peça de cobre. Essas informações de serviço estão razoavelmente disponíveis porque as partes interessadas têm acesso por meio do curso normal de seus negócios ou pelos meios identificados entre operadores e a fabricante.

A FAA levantou que a Diretiva afeta 6.300 motores instalados em aeronaves registradas no EUA. Por requisito da legislação e emissão de ações regulatórias, a FAA estimou os custos para conformidade da DA, consistindo do serviço de troca de gaxeta/guarrição – de fibra para cobre:

- [1] Mão de obra (MO) = 2,5 horas de trabalho x US\$ 85/hh = US\$ 212,50/motor
- [2] Componente - gaxeta/guarrição de cobre = US\$ 34/motor
- [3] total – MO + peça = US\$ 246,5/motor

A Diretiva se aplica aos seguintes motores:

(A) Continental Aerospace Technologies, Inc. (Certificado Tipo anteriormente detido pela Continental Motors, Inc. e Teledyne Continental Motors):

1. C-125-1, C-125-2,
2. C145-2, C145-2H,
3. O-300-B, O-300-C, O-300-D, O-300-E,
4. IO-360-C, IO-360-D, IO-360-DB, IO-360-H, IO-360-HB, IO-360-K, IO-360-KB,
5. TSIO-360-E, TSIO-360-EB, TSIO-360-F, TSIO-360-FB, TSIO-360-GB, TSIO-360-LB, TSIO-360-MB, TSIO-360-SB,
6. IO-470-E, IO-470-S,
7. O-470-A, O-470-B, O-470-G, O-470-J, O-470-K, O-470-L, O-470-M, O-470-N, O-470-R, O-470-S, O-470-U, O-470-11, O-470-15,
8. IO-550-B, IO-550-G,
9. TSIO-520-C, TSIO-520-CE, TSIO-520-E e TSIO-520-UB

(B) Continental Motors (Certificado Tipo anteriormente detido pela Teledyne Continental Motors):

1. IO-520-A, IO-520-B, IO-520-BA, IO-520-BB, IO-520-C, IO-520-D, IO-520-J e IO-520-L

A ação requerida pela Diretiva consiste em:

[1] remoção de gaxeta/guarrição (junta) de adaptador de óleo de fibra - F&M ou Stratus Tool Technologies, e,

[2] instalação gaxeta/guarnição (junta) de adaptador de óleo de cobre - Stratus AN900-28 ou AN900-29 -, seguindo Instruções de Conformidade, parágrafo 6., páginas 7 a 10 (incluindo todas as instruções detalhadas das figuras 5 a 16), do Boletim de Serviço Obrigatório da Stratus Tool Technologies SB-001 Rev. B, datado de 17/06/2021.

Adaptadores de filtro de óleo - Stratus Tool Technologies
(SB-001 rev. B)



CO-300
STC# SE8409SW



C6LC-L
STC# SE09356SC



C6LC-S
STC# SE09356SC



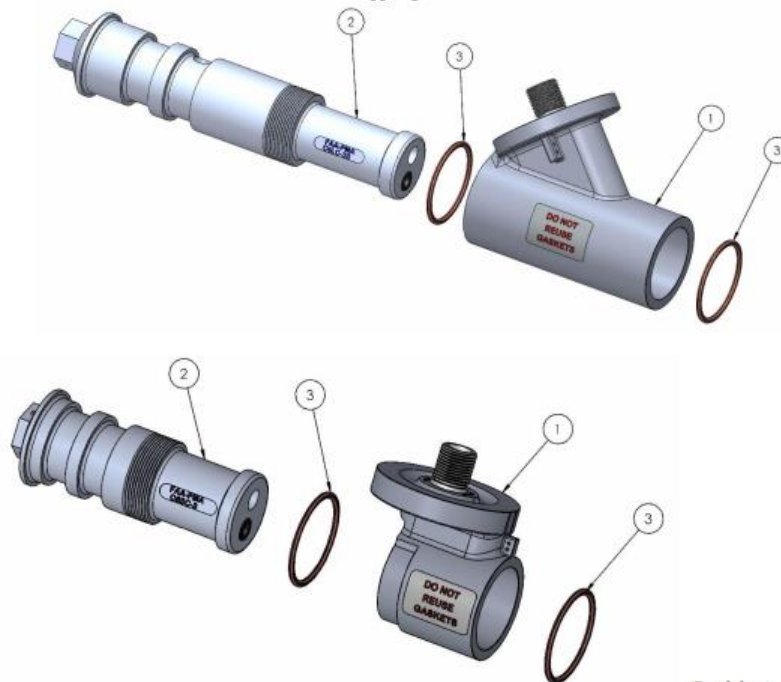
C6SC
STC# SE8409SW



C6LC-11/15
STC# SE10348SC

ITEM NO.	NOMENCLATURE	QTY.
1	SLEEVE	1
2	SPOOL	1
3	COPPER GASKET*	2

*AN900-28 copper gaskets are used on all models except model C6LC-11/15 which uses AN900-29 copper gaskets.



Revision: B



AIRCRAFT				
CO-300 (STC) SE8409SW Beechcraft Bonanza Beechcraft Debonair Cessna 170, 172 Globe Swift Maule	C6LC-L (STC) SE09356SC Beechcraft Bonanza Beechcraft Debonair Cessna 205, 206, 207, 210, 310 Grumman Widgeon Meyers Navion Twin Commander	C6LC-S (STC) SE09356SC Beechcraft Bonanza Beach Baron (Model 55) Beechcraft Debonair Bellanca Viking Cessna 180, 182, 185, 188	C6SC (STC) SE8409SW Cessna 172 Hawk XP, 175, 336 & 337 Maule Mooney M20-K Piper Seneca II Piper Turbo Arrow III & IV	C6LC-11/15 (STC) SE10348SC Cessna L-19 Bird Dog
ENGINES				
C-125 Series C-145 Series O-300 Series	O-470 Series (Sand Cast Crankcase Only) IO-470 Series IO-520 Series IO-550 Series TSIO-520 Series	O-470 Series (Sand Cast Crankcase Only) IO-470 Series IO-520 Series IO-550 Series TSIO-520 Series	GO-300 Series IO-360 Series TSIO-360 Series	O-470-11 O-470-15

O prazo para cumprimento das Diretiva, a menos da ação requerida já cumprida e da conformidade de componente, é de [1] até 50 horas de voo a partir da data efetividade da Diretiva (29/03/2022), ou [2] até na próxima troca de óleo programada a partir da data efetividade da Diretiva (29/03/2022), o que ocorrer primeiramente.

A Diretiva determina a proibição de utilização ou nova instalação de gaxeta/guarrição de adaptador de óleo de fibra - F&M ou Stratus Tool Technologies – em quaisquer adaptadores de filtro de óleo - F&M ou Stratus -, após a data de efetividade da Diretiva.

Para efeito do cumprimento da DA, a FAA permitirá um “voo especial” para viabilizar a inspeção requerida após traslado de aeronave, em um único voo, não-comercial, para sede de uma organização de manutenção aeronáutica, onde o serviço possa ser realizado. Este traslado será mediante a emissão de uma Permissão (Autorização) de Voo Especial – emitida de acordo com 14 CFR 21.197 e 21.199.

A FAA poderá aprovar AMOC (*Alternative Method of Compliance*) para a DA desde que solicitada para tal, com base em procedimento no regulamento 14 CFR 39.19. A solicitação deverá ser enviada para uma representação (escritório) distrital de padrões de voo, da FAA.

A série -360 é um motor de seis cilindros, horizontal opostos, de cilindrada de 5,9 litros, de alimentação por injeção.

Das unidades afetadas, os IO-360-C, -D, -DB, -H e -HB são motores de 210 HP a 2.800 RPM, com modificações do IO-360-A, os motores IO-360-K e -KB são de 195 HP a 2.600 RPM.

Das unidades afetadas, os TSIO-360-E e -EB são motores de 215 HP a 2.575 RPM, os TSIO-360-F e -FB são motores de 210 HP a 2.575 RPM, o TSIO-360-GB – LB são motores de 210 HP a 2.700 RPM, o TSIO-360-MB é um motor de 210 HP a 2.700 RPM e pressão de admissão de 36 pol., e o TSIO-360-SB produz 220 HP a 2.600 RPM e pressão de admissão de 39 pol.

A aplicação dos motores da série 360 (de 5,90 litros - IO-360-A), na faixa de potência de 200 HP até 225 HP, entre outros modelos de avião:

1. Cessna R172K *Skyhawk*
2. Cessna *Skymaster*
3. Cirrus SR20

4. Maule M-4
5. Maule M-5
6. Mooney M20
7. Piper PA-28R-201T *Turbo Arrow*
8. Piper PA-28-201T *Turbo Dakota*
9. Piper PA-34 *Seneca*

Os motores IO-470-E e IO-470-S são seis cilindros, horizontal opostos, de cilindrada de 7,7 litros, de alimentação por injeção. A unidade IO-470-E produz 260 HO a 2.625 RPM, a unidade IO-470-S é de 260 HP a 2.625 RPM.

A aplicação dos motores da série 470 (de 7,70 litros - IO-470-11), na faixa de potência de 240 HP até 260 HP, entre outros modelos de avião:

1. Beechcraft *Bonanza*
2. Beechcraft *Baron 55*
3. Cessna 185
4. Cessna 210A
5. Cessna 310

Os motores O-470 afetados, com certificação na década de 50 i início de 60, têm as seguintes características:

- O-470-A – 225 HP a 2.600 RPM
- O-470-B – 240 HP a 2.600 RPM
- O-470-G, O-470-J, O-470-M, O-470-N - 240 HP a 2.600 RPM, com modificação do -470-B
- O-470-K, O-470-L, O-470-R, O-470-S - 230 HP a 2.600 RPM
- O-470-U - 230 HP a 2.400 RPM
- O-470-11 e -15 – 213 HP a 2.600 RPM,

A aplicação destes motores O-470 foi nos modelos, entre outros:

1. Bellanca *Cruisemaster*
2. Cessna 180
3. Cessna 182 *Skylane*
4. Cessna 187/187
5. Cessna 310

Os motores IO-550-B e IO-550-G são motores (6 cilindros opostos longitudinais, de injeção) com cilindrada de 9,51 litros, com potência de 300 HP a 2.700 RPM e 280 HP a 2.500 RPM, com certificação em 1982 e 1989, respectivamente. A aplicação por modelo, entre outros:

1. Beechcraft *Bonanza*
2. Beechcraft *Baron*
3. Cirrus SR22
4. Diamond DA50
5. Mooney M20

Na série dos motores IO-520 (6 cilindros opostos longitudinais, de injeção) com cilindrada de 8,5 litros, as unidades IO-520-A, IO-520-B, IO-520-BA, IO-520-BB, IO-520-C e IO-520-J são de potência de 285 HP, enquanto as unidades IO-520-D e IO-520-L têm potência de 300 HP. Entre as unidades turbocomprimidas, a TSIO-520-C têm potência de 265 HP, a TSIO-520-CE tem 325 HP, as TSIO-520-E e -UB têm potência de 300 HP. Sua aplicação entre modelos de aviões:

1. Aero Commander 685
2. Beechcraft *Bonanza*
3. Beechcraft *Baron 58P*
4. Cessna 185/188
5. Cessna 206/207
6. Cessna 210
7. Cessna 303

8. Cessna 310
9. Cessna 335
10. Cessna 340
11. Cessna 402/404/414/421
12. Piper PA-46-310P Malibu

As séries C-145 e O-300 (de seis cilindros opostos – 3 x 2 – longitudinalmente) foram produzidos a partir da década de 1940 pela Teledyne Continental Motors. Derivado da série C-125 (de 125 HP), o C-145 é um motor de 145 HP. A série O-300 foi a plataforma C145 melhorada/modernizada – mantendo peso, dimensões, diâmetro, curso, taxa de compressão, cilindrada e potência de saída. A aplicação da série O-300, entre outros modelos:

1. Cessna 170
2. Cessna 172
3. Maule M-4

Acidente fatal Cessna 182P Skylane matrícula N7302S, em 01/05/2019, em Mill Creek, na Califórnia (EUA)

Relatório final NTSB:

<https://data.nts.gov/carol-repgen/api/Aviation/ReportMain/GenerateNewestReport/99352/pdf>

No dia 01 de maio de 2019, por volta de 10:10PST/LT, um piloto e dois passageiros ocupando o monomotor Cessna C182P Skylane de matrícula N7302S (registro de produção sn 18265095, ano de fabricação 1976), operado pela Air Carriage Inc, decolaram do aeroporto Chico (KCIC), na Califórnia, em elevação de 242 pés, para um vôo panorâmico e sobrevôo de região montanhosa, com regresso.

O vôo era pelo transporte privado (PART-91). O piloto (69 anos) era detentor de Licença de Piloto Comercial, com habilitações de Instrutor de vôo, de aeronaves mono e multimotor (com endosse para Instrução); tinha experiência total de 2.500 horas de vôo, sendo 1.850 horas como PIC e 75 horas no modelo do acidente, com experiência recente de 20 horas nos últimos 90 dias/3 meses, de 5 horas nos últimos 30 dias e uma hora nas últimas. O piloto ainda era detentor de certificado de Mecânico de Manutenção Aeronáutica, com habilitação em célula e motor.

Com cerca de 30 minutos de vôo, o avião experimentou perda parcial de potência e houve ingresso de fumaça para cabine; o piloto curvou o avião em direção a um prado gramado para um pouso forçado. Ao se aproximar do campo, o piloto em repente viu linhas de energia imediatamente à frente e tentou manobrar o avião por baixo das linhas, mas o avião acabando por contatar as linhas e com a perda de controle vindo a colidir no solo em posição invertida. O acidente foi registrado no horário de cerca de 11:00PST/LT; o avião teve danos substanciais, um passageiro faleceu e o outro passageiro e o piloto tiveram ferimentos graves. O local do acidente foi em ponto a leste de Mill Creek, no condado de Tehama, em Child's Meadows, em ponto nas coordenadas 40.36N/121.510559W (ou, 40°21'36"N/121°30'38"W (a 37,5 MN a NE de KCIC).

O piloto declarou que o objetivo do vôo era sobrevoar a região das Montanhas Lassen, a cerca de 50 MN a NE de KCIC (e cerca de 10-15 MN a NE do ponto do acidente). Após a decolagem, o piloto ascendeu o avião para altitude entre 11.000 e 11.500 pés MSL.

Na aproximação do avião no setor oeste da cadeia elevada Lassen (com elevação a oeste com cume chegando a 10.450 pés), o piloto iniciou uma curva à direita com a intenção de contornar a montanha. Enquanto o avião fazia a transição para o lado leste do Monte Lassen, o piloto ouviu um "boom" abafado do compartimento do motor, que foi imediatamente seguido por uma nuvem visível de vapor branco e uma perda parcial da potência do motor. A partir daí, uma fumaça preta, consistente com o cheiro de óleo queimado, começou a penetrar na cabine.

O piloto compensou o avião para sua melhor velocidade de planeio e o avião começou a descer a uma velocidade estimada de 1.000 pés/min. Enquanto procurava um local adequado para fazer um pouso fora de aeródromo, o piloto tentou brevemente repassar o problema do motor e notou que, ao retardar o controle de acelerador, havia uma ligeira redução na potência, o que lhe indicava que pelo menos um pistão continuou a operar. Ele então avançou a manete de aceleração (potência – pressão de admissão) totalmente para frente para prolongar a descida o máximo possível.

O celular do passageiro do banco traseiro registrou e continha fotos e um vídeo do vôo de 24 segundos, começando em 10:32:43, que capturou parte do cockpit – e as imagens revelaram que o indicador de pressão do óleo do motor mostrava quase 0 (zero) psi e o horímetro marcava 4.249,7 horas, cerca de 24 minutos antes do acidente.

Depois de descartar um primeiro campo escolhido para o pouso forçado, o piloto curvou o avião em direção a um prado gramado que situava-se além de um ponto de árvores. O piloto planejou arredondar o avião imediatamente após passar por uma cerca de 4 pés (1,2 m.) que se estendia de noroeste a sudeste através do campo. Depois que o avião passou por cima das copas das árvores, ele estendeu os flapes e continuou a descida na direção de cruzar a cerca. O piloto de repente viu linhas de energia imediatamente à frente e tentou manobrar o avião por baixo das linhas, mas o avião acabou contatando os fios de energia e girou com o impacto, parando invertido.

O local do acidente foi localizado em um campo de prado a cerca de 37,5 MN do aeroporto de partida. Os destroços foram encontrados distribuídos a uma distância de 565 pés (172 m.) ao longo de um segmento no rumo magnético aproximado de 230°. Linhas de energia, que compreendiam dois fios paralelos de cerca de 20 pés (6,1 m.) de altura, estendiam-se pelo campo com orientação leste-oeste; as torres que sustentavam as linhas estavam separadas por cerca de 375 pés (114 m.).

Os primeiros destroços – peças menores desprendidas do avião – foram identificados como pedaços da carenagem do suporte (escora) da asa esquerda localizado a cerca de 40 e 70 pés (12 a 21 m.) das linhas de energia.

Os primeiros pontos identificados de contato com o solo foram duas reentrâncias quase paralelas na vegetação e piso de terra espaçadas cerca de 6 pés (1,8 m.) uma da outra na extremidade nordeste do campo de detritos. Havia crateras profundas após as reentrâncias e grama cortada que continuava a sudoeste em direção aos destroços principais. As crateras correspondiam em tamanho e orientação àquelas do estabilizador vertical e do leme, consistentes com o impacto do avião invertido no terreno.



Uma porção de 2,5 pés (76 cm) do suporte da asa esquerda permaneceu presa à fuselagem. As portas da cabine foram removidas pelos socorristas.

O aileron e o flape da asa esquerda permaneceram presos em seus respectivos pontos de fixação. O bordo de ataque exibiu danos por esmagamento ao longo de todo o seu comprimento, com a seção interna esmagada significativamente mais para trás.

Os 5 pés (1,5 m.) de extremidade superior do suporte (escora) da asa direita permaneceram presos à asa. A borda de ataque da asa exibia numerosas marcas de fricção e pequenos orifícios consistentes com arco elétrico. A área onde ocorreu a separação da escora tinha um pequeno fio de metal na superfície da fratura que era consistente com ter sido cortado. O dano por esmagamento na parte interna da asa danificou a “bexiga” do tanque de combustível. O aileron da asa direita permaneceu preso em suas ligações articuladas – o aileron havia dobrado sobre si mesmo e só permanecia preso aos pontos de fixação internos. O tanque da asa direita continha

um líquido consistente em odor e aparência com 100 combustível de aviação de 100 octanas. Uma medição da extensão do atuador do flape foi consistente com posição de flapes estendidos cerca de 20° no momento do impacto

Havia um brilho de óleo em toda a barriga da fuselagem, na superfície inferior do estabilizador horizontal e nas superfícies de controle do profundor. A carenagem inferior do lado esquerdo tinha uma marca de atrito consistente com o contato com um fio.

Um exame visual externo do motor revelou manchas de óleo na parede corta-fogo (*firewall*). Havia um orifício no fundo do cárter adjacente ao cilindro nº 3 e as hastes de pressão correspondentes estavam soltas. Também havia um orifício no cárter superior perto do cilindro nº 4.

As velas de ignição superiores tinham cor cinza claro, com a face do “*plug*” (vela) nº 3 um cinza um pouco mais escuro. De acordo com o gráfico *Check-A-Plug AV-27*, da Champion Aviation, as características das velas de ignição observadas correspondiam ao funcionamento normal do motor.

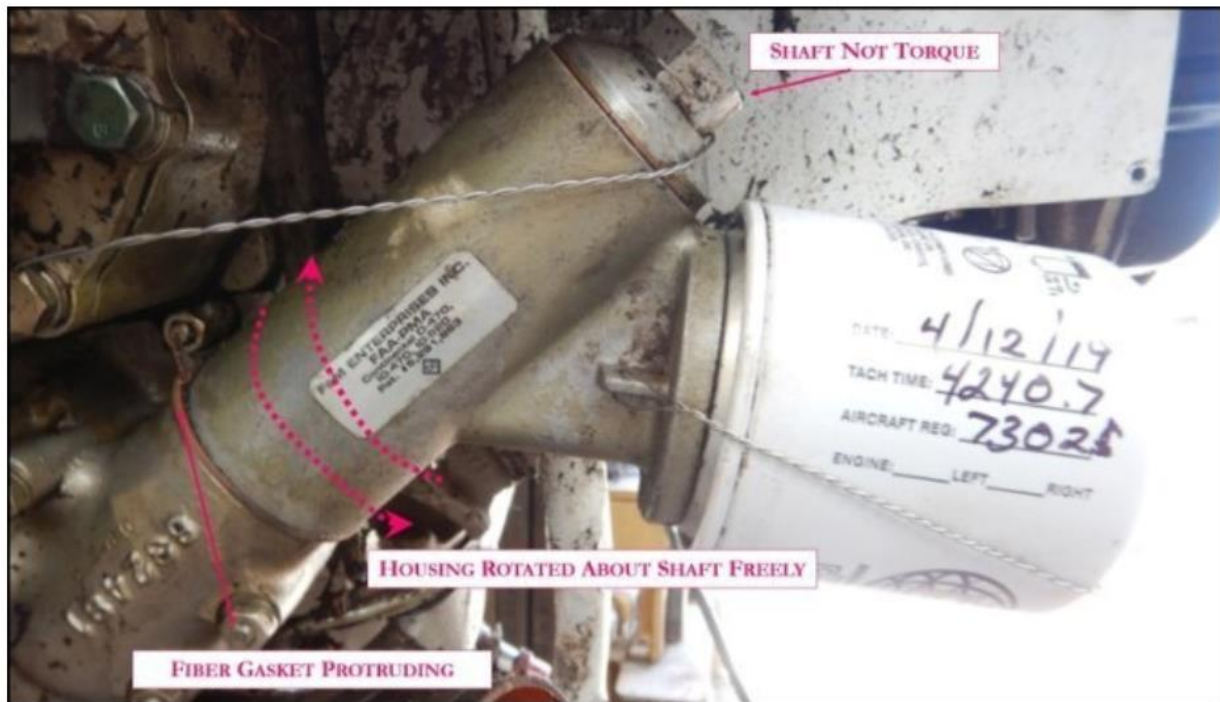
Os componentes internos do motor foram examinados usando um boroscópio iluminado através do orifício no cárter. O reservatório de óleo continha uma pequena quantidade de óleo visível e vários pedaços de detritos de metal, incluindo pedaços de pistões e bielas.

O exame com boroscópio dos cilindros não revelou nenhum dano por objeto estranho, nenhuma evidência de detonação e nenhuma indicação de consumo excessivo de óleo. O cilindro nº 4 não pôde ser examinado internamente devido à posição de seu pistão.

O carburador foi desmontado, revelando flutuadores (bóias) de plástico intactos e líquido semelhante à AvGas de 100 octanas na cuba.

O adaptador do filtro de óleo foi encontrado solto no local do acidente e a área adjacente ao adaptador do filtro estava molhada de óleo. Um exame adicional revelou que o adaptador do filtro de óleo estava solto e que o alojamento do adaptador podia ser girado em torno do eixo (ver figura – deslocamento do alojamento do filtro de óleo). O fio de segurança foi removido e o torque de ruptura do adaptador, que deveria ser de 65 pés/lb., era inferior a 20 pés/lb. e o encaixe podia ser girado manualmente com esforço mínimo.

figura – deslocamento do alojamento/encaixe do filtro de óleo



A gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra (*fiber gasket*), localizada entre a carcaça da bomba de óleo e o encaixe do adaptador, estava saliente com a borda externa estendendo-se além das peças fundidas (ver figura - gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra - *fiber gasket*). Além disso, um rasgo pôde ser visto na gaxeta/guarnição no encaixe do adaptador do filtro de óleo encostado no bloco do motor. A remoção do adaptador do filtro de óleo revelou que a gaxeta/guarnição de fibra (*fiber gasket*) estava completamente partida. A gaxeta/guarnição de cobre prensada estava intacta.

figura - gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra - *fiber gasket*



Em suma, exame pós-acidente revelou vários furos no cárter do motor. O adaptador do filtro de óleo foi encontrado solto e a gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra (*fiber gasket*) tinha

saliência além da superfície do corpo fundido do adaptador do filtro. A remoção do adaptador do filtro de óleo revelou que a gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra estava partida. A falha da gaxeta/guarnição do adaptador de óleo de fibra permitiu que o óleo escapasse do motor, resultando em falta de óleo e subsequente falha catastrófica do motor.

Durante teste pós-acidente, a falha da gaxeta/guarnição observada no adaptador do filtro de óleo do motor do avião acidentado não pôde ser replicada e o motivo da falha não pôde ser determinado. O teste revelou que os adaptadores eram difíceis de instalação corretamente e, em algumas ocasiões, quando o torque adequado era alcançado, o alojamento (encaixe) do adaptador ainda podia ser girado sobre o cubo quando pressão manual era aplicada.

Em resposta ao acidente e ao teste, o titular de Certificado Tipo Suplementar (STC) emitiu um Boletim de Serviço (SB) instruindo a inspeção do adaptador de filtro de óleo quanto a vazamento de óleo e danos na gaxeta/guarnição. O Boletim de Serviço também forneceu instruções detalhadas para eliminar e identificar a rotação o alojamento (encaixe) do adaptador durante e após a instalação.

O avião acidentado (registro de produção sn 18265095, ano de fabricação 1976) tinha ao momento 4,240,7 horas de voo por célula. A última inspeção do avião fôra em 26/04/2019, e o acidente poucos (5) dias depois, em 01/05/2019. O avião era equipado como motor Continental O-470-S (1), de 230 HP.

A finalidade do adaptador do filtro de óleo é permitir o uso de um filtro de óleo rosqueado convencional. O adaptador foi instalado no motor do avião acidentado cerca de 2 anos antes (do acidente), e o motor acumulou cerca de 340 horas de voo desde então. Não havia documentos sobre a instalação do adaptador do filtro de óleo, e não se sabe como o mesmo foi instalado ou se novas gaxeta/guarnição, ou juntas, (*gaskets*) foram usadas na instalação do adaptador.

Registros de manutenção do avião indicam que o filtro de óleo foi trocado 7 vezes entre a instalação do motor e o acidente. A última manutenção realizada no avião foi uma inspeção anual (IAM) concluída 5 dias e cerca de 9,4 horas de voo antes do acidente. Durante esta manutenção, o filtro de óleo e o retentor do eixo de transmissão dos acessórios da bomba de vácuo foram substituídos. É possível que a vedação da bomba de vácuo tenha sido substituída porque os mecânicos acharam que estava vazando devido à presença de óleo no compartimento do motor. Esta pode ter sido a primeira indicação de que o adaptador do filtro de óleo estava começando a vaziar.

Uma revisão do banco de dados de acidentes/incidentes do NTSB revelou pelo menos seis acidentes anteriores envolvendo um evento de falta de óleo envolvendo um adaptador de filtro de óleo da F&M Enterprises Inc. e da Stratus Tool Technologies devido à falha de gaxeta e/ou gaxetas impróprias.

Em resposta ao acidente e os testes relacionados, a Stratus Tool Technologies emitiu o Boletim de Serviço (SB) SB-001, datado de 25/10/2019 (como REV. A), instruindo a inspeção do adaptador de filtro de óleo quanto a vazamento de óleo e danos na gaxeta/guarnição. Para o caso da não constatação de qualquer discrepância, o Boletim de Serviço fornece instruções detalhadas de como instalar o adaptador corretamente (eliminando a rotação do alojamento/encaixe usando um bloco de madeira) e como marcar o adaptador para fornecer uma indicação visual de rotação após a instalação.

Em paralelo à investigação do NTSB, um representante do ACO (*Aircraft Certification Office*/Escritório de Certificação de Aeronaves) Atlanta, da FAA, usando o processo *Monitor Safety/Analyze Data* (MSAD), ou Monitor de Segurança/Análise de dados, da FAA, o escritório regional realizou uma avaliação de risco seguindo a método e guia de diretrizes de avaliação SARA - *Small Airplane Risk Analysis* (Análise de Risco de Aeronaves Pequenas) e determinou que a questão não justificava uma ação regulatória obrigatória, com o ACO iniciando uma

atividade internamente à agência para a emissão de um Alerta de Segurança para Operadores (SAFO) endereçado ao problema, com recomendação para operadores aéreos e organizações de manutenção sobre a potencial condição insegura associada aos adaptadores de óleo.

Na conclusão do relatório, o NTSB apresenta como “causa provável” para o acidente um evento de perda total de potência do motor devido à falta de óleo como resultado da falha de uma gaxeta/guarnição do adaptador do filtro de óleo e da incapacidade do piloto de livrar o avião das linhas de energia durante o pouso de emergência.