中国民用航空局



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:

| _ | |
|--------|-----|
| _ | -4 |
| == | |
| \sim | - 1 |
| -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 | 不超过500FC | |
| 30000个飞行循环的飞机 | | |
| 安装下部中央支撑累计不超过30000 | 在累计30750FC之前,检查间隔不超 | |
| 个飞行循环的飞机 | 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),在下一次飞行前依照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