

## **FAA publica Diretriz de Aeronavegabilidade para modelos Piper PA-28, PA-34 e PA-44 relativamente ao encaixe de fixação da longarina traseira de asa, em 10.07.24**

A agência federal de aviação civil americana FAA publicou no dia 28 de maio Diretiva de Aeronavegabilidade (DA - de AD - *Airworthiness Directive*) para os modelos Piper a pistão monomotor PA-28 e bimotor PA-34-220T e PA-44-180, relativamente ao encaixe de fixação da longarina traseira de asa.

Trata-se da AD (*Airworthiness Directive*) nº 2024-10-04, com o objeto-codificação (JASC - *Joint Aircraft System Component* - Componente do sistema conjunto de aeronaves) 5740 - de *Wing, Attach Fittings* (encaixes de fixação de asa), com *status* de Ação Final, com data de efetividade de 06/06/2024. A Diretiva está aberta para comentários públicos.

AD (*Airworthiness Directive*) nº 2024-10-04, efetividade em 06/06/2024:

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/FR-ADFRAWD-2024-11143-0000000000.0001>

Aplicabilidade: a AD/DA se aplica à fabricante Piper Aircraft, Inc., aos modelos monomotor à pistão PA-28-181 (de trem de pouso fixo) e PA-28R-201 (trem de pouso retrátil) e os bimotores a pistão PA-34-220T (*Seneca V*) e PA-44-180 (*Seminole*), certificados em qualquer categoria, números de série identificados no Boletim de Serviço (*Service Bulletin*) Piper SB nº 1.413, de 09/04/2024.

Motivação: a FAA está adotando nova Diretriz de Aeronavegabilidade (AD/DA) para certos aviões Piper Aircraft, Inc. (Piper) modelos PA-28-181, PA-28R-201, PA-34-220T e PA-44-180, motivada por um reporte de um furo para parafuso por perfuração rotativa - “furo perfurado” (*drilled bolt hole*) duplo no encaixe de fixação da longarina traseira da asa (*rear wing spar attachment fitting*), encontrado durante uma inspeção não-programada de um avião devido a uma colisão no solo com um automóvel.

A Diretiva exige [1] a inspeção do encaixe de fixação da longarina traseira (posterior) da asa (*rear wing spar attachment fitting*) e, se forem encontradas discrepâncias, [2] a inspeção do encaixe de fixação da longarina frontal (anterior) da asa (*forward wing spar attachment fitting*), realizando ações corretivas conforme necessário e reportando à FAA quando ações corretivas forem necessárias.

A FAA emitiu a Diretiva porque determinou que a condição insegura descrita anteriormente é provável que exista ou se desenvolva em outros produtos do mesmo tipo de projeto.

Assim, a FAA emitiu a Diretiva para tratar de condições inseguras desses produtos, mais especificamente para tratar de redução da resistência da peça abaixo de sua carga limite. A condição insegura, se não for resolvida, poderá resultar na separação da asa e na perda de controle do avião.

A Diretiva entra em vigor em 06/06/2024. O diretor do Cadastro/Registro Federal (FAR) aprovou a incorporação da Diretiva por referência de determinada publicação listada na Diretiva em 06/06/2024; a FAA abriu consulta pública quanto à Diretiva para receber comentários até 08/07/2024.

Generalidades: como justificativa para adoção Imediata e determinação da Data de Efetividade, dispositivo na APA - *Administrative Procedure Act* (Lei de Procedimento Administrativo) autoriza agências federais americana para dispensar procedimentos de prévia notificação e comentário de normas quando a agência, para “boa causa”, considera que esses procedimentos são “impraticáveis, desnecessários ou contrários ao direito público interesse”. De acordo com esta seção, uma agência, ao encontrar uma “boa causa”, pode emitir uma regra final sem fornecer aviso e solicitar comentários antes da emissão. Além disso, seção da APA autoriza agências a tornarem as regras efetivas em menos de 30 dias, mediante justa causa.

No caso, existe uma condição insegura que requer a adoção imediata da Diretiva sem fornecer uma oportunidade para comentários públicos antes da adoção. A FAA descobriu que o risco para o voo ao público justifica a renúncia ao aviso e comentário antes da adoção da regra porque um furo para parafuso por perfuração rotativa - “furo perfurado” (*drilled bolt hole*) duplo no encaixe de fixação da longarina traseira da asa (*rear wing spar attachment fitting*) reduz a resistência da peça quanto sua carga limite e, se não for tratado, poderá resultar na separação da asa e na perda de controle do o avião. Como esses aviões são muito usados em operações de treinamento e acumulam um grande

número de horas de voo em um curto período de tempo, é necessária inspeção para esta condição antes de novo voo. Assim, o aviso e a oportunidade para comentários públicos prévios são impraticáveis e contrários ao interesse público como previsto na APA. Além disso, a FAA conclui que existe uma boa causa de acordo com seção da APA para tornar esta alteração efetiva em menos de 30 dias, pelas mesmas razões que encontrou bons motivos para renunciar à notificação e a comentários previamente.]

No processo para emissão da Diretiva nº 2024-10-04, para efeito de Informações de serviço associadas, como referência para a Diretiva, a FAA revisou o Boletim de Serviço Piper nº 1.413, com data de 09/04/2024 (Piper SB nº 1413). Estas informações de serviço especificam procedimentos para inspecionar os encaixes de fixação das longarinas dianteira (frontal/anterior) e traseira (posterior) quanto a furos corretamente perfurados e corrosão e realizar ações corretivas, se necessário. Estas informações de serviço estão razoavelmente disponíveis porque as partes interessadas têm acesso a elas através do curso normal de seus negócios ou pelos meios identificados em seus "sítios" eletrônicos.

A Diretiva (nº 2024-10-04) exige a realização das ações especificadas nas informações de serviço já descritas (no Piper SB nº 1413), exceto conforme discutido em "Diferenças entre a DA e as Informações de Serviço". A Diretiva também exige o envio dos resultados da inspeção à FAA quando ações corretivas forem necessárias.

Diferenças entre o AD e as informações de serviço - o Boletim de Serviço Piper nº 1.413 (Piper SB nº 1413) inclui uma inspeção de corrosão e ações corretivas de corrosão. No entanto, estes danos de corrosão não estão diretamente relacionados com a atual condição insegura objeto da Diretiva (nº 2024-10-04) - de um duplo furo no encaixe de fixação de longarina de asa - e não fazem parte das ações exigidas da Diretiva.

Custo para conformidade com a Diretiva: a FAA estima que a Diretiva afeta uma frota de 499 aviões registrados no EUA. E estima os seguintes custos envolvidos por aeronave:

[1] inspeção do encaixe da fixação da longarina traseira (posterior):  
[1.1] mão-obra (US\$ 85/homem-hora) = 1 hora de trabalho - US\$ 85  
[1.2] peças = não aplicável  
[1.3] custo total = US\$ 85

[2] reporte à FAA de anormalidade-discrepância constatada na inspeção encaixe de fixação da longarina traseira (posterior):  
[2.1] mão-obra (US\$ 85/homem-hora) = 1 hora de trabalho - US\$ 85  
[2.2] peças = não aplicável  
[2.3] custo total = US\$ 85

[3] inspeção do encaixe da fixação da longarina frontal (dianteira/anterior):  
[3.1] mão-obra (US\$ 85/homem-hora) = 1 hora de trabalho - US\$ 85  
[3.2] peças = não aplicável  
[3.3] custo total = US\$ 85

[4] execução de intervenções - de acordo com discrepância encontrada e ação necessária de reparo:  
[4.1] mão-obra (US\$ 85/homem-hora) = 10 horas de trabalho - US\$ 850  
[4.2] peças = até US\$ 2.808  
[4.3] custo total = US\$ 3.658

Custos finais - mínimo de US\$ 85/aeronave até máximo de US\$ 3.743/aeronave.

Cumprimento/conformidade com a Diretiva: o cumprimento da Diretiva deve ocorrer nos prazos de conformidade especificados, a menos das ações requeridas conforma a Diretiva já terem sido feitas.

#### Ações requeridas

(1) após a data de vigência da Diretiva (06/06/2024), e antes do próximo voo - [a] remover elementos metálicos de ligação da asa responsáveis pela fixação da longarina traseira e [b] fazer a inspeção,

e eventualmente [c] as ações corretivas aplicáveis de acordo com a Parte II, parágrafos 2, 3, 4b, 4c, 5, e 6, das Instruções de Serviço do Piper SB nº 1413, exceto a inspeção de corrosão e ações corretivas de corrosão (que não são exigidas pela DA nº 2024-10-04).

- (2) se, durante a inspeção especificada na Parte II, parágrafo 3, das Instruções de Serviço do Piper SB nº 1413, conforme exigido pelo item antecedente (1), qualquer discrepância for encontrada - antes de próximo voo - [a] fazer uma inspeção dos furos dos parafusos comuns da fixação da longarina frontal quanto a desgaste que exceda os limites especificados, e [b] substituir qualquer componente que tenha um furo dos parafusos que exceda os limites especificados, de acordo com a Parte II, parágrafo 7, das Instruções do Boletim de Serviço Piper nº 1.413.
- (3) se for determinado que as ações corretivas exigidas pelos itens anteriores (1) ou a substituição exigida no item antecedente (2)[b] são necessárias - enviar um relatório para a FAA - Gerência da Filial de Certificação Leste, com informações incluindo matrícula e registro de produção (sn - número de série) do avião, horas de serviço do avião, uma descrição da condição descoberta, a asa afetada ou asas afetadas e uma descrição da ação corretiva ou substituição de componente realizada. O prazo para apresentação deste relatório deverá ser:
- [a] - se a ação foi realizada na data de vigência desta DA ou após essa data, enviar o relatório no prazo de 10 dias após a ação ter sido realizada.
- [b] - se a ação foi realizada antes da data de vigência da Diretiva (nº 2024-10-04), enviar o relatório no prazo de 10 dias após a data de vigência da Diretiva.

A Diretiva permite a possibilidade de um "Voo especial" (de acordo item de regulamento 14 CFR 21.197 e 21.199) desde que nas seguintes condições:

- (1) tripulação mínima requerida (sem passageiros), somente, e,
- (2) não excedência de velocidade de manobra do projeto de acordo como definido no aplicável do Manual de Operação de Piloto (POH) da aeronave.

A Diretiva prevê a possibilidade de aplicação de um AMOC (*Alternative Method of Compliance* - Método Alternativo de Conformidade), aprovado previamente pela Gerência da Filial de Certificação Leste, da FAA, se solicitada a um Escritório Distrital de Padrões de Voo local, conforme apropriado.

Piper SB 1413 - Aft Wing Spar Attach Fitting Inspection (Inspeção de encaixe de fixação da longarina traseira da asa), de 09/04/2024

[https://s3.amazonaws.com/pipercrm/Solution/20958/SB\\_1413.pdf](https://s3.amazonaws.com/pipercrm/Solution/20958/SB_1413.pdf)

Aplicabilidade: o Boletim de Serviço Piper nº 1.413, para inspeção de encaixe de fixação da longarina traseira da asa, de 09/04/2024, com data de efetividade 18/04/2024, considerado pela Piper de conformidade (cumprimento) obrigatório, aplica-se aos seguintes modelos e aparelhos, conforme registro de produção (sn)

- [1] PA-28-181 (*Archer III*) - 407 aviões
- sn 2843940 até 2843949 [10x],
  - 2881049 até 2881099 [51x]
  - 2881102 até 2881224 [123x],
  - 2881228 até 2881238 [11x],
  - 2881240 até 2881243, e 2881245 [5x]
  - 2881247 até 2881255 [9x],
  - 2881257 até 2881264 [8x],
  - 2881266, 2881267, 2881272, 2881273 [4x],
  - 2881275 até 2881293 [19x],
  - 2881295 até 2881304 [10x],
  - 2881306, 2881307 [2x],
  - 2881309 até 2881313 [5x],
  - 2881315 até 2881329 [15x],
  - 2881331 até 2881344 [14x],
  - 2881346 até 2881350, e 2881352 [6x],

- 2881354 até 2881364 [11x],
  - 2881370 até 2881378 [9x],
  - 2881380 até 2881390, e 2881392 [12x]
  - 2881394 até 2881396 [3x],
  - 2881398 até 2881404 [7x],
  - 2881406 até 2881427 [22x]
  - 2881429 e 2881431 [3x],
  - 2881433 até 2881445, e 2881447 [14x],
  - 2881449 até 2881452, e 2881454 [5x],
  - 2881462 até 2881464 [3x],
  - 2881466 até 2881469 [4x],
  - 2881471 até 2881473 [3x],
  - 2881545, 2881547, 2881548, 2881550 [4x],
  - 2881552 até 2881557 [6x], e,
  - 2881559 até 2881566, e 2881568 [9x].
- [2] PA-28-181 (*Pilot 100i*) - 28 aviões:
- 28020001 até 28020016 [16x],
  - 28020019, 28020020 [2x],
  - 28020068 até 28020070 [3x],
  - 28020072 até 28020074 [3x],
  - 28020076 até 28020078, e 28020080 [4x]
- [3] PA-28R-201 *Arrow III* - 4 aviões
- 2844182 até 2844185 [4x]
- [4] PA-34-220T *Seneca V* - 5 aviões:
- 3449510 até 3449514
- [5] PA-44-180 (*Seminole*) - 91 aviões:
- 4496434 até 4496490,
  - 4496493 até 4496496,
  - 4496498 até 4496503,
  - 4496505 até 4496523, e,
  - 4496537, 4496538, 4496539, 4496541, 4496542 [5x]

A relação de aparelhos afetados soma 535 aviões, sendo 439 aparelhos do modelo PA-28 (82%), destes sendo 407 *Archer III* (76%). 91 aviões (17%) são do modelo PA-44-180 *Seminole*.

Aprovação: os aspectos de engenharia do documento de serviço demonstraram estar em conformidade com os Regulamentos Federais de Aviação aplicáveis e são aprovados pela FAA.

Propósito: o Boletim de Serviço fornece instruções para uma inspeção única (e, sob condição, para retrabalho) da fixação da longarina traseira da asa com a fuselagem, para a aeronave afetada.

Intenção de Segurança: em algumas das aeronaves afetadas, o(s) furo(s) comum(s) ao encaixe da longarina traseira e à placa da longarina (*spar plate*) traseira podem estar mal perfurados (rosqueamento). Um avião nesta condição não está em conformidade com o projeto de Tipo e não possui a resistência de projeto exigida.

A intenção de segurança da Parte I (*Temporary Grounding* - estacionamento temporário) do Boletim de Serviço é impedir que essas aeronaves operem até que a conformidade com a Parte II (*Inspection* - Inspeção) seja cumprida.

Prazo para Cumprimento: antes do próximo vôo, exceto conforme previsto na Parte I do Boletim de Serviço.

Algumas etapas nas instruções do Boletim de Serviço são identificadas como "RC" (de *Required for Compliance*, ou Requerida para Conformidade). Se o Boletim de Serviço for obrigatório por uma Diretriz de Aeronavegabilidade (AD/DA), as etapas identificadas como "RC" devem ser executadas para cumprimento da Diretriz.

Etapas não identificadas como “RC” são recomendadas mas podem ser desviadas, executadas como parte de outras ações ou executadas com métodos aceitos diferentes daqueles fornecidos no Boletim de Serviço, se as etapas como “RC” puderam ser executadas, e o avião puder ser recolocado em condições de uso.

#### Parte I - *Temporary Grounding* (parqueamento temporário)

Os modelos e aparelhos, conforme registro de produção (sn), listados aplicáveis ao Boletim de Serviço estão “parqueados” exceto conforme disposto nas Partes I e II do Boletim de Serviço.

Os seguintes procedimentos de precaução estão em vigor imediatamente e permanecerão em vigor até a execução (completa e concluída) da inspeção previsto na Parte II do Boletim de Serviço.

Operadores terão direito a um vôo de traslado para local de uma organização de manutenção homologada capaz de realizar a inspeção e, em seguida, sob condição, reparo exigido pelo Boletim de Serviço. Este vôo pode incluir paradas (escalas) para abastecimento, mas não deverá exceder 10 horas de operação. Este vôo está restrito para tripulação mínima exigida, não sendo permitidos este vôo com passageiro(s). Neste vôo, não deverá ser excedida a velocidade de manobra de projeto, conforme publicado no POH específico da aeronave

#### Parte II - *Inspection* (Inspeção)

Para a inspeção, algumas preliminares e complementares são aplicáveis:

- a execução da inspeção requer uso de um espelho e uma lanterna potente ou outra fonte de luz adequada.
- para execução da inspeção, o Manual de Manutenção de Avião (AMM - *Airplane Maintenance Manual*) deverá ser consultado, na seção apropriada, para consulta e conhecimento dos procedimentos de macaqueamento, além do serviço de inspeção (e eventual “retrabalho”) da ligação longarina traseira-fuselagem (na caixa central de asa), requerida neste Boletim de Serviço.
- a remoção temporária de componentes internos, flapes, carenagens, painéis de acesso e outros componentes da aeronave podem vir ser necessários para cumprir as instruções deste Boletim de Serviço.
- as instruções neste Boletim de Serviço se aplicam aos lados esquerdo e direito da aeronave, indistintamente.
- recomenda-se a anotação do número e da localização das arruelas em cada ponto de fixação para facilitar a reinstalação.
- salvo indicação em contrário, os rebites de substituição devem ser da série MS20470AD4, com tamanho que corresponda ao rebite original. Os rebites “umedecidos” (*wet rivet*) - rebites tratados com *primer* em conformidade com MIL-PRF-85582, Tipo 1, Classe C2 ou qualquer um dos *primers* listados na tabela (1) - “*Acceptable epoxy primers*” (*Primer* epóxi aceitável) - abaixo:

ACCEPTABLE EPOXY PRIMERS

Vendor Product Name	Vendor Product Number
PPG Aerospace PRC-DeSoto	EWDE072A/B
AkzoNobel Aerospace Coatings	10P8-10NF / EC-283
AkzoNobel Aerospace Coatings	10P30-5 / EC-275
Deft, Inc.	44GN036

Alternativamente, poderá ser utilizado primer em conformidade com MIL-P-23377 Tipo 1, Classe 1 e aplique conforme instruções do fabricante.

Para superfícies exteriores, deverá ser aplicada uma camada superior de tinta *Axalta Imron* que corresponda à cor das superfícies adjacentes.

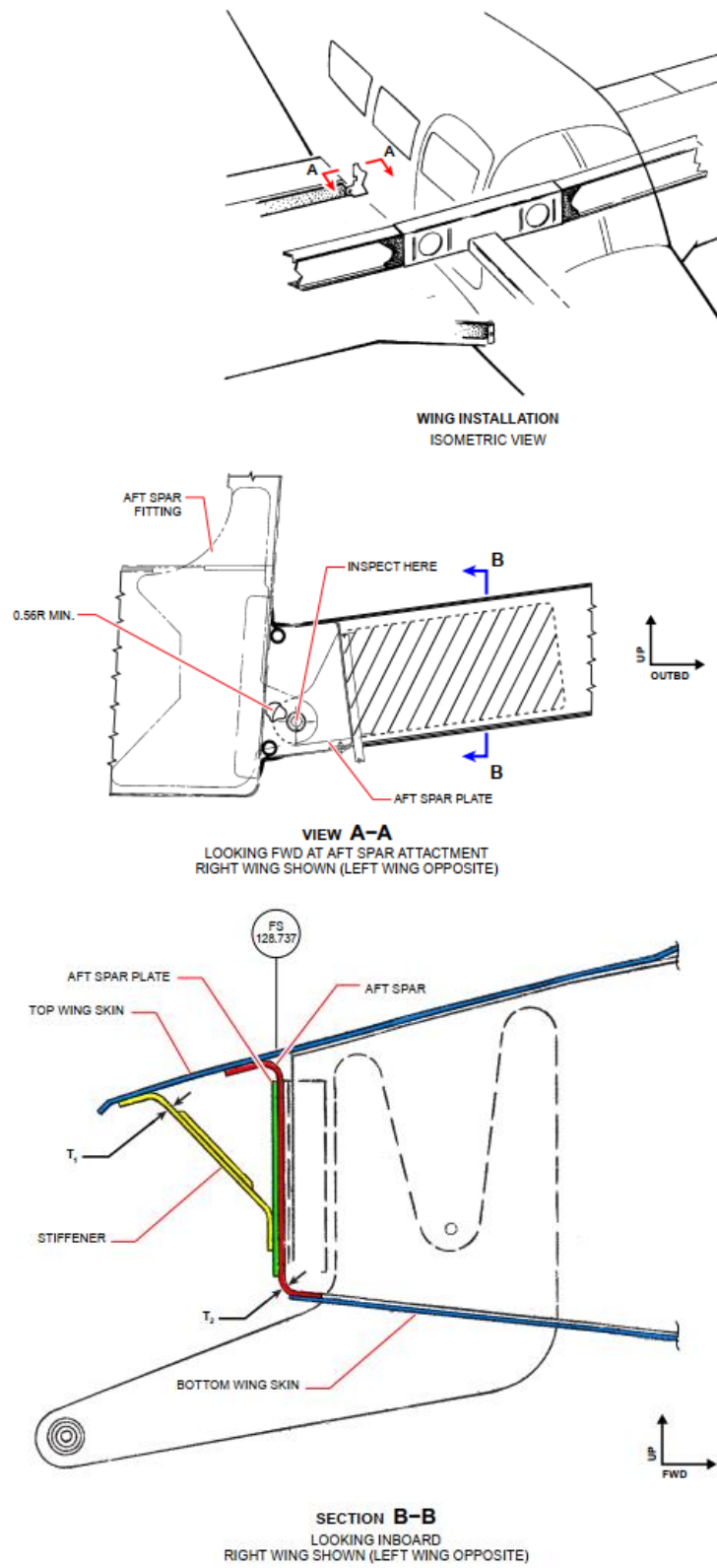
- salvo indicação em contrário, os rebites deverão ser instalados em conformidade com os requisitos estabelecidos no Capítulo 4, Seção 4 da Circular Consultiva (da FAA) AC 43.13-1B. (*Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair*, ou Métodos, Técnicas e Práticas Aceitáveis - Inspeção e Reparo de Aeronaves - de 08/09/1998) -

[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)

As etapas da inspeção compreenderão:

- 1 - macaqueamento da aeronave - cf. instruções no item 7-10-00 do AMM
- 2 - [RC] localizar a fixação da longarina de asa traseira conforme identificado na Figura "*Aft Attach Fitting Installation*" (instalação do encaixe da fixação traseira) e remover as peças de fixação (parafuso, arruelas e porca) que prendem a fixação da longarina traseira. Substituir a porca e guardar o parafuso e as arruelas que estejam em condições de uso (reaproveitamento). [RC]

Figura "*Aft Attach Fitting Installation*"  
(instalação do encaixe da fixação traseira)  
Vista isométrica



Vista (Corte) A-A

*Looking foward at aft spar attachment right wing shown*

(Olhando sentido long. de trás para frente da aeronave - pela lateral direita - vista asa direita)

Vista (Corte) B-B

*Looking inboard right wing shown*

(Olhando sentido transv. para dentro da aeronave - pela lateral direita - asa direita)

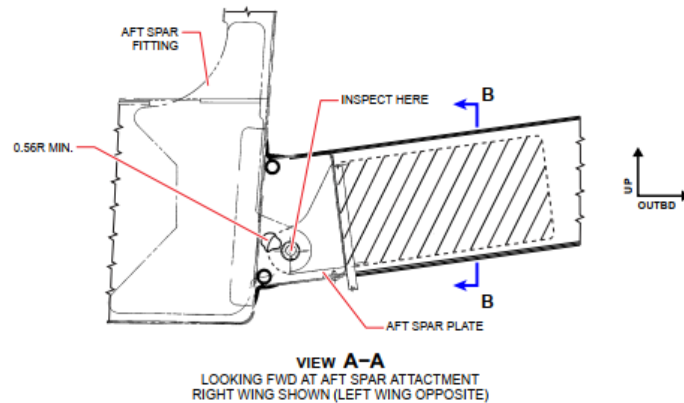
*Aft Spar (longarina traseira)*

*Aft Spar Plate (placa da longarina traseira)*

*Aft Spar Fitting (longarina traseira)*

*Stiffener (enrijecedor)*  
*Top wing skin (revestimento superior da asa)*  
*Bottom wing skin (revestimento inferior da asa)*

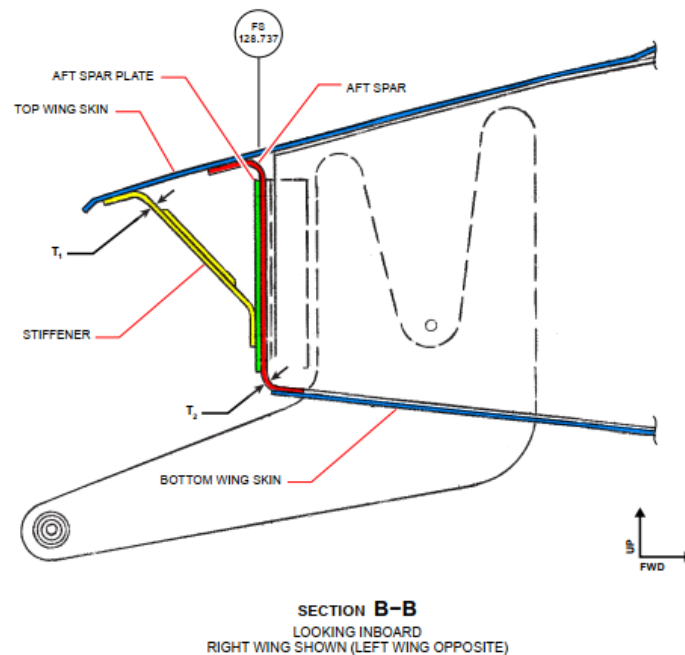
- 3 - inspecionar os furos na placa da longarina traseira (*Aft Spar Plate*) instalada na asa e no encaixe da longarina traseira (*Aft Spar Fitting*) instalado na fuselagem, conforme mostrado na vista A-A e na vista B-B da Figura.



Vista (Corte) A-A

*Looking foward at aft spar attachment right wing shown*

(Olhando sentido long. de trás para frente da aeronave - pela lateral direita - vista asa direita)



Vista (Corte) B-B

*Looking inboard right wing shown*

(Olhando sentido transv. para dentro da aeronave - pela lateral direita - asa direita)

Verificar se os furos na placa da longarina traseira e no encaixe da longarina traseira são circulares e não excedem 0,3765 polegadas (ie, 9,563 mm) de diâmetro. Além disso, inspecionar a estrutura que está rebitada na placa de longarina traseira em busca de evidências de corrosão. A etapa determinará os seguintes desfechos:

- se os furos forem circulares e não excederem diâmetro de 0,3765 polegadas (ie, 9,563 mm), e a área estiver livre de corrosão, então a configuração está em conformidade com o projeto Tipo. Nenhum retrabalho é necessário. A inspeção deverá prosseguir na etapa 6, ou,
- [RC] – se os furos não forem circulares ou se um ou ambos os furos excederem 0,3765 polegadas (ie, 9,563 mm) de diâmetro, inspeção deverá prosseguir a próxima etapa (#4). [RC]



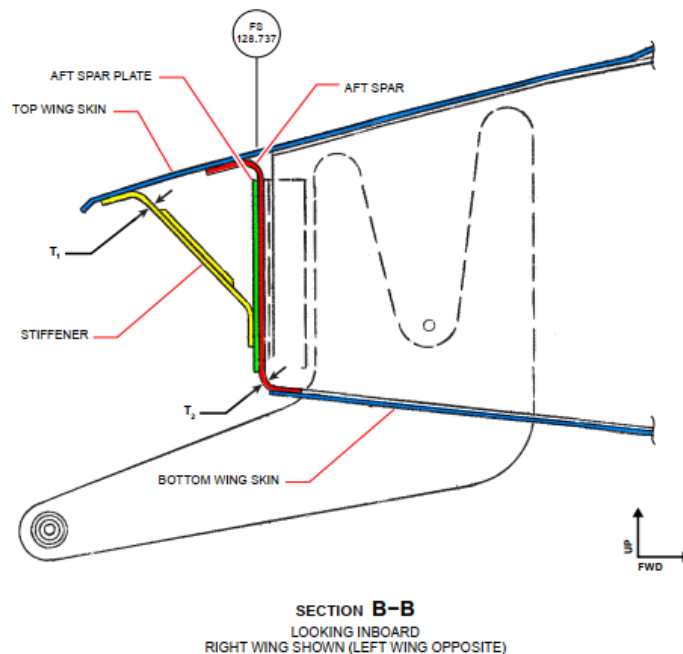
4 - executar uma ou mais das seguintes ações corretivas listadas abaixo, (a) de controle de corrosão (*corrosion control*), (b) de instalação de bucha (*bushing installation*) e (c) de substituição/troca de componente (*component replacement*), conforme necessário, para recuperar estado da aeronave para devida condição de aeronavegabilidade.

4(a) - controle de corrosão (*corrosion control*)

A placa da longarina traseira (*Aft Spar Plate*) é de aço. Os componentes adjacentes, como a longarina traseira (*Aft Spar*) e o enrijecedor (*Stiffener*), conforme mostrado na vista B-B da Figura, são de alumínio.

Se a área estiver exposta a um agente corrosivo ambiente durante um longo período de tempo, esses componentes são suscetíveis à corrosão galvânica (por “*dissimilar metal*”, ou “metal não-similar” - numa pilha eletroquímica por diferença de potencial).

Inspecionar cuidadosamente as superfícies das longarinas de asa dianteira e traseira (*forward wing spar - aft wing spar*) que estão em contato com a placa da longarina traseira (*Aft Spar Plate*) em busca de evidências de corrosão (consultando a vista B-B da Figura).



#### Vista (Corte) B-B

Looking inboard right wing shown

(Olhando sentido transv. para dentro da aeronave - pela lateral direita - asa direita)

Os estágios iniciais da corrosão são frequentemente mascarados por revestimentos de tinta e escondidos sob superfícies de contato, como juntas sobrepostas rebitadas. Como os produtos de corrosão ocupam mais volume do que o metal original (expansão por corrosão), inspecionar cuidadosamente essas áreas em busca de irregularidades, como bolhas (*blisters*), lascas (*flakes*), picotes (*chips*), protuberância/expansão (*lumps*), películas de revestimentos salientes (*bulging skins*) e rebites faltantes (*missing rivets*); esta inspeção determinará os seguintes desfechos:

- se forem encontradas evidências de corrosão, a inspeção deverá prosseguir para etapa 4(a)(1), descrita abaixo, ou,
- se não houver evidência de corrosão, a inspeção deverá prosseguir para a etapa 4(a)(3) - descrita abaixo.

4(a)(1) - remover a corrosão de acordo com a Circular Consultiva da FAA AC 43.13-1B, capítulo 6 (*Corrosion, inspection and protection* - corrosão, inspeção e proteção).

Após a remoção da corrosão, verificar se todas as áreas afetadas atendem ou excedem as espessuras mínimas indicadas neste boletim de serviço (consultando corte B-B da Figura e a

Tabela (3) - *Adjacent components material thickness* (espessura do material dos componentes adjacentes - *Aft Spar*/longarina traseira e *Stiffener*/enrijecedor):

ADJACENT COMPONENTS MATERIAL THICKNESS

Part Nomenclature	Minimum Thickness (in.)
Stiffener T <sub>1</sub>	0.0225
Aft Spar T <sub>2</sub>	0.0610

(1) Refer to Figure 1 for component locations.

espessura (T<sub>1</sub>) mínima *Stiffener*/enrijecedor = 0,0225 pol. = 0,572 mm  
 espessura (T<sub>2</sub>) mínima *Aft Spar*/long. traseira = 0,0610 pol. = 1,549 mm

Em locais onde a medição direta não for possível, as medições de espessura (T) deverão ser realizadas usando um método de inspeção não-destrutivo, como ultrassom, corrente parasita (*eddy current*) ou equivalente, desde que tal método atinja uma precisão de medição de  $\pm 0,005$  polegadas ou mais.

A medição de espessuras (*Aft Spar*/longarina traseira e *Stiffener*/enrijecedor), e a comparação com as espessuras mínimas requeridas, determinará as seguintes providências:

- se a espessura das peças em todos os locais atender - sendo igual ou maior do que as espessuras mínimas indicadas no boletim de serviço -, proceder da seguinte forma:
  - aplicar *primer* nas áreas onde tinta de revestimento original foi removida usando *primer* MIL-PRF-85582D Tipo I Classe C2 ou qualquer *primer* em conformidade com MIL-P-23377, de acordo com as instruções do fabricante. Alternativamente, utilizando qualquer um dos *primers* listados na tabela (1) - "Acceptable epoxy primers" (*Primer* epóxi aceitável) - abaixo:

ACCEPTABLE EPOXY PRIMERS

Vendor Product Name	Vendor Product Number
PPG Aerospace PRC-DeSoto	EWDE072A/B
AkzoNobel Aerospace Coatings	10P8-10NF / EC-283
AkzoNobel Aerospace Coatings	10P30-5 / EC-275
Deft, Inc.	44GN036

- executar etapa 4(a)(3).

- se a espessura das peças em todos os locais não atender - sendo menor do que as espessuras mínimas indicadas no boletim de serviço -, após remoção de corrosão na área afetada, proceder a etapa 4(a)(2).

4(a)(2) - instalar o kit "*Corrosion – Aft Spar Rework, Piper Part Number (P/N) 87584-000*" (Corrosão – Retrabalho da longarina traseira, número de peça (PN) Piper 87584-000).

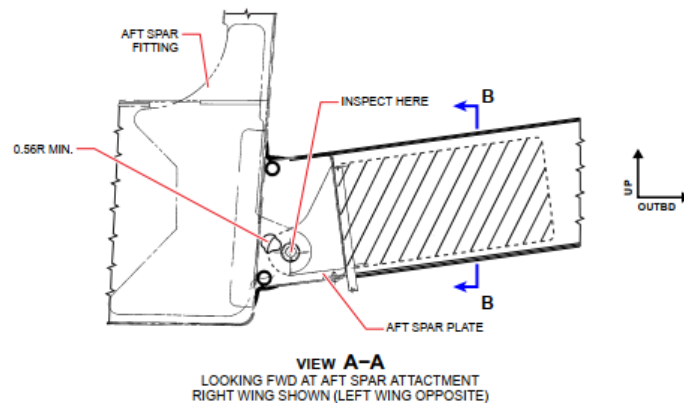
Este kit fornece peças e instruções para substituir (por meio de *splicing operation* - operação de emenda por sobreposição) a placa de longarina traseira bem como a longarina traseira interna (*inboard aft wing spar*) de 10,80 pol. (27,432 cm) das asas esquerda e direita.

4(a)(3) - revisar as etapas 4(b), de instalação de bucha (*bushing installation*), e 4(c), de substituição/troca de componente (*component replacement*), para aplicabilidade. Caso contrário, passar para execução da etapa 5.

4(b) - [RC] instalação de bucha (*bushing installation*)

Apenas para os modelos de aeronave PA-28-181 *Archer III* e *Pilot 100i* e PA-28R-201 *Arrow III*, determinar se um furo alargado em linha (*line-reamed hole*) de 0,437–0,438 polegadas (1,110 cm - 1,113 cm) de diâmetro é perpendicular à placa da longarina traseira (*Aft Spar Plate*) e ao encaixe da longarina traseira (*Aft Spar Fitting*) tomará uma dimensão excessiva ou forma arredondada

imperfeita e atingirá uma distância mínima da borda do raio de 0,56 polegadas (1,422 cm) para ambas as peças, conforme mostrado na vista A-A da Figura.



#### Vista (Corte) A-A

Looking foward at aft spar attachment right wing shown

(Olhando sentido long. de trás para frente da aeronave - pela lateral direita - vista asa direita)

- se as condições acima puderem ser identificadas, instalar o kit “*Wing Aft Spar/Fuselage Attach Fitting*, Piper PN 88365-002” (Longarina de asa traseira/encaixe de fixação da fuselagem, Piper PN 88365-002). Este kit fornece peças e instruções para reparar uma condição de furo grande demais no encaixe de fixação da longarina de asa traseira/fuselagem, para modelos de aeronaves específicos. Após a conclusão, passar para execução da etapa 5.
- se as condições de tamanho do furo não forem identificadas, passar para a etapa 4(c), de substituição/troca de componente (*component replacement*).

#### 4(c) - substituição/troca de componente (*component replacement*)

Substituir placa da longarina traseira (*Aft Spar Plate*), na asa, e encaixe da longarina traseira (*Aft Spar Fitting*), lados direito e esquerdo, na fuselagem, conforme necessário, consultando tabela (2) - “*Aft spar attachment replacement parts*” (troca de componentes de fixação longarina traseira) - abaixo para o serviço.

AFT SPAR ATTACHMENT REPLACEMENT PARTS

Model	Aft Spar Plate (Installed on Wings)	Aft Spar Fitting - LH (Installed on Fuselage)	Aft Spar Fitting - RH (Installed on Fuselage)
PA-28-181 Archer III	Piper P/N 66762-000	Piper P/N 62448-002	Piper P/N 62448-003
PA-28-181 Piper Pilot 100i			
PA-28R-201 Arrow III			
PA-44-180 Seminole		Piper P/N 68621-002	Piper P/N 68621-003
PA-34-220T Seneca V			

5 - [RC] após a conclusão das medidas corretivas descritas na etapa 4, executar uma operação de alargamento (*reaming operation*) conforme necessário para obter um furo de diâmetro de 0,3745 pol. (9,52 mm) – 0,3765 pol. (9,563 mm) longarina traseira (*Aft Spar Plate*), na asa, e encaixe da longarina traseira (*Aft Spar Fitting*), lados direito e esquerdo, na fuselagem, mantendo uma distância mínima da borda do raio de 0,56 polegadas (14,224 mm) para ambas as peças, conforme mostrado na vista A-A da Figura. [RC]

5 - [RC] após a conclusão das medidas corretivas descritas na etapa 4, executar uma operação de alargamento (*reaming operation*) conforme necessário para obter um furo de diâmetro de 0,3745 pol. (9,52 mm) – 0,3765 pol. (9,563 mm) longarina traseira (*Aft Spar Plate*), na asa, e encaixe da longarina traseira (*Aft Spar Fitting*), lados direito e esquerdo, na fuselagem, mantendo uma distância mínima da borda do raio de 0,56 polegadas (14,224 mm) para ambas as peças, conforme mostrado na vista A-A da Figura. [RC]

- 6 - [RC] assegurar a fixação da longarina traseira instalando o parafuso (*bolt*) e as arruelas (*washers*) que foram removidos na etapa 2. Instalar uma nova porca (*nut*) e apertar (torquear) com unidade de 360–390 lb.pol., consultando o item 57-40-00 do AMM aplicável para obter instruções específicas. [RC]
- 7 - fazer uma inspeção preventiva dos furos dos parafusos (*bolt holes*) comuns à fixação da longarina dianteira (*forward spar attachment*) para verificar se há desgaste excessivo. Localizar fixação da longarina dianteira (*forward spar attachment*) conforme identificado no Capítulo 57-40-00 do AMM aplicável.
- 7(a) - remover as peças de fixação (parafuso, arruelas e porca) que garantem a fixação da longarina dianteira. Substituir a porca, guardar o parafuso e as arruelas que estejam em condições de uso.
- 7(b) - inspecionar todos os furos comuns ao parafuso, e:
- para os modelos de aeronave PA-28-181 *Archer III e Pilot 100i* e PA-28R-201 *Arrow III*: verificar que cada furo não excede 0,2510 pol. (6,375 mm) de diâmetro. Substituir quaisquer componentes que tenham um furo de parafuso que exceda o diâmetro-limite indicado
  - para os modelos de aeronave PA-44-180 *Seminole* e PA-34-220T *Seneca V*: verificar que cada furo não excede 0,3140 pol. (7,976 mm) de diâmetro. Substituir quaisquer componentes que tenham um furo de parafuso que exceda o diâmetro-limite indicado.
- 7(c) - reinstalar parafuso e arruelas que foram removidos na etapa 6. Instalar novo parafuso, com o seguinte esquema:
- para os modelos de aeronaves PA-28-181 *Archer III e Pilot 100i* e PA-28R-201 *Arrow III*: instalar parafuso novo MSN 21042-4, com torque 50–60 lb.pol.
  - para os modelos de aeronaves PA-44-180 *Seminole* e PA-34-220T *Seneca V*: instalar parafuso novo MSN 21042-5, com torque 70–90 lb.pol.
- 8 - executar uma verificação funcional de quaisquer sistemas que tenham sido afetados durante o cumprimento do Boletim de Serviço.
- 9 - remover a aeronave dos macacos.
- 10 - reportar para Piper qualquer retrabalho, de forma eletronicamente preenchendo e encaminhando Formulário de Resposta de Inspeção: <https://techpubs.piper.com/feedback>
- 11 - escriturar nos registros de aeronave o cumprimento do Boletim de Serviço, incluindo reporte descrevendo os resultados da inspeção e quaisquer retrabalhos que tenham sido executados.

Material envolvido, sob condição em inspeção

Para todos os modelos, por aeronave:

- na condição/no estado (*on condition*): até duas (2) placas de longarina traseira (*Aft Spar Plate*) Piper PN 66762-000.
- na condição/no estado (*on condition*): um (1) kit “*Corrosion – Aft Spar Rework, Piper Part Number (P/N) 87584-000*” (Corrosão – Retrabalho da longarina traseira, número de peça (PN) Piper 87584-000).
- conforme necessário: acessórios de fixação (parafusos, arruelas e porcas - *bolts, washers, nuts*) para as fixações da longarina da asa traseira (*aft wing spar attachments*). Consultar o Catálogo de Peças de Avião (*Airplane Parts Catalog*) apropriado para obter PN aplicável.

Para os modelos de aeronave PA-28-181 *Archer III*, PA-28-181 *Pilot 100i* ou PA-28R-201 *Arrow III*, por aeronave:

- na condição/no estado (*on condition*): até dois (2) kits “*Wing Aft Spar/Fuselage Attach Fitting, Piper PN 88365-002*” (Longarina de asa traseira/encaixe de fixação da fuselagem, Piper PN 88365-002).

Para os modelos de aeronave PA-28-181 *Archer III*, PA-28-181 *Pilot 100i*, PA-28R-201 *Arrow III* ou PA-44-180 *Seminole*, por aeronave:

- na condição/no estado (*on condition*): um (1) encaixe de longarina traseira lado esquerdo (*Aft Spar Fitting LH*) - Piper PN 62448-002.
- na condição/no estado (*on condition*): um (1) encaixe de longarina traseira lado esquerdo (*Aft Spar Fitting RH*) - Piper P/N 62448-003.

Para modelo de aeronave PA-34-220T *Seneca V*, por aeronave:

- na condição/no estado (*on condition*): um (1) encaixe de longarina traseira lado esquerdo (*Aft Spar Fitting LH*) - Piper PN 68621-002.
- na condição/no estado (*on condition*): um (1) encaixe de longarina traseira lado direito (*Aft Spar Fitting RH*) - Piper PN 68621-003.

Observação: a participação aplicável da fábrica (fabricante) é limitada a aeronaves novas no prazo da garantia no momento da conformidade. A participação da fábrica (fabricante) permanecerá em vigor por um período não superior a 180 dias (6 meses) a partir da data de vigência (18/04/2024) do Boletim de Serviço. Entrar em contato com o seu Centro de Serviços Aprovado pela Piper (*Piper Approved Service Center*) para tomar providências para conformidade com este Boletim de Serviço de acordo com o tempo de conformidade indicado.