

中国民用航空总局



GENERAL ADMINISTRATION OF
CIVIL AVIATION OF CHINA

CAAC
适 航 指 令

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

本指令根据中国民用航空规章《民用航空器适航指令规定》(CCAR-39) 颁发, 内容涉及飞行安全, 是强制性措施。如不按规定完成, 有关航空器将不再适航。

编号: CAD2005-E145-07R2

修正案号: 39-5629

一. 标题: 检查和改装方向舵 II 的蒙皮、铰接接头紧固件和控制杆

二. 适用范围:

本适航指令适用于所有营运中的EMB-145 () 和EMB-135 () 型飞机。

三. 参考文件:

1. ANAC AD No:2005-09-02R2 ;
2. CAD2005-E145-07R1, 修正案 39-5059, 2005 年 10 月 21 日颁发;
3. Embraer Service Bulletin No.145LEG-55-0008 及其后续批准版本;
4. Embraer Service Bulletin No.145LEG-55-0009 及其后续批准版本;
5. Embraer Service Bulletin No.145LEG-55-A010R2 及其后续批准版本;
6. Embraer Service Bulletin No.145-55-0034 及其后续批准版本;
7. Embraer Service Bulletin No.145-55-0035 及其后续批准版本;
8. Embraer Service Bulletin No.145-55-A036R3 及其后续批准版本;
9. Embraer Service Bulletin No.145-55-0038 及其后续批准版本;
10. Embraer Service Bulletin No.145LEG-55-0011 及其后续批准版本.

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2005-E145-07R1, 39-5059

1. 在方向舵发生振动的数次报告后, 发现在方向舵 II 的连接接耳衬套 (flange bushing) 出现磨损, 这些磨损分布于方向舵 II 上、中、下铰接接头 (fitting) 处, 还发现在方向舵 II 的下部控制杆 U 形 (clevis) 杆端

(end-to-rod)连接处有过大自由行程 (freeplay)。多个铰链失效可导致方向舵 II 颤振并导致结构失效。控制杆失效可导致方向舵 II 卡阻。

由于这种情况可能发生在同类型的其他飞机上并影响飞行安全，因此要求立即采取纠正措施，在限定的时间内完成本指令。本指令替代 CAD2005-E145-07R1，提出更新的重复检查措施并提供重复性检查的终止措施。

本指令要求检查和改装方向舵 II 的蒙皮、铰接和控制杆组件，更换方向舵 II 控制杆一端（所有控制杆）的垫片，并在方向舵 II 铰链上安装弹簧和垫片。

2. 除非已经完成，应采取以下措施：

2.1 对于在2005年9月29日（CAD2005-E145-07生效日）前120飞行小时或100飞行循环内（以后到为准）有尾部或方向舵脚蹬振动报告的飞机，在2005年9月29日后的20飞行小时或20飞行循环（以先到为准）内，对方向舵 II 的蒙皮、铰接和控制杆进行一次详细目视检查以发现是否有裂纹、连接松动、磨损和损伤。若发现方向舵 II 的蒙皮、铰接和控制杆有任何偏差 (discrepancy)，则在下一次飞行前，完成Embraer Service Bulletin Nos.145-55-A036R1或145LEG-55-A010，或它们经ANAC批准的后续版本中要求的尺寸检查 (dimensional inspection)。并在下一次飞行前依据Embraer Service Bulletin Nos.145-55-0034、145-55-0035、145LEG-55-0008、或145LEG-55-0009，或它们的后续批准版本，修复发现的所有损伤并在所有方向舵 II 的铰接和控制杆组件上安装垫片。

2.2 对于在2005年9月29日（CAD2005-E145-07生效日）前120飞行小时和100飞行循环内没有尾部或方向舵脚蹬振动报告的飞机，在2005年9月29日后的600飞行小时或500飞行循环（以先到为准）内，完成本指令2.1段要求的对方向舵 II 的蒙皮、铰接和控制杆的详细目视检查以发现是否有裂纹、连接松动、磨损和损伤。

注：对于在2005年9月29日（CAD2005-E145-07生效日）时，飞行总时间低于1900飞行小时的飞机，本指令2.2段所要求的检查可延迟至飞机累计达到2500总飞行小时之时执行。

2.3对于在2005年9月29日（CAD2005-E145-07生效日）后有尾部或方向舵脚蹬振动报告的飞机，在本指令生效后20飞行小时或20飞行循环（以先到为准）内，按照本指令2.1段要求的对方向舵 II 的蒙皮、铰接和控制杆进行的详细目视检查以发现是否有裂纹、连接松动、磨损和损伤。

2.4 以不超过2500飞行小时的间隔重复执行本指令2.1、2.2或2.3段要求的检查。

2.5 本指令生效后，营运人必须依照 Embraer Service Bulletin Nos.145-55-A036R3或145LEG-55-A010R2，或它们经ANAC批准的后续版本严格执行本指令2.1、2.2、2.3、2.4段，并依照Embraer Service Bulletin Nos.145-55-0034、145-55-0035、145LEG-55-0008、或145LEG-55-0009，或它们经ANAC批准的后续版本修复发现的所有损伤并在所有方向舵II的铰接和控制杆组件上安装垫片。

2.6 在本指令生效日起5500飞行小时或36日历月内（先到为准），更换方向舵II控制杆上的自锁调整片垫片（locking tab washer），并在方向舵II铰链组件上安装弹簧。同时依照Embraer Service Bulletin No.145-55-0038或145LEG-55-0011及它们的后续批准版本再次对方向舵II的上部和下部控制杆进行确认。

完成本指令2.6段即可构成对本指令的终止措施。

注：基于本适航指令的意图，详细检查（DET）定义为：对特定的部件、安装或组件进行透测地检查以发现是否存在损伤、失效或不正常状况。在正常照明条件下可辅以光强良好的直射光源，检查中可能用到反光镜、放大镜等，可能需要对表面进行清洁，制定详细的接近程序。

完成本指令的详细说明和程序参见Embraer Service Bulletin Nos.145-55-A036R3、145-55-0034、145-55-0035、145-55-0038，或145LEG-55-A010R2、145LEG-55-0008、145LEG-55-0009、145LEG-55-0011，及它们经ANAC批准的后续版本。

将本指令的完成情况记录于相应的维修记录本。

3 等效符合性方法：完成本适航指令可采用等效的符合性方法和调整完成时间，但必须得到适航部门的批准。

五. 生效日期：2007年5月10日

六. 颁发日期：2007年5月10日

七. 联系人：江学科

民航西南地区管理局适航审定处

028-85703909