

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：CAD1990-B214-01

修正案号：39-0417

一. 标题： 检查贝尔 214ST 直升机旋翼后撑杆

二. 适用范围：

所有在中国注册登记的贝尔214ST直升机

三. 参考文件：

美国联邦航空局适航指令 88-12-03 修正案 39-6539

四. 原因、措施和规定

为防止主旋翼后撑杆失效从而导致直升机失事，要求执行下述规定：

1. 对于件号为P/N214-010-113-105，并且使用时间达到或超过250小时的主旋翼后撑杆，应在本指令生效后10飞行小时内，按照下述的程序和规定进行检查，并且以后每250飞行小时重复进行检查。

(1) 将后撑杆组件从桨叶固定螺栓P/N20-057-16-68D和夹头固定螺栓P/N20-057-16-92D上拆下：

(2) 测量各后撑杆组件的长度，然后将其分解后彻底清洗各零件。

(3) 检查杆体P/N214-010-120-107、U形夹头P/N214-010-121-105、螺帽P/N214-010-198-101等有无腐蚀和机械损伤。如果发现上述部件的螺纹部分有腐蚀痕迹，则应将其更换。

(4) 除去表漆及底漆以便检查。

(5) 用磁力探伤或荧光渗透探伤法检查各后撑杆体有无裂纹，应特

别注意螺纹部分。

2. 如果发现有裂纹, 腐蚀或深度超过0.01英寸的机械损伤, 则应用可用件将其更换。

3. 按照下列程序重新组装和安装:

(1) 如果在分解时破坏了杆体螺纹部分的镉镀层, 则应重新涂上镉或保护层, 在后撑杆体的螺纹部分, 螺帽及U形夹头的内表面涂上2级或3级MIL-C-16173防腐剂或其他等效品。

(2) 组装并调整后撑杆的长度至1(2)条所测量的长度。固定住外侧螺帽, 拧紧内侧螺帽到375至425英尺磅。

(3) 重装安装后撑杆, 其内、外侧固定螺栓上螺帽的力矩为225至400英尺磅。

(4) 最终调整完毕后, 如果需要, 清洗后撑杆的外表面。在螺纹、螺帽和U形夹区域涂上一层1级MIL-C16173防腐剂或其他等效品。

4. 在按照贝尔公司紧急服务通告ASB214ST-88-47(更改A)的要求装上新设计的后撑杆P/N214-010-191-101后, 可不再执行本指令。

五. 生效日期: 1990年5月31日

六. 颁发日期: 1990年5月31日

七. 联系人: 王克俭  
中国民航局适航司  
4012233-8315