

R44 II 型直升机加装 ADS-B 系统的可行性分析

Feasibility Analysis of Adding ADS-B System to R44 II Helicopter

中国民航飞行学院新津分院 任可 周彬

[摘要] 为了增大飞行密度,减小飞行间隔和有效防止空中相撞,针对广泛应用于通用航空的罗宾逊 R44 II 型直升机制定 ADS-B 加装方案,并重点从机构强度、重量与平衡、电路负载和电磁干扰 4 个方面开展可行性分析与论证。结果表明,该方案满足加装功能要求以及航空器的固有适航性要求。

关键词: 直升机 GDL90 可行性分析

[ABSTRACT] For increasing the flight density, decreasing flight separation and preventing collision effectively, the ADS-B system addition scheme of the general aviation R44 II helicopter is formulated. Then, the feasibility analysis and demonstration are developed from the four aspects—strength of mechanism, weight and balance, circuit load and electromagnetic interference. The results prove that the scheme can meet the additional function and the inherent airworthiness.

Keywords: Helicopter GDL90 Feasibility analysis

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.23/24.111

R44 II 型直升机由于性价比较高、乘坐舒适、安全性较好等优点而广泛应用于旅游、观光、训练、私人飞行等通用航空领域。随着国家低空开放政策的不断实施,更多的人选择学习直升机飞行。为了增大直升机飞行密度,减小飞行间隔,满足转场飞行训练运行要求,实现空中交通管制对直升机运行的自动监控和有效自动防撞等,有必要对 R44 II 型直升机加装 ADS-B 系统,即基于广播式的自动相关监视系统。

1 ADS-B 加装总体方案

1.1 机载 ADS-B 系统构型

R44 机载 ADS-B 系统基本构型包括 GDL90 收发机、高度编码器、UAT 天线、GPS 天线、地面维护端口、编程模块 (APM) 等部件 (如图 1 所示)。

GPS 天线与 GDL90 收发机相连,为 GDL90 提供基于 GNSS 卫星的飞机水平位置信息 (GPS 数据)。GDL90 通过 UAT 天线向周围装有机载 ADS-B 系统的飞机和

地面 GBT 基站广播本机位置、识别号、高度等信息。通过地面维护端口可将 GDL90 连接到电脑上,通过超级终端软件对 APM 进行编程,在加装时将机载 ADS-B 构型信息、飞机机号等有关参数写入该模块。

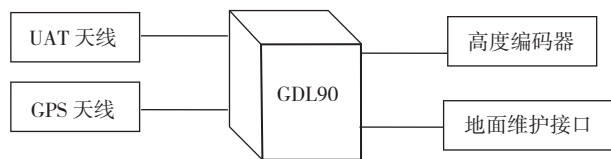


图1 机载ADS-B系统构型示意图

Fig.1 Structure sketch of the airborne ADS-B system

1.2 部件安装位置

在充分考虑了 R44 II 型直升机已有机载设备安装位置及相互影响的基础上,兼顾后期使用中的维护,最终确定 ADS-B 机载设备各部件安装位置如下。

1.2.1 GDL90 收发机的安装位置

GDL90 安装在直升机座舱内后排两座椅之间的平板上,中心位置为 (STA 90.0, B.L.0) 处。由于该型直升机不具备 GDL90 的安装位,需要自制一个安装平台固定在座舱内后排座椅之间的平板上,再把 GDL90 安装座固定在自制的安装平台上。从结构上分析, R44 II 型直升机座舱内后排座椅之间的平板为可拆卸的长方形铝板 (每 100h 要求拆开检查),由于处于座舱内,所以不存在气动力学的影响。且 GDL90 收发机连同自制安装平台总重约 3.356kg,总重量较轻。

从 GDL90 安装位置处的环境分析,直升机座舱内后排座椅之间的平板处符合 GDL90 收发机设备安装要求。R44 II 型直升机的最大可飞高度为 4200m,符合 GDL90 收发机工作高度在 16700m 以下的要求。

四川空域及机场的环境温度一般在 $-5\sim+40^{\circ}\text{C}$ 内 (其他空域环境温度自行选择),符合 GDL90 收发机对工作环境温度在 $-20\sim+55^{\circ}\text{C}$ 的要求。同时 GDL90 收发机内置散热风扇,根据安装手册无需安装外部风扇或通风管进行冷却。安装 GDL90 的位置处于座舱内,避免了其他情况下可能因雨水或外来物对收发机产生的危害。

因此, GDL90 安装位置符合直升机运行条件和收发机的工作环境要求。

1.2.2 天线安装位置

需安装的天线包括一个 GPS 天线和两个 UAT 天线。

(1) GPS 天线安装位置。GPS 天线的安装位置位于座舱后排右侧座椅正对顶部蒙皮上横向基准线右侧,其中心安装位置在(STA 88.19, B.L.7.87.R)。

(2) UAT 天线安装位置。上部 UAT 天线(A-40 型)安装于座舱后排左侧座椅正对顶部蒙皮上横向基准线左侧,其中心安装位置在(STA 88.19, B.L.7.87.L),下部 UAT 天线(A-40 型)安装于机头前方外部蒙皮处横向基准线右侧,其中心安装位置在(STA 27.16, B.L.7.87.R)。UAT 天线直接安装于飞机蒙皮上。

1.3 高度编码器资源优化

由于 R44 II 型机载高度编码器与所加装 ADS-B 系统使用的高度编码器为同一型号,并且 R44 机载高度编码器预留有一个未使用的 RS232 串口,可以与 GDL90 交联,因此不需要再增加高度编码器。

进行高度编码器资源优化的优点包括了以下几点:

- (1) 减小相同功能部件的冗余,保证气压高度信息的一致性。
- (2) 降低飞机的使用维修成本。
- (3) 避免加装一个高度编码器所带来的需接入直升机原静压系统的设计、施工和系统校验问题。

2 机构强度分析

2.1 GDL90 安装强度分析

安装平台采用的制作材料为 LY12cz/1.0mm 的硬铝板,通过螺栓连接的方式固定在直升机后排座椅之间的平板上。根据 GDL90 安装要求,需要分别对直升机的原有结构和自制的安装平台的结构强度进行验证,按表 1 的载荷要求在 3s 时间内不产生损伤和永久变形。

GDL90 与自制的安装平台之间使用螺栓固定。该螺栓的强度是否能够满足安装要求需要校验,由于在飞行过程中 GDL90 并不会对螺栓施加冲击载荷,故按照静载荷进行强度校验。表 1 所示为各个方向上的测试载荷,该测试载荷中向上、向前、向后以及侧向的载荷通过 4 个螺栓传递给安装平台,所以对于螺栓的强度要求即能够承受表 1 所示的除向下以外的所有静载荷。其中向上的静载荷在螺栓内部产生正应力,向前、向后以

表1 GDL90静态测试载荷

受力方向	载荷系数 /kg	静态测试载荷 (载荷系数 × GDL90 重量) /kg
向上	0.004	13.43
向下	0.02	67.13
侧面	0.008	29.86
向后	0.0015	5.04
向前	0.016	53.71

及侧向的载荷在螺栓内部产生切应力,所以只需要校验载荷最大的情况即向前的静载荷。

根据强度校核计算的描述^[1],4 个螺栓能够承受的最大剪切应力为: $T = G/S$; 其中, G 为螺栓的切向最大静载荷, S 为螺栓横截面积。由于 4 个螺栓的受力情况相同,即最大静载荷平均分配到 4 个螺栓上: $T \approx 7370.68\text{kPa}$; $[T]$ 为螺栓的抗剪切强度,使用 45 号钢的抗剪切强度 174581.91kPa 进行估算: $T \leq [T]$; 可知螺栓的切应力测试载荷小于许用切应力。因此,使用件号为 MS35206 的螺栓进行固定能够满足 GDL90 安装强度要求。

2.2 GPS 天线安装强度分析

GPS 天线安装在座舱后排右侧座椅正对外部蒙皮上,其中心安装位置在(STA 88.19, B.L.7.87.R),与主桨、主/副油箱安装结构均无冲突。GPS 天线使用配套的螺栓安装固定于座舱外侧上蒙皮。加装工作需要进行空气动力学试验。

安装于上蒙皮处的 GPS 天线会受到纵向气流的影响,因此还需要计算空气动力对安装处蒙皮所产生的拉力^[2],其中 GPS 天线迎风面积约 32.52cm^2 , R44 II 型直升机最大巡航速度约 240.76km/h ,则计算出 $D \approx 0.89\text{N}$ 。

由计算结果可见,空气动力作用于 GPS 天线上的拉拽力很低,则传递到蒙皮上的作用力很小。

2.3 UAT 天线安装强度分析

上、下部 UAT 天线为同一件号 A-40 产品,重量约为 0.11kg ,分别使用配套的螺栓安装固定于座舱外侧上、下部蒙皮上,均要受到气动力学影响。因此加装工作需要按照安装手册要求进行空气动力学试验。

上、下部 UAT 天线还受到空气动力施加的力,应计算空气动力对安装架产生的拉力^[2],其中 UAT 天线迎风面积约 19.51cm^2 , R44 II 型直升机最大巡航速度约 240.76km/h ,则有 $D \approx 0.52\text{N}$ 。由计算结果可见,空气动力作用于上、下部 UAT 天线上的拉拽力很低,则传递到安装架和发动机装架上的作用力很小。

3 重量与平衡分析

对航空器进行的任何加改装,都需要对加装后的重量和平衡进行分析、计算,同时考虑直升机纵向和横向的重心变化。加装 ADS-B 系统后,根据 R44 II 型直升机关于加改装后计算飞机后部重心的公式重新计算,得到重心数据分别如表 2 所示。

纵向重心 = (纵向重心 × 总重量) / 总重量 $\approx 2.596\text{m}$; 横向重心 = 横向力矩 ÷ 总重量 $\approx 0.0051\text{m}$; 加装 ADS-B 系统后的纵向重心及横向重心均在重心包络线内,满足重量和平衡要求。

表2 某R44飞机加装后的重心计算表

项目	重量 /kg	纵向力矩 /kPa	横向力矩 /kPa
空机重量	711.51	1155982.41	-2165.31
GDL 90 及支架	3.36	4592.46	0
GPS 天线	0.11	146.12	13.73
两个 UAT 天线	0.22	191.23	0
总重量	715.20	1160912.22	-2151.58

4 电路负载分析

4.1 机载 ADS-B 系统负载分析

GDL90 收发机工作电流为 0.75A (28V 条件下), 通过 2A 断路器进行保护, 高度编码器工作电流为 0.27A (28V 条件下), 采用原机载应答机系统电源及其断路器保护。加装所增加的负载 = $(0.75 + 0.27) \text{A} = 1.02\text{A}$ 。

4.2 电源负载分析

R44 II 型直升机为单汇流条设计, 发电机额定电流 70A。R44 提供不同的选装设备, 本文以其主流 11 孔仪表盘为例进行分析, 计算得出总用电负载最大约为 35.67A, 加装 ADS-B 系统后, 总用电负载为 $(35.67 + 1.02) \text{A} = 36.69\text{A} < 70\text{A}$ 。因此, 直升机加装机载 ADS-B 系统满足机载电源负载要求。

5 电磁干扰分析

GPS 天线安装位置是 R44 II 型直升机座椅顶部蒙皮结构的最高点, 正前方无任何遮挡物, 该位置有利于 GPS 卫星信号接收, 提高 GPS 天线性能。根据天线安装手册的要求, GPS 天线需要距离 VHF 通讯天线 0.61m 以上, 距其他发射天线 0.15m 以上, 远离其他 L 波段的应答机天线。而 R44 II 型直升机的 VHF、ATC 等天线均安装在尾梁上或座舱下部蒙皮上, 距离 GPS 天线已超过 1.02m, 符合天线安装手册要求的最小距离间隔。

6 结论

针对 R44 II 型直升机加装 ADS-B 系统的要求, 分别从安装结构强度、重量与平衡, 电源负载和电磁干扰等方面进行可行性分析, 证明该方案的实施不会影响飞机操纵性能, 不会对原机载电子系统产生电磁干扰, 可见加装 ADS-B 系统功能能满足飞机适航性及安全性要求。

参考文献

- [1] 吴瑞祥. 机械设计基础 (下册). 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [2] 钱翼稷. 空气动力学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.

(责编 宁宁)

(上接第 105 页)

配件的外形检测。(1) 测量外形。将 T-Probe 开关打开, 保证 LED 灯在工作状态。将 T-Probe 连接激光束, 静置片刻, Metrolog 会自动识别并激活它。待听到提示音后, 证明 T-Probe 已激活, 在工具栏上会出现相应信息, 表示目前处于 6D 测量状态, 点击功能栏至测量模式, 选择测量几何点出现如下窗口。特别提示, 在测量前要保证温度补偿已经打开, 可通过计数器颜色进行判断。点击 T-Probe 上测量按钮, 点击 “Accept” 完成所需点的测量。(2) 实测点数据输出。文件 → 输出 → 选择输出 .txt 格式 → 选择输出路径 → 勾选 “高级” 进行输出设置 → 用 “数据选取” 来打开特性数据库选取元素; 用 “删除” 来删除要输出的元素; 用 “上下选取” 来移动元素排序 → 点击 “输出” 键输出文件。(3) 数据处理。打开输出的 .txt 文件 → 仅保留点名和 XYZ 坐标值 → 保存 .txt 文件。(4) 输入点云。打开 CATIA → 新建 Digitized Shape Editor → 点击输入点云 → 选择刚刚保存过的 .txt 文件 → 点击应用 → 点击确定 → 结构树上出现点云图标 → 更改点云属性符号 → 屏幕上可见点云。(5) 结果分析。启用零件设计 → 将点云定义成单独的点 → 结构树上出现单独的点 → 隐藏点云 → 导入产品数模 → 测量分析, 如图 5 所示。

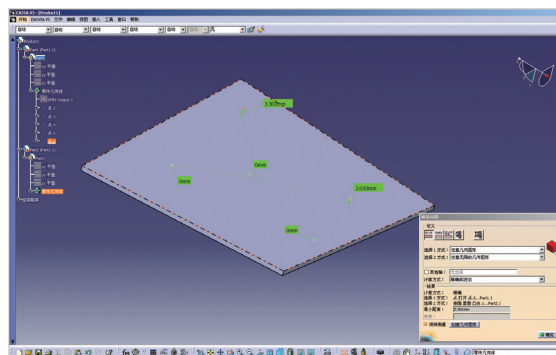


图5 测量分析

Fig.5 Measurement analysis

5 结论

通过对 Leica 公司生产的 AT901-MR 系列激光跟踪仪测量原理进行分析, 总结出的一套检测型胎及大型装配件方法。试验验证表明, 该方法行之有效, 可在工厂中推广应用。

参考文献

- [1] 邹爱丽, 王亮, 李东升, 等. 数字化测量技术及系统在飞机装配中的应用. 航空制造技术, 2011(21):72-75.
- [2] 陈智勇, 吴建军, 赵玉静, 等. 激光跟踪测量系统在飞机型面测量中的应用. 机械设计与制造, 2009(12):68-70.
- [3] 王巍, 黄宇, 庄建平. 激光跟踪仪在飞机装配工制造中的应用. 航空制造技术, 2004(12):81-84.

(责编 古系)