

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-A320-06R8

修正案号: 39-8567

一. 标题: 外侧机翼一检查/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、A320-211、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, 在生产线上执行过空客改装(mod) 155881的飞机除外。

三. 参考文件:

1. CAD 2005-A320-06R6, 39-7218;
2. EASA AD 2012-0032R1;
3. AIRBUS SB A320-57-1118R3 及其后续批准版本;
4. AIRBUS SB A320-57-1118R4 及其后续批准版本;
5. AIRBUS SB A320-57-1138R1 及其后续批准版本;
6. AIRBUS ALERT SB A320-57A1166R1 及其后续批准版本;
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. 及其后续批准版本;
8. AIRBUS SB A320-57-1168 及其后续批准版本。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2005-A320-06R7, 39-7228

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。

这种情况下如果没有发现，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。

对于未改装（pre-mod）32025的飞机，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。

根据以上发现，CAAC颁发了CAD 2005-A320-06R5，部分保留了被取代的CAD2005-A320-06R4的相关要求。并针对执行了AIRBUS SB A320-57-1118或执行了AIRBUS SRM 57-26-13或执行了独立适用空客维修指令（AIRBUS Repair Instructions）批准的所有飞机采取同样的检查措施。在生产线上对所有空客A318飞机的左翼和右翼执行了32025改装后，该指令同时减少了除空客A318机型外的适用性范围。

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。基于以上原因，CAAC发布了CAD 2005-A320-06R6，保留了被替代的CAD 2005-A320-06R5的要求，扩大了对所有飞机的适用性并对未改装（pre-mod）32025的飞机采取相同措施。

自该指令颁布以来，空客已经设计了155881改装用于增强防腐并构成要求的重复检查的最终措施。对于营运中的飞机，该措施只能通过专门的维修引入。

本指令的修改是从适用性中排除已进行了155881的飞机并确认从空客提出的可选最终措施的适用性。

2. 除非已经完成，应在规定时间内采取以下措施：

本指令中：

“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，对未执行155881改装的飞机，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号支撑肋接头构成了本指令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”，未执行155881改装的左右主起落架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，或自2012年3月9日后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”，未执行155881改装的左右主起落架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

2012年3月9日时的主起落架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，主起落架5号支撑肋未改装或修理过	A. 飞机首飞后60个月内 B. 2012年3月9日后500个飞行循环内
未执行155881改装的飞机，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. 2012年3月9日后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. 2012年3月9日后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. 2012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），在下次飞行前，联系AIRBUS，以获取经批准的纠正措施并予以完成。

2.3 根据已批准的空客RDAS (Repair Design Approval Sheet) 而进行的飞机改装，包括使用已执行了155881改装部件对主起落架5号支撑肋进行的更换，构成（可选的）该飞机对本指令2.1和2.2节要求的重复检查的最终措施

附表一：MSN

本表中所列的飞机序列号为在2012年3月9日前已经按照空客维修指令或空客技术处置（Airbus Technical Disposition）对主起落架5号支撑肋进行了检查

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	

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: 2015 年 12 月 15 日

六. 颁发日期: 2015 年 12 月 15 日

七. 联系人: 徐敬人
民航西南地区管理局适航审定处
028-85710154