# 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: CAD2017-A320-04R1

修正案号: 39-9139

一. 标题: 发动机-前发动机吊点主梁突出(snout)-更换

#### 二. 适用范围:

本适航指令适用于所有生产序列号的空客 A318-111, A318-112, A319-111, A319-112, A319-111, A319-113, A319-114, A319-115, A320-211, A320-212, A320-214, A320-215, A320-216, A321-111, A321-112, A321-211, A321-212 和 A321-213 飞机。

### 三. 参考文件:

- 1. EASA AD 2017-0132 (2017年07月27日颁布);
- 2. 空客 SB A320-71-1065 原版 (2016 年 12 月 01 日颁布) 及后续版本:
- 3. 空客 SB A320-71-1066 原版(2016年12月01日颁布)及后续版本:
- 4. Goodrich Aerospace SB RA32071-159 原版 (2016 年 11 月 20 日颁 布)及后续版本。

## 四. 原因、措施和规定

本指令替代 CAD2017-A320-04

39-9138

据运营人提示,有必要对前适航指令 CAD2017-A320-04 第四.2 段 做出纠正,从而发布了本适航指令。

第1页共4页

1. 维修说明的回顾显示: Goodrich Aerospace CFM56-5B 发动机,前发动机吊点的部件维护手册 (CMM) 71-21-08, R1 至 R46 (含), repair 10 (混合修复-梁组件突出直径),提供了件号 (P/N) 为 642-2000-9、642-2000-13 或 642-2000-25 的前发动机吊点组件的混合磨损的说明,件号为 642-2006-501 或 642-2006-503 的前发动机吊点主梁组件 (forward engine mount main beam assembly) 的轴承单球 (bearing mono-ball) 和突出 (snout) 之间产生过大的间隙。

这种情况,如果未被发现并纠正,可能导致前发动机吊点在飞行中 失效及随后发动机分离,可能导致对飞机的控制减少,对地面人员造 成伤害

为了消除这种潜在的不安全情况,空客颁布了空客 SB A320-71-1065、空客 SB A320-71-1066 和 Goodrich Aerospace SB RA32071-159,提出了对主梁突出进行停厂检查的说明,并且根据检查结果,采取适用的纠正措施和重新识别。

基于上述原因,本适航指令要求对受影响的前发动机吊点主梁组件进行更换。由于 CFM56-5A 发动机安装的是相同的主梁组件,因此本适航指令也适用于安装有该发动机的飞机。

2. 除非已经完成,应在规定时间内采取以下措施:

注释 1: 基于本适航指令的目的,空客 SB A320-71-1065 和空客 SB A320-71-1066 统称为"适用的 SB"。

注释 2: 基于本适航指令的目的,受影响的前发动机吊点主梁组件件号为 642-2006-501 或 642-2006-503 (此后统称为"受影响的主梁")。 受影响的主梁是指:没有维修记录可以证明这些部件没有被修理过,或根据 Goodrich Aerospace CMM 71-21-08, R1 至 R46, repair 10 的说明进行了修理,修理后通过了合格检查(qualifying inspection)(见本适航指令注释 3)的部件除外;合格检查后根据 Goodrich Aerospace SB RA32071-159或 Goodrich Aerospace 颁布的其它说明完成了修理的部件除外。

注释 3: 基于本适航指令的目的,合格检查是指根据 Goodrich Aerospace SB RA32071-159 的说明进行的检查,或对于 CFM56-5B 发动机,合格检查是指根据 Goodrich Aerospace CMM 71-21-08, 47 版或后续版本、repair 10 的说明进行的检查,或对于 CFM56-5A 发动机,合格检查是指根据 Goodrich Aerospace CMM 71-21-06, 59 版或后续版本、repair 21 的说明进行的检查。

注释 4: 基于本适航指令的目的,组1飞机是指:在本适航指令生效之日,安装有受影响主梁的飞机(见本适航指令注释 2)。组2飞机是指:在本适航指令生效之日,没有安装任何受影响主梁的飞机。

注释 5: 本适航指令生效日之后生产的飞机为组 2 飞机。

#### 部件更换

2.1 对组 1 飞机(见本适航指令注释 4),本适航指令生效日之后,48 个月,或 10 000 个飞行循环,或 15 000 个飞行小时以内,以先到者为准,根据适用的 SB(见本适航指令注释 1)的说明更换每一个受影响的主梁。

## 部件安装

- 2.2 自本适航指令生效之日起,禁止在飞机上安装任何受影响的主梁,或在前发动机吊点组件上安装任何受影响的主梁(见本适航指令注释 2)。
- 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: 2017 年 08 月 10 日
- 六. 颁发日期: 2017 年 08 月 10 日
- 七. 联系人: 樊飞

民航西南地区管理局适航审定处 028-85710321