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: CAD2005-A320-06R7

修正案号: 39-7228

一. 标题: 外侧机翼—检查/改装主起落架5号支撑肋

二. 适用范围:

本适航指令适用于所有序列号的A318-111、A318-112、A318-121、A318-122、A319-111、A319-112、A319-113、A319-114、A319-115、A319-131、A319-132、A319-133、A320-111、A320-211、A320-212、A320-214、A320-215、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系列飞机。

三. 参考文件:

- 1, CAD 2005-A320-06R6, 39-7218:
- 2 EASA AD 2012-0032:
- 3、AIRBUS SB A320-57-1118R3:
- 4、AIRBUS SB A320-57-1118R4;
- 5 AIRBUS SB A320-57-1138R1;
- 6 AIRBUS ALERT SB A320-57A1166R1;
- 7、AIRBUS Repair Instructions R572-58376 Issue C; R572-58507 Issue A; R572-58209 Issue A; R572-45020 Issue A; R572-45019 Issue A; R572-48341 Issue A。
- 8 AIRBUS SB A320-57-1168.

四. 原因、措施和规定 本适航指令替代 CAD2005-A320-06R6, 39-7218

- 1、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。该指令颁发后,一架已经执行过AIRBUS SB A320-57-1118飞机5号支撑肋的四点钟位置发生了破裂。通过调查发现在安装衬套前,修理时应该去除的腐蚀损伤和裂纹已低于NDT可探测的水平而无法探测到。若未及时探测并纠正上述情况,将可能影响飞机的结构完整性。为纠正潜在的不安全状态,CAAC颁发了CAD 2005-A320-06R5,要求执行如下措施:
- -重申CAD 2005-A320-06R4对未按照AIRBUS SB A320-57-1118,或 AIRBUS SRM 57-26-13或其它相应空客修理指令对主起落架支撑肋衬套进行改装/修理的飞机的要求,并;
- -要求对在营运中执行了AIRBUS SB A320-57-1118,或执行AIRBUS SRM 57-26-13或其它相应空客修理指令的飞机,对主起落架5号支撑肋前接耳进行了重复检查,根据检查情况,完成相应纠正措施,并;
- -由于A318飞机的左右侧机翼在生产中执行了空客32025改装,因此在指令适用性中去掉了A318型飞机。

在该指令颁发后,又发现3架在生产中执行了空客32025改装飞机的5号肋发生了腐蚀,调查发现CAD 2005-A320-06R5中确定的不安全状态在这些飞机中依旧可能发生或发展。

基于上述原因,本指令重申被替代的CAD 2005-A320-06R5的要求,扩大适用性至所有飞机,要求对执行了空客32025改装飞机的主起落架5号支撑肋前接耳进行重复检查,并根据检查情况,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任一版本改装主起落架 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或后续批准版本,或AIRBUS REPAIR INSTRUCTION R572-48341 ISSUE A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。

"措施D"定义为按照特定的AIRBUS REPAIR INSTRUCTION 或AIRBUS TECHNICAL DISPOSITION对使用中未发现问题的主起落架5号支撑肋进行的检查。受影响主起落架5号支撑肋所安装飞机的MSN见附录一。

注:本指令2.1或2.2要求执行检查的时间间隔取决于主起落架5号支撑肋接头的构型,因此左右两侧主起落架5号支撑肋的检查间隔可能会不同。

2.1对在生产中未执行空客32025改装的飞机:

2.1.1 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号支撑肋接头前接耳(Forward Lug),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 | 门限值 |
|----|-----|-----|
|----|-----|-----|

| 飞机型号 | 符合时间 | | | | |
|-----------|------------------------------------|--|--|--|--|
| A319和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 | | | | |

2.1.2若在执行本指令2.1.1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)1和1.E.(2)(a)2段规定的措施和符合时间予以纠正。

- 2.1.3除按照"措施A"改装了左右主起落架5号支撑肋衬套或按照"措施C"更换了左右主起落架5号支撑肋接头的飞机外,应在2007年8月21日后60个月内按照AIRBUS SB A320-57-1138R3及其后续批准版本改装主起落架支撑肋衬套。
- 2.1.4按照本指令2.1.3的要求改装主起落架5号支撑肋接头构成本指令2.1.1所要求对主起落架5号支撑肋接头检查的终止措施。
- 2.1.5在按照"措施A"或本指令2.1.3改装主起落架5号支撑肋接头,或按照"措施B"修理主起落架5号支撑肋接头后2000个飞行循环内,按照AIRBUS SB A320-57A1166R1,在不超过500个飞行循环的时间间隔内,对执行过"措施A"或"措施B"的左右主起落架5号支撑肋前接耳进行详细目视检查。
- 2.1.6若在执行本指令2.1.5所要求检查时发现任何缺陷(AIRBUS ALERT SB A320-57A1166 R1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。
- 2.1.7按照"措施C"更换任何位置(左右侧)的主起落架5号支撑肋接头后,无需对该位置执行本指令2.1.1或2.1.5要求的重复检查。
- 2.1.8在按照"措施C"更换主起落架5号支撑肋接头后60个月内,或2012年3月9日后500个飞行循环内(以后到为准),按照AIRBUS SBA320-57A1166R1,在不超过500个飞行循环的时间间隔内,对执行过"措施C"的左右主起落架5号支撑肋前接头进行详细目视检查。
- 2.1.9若在执行本指令2.1.8所要求检查时发现任何缺陷(AIRBUS ALERT SB A320-57A1166R1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。
- 2.1.10在2012年3月9日前,按照AIRBUS SB A320-57A1166完成的检查和纠正措施,可作为本指令2.1.5、2.1.6、2.1.8和2.1.9所要求初始检查的等效措施,在2012年3月9日后,必须按照AIRBUS SB A320-57A1166R1完成本指令2.1.5、2.1.6、2.1.8和2.1.9所要求的重复检查及相应纠正措施。
- 2.2对在生产中执行了空客32025改装的飞机:
- 2.2.1在表二规定的相应门限值中,根据主起落架5号支撑肋接头构型,在不超过500个飞行循环的时间间隔内,按照AIRBUS ALERT SB A320-57-1168,对左、右主起落架5号支撑肋接头前接耳进行详细目视检查。

表二 详细检查门限值

本指令生效时的主起 符合时间,以A或B后到为准

| 落架5号支撑肋接头构 | |
|-------------|--------------------------------|
| 型 | |
| 自飞机首飞后, 主起落 | A. 飞机首飞后60个月内 B. 2012年3月9日后500 |
| 架5号支撑肋未改装或 | 个飞行循环内 |
| 修理过 | |
| 按照"措施C"更换过的 | A. 按照"措施C"更换主起落架5号支撑肋接头后 |
| 主起落架5号支撑肋 | 60个月内 B. 2012年3月9日后500个飞行循环内 |
| 按照SRM或RAS修理 | A. 按照SRM或RAS修理主起落架5号支撑肋接 |
| 过的主起落架5号支撑 | 头后2000个飞行循环内 B. 2012年3月9日后250 |
| 肋 | 个飞行循环或3个月内,以先到为准 |
| 按照"措施D"检查未发 | A. 上一次按照"措施D"检查后2000个飞行循环 |
| 现问题的主起落架5号 | 内或飞机首飞后60个月内,以后到为准 B. 2012 |
| 支撑肋 | 年3月9日后250个飞行循环或3个月内,以先到为 |
| | 准 |

- 2.2.2若在执行本指令2.2.1所要求检查时发现任何缺陷(AIRBUS SB A320-57-1168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。
- 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。

附表一: MSN

| 1965 | 2056 | 2155 | 2274 | 2278 | 2288 | 2321 |
|------|------|------|------|------|------|------|
| 2478 | 2586 | 2588 | 2612 | 2672 | 2688 | 2707 |
| 2929 | 2942 | 3089 | 3117 | 3361 | 3427 | 3486 |
| 3489 | 3806 | 3891 | 3937 | 4243 | 4345 | |

五. 生效日期: 2012年3月13日

六. 颁发日期: 2012年3月13日

七. 联系人: 李锐

民航西南地区管理局适航审定处

028-85710150