

文章编号: 1000-6893(1999)增-0S30-02

几种飞机电子设备环境控制系统简介

田泽祥, 肖文键, 肖曙光

(空军第一研究所, 北京 100076)

DEVELOPMENT OF AIRBORNE ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEMS

TIAN Ze-xiang, XIAO Wen-jian, XIAO Shu-guang

(Air Force First Research Institute, Beijing 100076, China)

世界各国的军事理论家在对飞机的作战效能研究后认为, 飞机的电子系统和火控系统的性能是对现代飞机作战能力影响最大的两大系统, 因此, 现代飞机的电子设备日趋复杂, 电子设备环境控制系统重要性也越来越突出。随着电子设备的发展, 对环境控制系统也提出了较高的要求, 电子设备在研制中也需要在飞机上进行科研试飞, 因而试验机也需要配制电子设备环境控制系统, 下面介绍几种电子设备环境控制系统。

1 强五飞机改装“小 317”雷达试验机环控系统(1980 年)

根据改装机周期短, 经费少的特点和雷达通风的要求, 采用了用外界冲压空气对设备进行通风冷却。发射机功率 465W。用 20mm 的通风管道, 当表速 610km/h (试飞规定表速), 高度 1000m, 通风流量 212kg/h, 通风温度约 22 ; 高度 10000m 时, 通风温度约为 -45 。两个电子控制放大器功率共 316W; 低压电源功率为 165W。使用 12mm 通风管道, 高度 1000m 时通风流量 76kg/h, 高度 10000m 时通风流量为 29kg/h。为降低设备舱内温度, 开了一个 25mm 的通风口。

该系统在 1980 年 4 月设计, 8 月首飞上天, 系统工作正常, 该机于 1980 年底圆满地完成了试飞任务。

2 安-24 雷达试验机(型和型)电子设备环控系统(1983 年和 1992 年)

根据试验机的特点和雷达通风要求, 采用了 S-1 离心风机, 经过通风管道, 将空气流量 300 ~ 400kg/h, 温度为常温的座舱空气送往雷达, 系统在地面和空中均可正常工作。

该系统在 1984 ~ 1985 年, 1989 ~ 1990 年, 1993 ~ 1994 年完成了研制中的 204, 208, JL-7, 1471, 1473 等雷达的原理样机或工程样机的试

飞, 满足了雷达对通风散热的要求。

3 歼八 E 飞机雷达环境控制系统(1992 年)

雷达对通风散热系统除了流量、压力和温度要求外, 还有流量分配比例要求。设计的系统采用了从发动机引气, 经右环形散热器, LQ-4 涡轮冷却器, DG-33A 电动机, 将低温控制送往雷达发射机, 低压电源和电子控制放大器。当 $H = 0$ 时, 通风流量 $G = 205\text{kg/h}$ (指标要求为 180kg/h), 通风空气压力 0.025MPa; 17km 时, Ma 数 2.0 时, 通风流量 95.6kg/h, 通风空气压力 0.0313MPa; 经过流量分配设计和试验, 达到了发射机, 低压电源和电子控制放大器流量分配比例为 57%, 24%, 19% 的要求。

4 安-24 雷达(型)试验机 1473 雷达环境控制系统(1995 年)

雷达通风要求为: 流量 360kg/h, 通风压力 5500MPa, 空气温度低于 25 。

为保证雷达的科研试飞, 特别研制了一套机载自备风源蒸发循环制冷的电子设备通风冷却系统。该系统采用新研制的专用 400Hz, 单相 115V, 4kW, 12000r/min 交流电动机, 带动一个新研制的高压头小流量离心风机, 由风机提供雷达通风所需的空气压力和流量, 空气温度由蒸发循环制冷机组保证, 由特别研制的 400Hz, 单相 115V, 1.8kW, 1800r/min 交流电动机拖动压缩机, 风机、压缩机、蒸发器安装在飞机后行李舱, 通过管道将冷却空气送往雷达, 蒸发循环制冷的冷凝器装在非气密的尾舱, 通过 ≤ 30 冲压口给尾舱提供外界空气, 这种系统只使用飞机的备份电源, 与飞机其它系统无关, 有利于保证飞行安全。

试飞结果表明: 通风流量达到指标要求, 实测雷达入口压力为 6500MPa, 通风温度随客舱温度而有所变化, 最高为 20 , 最低达到 3 , 通过 150 多小时的飞行, 该系统很好的保证了 1473 雷达的科研试飞, 完成了预定的任务。

5 安-26 电子对抗试验机电子设备环境控制系统(1995年)

组合电子对抗系统在研制期间要在飞机上进行科研试飞,在试验机上选定用一台离心风机将飞机座舱内的空气输入通风管路,空气在通风管路中按照预先设计的分配比例分别进入低功率射频单元(70.8kg/h),中央接收机(66.6kg/h),管理控制计算机(20.6kg/h),ECM处理机(34.4kg/h),RKW2000控制器(18kg/h)。另一台离心风机给前向高功率发射机(243.6kg/h)和前

向中功率发射机(37.1kg/h)通风。用装在非气密尾舱的50FJ10轴流风机向后向中功率发射机(46.8kg/h)送风,这种系统在地面和空中均可以工作,较适宜于试验机。通过约40h的试飞,完成了科研试飞任务,环控系统工作正常,满足设备的使用要求。

作者简介:



田泽祥 58岁,空军第一研究所飞机研究室高级工程师,研究方向:飞机系统。