

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-A320-20R3

修正案号: 39-8794

一. 标题: 前起落架刹车和转向控制组件的检查/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, 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 飞机。

三. 参考文件:

1. EASA AD 2011-0201R1, 2016 年 07 月 29 日颁布;
2. CAD2005-A320-20R2, 39-7094, 2011 年 10 月 27 日颁布;
3. 空客 SB A320-32-1310 R01 版, 2011 年 06 月 23 日发布及后续批准版本;
4. 空客 SB A320-32-1336 原版, 2007 年 09 月 19 日发布或 R01 版, 2008 年 01 月 10 日发布及后续批准版本;
5. 空客 SB A320-32-1350 原版, 2008 年 07 月 31 日发布及后续批准版本;
6. 空客 SB A320-32-1360 原版, 2009 年 03 月 18 日发布及后续批准版本;
7. 空客 SB A320-32-1369 原版, 2009 年 03 月 26 日发布或 R01 版, 2010

年 03 月 31 日发布及后续批准版本；

8. 空客 SB A320-32-1387 原版，2011 年 04 月 07 日发布及后续批准版本；
9. 空客 SB A320-32-1432 原版，2015 年 10 月 05 日发布或 R01 版，2016 年 04 月 19 日发布及后续批准版本。

四. 原因、措施和规定

本指令替代 CAD2005-A320-20R2,39-7094。

1. 2005年，发生了一架A320飞机在前起落架（NLG）机轮相对飞机中心线偏转90度的情况下着陆的事件。调查显示，由于前起落架减震器(shock absorber)的上部支撑（upper support）损坏以及防转凸耳断裂，导致前起落架前机轮失去定中位置基准。受影响的刹车转向控制组件（BSCU）记录了转向系统故障，因为转向系统检查时无液压压力，所以BSCU不能对机轮进行再次定中。

该情况如果没有被检查到并进行纠正，会导致前起落架收起故障，并可能无法安全着陆。

为防止再次发生前轮偏转90度着陆的情况，曾发布适航指令 CAD2005-A320-20要求实施操作程序并完成相关维修措施。

CAD2005-A320-20R1替代了CAD2005-A320-20，增加适用范围并且提出了对受到EMM BSCU L4.1（件号E21327001）或L4.5（件号E21327003）控制过的前起落架上部支撑凸耳（NLG upper support lugs）和支柱筒体凸耳（cylinder lugs）进行重复性孔探检查（repetitive boroscope inspection）的要求以及依据发现完成相应纠正措施。

自CAD2005-A320-20R1发布后，空客已经论证了安装EMM BSCU L4.9B（件号E21327006或件号E21327106）或常规BSCU std 10（件号C202163392E34）或常规BSCU std 10.1（件号C202163392E35）作为该指令所要求的对装有双轮主起落架组件飞机的终止性措施的可接受性。

CAD2005-A320-20R2保留了已被替代的CAD2005-A320-20R1的一些

要求，适用范围扩大到所有A318，A319，A320和A321飞机。要求对装有双轮主起落架并在运行中的飞机安装BSCU L4.9B或BSCU std 10或BSCU std 10.1，构成对本指令要求的重复性检查工作的终止措施。

自CAD2005-A320-20R2发布后，一些其他EMM BSCU标准已被开发。本指令再版以增加第（7）段，允许安装这些新的EMM BSCU作为补充的（可选的）终止性措施。本指令在不影响技术内容或要求的情况下，包含了一些编辑上的改变以满足现有指令书写标准。

2.除非已经完成，应在规定时间内采取以下措施：

表 1 – BSCU 识别：件号识别清单（2016 年 07 月 29 日核实）

P/N	Standard	Installation Details
E21327001	EMM BSCU L4.1	Airbus modification (mod) 26965, or Airbus Service Bulletin (SB) A320-32-1912
E21327003	EMM BSCU L4.5	Airbus mod 33376, or Airbus SB A320-32-1261
E21327004	EMM BSCU L4.8	Airbus mod 35216, or Airbus SB A320-32-1305, or SB A320-32-1343, or AOT A320-32A1343
E213270B1	EMM BSCU L5-2	Airbus mod 31931, or Airbus SB A320-32-1206
E21327006	EMM BSCU L4.9B	Airbus mod 38973, or Airbus SB A320-32-1350, or Airbus SB A320-32-1361
E21327106	EMM BSCU L4.9B	Airbus mod 151575 or Airbus SB A320-32-1387
C202163392E34	Conventional BSCU std 10	Airbus SB A320-32-1336, or Airbus SB A320-32-1360
C202163392E35	Conventional BSCU std 10.1	Airbus SB A320-32-1369
E21327007	EMM BSCU L4.10	Airbus SB A320-32-1432
E21327107	EMM BSCU L4.10	Airbus mod 157591, or Airbus SB A320-32-1432

（1）操作程序

对于在制造过程中没有接受空客 mod 31152 的飞机，即由绿液压系统供压的转向系统，安装了 EMM BSCU L4.1，或 EMM BSCU L4.5，或 EMM BSCU L4.8，或 EMM BSCU L5-2 的飞机：

（1.1）在 2006 年 07 月 05 日之后下一次飞行之前，通过合并本

指令附录 1 中的操作程序修改适用的飞行手册（AFM）：

以上可以对适用飞机构型，通过在飞行手册中插入本指令附录 1 的一份拷贝，或者 Airbus AFM Temporary Revision (TR) 4.02.00/03（针对没有安装飞行警告计算机（FWC）H2E3P 或 H1E3P 或后续标准的飞机）或 TR 4.02.00/34（针对安装了 FWC H2E3P 或 H1E3P 或后续标准的飞机）的一份拷贝来完成。

- (1.2) 此后，在出现 ECAM 警告信息“L/G SHOCK ABSORBER FAULT”以及至少一条下列集中故障显示系统（Centralized Fault Display System-CFDS）信息后的 100 个飞行循环（FC）内：

'N L/G EXT PROX SNSR 24GA TGT POS',
'N L/G EXT PROX SNSR 25GA TGT POS', 或
'N L/G SHOCK ABSORBER FAULT 2526GM',

同时完成本指令（1.2.1），（1.2.2）和（1.2.3）段所要求的措施：

- （1.2.1）按照空客 SB A320-32-1310 R01 测量在机轮不承重和机轮承重情况下前起落架支柱的充气压力，并根据结果完成相应的调节和/或纠正措施。
- （1.2.2）按照空客 SB A320-32-1310 R01 对前起落架上部支撑凸耳（upper support lugs）和支柱筒体凸耳（cylinder lugs）完成一次孔探检查。
- （1.2.3）如果在本指令（1.2.2）段要求的检查中，发现上部支撑防转凸耳破损或断裂，或者支柱筒体凸耳丢失，在下一次飞行前，联系空客获得批准的指导并相应地实施这些指导措施。

- (2) 孔探检查：依适用在本指令表 2 或表 3 规定的门槛值内，在不超过表 4 规定的间隔，按照空客 SB A320-32-1310 R01 的完成说明，完成对前起落架上部支撑凸耳（NLG upper support lugs）和支柱

筒体凸耳（cylinder lugs）的孔探检查，并根据检查结果，完成相应的纠正措施。

表 2 – 针对安装了 EMM BSCU L4.1 或 EMM BSCU L4.5 或 EMM BSCU L4.8 的双轮主起落架飞机的检查门槛值

符合性时间（A 或 B，后到为准）	
A	自飞机首次飞行起 20 个月，或 6000 飞行小时（FH）或 4500FC 之内，先到为准
B	自 2011 年 10 月 27 日起 6 个月，或 1800FH 或 1350FC 之内，先到为准

表 3 – 针对安装了 Bogie 主起落架飞机的检查门槛值

符合性时间（A 或 B，后到为准）	
A	自安装了 EMM BSCU L5-2 起 20 个月，或 6000FH，或 4500FC 之内，先到为准
B	自 2011 年 10 月 27 日起 6 个月，或 1800FH 或 1350FC 之内，先到为准

表 4 – 重复性检查

飞机构型	间隔 (不要超过, 日历时间, FH 或 FC, 先到为准)
双轮主起落架和 EMM BSCU L4.8	20 个月，或 6000FH，或 4500FC
双轮主起落架和 EMM BSCU L4.1，或 EMM BSCU L4.5	6 个月，或 1800FH，或 1350FC
Bogie 主起落架	20 个月，或 6000FH，或 4500FC

（3）终止性措施

（3.1）在 2011 年 10 月 27 日起 6 个月内，按照空客 SB A320-32-1350 的说明对于装有双轮主起落架的飞机安装 EMM BSCU L4.9B，进行改装。

（3.2）通过以下方式改装飞机：

- 根据空客 SB A320-32-1387 的说明安装 EMM BSCU L4.9B, 或
- 根据空客 SB A320-32-1432 的说明安装 EMM BSCU L4.10, 或
- 根据空客 SB A320-32-1360 或空客 SB A320-32-1336 的说明安装常规 BSCU std 10, 或
- 根据空客 SB A320-32-1369 的说明安装常规 BSCU std 10.1,

可以接受为符合本指令（3.1）段的要求。

（3.3）按照本指令（3.1）段的要求改装安装了双轮主起落架的飞机可以作为本指令（2）段所要求的初始和重复检查的终止性措施。此外，本指令（1.1）段要求的 AFM 修改可以从飞机上移除并且本指令（1.2）段的检查不再适用。

（4）根据空客 SB A320-32-1310 原版，在 2011 年 10 月 27 日前完成的检查和纠正措施可视为对本指令（1.2）段和（2）段的初始要求的可接受符合性措施。自 2011 年 10 月 27 日起，必须根据空客 SB A320-32-1310 R01 完成检查和相关纠正措施。

（5）已经通过执行空客改装 38973 和/或空客改装 151575 安装了 EMM BSCU L4.9B 的飞机和/或通过执行空客改装 157591 安装了 EMM BSCU L4.10 的飞机，只要没有安装 EMM BSCU 先前标准（EMM BSCU L4.1 或 EMM BSCU L4.5 或 EMM BSCU L4.8），不受本指令（1），（2）和（3）段要求的影响。

（6）依适用按照本指令（6.1）或（6.2）段的要求禁止将 EMM BSCU L4.1 或 EMM BSCU L4.5 或 EMM BSCU L4.8 再安装到任何飞机上。

（6.1）对于安装了 EMM BSCU L4.1，或 EMM BSCU L4.5，或 EMM BSCU L4.8 的飞机：自按照本指令（3）段改装飞机起。

（6.2）对于没有安装 EMM BSCU L4.1，或 EMM BSCU L4.5，或

EMM BSCU L4.8 的飞机：自 2011 年 10 月 27 日起。

(7) 只要满足本指令 (7.1) 和 (7.2) 段规定的情况，在飞机上安装自本指令生效之日起批准的 EMM BSCU 标准，等同于符合本指令 (3) 段的要求。

(7.1) EMM BSCU 标准必须获得 EASA 批准，或空客设计组织机构 (DOA) 的批准；以及

(7.2) 必须按照 EASA 或空客 DOA 批准的飞机改装说明完成安装。

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。

附录1 – 操作程序

The ECAM message, in case of a nose wheel steering failure, will be worded as follows:

- *"WHEEL N/W STRG FAULT" for aeroplane with Flight Warning Computer (FWC) software post E3P*
- *"WHEEL N.W STEER FAULT" for aeroplane with FWC software pre E3P*
- *If the L/G SHOCK ABSORBER FAULT ECAM caution is triggered at any time in flight, and the WHEEL N/W STRG FAULT ECAM caution is triggered after the landing gear extension:*
 - *When all landing gear doors are indicated closed on ECAM WHEEL page, reset the BSCU:*
 - *A/SKID&N/W STRG----- OFF THEN ON*
 - *If the WHEEL N/W STRG FAULT ECAM caution is no longer displayed, this indicates a successful nose wheel re-centring and steering recovery.*
 - *Rearm the AUTO BRAKE, if necessary.*
 - *If the WHEEL N/W STRG FAULT ECAM caution remains displayed, this indicates that the nose wheel steering remains lost, and that the nose wheels are not centred.*
 - *During landing, delay nose wheel touchdown for as long as possible.*
 - *Refer to the ECAM STATUS.*
- *If the WHEEL N/W STRG FAULT ECAM caution appears, without the L/G SHOCK ABSORBER FAULT ECAM caution:*
 - *No specific crew action is requested by the WHEEL N/W STRG FAULT ECAM caution procedure.*
 - *Refer to the ECAM STATUS.*

Note: For aeroplanes fitted with pre FWC E3P standard, read N.W STEER instead of N/W STRG.

五. 生效日期：2016 年 08 月 12 日

六. 颁发日期：2016 年 08 月 10 日

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