

中国民用航空总局



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：CAD1993-C130-01

修正案号：39-0962

一. 标题： 检查增压机身整流罩支撑结构

二. 适用范围：

B-3002 B-3004

三. 参考文件：

1.FAA AD 92-10-14 修正案 39-8249

2.FAA AD 92-15-03 修正案 39-6265

3.CAD89-C130-01(即 CAD89-120-C130 • 0001 • 53)

4.洛克希德公司服务通告(LASC)SB382-53-50R1(1991 年 12 月 13 日)

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD1989-C130-01，39-0307

为防止飞机因疲劳裂纹而导致释压，应完成以下工作(已完成者除外)：

A. 1989年9月14日以前已累计飞行6300小时的飞机，应在1989年9月14日以后的10飞行小时以内，在经FAA批准的飞机飞行手册(FAM)“限制”章节内增加下述内容：

“飞机座舱增压使用压力不应超过10英寸水银柱。”

B. 对于上述A项不适用的飞机，在本指令生效后10飞行小时以内，

或累计飞行6300飞行小时，以后到者为准，在经FAA批准的飞机飞行手册(FAM)限制章节内增加下述内容：

“飞机座舱增压使用压力不应超过10英寸水银柱。”

C. 1989年9月14日以前，即CAD89-C130-01生效之日前，已累计飞行6300小时，并且没有按CAD89-C130-01(AD89-15-03)的要求进行检查的飞机，在本指令生效后45天以内，按下述G项所要求的文件和检查范围，对飞机增压机身整流罩支撑结构进行检查。

D. 对于已经按CAD89-C130-01的要求，完成检查折飞机，在上次检查拍3000飞行小时以内，按下述G项所要求的文件和检查范围，对飞机增压机身整流罩支撑结构进行检查。

E. 对于不适用本指令C项或D项的飞机，在累计飞行6300小时以前，或本指令生效后45天以内，以后到者为准，按下述G项所要求的文件和检查范围，对飞机增压机身整流罩支撑结构进行检查。

F. 对于所有的飞机，以不超过3600飞行小时的时间间隔，按下述G项所要求的文件和检查范围，进行重复检查。

G. (1)检查文件：

洛克希德公司(Lockheed Aeronautical Systems Company, LASC)服务通告382-53-50R1，1991年12月13日。

标准维修工卡(SMP)515-A / C

(2)检查范围：

机身站位(FS)477-(FS)517 工卡SP-126

机身站位(FS)477处的腹板上缘条(Upper Web Flange)工卡SP-224

机身站位(FS)497处的顶部隔框板(Overhead Bulkhead Web)和外部T形结构件(Tee-Outboard)

序号S / N3946-S / N4932 工卡SP-224

S / N4933-S / N5305 工卡SP-126

机身站位(FS)497处的顶部隔模式上部连接拐角(Overhead Bulkhead Upper Attach Angle)工卡SP-224

H. 如果在检查中发现裂纹，在下次飞行前，按服务通告SB382-53-50R1(1991年12月13日)附录A的要求，进行修理。在完成修理后，继续执行上述F项重复性检查。

I. 如符合下述条件之一者，本指令A或B中的限制要求可以从飞行手册中取消：

(1)按CAD89-C130-01的要求进行了检查而未发现裂纹现象。

(2) 发现的裂纹已按本指令C段的要求进行了修理。

(3) 按本指令中C、D、E或F段的要求进行了检查，且未发现裂纹现象。

(4) 按本指令中C、D、E或F段的要求检查中发现裂纹，但是已按本指令H段的要求进行了修理。

J. 完成本指令可采用能保证安全的替代办法或调整完成的时间，但必须得到适航当局的批准。

五. 生效日期：1993 年 4 月 15 日

六. 颁发日期：1993 年 4 月 14 日

七. 联系人： 边振海  
民航华北管理局适航处  
4562158