



Boletim Especial de Aeronavegabilidade *(Special Airworthiness Bulletin)*

ATA: Não aplicável.

BEA Nº 2016-02

Assunto: Aeronaves equipadas com motores **Data:** 08 de Julho de 2016

Lycoming.

Introdução:

Este Boletim Especial de Aeronavegabilidade (BEA) traz informações a proprietários de aeronaves equipadas com motores *Lycoming*.

Embora já existam *Airworthiness Directives* (AD) emitidas pela *Federal Aviation Administration* (FAA), Autoridade de Aviação Civil do Estado de Projeto, associadas a inspeções e substituições do eixo de manivelas de motores *Lycoming*, ocorreu um acidente com uma aeronave Embraer/Neiva EMB-720D equipada com um motor *Lycoming* IO-540-K1G5 que pode ter fatores causais relacionados com o histórico apresentado abaixo.

Este documento possui recomendações de caráter informativo e não mandatórias; desta forma, até o presente momento não se justifica a emissão de uma Diretriz de Aeronavegabilidade de acordo com os requisitos do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) nº 39.

Fabricante: *Lycoming Engines.*

Produto Aeronáutico Afetado: Motores *Lycoming.*

Histórico:

Em 16 de novembro de 2008 ocorreu um acidente com a aeronave Neiva EMB-720D de marcas PT-RVS, Número de Série (N/S) 720174; classificado como falha de motor em voo. Após o piloto perceber uma pequena vibração do motor decidiu retornar ao aeródromo de origem, entretanto após o apagamento do motor em voo executou um pouso de emergência em uma fazenda. Houve danos significativos a aeronave como a quebra da perna esquerda do trem de pouso principal.

O Relatório Final A-566/CENIPA/2015, embora apresente indeterminação nos fatores contribuintes, cita como possível fator causal para o apagamento do motor, a ruptura do eixo de manivelas devido a tensões excessivas durante sua operação.

Devido aos valores dos carregamentos cíclicos envolvidos na operação do motor, o projeto do eixo de manivelas é feito para ter alta resistência a fadiga, ou seja, tensões operacionais abaixo da tensão limite de fadiga. O projeto do eixo das manivelas não é definido pela ocorrência e crescimento de trincas por fadiga (ATSB, 2007).

O aumento na magnitude das tensões cíclicas desenvolvidas durante a operação do motor que exceda o limite de projeto pode alterar as margens de segurança de projeto resultando na fratura por fadiga durante a vida em serviço (ATSB, 2007).

Sendo assim, caso a magnitude das tensões cíclicas excedam os limites de fadiga do eixo de manivelas ou sua tensão limite seja menor que a especificada por projeto haverá sua fratura por fadiga. Entre os fatores contribuintes para a nucleação por fadiga do eixo de manivelas, citam-se (atuando isoladamente ou de forma combinada) (ATSB, 2007):

- Eventos de limitações na operação do motor como ultrapassagem das velocidades máximas de operação do motor ou dos valores das pressões de combustão dos gases.
- Características que favoreçam a concentração de tensões em localizações críticas durante a fabricação, operação ou manutenção.
- Tratamento térmico inadequado e que não siga as especificações de projeto.
- A resistência a fadiga da liga de aço menores que os valores especificados pelo projeto.

Com relação as causas de falhas mais comuns nos eixos de manivelas presentes o relatório do ATSB aponta:

- Fadiga da manivela associada a cargas de flexão.
- Fadiga da manivela associada a tensões de cisalhamento geradas pelas cargas de torção.



Figura 1 – Fratura da manivela (ATSB, 2007).

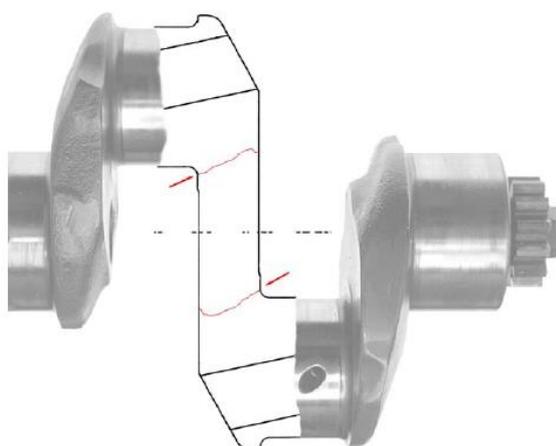


Figura 2 – Localização típica de iniciação de trincas por fadiga nos eixos de manivelas.

Por fim, o relatório do ATSB aponta como geradores de cargas externas ao eixo de manivelas aquelas originadas pela pressão dos gases quentes e aquelas originadas pela inércia dos conjuntos rotativos dos motores. Estas cargas originam tensões de flexão e torção no eixo das manivelas (ATSB, 2007).

Historicamente, a FAA emitiu algumas ADs para os motores *Lycoming* relacionadas ao eixo de manivelas.

Número da AD da FAA	Assunto
2012-19-01	<i>Crankshafts (Supersedes AD 2006-20-09). Replacement of certain crankshafts.</i>
2006-20-09*	<i>Superseded by FAA AD 2012-19-01.</i>
2006-06-16*	<i>Crankshafts. Replacement of certain crankshafts.</i>
2005-19-11*	<i>Crankshafts. Reports of 12 crankshaft failures.</i>
2004-10-14	<i>Crankshaft gear. Inspection and replacement of loosening or failure of the crankshaft gear retaining bolt.</i>
2004-05-24	<i>Zinc-plated Crankshaft Gear Retaining Bolts (Supersedes AD 2002-23-06). Replacement of certain zinc-plated crankshaft gear retaining bolts.</i>
2002-23-06	<i>Superseded by FAA AD 2004-05-24.</i>
2002-19-03*	<i>Crankshaft (Supersedes Emergency AD 2002-17-53). Replacement of certain crankshafts.</i>

2002-17-53*	<i>Superseded by FAA AD 2002-19-03.</i>
2002-04-51*	<i>Superseded by FAA AD 2002-19-03.</i>
<i>*Presentes no relatório do Australian Transport Safety Bureau.</i>	

Tabela 1 – Lista de ADs da FAA.

Recomendação:

Recomenda-se aos proprietários de aeronaves equipadas com motores convencionais, entre eles os motores *Lycoming*, a observância quanto a certas inspeções preconizadas nos manuais aplicáveis da aeronave e dos motores, sobretudo após eventos que possam induzir cargas excessivas a estrutura da aeronave, seus motores, hélices e demais componentes.

Citam-se por exemplo os seguintes eventos:

- Pouso duro.
- Pousos e decolagens com peso acima dos limites aprovados.
- Voos em condições atmosféricas severas (grande turbulência).
- Ultrapassagem dos valores permissíveis de velocidades, acelerações, torques e temperaturas.
- Incidentes de estouros com pneus.
- Amerrissagens forçadas.
- Impacto contra hélices e rotores.
- Impacto de raios.
- Exposição a ventos fortes (rajadas).
- Condições inadequadas de abastecimento (quantidade errada de combustível ou combustível inadequado).
- Colisão contra o solo.
- Impacto de pássaros, etc.

Documentos de Referência:

- 1) Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), Relatório Final Simplificado A-266/CENIPA/2015, 2015.
- 2) *Federal Aviation Administration (FAA) Airworthiness Directive (AD) 2002-04-51.*
- 3) FAA AD 2002-17-53.
- 4) FAA AD 2002-19-03.
- 5) FAA AD 2002-23-06.
- 6) FAA AD 2004-05-24.
- 7) FAA AD 2004-10-14.
- 8) FAA AD 2005-19-11.

- 9) FAA AD 2006-06-16.
- 10) FAA AD 2006-20-09.
- 11) FAA AD 2012-19-01.
- 12) *Transport Canada Civil Aviation (TCCA), Standard 625, 2016.*
- 13) *Australian Transport Safety Bureau (ATSB), Reciprocating Engine Failure: An Analysis of Failure in a Complex Engineered System, 2007.*

Para informações adicionais, contatar

Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)
Gerência Geral de Certificação de Produto Aeronáutico (GGCP)
Rua Laurent Martins, 209, Jardim Esplanada II
12242-431 – São José dos Campos – SP.
Telefone: (12) 3203-6600
E-mail: pac@anac.gov.br