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: CAD2013-A320-02R4

修正案号: 39-9143

一. 标题: 检查/更换发动机后吊点锁片

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, A319-113, 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 2017-0138 (2017年08月02日颁布);
- 2. CAD2013-A320-02R3,修正案号: 39-8629;
- 3. 空客 AOT A71N001-12R1(2012年08月09日颁发),或 R2(2013年02月27日颁布),及其后续批准版本;
- 4. 空客 AOT A71N011-15 原版(2015年09月16日颁发),或 R1(2016年02月01日颁布),及其后续经批准版本;
- 5. 空客 SB A320-71-1060 原版(2014年 10月 09日颁布),或R1(2015年 04月 07日颁布),或R2(2015年 12月 18日颁布),及其后续经批准版本:
- 6. 空客 SB A320-71-1070 原版(2015年11月23日颁布),及其后续经批准版本;
- 7. 空客 SB A320-71-1071 原版(2016年11月08日颁布),及其后 续经批准版本:

第1页共9页

- 8. Goodrich Aerostructures SB RA32071-146R2(2012 年 07 月 26 日颁 布),及其后续经批准版本;
- 9. Goodrich Aerostructures SB RA32071-160 原版(2014年09月18日颁布),及其后续经批准版本:
- 10. Goodrich Aerostructures SB RA32071-165 原版 (2015 年 10 月 09 日颁布),及其后续经批准版本;

Goodrich Aerostructures SB RA32071-164 原版(2016 年 10 月 06 日颁布),或 R1(2017 年 07 月 19 日颁布),及其后续经批准版本。

- 四. 原因、措施和规定 本指令替代 CAD2013-A320-02R3 39-8629
- 1. 对运营中的飞机进行检查,发现了很多CFM56-5A/5B发动机上的发动机后吊点内锁片(aft engine mount inner retainers)破损。调查表明,出现锁片裂纹的主要原因是振动力学效应(vibration dynamic effect),较光滑面("bright" surface finishing)而言,哑光面("dull" surface finish)的点状腐蚀加重了该影响。

这种情况,如果未被发现并纠正,可能导致飞行中发动机后吊点连接组件失效,可能造成飞机损伤和/或地面人员受伤。

为了消除这种潜在的不安全情况,空客颁布了 Alert Operators Transmission (AOT) A71N001-12,局方颁布了 CAD2013-A320-02,之后被 CAD2013-A320-02R1 替代,要求对所有发动机后吊点内锁片进行重复详细检查 (DET),并视情更换。

自CAD2013-A320-02R1颁布以来,空客和Goodrich Aerostructures (发动机吊点锁片制造商)发现了安装在CFM56-5A/5B发动机三联组件上的,件号(P/N)为238-0252-505的内锁片支架存在产品质量缺陷。空客颁布了AOT A71N011-15 和SB A320-71-1070,给出了受影响部件和适用纠正措施的清单。

因此,局方颁布了CAD2013-A320-02R2,保留了被替换的CAD2013-A320-02R1的要求,并提出了对所有不符合要求的发动机后吊点内锁片的确认和更换要求。

自 CAD2013-A320-02R2 颁布,Goodrich Aerostructures 开发了新的发动机吊点锁片,以便提高锁片效率。为了改装的目的,Goodrich Aerostructures 颁布了 SB RA32071-164,空客颁布了 SB A320-71-1071,根据 Goodrich Aerostructures SB 的指示,提供修改和重新识别发动机支架组件的说明。此后,观察到,对于安装有 4 凸耳(lug)构型涡轮后框架(TRF)的发动机的飞机,安装新的发动机吊点锁片可能导致干扰。并且 Goodrich Aerostructures 颁布了 SB RA32071-164,提出了禁止在受影响的发动机上安装新的发动机吊点锁片。空客 SB A320-71-1071 预计将相应地修订。对于安装有 4 凸耳构型 TRF 的发动机,Goodrich Aerostructures 和空客正在开发新的安装(可能需要不同的发动机吊点锁片)。

基于上述原因,本适航指令保留了被替换的 CAD2013-A320-02R3 的要求,要求改装和识别发动机后吊点组件作为锁片重复检查的终止措施,对于安装有 4 凸耳构型 TRF 的发动机的飞机除外。本适航指令同样包含了对于安装有 4 凸耳构型 TRF 的发动机安装说明。

2. 除非已经完成,应在规定时间内采取以下措施:

重新说明 CAD2013-A320-02R3 的要求:

注释 1: 基于本适航指令的目的,组1飞机是安装有本适航指令表1中"旧的"件号的发动机后吊点组件。组2飞机是没有安装本适航指令表1中"旧的"件号的发动机后吊点组件。

注释 2: 基于本适航指令的目的,"4 凸耳发动机"是安装了本适 航指令附录 1 TRF 件号的 CFM56-5A1、CFM56-5A3、CFM56-5A4、CFM56-5A4/F、CFM56-5A5 或 CFM56-5A5/F 发动机。

旧的件号	新的件号
238-0230-11	238M0230-11
238-0230-15	238M0230-15
238-0230-5	238M0230-5
642-2300-3	642-2300-11

表 1: 发动机后吊点重新识别件号

一次性检查:

2.1 对于组 1 飞机(见本适航指令注释 1): 2013 年 03 月 19 日 (CAD2013-A320-02 生效之日)之后 3 个月以内,根据空客 AOT A71N001-12 Rev. 01 的说明对发动机后吊点内锁片完成 DET。

重复检查:

2.2 对于组 1 飞机 (见本适航指令注释 1): 在本适航指令表 2 所规定的符合时间以内,此后间隔不超过 12 个月,根据空客 SB A320-71-1060 或 Goodrich Aerostructures SB RA32071-160, 对发动机后吊点内锁片完成 DET。

表 2: 检查阀值

	符合性时间(A、B 或 C,以后到者为准)
Α	自飞机出厂日期之后的12个月以内
В	安装新的内锁片之后的12个月以内
С	2015年02月27日(CAD2013-A320-02R1生效之日)之后的9个月以内

纠正措施:

2.3 如果在本适航指令第 2.1 段所规定的 DET 中,没有在任何装 第 4 页 共 9 页

有哑光面发动机后吊点内锁片上发现裂纹和失效,25 个飞行循环(FC)以内,重复本适航指令第 2.1 段所要求的 DET,并且自本适航指令第 2.1 段所要求的首次 DET 之后,50 个飞行循环以内,根据空客 AOT A71N001-12 Rev. 01 的说明更换所有哑光面内锁片。

- 2.4 如果在本适航指令第 2.1 段所要求的 DET 中,任何发动机后 吊点内锁片发现了裂纹或失效,在下次飞行前,根据空客 AOT A71N001-12 Rev. 01 的说明更换所有受影响的发动机后吊点内锁片。
- 2.5 如果在本适航指令第 2.2 段所要求的 DET 中,任何发动机后吊点内锁片发现了损伤、裂纹或破损,或发现锁片丢失,根据空客 SB A320-71-1060 更换受影响的发动机后吊点内锁片。

部件识别/更换:

- 2.6 对于组 1 飞机(见本适航指令注释 1): 2016 年 01 月 27 日 (CAD2013-A320-02R2 生效之日)之后 2 个月以内,根据空客 SB A320-71-1070 的说明识别每一个发动机吊点内锁片,并且对满足本适航指令 2.6.1 段、2.6.2 段或 2.6.3 段中的任何一条的每一个部件进行更换,依适用。
 - 2.6.1 列在空客 AOT A71N011-15 Rev. 01 中的部件。
 - 2.6.2 部件于飞机出厂日或2015年03月01日(后到为准),至2016年01月27日(CAD2013-A320-02R2生效之日)之间安装到飞机上,并且能在AOT A71N011-15Rev.01表2(Table 2)所列出的采购订单(purchase order)中能证实的。
 - 2.6.3 部件于飞机出厂日或 2015 年 03 月 01 日(后到为准),至 2016 年 01 月 27 日(CAD2013-A320-02R2 生效之日)之间 安装到飞机上,并且不能在采购订单中证实的。

在完成本指令 2.6 段要求时,可使用空客 AOT A71N011-15 Rev.01 或 Goodrich Aerostructures SB RA32071-165 代替 SB A320-71-1070。

查阅飞机维修记录可以作为证实的依据。前提是维修记录真实可

信。

部件安装:

- 2.7 自 2013 年 03 月 19 日 (CAD2013-A320-02 生效之日), 禁止在任何飞机上安装哑光面发动机后吊点内锁片, 空客 AOT A71N001-12 或 Goodrich SB RA32071-146 可用来验证部件的正确表面。
- 2.8 自 2016 年 01 月 27 日 (CAD2013-A320-02R2 生效之日), 禁止在任何飞机上安装满足本适航指令 2.8.1 段、2.8.2 段或 2.8.3 段中的任何一条的发动机吊点内锁片,依适用。
 - 2.8.1 部件通过 AOT A71N011-15Rev.01 表 2(Table 2)中列出的 采购订单(PO)交付。
 - 2.8.2 部件通过一个不可识别的采购订单(PO)交付。
 - 2.8.3 部件列在 AOT A71N011-15Rev.01 表 1 (Table 1) 中。

本适航指令新的要求:

改装:

2.9 对于组 1 飞机(见本适航指令注释 1): 在本适航指令生效日之后 48 个月以内,除了"4 凸耳发动机" (见本适航指令注释 2),根据空客 SB A320-71-1071 的说明,对本适航指令表 1 中"旧的"件号的发动机后吊点组件进行改装,并根据表 1 中相应的"新的"件号进行重新识别。

替代方法:

2.10 对飞机每一个发动机后吊点组件,使用本适航指令表 1 中相应的"新的"件号替换"旧的"件号,可视为符合本适航指令 2.9 段要求的可接受的方法。

信任:

2.11 在生产中执行了空客改装 MOD 158435 的飞机属于组 2 飞机 (见本适航指令注释 1), 前提是确定在飞机出厂日之后, 没有安装本 适航指令表 1 中"旧的"件号的发动机后吊点组件。

查阅飞机维修记录可以作为证实的依据。前提是维修记录真实可信。

部件安装:

- 2.12 根据本适航指令 2.12.1 或 2.12.2 段的要求,禁止在任何飞机上安装任何本适航指令表 1 中"旧的"件号的发动机后吊点组件,依适用(见本适航指令注释 1)。
 - 2.12.1 对于组 1 飞机:根据本适航指令 2.9 段或本适航指令 2.10 段的规定对飞机进行改装之后,依适用。
 - 2.12.2 对于组 2飞机: 自本适航指令生效之日起。
- 2.13 自本适航指令生效之日起,容许在飞机上(左侧和/或右侧)(重新)安装"4 凸耳发动机",前提是这些飞机受影响的发动机吊架上(左侧和/或右侧)安装了本适航指令表 1 中"旧的"件号的发动机后吊点组件。

终止措施:

- 2.14 本适航指令 2.5 段或 2.6 段要求的更换内锁片,不构成本适航指令 2.2 段要求的重复 DET 的终止措施,依适用。
- 2.15 本适航指令 2.9 段或本适航指令 2.10 段要求对飞机进行改装,构成本适航指令 2.2 段要求的重复 DET 的终止措施,并且符合本适航指令 2.6 段的要求。
- 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

第7页共9页

完成时间, 但必须得到适航部门的批准。

附录 1: 4 凸耳构型 TRF

件号
336-031-615-0
336-031-617-0
336-031-618-0
336-031-621-0
336-031-650-0
336-031-651-0
336-031-652-0
336-031-653-0
336-031-660-0
336-031-661-0
336-031-662-0
336-031-663-0
336-031-670-0
336-031-671-0
336-031-672-0
336-031-673-0
336-031-640-0
336-031-642-0

五. 生效日期: 2017 年 08 月 16 日

六. 颁发日期: 2017 年 08 月 16 日

七. 联系人: 樊飞

民航西南地区管理局适航审定处

028-85710321