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：CAD2008-A320-03R5 修正案号：39-8076

一. 标题： 飞行控制 — 升降舵伺服控制杆可视末端 — 检查

二. 适用范围：

本指令适用所有生产序列号（MSN）的空客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型飞机。

三. 参考文件：

1. EASA AD 2014-0137，2014 年 5 月 28 日颁布；
2. Airbus AOT A320-27A1186，及后续批准版本；
3. Airbus SB A320-27A1186 R05 ，2010 年 3 月 10 日，及后续批准版本；
4. Airbus SB A320-27-1223，2013 年 9 月 3 日，及后续批准版本；
5. Goodrich SB 31075-27-21 R02，2010 年 3 月 4 日，及后续批准版本；
6. Goodrich SB 31075-27-22 ，2013 年 7 月 2 日，及后续批准版本。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2008-A320-03R4，39-7924

1 一架空客A320系列飞机上发生了一起升降舵伺服控制断开的情况。调查显示失效发生在伺服控制杆可视末端（servo-control rod eye-end)。在发现该情况后，附加检查发现其他一些伺服控制杆可视末端也在相同位置出现裂纹，并有很多例同一升降舵舵面（elevator sruface）的两个作动筒均受到影响。

现已确定上述可视末端裂纹是由于与球面轴承（spherical bearing）旋转力矩（rotational torque）相关的弯曲效应（bending effect）造成的疲劳引起的。由于升降舵舵面既不是驱动的也不是阻尼的，如果同一侧升降舵两个伺服控制都断开将会导致舵面失控。

这种情况，如不纠正，可能会降低飞机操控性能。

为解决上述不安全状况，CAAC颁发了CAD2008-A320-03要求对自首飞起累计超过10000FC的飞机的升降舵伺服控制杆可视末端进行一次检查，并根据检查结果完成适用的纠正措施。

在完成CAD2008-A320-03要求的检查中发现，相当多数量的伺服控制杆可视末端上有裂纹。另外，在没有达到CAD2008-A320-03要求的检查门槛值-累积10000飞行循环（FC）的飞机上也发现了控制杆可视末端有裂纹。

基于上述发现，CAAC颁发了CAD2008-A320-03R1, 部分保留了被替代的CAD2008-A320-03初始检查的要求，同时缩短初始检查的完成时限并引入重复性检查。

自CAD2008-A320-03R2颁发后，一种新的升降舵伺服控制杆末端被研发出来了，加入了一个可再润滑(re-greasable)的滚柱轴承(roller bearing)。

终上所述，CAD2008-A320-03R3保留了CAD2008-A320-03R2的要求，并介绍了一种针对重复检查的可选择的终止措施，即将现有的升降舵伺服控制杆可视末端更换为新的升降舵伺服控制杆可视末端。另外，对于已执行这种可选改装的飞机，CAD2008-A320-03R3禁止（再次）安装未改装过的升降舵伺服控制杆。

在当初颁发 CAD2008-A320-03R3时，空客曾有计划针对特定件号(P/N) 31075-0xx, P/N 31075-1xx 和 P/N 31075-3xx 的升降舵伺服控制杆进行取证 (这些件号原来仅获得对已退出服役的 A320-111型飞机的取证)，以使这些件号可以在A320系列的其他子机型上安装。

当上述AD颁发后，空客决定不再继续针对受影响伺服控制杆安装于其他机型进行取证。

由于上述原因，且因有证据显示仍有上述件号的部件作为备件在流通，特颁发本适航指令,在保留被替代的CAD2008-A320-03R3要求之外增加禁装要求，禁止在其他机型上安装仅适用于 A320-111 飞机的升降舵伺服控制杆。

2 除非已经完成，否则应采取以下措施：

重申CAD2008-A320-03R3的要求

注1：本指令2.1段到2.7段适用于安装有件号为P/N 31075-0xx、或 P/N 31075-1xx、或P/N 31075-2xx、或P/N 31075-3xx、或P/N 31075-4xx的升降舵伺服控制杆，以及件号为P/N 341203-xxx的可视末端组件的飞机。

2.1 对于自首飞到2008年8月19日（CAD2008-A320-03生效之日），累计的飞行循环数达到或超过10000FC的飞机：

2.1.1 在2008年8月19日（CAD2008-A320-03生效之日）后的1500FC内，按照空客SB A320-27A1186R5的完成说明检查左右升降舵**内侧**伺服控制杆可视末端（LH and RH inboard elevator servo-control rod eye-ends）。

2.1.2 在2008年8月19日（CAD2008-A320-03生效之日）后的3000FC内，按照空客SB A320-27A1186R5的完成说明检查左右升降舵**外侧**伺服控制杆可视末端（LH and RH outboard elevator servo-control rod eye-ends）。

2.2 飞机(除本指令2.1段规定外)需在表一中所规定的完成时间内(若适用），按照空客 SB A320-27A1186 R05的完成说明检查左右升降舵**内外侧**伺服控制杆可视末端（LH and RH inboard and outboard elevators servo-control rod eye-ends ）。

表一

检查位置	完成期限（后到为准）
内侧	自飞机首飞后累计5000FC前，或自

	2010年4月02日（CAD2008-A320-03R1生效日）后20个月内，后到为准，但不超过自飞机首飞后11500FC
外侧	自飞机首飞后累计7500FC前，或自2010年4月02日（CAD2008-A320-03R1生效日）后40个月内，后到为准，但不超过自飞机首飞后13000FC

2.3 对所有飞机，在执行本指令2.1或2.2段（若适用）要求的首检后5000FC内，按照空客 SB A320-27A1186 R05的完成说明重复检查左右升降舵**内外侧**伺服控制杆可视末端，此后，以间隔不超过5000FC执行重复检查。

2.4 若在本指令2.1或2.2或2.3段要求的检查过程中发现任何损伤，在下一次飞行前，按照空客 SB A320-27A1186 R05的完成说明执行适用的纠正措施。

2.5 在2010年4月2日（CAD2008-A320-03R1生效之日）之前，按照空客AOT A320-27A1186或者后续版本的完成说明通过左右升降舵内侧和外侧伺服控制杆可视末端检查的飞机，可视为满足本指令段2.1或2.2段（若适用）的要求。本指令2.3段要求的重复检查仍保持适用。

2.6 自2010年4月2日起，除非此航材件是新件，或者能确认该航材件自新件起累计时间不到5000FC，或能确认该航材件自按照空客SB A320-27A1186 R05 或Goodrich SB 31075-27-21 R 2或空客AOT 27A1186进行上一次检查起累计时间不到5000FC，否则不允许安装任何升降舵伺服控制杆可视末端到飞机上。升降舵伺服控制杆可视末端的累计飞行循环数通过评估飞机维修记录来最终确认，并且此后，安装上的升降舵伺服控制杆可视末端按照本指令的要求进行检查，并根据检查结果采取相应对纠正措施。

2.7 按照空客SB A320-27A1186 R05 或Goodrich SB 31075-27-21 R 2或空客AOT 27A1186的完成说明，自首飞后累计5000FC前，以及此后以间隔不超过5000FC，对每个升降舵伺服控制杆可视末端的检查和纠正措施可视为本指令2.1、2.2、2.3和2.4段要求的等效替代措施，只要

升降舵伺服控制杆可视末端的累积飞行循环可通过查询该架飞机的维修记录来最终确定。

2.8 将飞机现有的4个升降舵伺服控制杆可视末端更换为改装件（如：可再润滑的），并将伺服控制杆件号重新标识为P/N 31075-6xx 或 P/N 31075-8xx；或安装4个改装后的件号为P/N 31075-6xx 或 P/N 31075-8xx的伺服控制杆（按照空客SB A320-27-1223 或Goodrich SB 31075-27-22的完成说明执行改装）（若适用），可构成本指令2.1到2.7段要求的终止措施。

2.9 在生产线上已完成空客改装MOD 154554（安装件号为P/N 31075-6xx 或 P/N 31075-8xx，配备改装后的可视末端的伺服控制杆）的飞机，不受本指令2.1到2.7段要求的影响，只要自飞机首飞后未再次安装过本指令注1中所列件号的伺服控制杆。

注2：考虑到新的升降舵伺服控制杆可视末端是可再润滑的，对于执行本指令2.8和2.9段（若适用）的改装的飞机，维修审查委员会报告（MRBR）任务 27.34.00/06变为适用。

2.10 按照本指令2.10.1和2.10.2段（若适用）的要求，禁止在任何飞机上安装件号为P/N 31075-2xx或P/N 31075-4xx的升降舵伺服控制杆，或件号为P/N 341203或P/N 341203-xxx的升降舵伺服控制杆可视末端：

2.10.1 对于在生产线上未执行空客改装MOD 154554的飞机：在执行本指令2.8段要求的可选改装后；

2.10.2 对于在生产线上已执行空客改装MOD 154554的飞机：自2014年1月3日起。

本指令新要求

2.11 从本指令生效日期起，禁止在任何飞机上安装升降舵伺服控制杆P/N 31075-0xx, 或 P/N 31075-1xx, 或 P/N 31075-3xx。

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：2014 年 6 月 11 日

六. 颁发日期：2014 年 6 月 11 日

七. 联系人： 汪毅飞
民航西南地区管理局适航审定处
028-85710152