

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-A320-03R2

修正案号：39-7331

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：

本指令适用于所有制造序列号的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型系列飞机。

三. 参考文件：

1. CAD2008-A320-03R1 , 修正案号：39-6605, 2010年4月6日颁布；
- 2.EASA AD No:2010-0046R1, 2012年5月23日颁布；
- 3.Airbus AOT A320-27A1186, 2008年6月23日颁布，及其后续批准版本；
- 4.Airbus SB A320-27A1186 R05, 2010年3月10日颁布，及其后续批准版本；
- 5.Goodrich SB 31075-27-21 R2 , 2010年3月4日颁布，及其后续批准版本；

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD2008-A320-03R1, 39-6605

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)。

在此情况发现之后, 附加检查发现其他一些伺服控制杆可视末端在相同位置出现裂纹, 并有很多例同一升降舵舵面 (elevator surface) 的两个作动筒均受到影响。出现裂纹的根本原因目前尚未查明, 相关检验仍在进行中。

如果同一升降舵两边的伺服控制均断开, 将可能使舵面不受控制, 升降舵舵面既无法传动 (actuated) 也无法减震 (damped), 将可能导致飞机的操纵性能减弱。

为了解决此不安全情况, CAD2008-A320-03要求对首飞起累计超过10000飞行循环数的飞机的升降舵伺服操作杆可视末端进行一次性检查 (one-time inspection), 并根据检查结果完成适用纠正措施。在一次性检查当中发现, 相当多数量的伺服操作杆可视末端上有裂纹。

另外, 在没有达到制定阈值--累计10000飞行循环的伺服操作杆可视末端上也发现了裂纹。

基于上述发现, 民航局发布了CAD2008-A320-03R1部分保留了被替代CAD2008-A320-03中初始检查的要求, 减少了初始检查的规定时间并介绍了一个重复检查的项目。

CAD2008-A320-03R1修订并阐述了对伺服控制杆可视末端部件的重复性检查和纠正措施能够作为可接受的替代方法来满足本指令的要求。另外, 为了使更标准化, 还做了一些编辑上的改动 (表一)。

2 除非已经完成, 否则应采取以下措施:

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

2.1.1在2008年8月19日 (CAD2008-A320-03生效日期) 后的1500飞行循环数内, 按照空客SB A320-27A1186R05中要求检查左右升降舵内侧伺服控制杆可视末端 (Left-Hand and Right-Hand inboard elevator servo-control rod eye-ends)。

2.1.2在2008年8月19日 (CAD2008-A320-03生效日期) 后的3000飞行循环数内, 按照空客SB A320-27A1186R5中要求完成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所规定外）须在表一中所规定的完成时间内，如适用,按空客 SB A320-27A1186 R05的要求检查左右升降舵内侧伺服控制杆可视末端（LH and RH inboard and outboard elevators servo-control rod eye-ends ）。

表 一

须检查的升降舵伺服控制杆可视末端	规定时间（后到为准）
升降舵内侧	自首飞起累积到 5000 飞行循环数之前，或 2010 年 4 月 2 日后的 20 个月内（除首飞以来超过 11500 飞行循环数）。
升降舵外侧	自首飞起累积到 7500 飞行循环数之前，或 2010 年 4 月 2 日后的 40 个月内（除首飞以来超过 13000 飞行循环）。

2.3按本指令2.1和2.2段要求在初次检查后5000飞行循环内的飞机，在此之后间隔未超过5000飞行循环数按照SB A320-27A1186 R05要求对左右升降舵内侧伺服控制杆可视末端进行重复的检查。

2.4如果在本指令2.1，2.2和 2.3段所要求检查中，发现有任何缺陷，则在下次飞行之前，按照空客 SB A320-27A1186 R 05的要求，完成适用纠正措施。

2.5通过了左右升降舵内侧或外侧伺服控制杆可视末端检查的飞机，在2010年4月2日之前,按照空客AOT A320-27A1186或者后续版本的要求，则可视作满足本指令段2.1和2.2段的要求（如适用）。本指令段2.3要求的重复性检查仍保持适用。

2.6 自2010年4月2日起，除非此航材件是新件，或者按照空客SB A320-27A1186 R05 或Goodrich SB 31075-27-21 R 2 或 空客AOT 27A1186进行新的或者上次检查确认还未累积到5000飞行循环数的航材件，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。

此条件下，通过对飞机维修记录评估后最终确认已累积的飞机循环数以及之后，对已经安装在飞机上的升降舵伺服控制杆可视末端进行检查，并依据检查结果，按本指令要求进行纠正从而得出升降舵伺服控制杆可视末端的积累飞行循环数。

2.7 按照空客 SB A320-27A1186 R05或者Goodrich SB 31075-27-21 R2或者空客 AOT A320-27A1186的规定，自首飞后累积到5000飞行循环数前，和此后间隔不超过5000飞行循环，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作一种可接受的方法以满足本指令段2.1，2.2，2.3，和2.4段要求（如适用）。可通过对飞机维护记录的评估来最终确定升降舵伺服控制杆可视末端检查的累积飞行循环数。

2.8按照本指令段2.4的要求的纠正措施对本指令段2.3中所要求的重复性检查不构成终止性措施。

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：2012年7月3日

六. 颁发日期：2012年7月3日

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