

中国民用航空局



CIVIL AVIATION
ADMINISTRATION 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: CAD2007-A320-10R3

修正案号: 39-6650

一. 标题: 检查 80VU 架连接

二. 适用范围:

本适航指令适用于所有制造序列号的空中客车A318-111, A318-112, A319-111A319-112,A319-113,A319-114,A319-115,A319-131, A319-132,A319-133,A320-111,A320-211,A320-212,A320-214,A320-215, A320-216,A320-231,A320-232,A320-233,A321-111,A321-112,A321-131, A321-211,A321-212,A321-213,A321-231和A321-232型飞机,但不包括在生产中执行了空客改装34804或在运营中按照Airbus SB A320-25-1557和Airbus SB A320-53-1215执行了改装的飞机。

三. 参考文件:

1. EASA AD No.:2007-0276R1[Correction 2], 2010 年 4 月 12 日颁发;
2. Airbus Service Bulletin A320-25A1555,及其后续批准版本;
3. Airbus Service Bulletin A320-25-1557,及其后续批准版本;
4. Airbus Service Bulletin A320-53-1215,及其后续批准版本。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2007-A320-10R2, 39-6602

1. 在运营中发现80VU 架上的下部横向连接 (the lower lateral fittings) 有损伤情况, 典型的如孔洞拉长变形 (elongated holes), 衬套位移(migrated bushes), 螺栓脱落等。另外, 也发现下部中央支撑连接 (the lower central support fitting) 出现损伤 (包含裂纹)。

在最坏的情况下, 80VU上的连接完全失效, 如果遇到高载荷或强振动将导致安装架结构和/或计算机失效, 位于80VU上的一台或多台计算机上连接的线缆可能松脱或断裂。此安装架上安装的计算机包括有飞控, 通讯和无线电导航计算机, 尽管这些计算机的在其他安装架上有备份计算机, 但在关键飞行阶段下, 系统的多重失效将造成安全隐患。

由于上述原因, CAD2007-A320-10要求重复检查80VU架上的下部横向连接上的损伤, 检查80VU下部中央支撑上的损伤和裂纹, 并且根据检查结果采取适当的纠正措施。

自从CAD2007-A320-10颁发后, 空客在80VU上引入了一种新的加强型下部中央支撑。

本指令新增加了安装新的80VU加强型下部中央支撑作为重复检查要求可选择的终止措施。

本指令修改了上一版中表1的检查间隔。

2. 除非已经完成, 应在规定时间内采取以下措施:

2.1 重复检查80VU架上的下部横向连接

按照SB A320-25-1557进行过的80VU架上的下部横向连接改装的飞机不受本指令2.1段的影响。

2.1.1 除非之前已经完成, 从首次飞行起到累计第24000个飞行循环 (flight cycles) 之前, 或2007年11月9日 (CAD2007-A320-10生效日) 后500个飞行循环之内, 后到为准, 按照SB A320-25A1555使用孔探仪 (boroscope) 对80VU架上的下部横向连接进行一次特别仔细检查。

2.1.2 随后, 依照SB A320-25A1555以不超过4500个飞行循环的间隔进行重复检查。

如果80VU架上的下部横向连接已经按照SB A320-25A1555进行过更换, 应自更换后的24000个飞行循环内进行下一次检查。

2.1.3 如果在本指令2.1.1段或2.1.2段要求的检查中发现损伤, 应按

照SB A320-25A1555中的说明和时间限制采取纠正措施（必要的检查或修理）。

2.1.4 完成本指令2.1.3段的要求不能作为对本指令2.1.2段重复检查要求的终止措施。

2.2 重复检查80VU架下部中央支撑

2.2.1 除非之前已经完成，从首次飞行起到累计24000个飞行循环之前或2007年11月9日（CAD2007-A320-10生效日）后的500个飞行循环之内，后到为准，按照SB A320-25A1555用孔探仪（boroscope）对80VU架下部中央支撑进行特别仔细检查。

2.2.2 随后，按照SB A320-25A1555以表1所列的间隔进行重复检查：

表1

受影响的飞机	检查间隔
安装下部中央支撑累计达到或超过30000个飞行循环的飞机	不超过500FC
安装下部中央支撑累计不超过30000个飞行循环的飞机	在累计30750FC之前，检查间隔不超过4500FC；累积30750FC之后，检查间隔不超过500FC。

如果80VU 架下部中央支撑已经按照SB A320-25A1555 或SB A320-25-1557进行过修理或更换，在修理或更换之后的24000个飞行循环内进行下一次检查。

2.2.3 如果在本指令2.2.1段或2.2.2段要求的检查中发现损伤，应依照下列说明和时间限制采取纠正措施（必要的更换或修理）：

2.2.3.1 如果在前或后结构条（the front or the rear sheet）上发现长度超过40mm的裂纹（见SB A320-25A1555 figure 3 sheet 2），或在上方结构条上发现裂纹（见SB A320-25A1555 figure 3 sheet 3），在下次飞行前依照SB A320-25A1555或SB A320-25-1557对下部中央

支撑进行修理或更换。

2.2.3.2 如果在前或后结构条 (the front or the rear sheet) 上发现长度不超过40mm的裂纹 (见SB A320-25A1555 figure 3 sheet 2), 在发现裂纹后的4500个飞行循环或20个月内 (先到为准), 依照SB A320-25A1555 或SB A320-25-1557, 对其进行修理或更换。

以500个飞行循环的间隙重复上述检查, 直到修理或更换下部中央支撑。

2.2.4 完成本指令2.2.3段要求的对80VU 架下部中央支撑进行修理或更换不能作为对本指令2.2.2段的终止措施。

2.3 按照Airbus Service Bulletin A320-53-1215和SB A320-25-1557的完成说明 (instruction) 进行改装, 可以作为本指令重复检查内容的终止措施。

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: 2010 年 5 月 21 日

六. 颁发日期: 2010 年 5 月 21 日

七. 联系人: 汪毅飞
民航西南地区管理局适航审定处
02885710152