

**NOTIFICAÇÃO DE PROPOSTA DE REGRA
DIRETRIZ DE AERONAVEGABILIDADE**

REPÚBLICA FEDERATIVA DO BRASIL
AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL – ANAC
Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico

Referência: NPR/DA 2015-120-02

Data: 08 dez. 2015

De acordo com as provisões do RBAC 11, a Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico (GGCP) está propondo a emissão de uma Diretriz de Aeronavegabilidade aplicável ao produto aeronáutico abaixo referido.

*Todas as pessoas interessadas poderão enviar seus comentários até a data indicada no item 2, fazendo menção à **Referência** acima citada, para o seguinte endereço, fac-símile ou e-mail:*

*Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) - Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico (GGCP)
Rua Laurent Martins, 209 – Jardim Esplanada II
12.242-431 – São José dos Campos - SP - Brazil - E-mail: pac@anac.gov.br*

1. Proponente: Gerência de Engenharia da Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico.

2. Comentários: Deverão ser recebidos até o dia 08 jan. 2016.

APLICABILIDADE:

Esta Diretriz de Aeronavegabilidade (DA) é aplicável aos aviões Embraer S.A. modelo EMB-120, EMB-120RT, EMB-120ER, EMB-120FC e EMB-120QC; todos os de série.

Nota: Esta DA requer a revisão de certos documentos de manutenção para incluir novas inspeções. O cumprimento destas inspeções é requerido pelo Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) 91.403(c). Para os aviões que tenham sido previamente modificados, alterados ou reparados nas áreas abordadas por esta DA, o operador pode não ser capaz de realizar as inspeções descritas nas revisões. Nesta situação, para cumprir com o RBAC 91,403 (c), o operador deve solicitar a aprovação de um método alternativo de cumprimento (MAC), de acordo com o parágrafo (e) desta DA. O pedido deve incluir uma descrição das alterações do procedimento de inspeção que irá garantir a segurança operacional (a tolerância danos continuada da estrutura afetada) do avião.

CANCELAMENTO / REVISÃO:

Não aplicável.

MOTIVO:

Esta DA foi motivada por uma avaliação estrutural dos impactos da atividade dos aviões Embraer S.A. modelo EMB-120 além da meta operacional inicialmente prevista no projeto. Estamos emitindo esta DA para evitar a redução da integridade estrutural destes aviões devido a trincas por fadiga.

Como esta condição existe em outras aeronaves do mesmo tipo e afeta a segurança de voo, é requerida a adoção de uma ação corretiva e, portanto, fica configurada a causa justa para impor o cumprimento destes requisitos no prazo estabelecido.

ACÃO REQUERIDA:

Revisão do plano de manutenção ou inspeção, inspeções e modificações na estrutura do avião, conforme aplicável.

CUMPRIMENTO:

Execute as ações requeridas por esta DA nos prazos estabelecidos, a menos que tais ações já tenham sido executadas.

(a) Revisão do Programa de Manutenção ou Inspeção

(1) Dentro de 90 dias após a data de efetividade desta DA, revise o programa de manutenção ou de inspeção, conforme aplicável, para incorporar as tarefas de inspeção com os intervalos iniciais e repetitivos especificados na tabela 1 desta DA.

(2) Os tempos de cumprimento iniciais para as tarefas especificadas na tabela 1 desta DA iniciam dentro dos limites iniciais (“*thresholds*”) especificados na tabela 1 desta DA, conforme aplicável, ou dentro de 600 ciclos de voo após a data de efetividade desta DA, o que ocorrer depois.

Tabela 1: Tarefas de inspeção de limitação de aeronavegabilidade e tempos de cumprimento

Identif. No.	Task	Task Description	Freq.	SSI No.	Access
5320-141-05I 142	NDT SFT	Special detailed inspection, Eddy current, high frequency, on the fuselage central section I skin panels splices between the frames 22 and 23 and between the stringers 16 and 17, LH /RH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	Note	53-20-06	244 AF/ BF/CF/DF 243 AF/ BF/CF/DF
5320-253-04I 254	NDT SFT	Special detailed inspection, eddy current high frequency, on the fuselage central section II skin panels splices between the frames 37 and 38 and between the stringers 2 and 3, LH/RH. Require the fuselage interior lining panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-18	251AW/B W/CW/E W/FW/G W 252BW/C W/DW/E W/FW
5310-131-05I 132	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage forward section III skin panels splices between the stringers 18 and 19 LH and stringers 15 and 16 RH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-10-21	231AF/BF CF/DF/EF 232AF/BF CF/DF
5310-232-05I	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage forward section III skin panels splices between the stringers 1 and 2 RH. Require the fuselage interior lining panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-10-21	232 CW/ DW/EW
5320-141-06I 142	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section I skin panels splices between the stringers 16 and 17, LH/RH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-06	244 AF/ BF/CF/DF 243 AF/ BF/CF/DF

Identif. No.	Task	Task Description	Freq.	SSI No.	Access
5320-147-04I 148	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section I skin panels splices between the stringers 16 and 17, LH/RH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-06	243 AF/ BF/CF/DF 244 AF/ BF/CF/DF
5320-241-02I 242	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section I skin panels splices between the stringers 12 and 13, LH/RH. Require the seats, the fuselage interior linings and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-06	241BW/C W/ DW/EW 242BW/C W/ EW
5320-245-06I 246	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section I skin panels splices between the stringers 4 and 5, LH/RH. Require the fuselage interior linings and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-06	241BW/C W/DW/E W242BW/ CW/EW 243AW/B W/ 244AW 252AW
5320-151-02I	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section II skin panels splice between the stringers 16 and 17 LH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC	NOTE	53-20-18	251AF/ BF/CF/DF/ EF/FF
5320-152-03I	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section II skin panels splice between the stringers 17 and 18 RH. Require the seats, the fuselage floor panels and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-18	252CF/DF/ EF/FF/
5320-251-03I 252	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section II skin panels splices between the stringers 10 and 11, LH/RH. Require the seats, the fuselage interior linings and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-18	251AW/ BW/ CW/EW/ FW/GW 252BW/ CW/ DW/EW/F W

Identif. No.	Task	Task Description	Freq.	SSI No.	Access
5320-253-05I 254	DET SFT	Internal visual detailed inspection on the fuselage central section II skin panels splices between the stringers 2 and 3, LH/RH. Require the fuselage interior linings and thermo-acoustic isolation removals; NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	53-20-18	251AW/B W/CW/E W/FW/G W 252BW/C W/DW/E W/FW
5720-521-03E 621 522 622	NDT SFT	Special detailed for front spar lower cap hidden details, using eddy current, low frequency on wing lower skin, between ribs 8 to 10(zone 521 / 621/ 522 / 622). NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC. The skin fasteners under the L profile at the ribs 10 and 14, between the Front and auxiliary spars, will be inspected through Special detailed for skin hidden details. Inspection Method: Ultrasonic NDI Ref.: 57-20-00, Part 2, pages1 to 8.	NOTE	57-20-21	
5720-541-03E 641 551 651	NDT SFT	Special detailed for front spar lower cap hidden details, using eddy current, low frequency on wing lower skin, between ribs 14 to 15(zone 541 / 641 / 551/651). NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC. The skin fasteners under the L profile at the ribs 10 and 14, between the Front and auxiliary spars, will be inspected through Special detailed for skin hidden details. Inspection Method: Ultrasonic NDI Ref.: 57-20-00, Part 2, pages1 to 8.	NOTE	57-20-21	
5720-531-05I 631	SDI SFT	Special detailed for front spar lower cap, using borescope between ribs 10 to 14. NOTE: Threshold inspection at 40,000 FC and subsequent inspections every 4,000 FC.	NOTE	57-20-21	531AB 631AB

(b) Boletins de serviço

Antes do acúmulo de 60.000 ciclos totais de voo ou dentro de 600 ciclos de voo após a data de efetividade desta DA, o que ocorrer depois, execute as modificações e inspeções de acordo com as instruções de cumprimento dos boletins de serviço Embraer S.A. especificados na tabela 2 desta DA, conforme aplicável ao número de série do avião. Execute todos os reparos aplicáveis antes do próximo voo.

Tabela 2: Boletins de serviço Embraer S.A.

SB Nº	Date	SB Title
120-51-0005	I: 11/Oct/01	Inspection for detection of corrosion on the wing to fuselage attaching bolts
120-51-0006-R01	I: 29/Oct/02 R1: 30/May/03	Inspection on, and protection against corrosion of, the vertical stabilizer to frame 46 attaching bolts
120-53-0034-R02	I: 02/May/88 R2:24/Sep/90	Removal of rivets attaching windshield lower horizontal brace.
120-53-0041-R01	I: 13/Mar/89 R1: 10/Feb/03	Installation of outer gusset to lateral/upper portion of fuselage forward section
120-53-0070	I: 06//Jul/99	Reinforcement of the windshield lower horizontal beam
120-53-0071-R01	I: 04/May/99 R1: 27/Jun/00	Inspection/replacement of windshield center post support fittings and replacement of attachment bolts
120-53-0071-R01	I: 04/May/99 R1: 27/Jun/00	Inspection/replacement of windshield center post support fittings and replacement of attachment bolts
120-53-0072	I: 21/Feb/00	Installation of a doubler and replacement of rivets in the windshield post skin
120-53-0073	I: 21/Jul/99	Rework to frame 9
120-53-0074-R01	I: 02/Sep/99 R1: 16/Jul/02	Replacement and modification to vertical stabilizer /fuselage junction "L" profile attachment
120-55-0006	I: 13/Jan/88	Rework of an access panel located on the elevator underside
120-55-0011	I: 20/Jun/96	Introduction of Drain Holes in Dorsal Fin
120-55-0016-R01	I: 24/Jan/06 R1: 30/Oct/06	Inspection and protection against corrosion in the elevator mass balance tube
120-57-0036-R02	I: 21/Sep/01 R: 17/Jul/03	Inspection and Reinforcement of the Main Wing Spar Lower Cap between Ribs 17 & 18.

120-57-0039	I: 29/Oct/03	Inspection and, on, rework against corrosion of interconnecting rods of the flap track
120-57-0040-R01	I:18/May/2015	Wings – Replacement of the Wing Lower Skin Fasteners

(c) Limitação de aeronavegabilidade do avião

Após a data de efetividade desta DA, não opere qualquer avião além de 66.000 ciclos totais de voo ou 55.000 horas totais de voo, o que ocorrer primeiro.

(d) Inspeções ou intervalos de inspeção alternativos não são permitidos

Após realizar a revisão requerida pelo parágrafo (a) desta DA, nenhuma inspeção ou intervalo de inspeção alternativo poderá ser usado, a menos que a inspeção ou o intervalo de inspeção seja aprovado como método alternativo de cumprimento (MAC) de acordo com o parágrafo (e) desta DA.

(e) Método alternativo de cumprimento (MAC)

Um método ou tempo de cumprimento diferente do requerido por esta DA poderá ser usado se aprovado pelo Gerente-Geral da Gerência-Geral de Certificação de Produtos Aeronáuticos – GGCP.