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：CAD2005-A320-06R6 修正案号：39-7218

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-A320-06R5，39-6883；
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;
8、AIRBUS SB A320-57-1168。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2005-A320-06R5，39-6883

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；

-要求对在营运中执行了AIRBUS SB A320-57-1118，或按照AIRBUS SRM 57-26-13或其它相应空客修理指令对主起落架5号支撑肋前接耳进行了重复检查的飞机，根据检查情况，完成相应纠正措施；

-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 R572-58376 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除在2007年8月21日后60个月内按照“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，或本指令生效后500个飞行循环内（以后到为准），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在本指令生效前，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，在本指令生效后，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落架5号支撑肋构型	符合时间，以A或B后到为准
自飞机首飞后，主起落	A．飞机首飞后60个月内 B．本指令生效后500

架5号支撑肋未改装或修理过	个飞行循环内
按照“措施C”更换过的主起落架5号支撑肋	A．按照“措施C”更换主起落架5号支撑肋接头后60个月内 B．本指令生效后500个飞行循环内
按照SRM或RAS修理过的主起落架5号支撑肋	A．按照SRM或RAS修理主起落架5号支撑肋接头后2000个飞行循环内 B．本指令生效后250个飞行循环或3个月内，以先到为准
按照“措施D”检查未发现问题的主起落架5号支撑肋	A．上一次按照“措施D”检查后2000个飞行循环内或飞机首飞后60个月内，以先到为准 B．本指令生效后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 9 日

六. 颁发日期：2012 年 3 月 7 日

七. 联系人： 李锐
民航西南地区管理局适航审定处
028-85710150