

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：CAD2002-A320-07R1

修正案号：39-7717

一. 标题： 机身—中部机身连接角材和连接角型材—检查/改装

二. 适用范围：

本指令适用于在生产线上未执行空客改装21202的、所有生产序列号(MSN)的空客A320-111, A320-211, A320-212 和 A320-231型飞机。

三. 参考文件：

1. EASA AD 2013-0137, 2013 年 7 月 9 日颁布；
2. DGAC France AD 95-097-065；
3. Airbus SB A320-53-1027, 1994 年 3 月 1 日；
4. Airbus SB A320-53-1027R01, 1994 年 9 月 5 日；
5. Airbus SB A320-53-1027R01, 2002 年 2 月 12 日，及后续批准版本；
6. Airbus SB A320-53-1028R01, 2002 年 2 月 12 日，及后续批准版本；

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2002-A320-07, 39-3622

1 在A320飞机进行疲劳测试时，已确定FR35和FR36框之间的连接角材(transition angle)和连接角型材(pick up angle)上可能会出现疲劳损伤。若不对该情况进行检测并纠正，将影响飞机结构完整性。

为解决该潜在不安全情况，CAAC颁布了CAD2002-A320-07，要求对中部机身位于35框到36框之间左右30桁条下的连接角型材进行重复检

查，并根据检查结果完成相应纠正措施。

自CAD2002-A320-07颁布以来，空客颁发了服务通告SB A320-53-1027，在连接角材及固定螺母之间安装垫片，作为上述重复检查的终止措施。

基于上述原因，本适航指令保留CAD2002-A320-07的要求，同时要求对35框到36框之间的连接角材和连接角型材执行改装。

2 除非已经完成，否则应采取以下措施：

保留CAD2002-A320-07的要求：

2.1 在本指令表一中所列完成期限内，按照Airbus SB A320-53-1028R01，对中部机身位于35框到36框之间左右30桁条下的连接角材和连接角型材进行检查，此后，以间隔不超过10400FC或24600FH（先到为准）执行重复检查。

表一 首检要求

	完成期限（A、B或C, 后到为准）
A	自飞机首飞起不超过10400FC或24600FH（先到为准）
B	CAD2002-A320-07生效之日（2002年4月13日）起3500FC内，但不超过自飞机首飞后16000FC。
C	自按照DGAC France AD 95-097-065要求执行上一次检查后的12000FC内

2.2 若在本指令2.1段要求的任何检查中发现疲劳损伤，在下一次飞行前，按照Airbus SB A320-53-1028R01执行相应纠正措施。

本适航指令的新要求：

2.3 自飞机首飞起40000FC内，或自本指令生效之日起1500FC内（后到为准），但不超过自飞机首飞后48000FC，按照Airbus SB A320-53-1027R03在连接角材及固定螺母之间安装垫片。

2.4 在本指令生效之日前，已按照Airbus SB A320-53-1027，Airbus SB A320-53-1027R01和Airbus SB A320-53-1027R02完成改装的飞机，可视为本指令2.3段可接受的符合性方法。

2.5 按照本指令2.3段要求完成改装的飞机，相当于该飞机已执行本指令2.1段要求的重复检查的终止措施。

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以及调整完成时间，但必须得到适航部门的批准。

五. 生效日期：2013 年 7 月 23 日

六. 颁发日期：2013 年 7 月 18 日

七. 联系人： 陈丹
民航西南地区管理局适航审定处
028-85710321