

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: CAD 2005-A320-06R5

修正案号: 39-6883

一. 标题: 外侧机翼一检查主起落架 5 号支撑肋

二. 适用范围:

本适航指令适用于所有序列号的 A319-111、A319-112、A319-113、A319-114、A319-115、A319-131、A319-132、A319-133、A320-111、A320-211、A320-212、A320-214、A320-231、A320-232、A320-233、A321-111、A321-112、A321-131、A321-211、A321-212、A321-213、A321-231 和 A321-232 系列飞机。在生产中对左、右机翼执行了 32025 号改装的飞机除外。

三. 参考文件:

- 1、EASA AD 2011-0011;
- 2、AIRBUS Repair Instructions R572-58376 Issue C; R572-58507 Issue A; R572-58209 Issue A; R572-45020 Issue A; R572-45019 Issue A;
- 3、AIRBUS SB A320-57-1118R3;
- 4、AIRBUS SB A320-57-1138R1;
- 5、AIRBUS ALERT SB A320-57A1166;
- 6、CAD2005-A320-06R4,39-5708。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2005-A320-06R4, 39-5708。

A320 系列飞机发生过多起主起落架 5 号支撑肋安装接头孔 (MLG support rib 5 fitting lug bores) 腐蚀的情况,一些腐蚀形成的凹坑

导致前接头产生了裂纹，某些裂纹甚至贯穿了接头。若未及时发现腐蚀和裂纹，将可能导致安装连接失效，影响主起落架安装的结构完整性。CAAC 曾颁发 CAD2005-A320-06R4，描述了故障状态，并要求对主起落架 5 号支撑肋前接头进行重复检查，执行 AIRBUS SB A320-57-1118 作为终止性措施。在该指令颁发后，发现一架已执行 AIRBUS SB A320-57-1118 飞机的 5 号肋在 4 点钟位置发生了破裂。调查表明现有无损检测（NDT）技术的检测水平无法检查到本应在安装衬套前就去掉的深层腐蚀损伤和裂纹。若未及时发现上述情况，并予以纠正，将可能影响飞机的结构完整性。对于 A318 飞机，已在生产中对左、右机翼执行了 32025 号改装（此改装不可逆），CAD2005-A320-06R4 要求纠正的不安全状态将不会发生在该型飞机上。基于上述原因，颁发本适航指令，替代 CAD2005-A320-06R4, 39-5708，并保留其对于未按照 AIRBUS SB A320-57-1118 或 AIRBUS SRM 57-26-13 或空客确定的修理指令（AIRBUS REPAIR INSTRUCTIONS）进行改装或修理的主起落架支撑肋衬套的要求。对执行了 AIRBUS SB A320-57-1118 或 AIRBUS SRM 57-26-13 或空客确定的修理指令的所有飞机，重复检查主起落架 5 号支撑肋前接头，并根据检查结果，采取相应纠正措施。

2. 除非已经完成，应在规定时间内采取以下措施：

基于本指令的目的，有如下定义：

“措施 A”定义为按照 AIRBUS SB A320-57-1118 及其后续版本改装主起落架支撑肋衬套（MLG RIB BUSHES）；

“措施 B”定义为按照 A319 SRM57-26-13 第 5C 段，或 A320/A321 SRM 57-26-13 第 5D 段，或 AIRBUS REPAIR INSTRUCTION R572-58376 ISSUE C 对主起落架 5 号支撑肋接头（MLG SUPPORT RIB 5 FITTING）进行修理；

“措施 C”定义为按照 AIRBUS REPAIR INSTRUCTION R572-58507 和 R572-58209，或 AIRBUS REPAIR INSTRUCTION R572-45020 和 R572-45019，更换使用中的主起落架 5 号支撑肋。

2.1 在表一规定的相应门限值中，检查没有按照 AIRBUS SB A320-57-1138R1 采取措施 A、B 或 C 的左、右主起落架 5 号支撑肋接头，并在不超过 AIRBUS SB A320-57-1138R1 第 1.E.(2)(a)3 段规定的时间间隔内，重复检查。

表一检查门限值

飞机型号	符合时间
A319/A320	-在执行 CAD2005-A320-06R4 所要求的上一次目视检查后 150 个飞行循环内, 或 -在执行 CAD2005-A320-06R4 所要求的上一次超声波检查后 940 个飞行循环内, 或 -在重着陆后的下一次飞行前
A321	-在执行 CAD2005-A320-06R4 所要求的上一次目视检查后 100 个飞行循环内, 或 -在执行 CAD2005-A320-06R4 所要求的上一次超声波检查后 630 个飞行循环内, 或 -在重着陆后的下一次飞行前

2.2 若在执行本指令 2.1 所要求检查时发现任何缺陷 (AIRBUS SB A320-57-1138R1 有定义), 按照 AIRBUS SB A320-57-1138R1 第 1.E.(2)(a)3 段规定的措施和符合时间予以纠正。

2.3 除在 2007 年 8 月 21 日后 5 年内按照“措施 C”更换了左、右主起落架 5 号肋接头的飞机外, 应按照 AIRBUS SB A320-57-1138R3 及其后续批准版本改装主起落架支撑肋衬套。

2.4 按照本指令 2.3 的要求改装主起落架 5 号支撑肋接头构成本指令 2.1 所要求对主起落架 5 号支撑肋接头检查的终止措施。

2.5 在表二规定的相应门限值中, 对已经按照 AIRBUS ALERT SB A320-57A1166 采取了措施 A 或 B 的左、右主起落架 5 号支撑肋接头进行详细目视检查, 并在不超过 500 飞行循环的时间间隔内, 重复检查。

表二—详细目视检查门限值

符合时间—以后到为准
-按照本指令 2.3 的要求, 采取“措施 A”改装或采取“措施 B”修理主起落架 5 号支撑肋接头后的 2000 飞行循环内, 或 -本适航指令生效后的 250 飞行循环内, 但不超过 3 个月。

2.6 若在执行本指令 2.5 所要求检查时发现任何缺陷 (AIRBUS ALERT SB

A320-57A1166 有定义), 在下一次飞行前, 联系 AIRBUS, 以获取经批准的纠正措施并予以完成。

2.7 按照“措施 C”更换左或右主起落架 5 号支撑肋, 构成本指令 2.1 或 2.5 所要求对相应一侧主起落架 5 号支撑肋接头检查的终止措施。

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和调整完成时间, 但必须得到适航部门的批准。

五. 生效日期: 2011 年 2 月 4 日

六. 颁发日期: 2011 年 1 月 28 日

七. 联系人: 李锐

民航西南地区管理局适航审定处
028- 85710150