

基于大型无人机的气象探测系统设计应用

李立 钱晓琼 张志翱 唐克兵 阳治平

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610091)

摘要 利用高空高速大型无人机自身优势,设计一种基于大型无人机的新型气象探测系统,旨在丰富气象探测技术手段,提高气象探测的准确性。为了实现高空远距气象探测功能,对系统的组成、接口、控制逻辑等进行逐一设计优化,并创新地采用螺旋运转结构,大幅增加气象任务载荷数量,使单个吊舱可装载 24 枚探空仪。作为一项军民融合的典型应用,本气象探测系统的工程化产品已通过功能试验、力学试验、环境试验等各项试验测试,结果表明系统运行安全有效,满足执行气象探测任务的要求。本气象探测系统的接口设计均遵循通用化、标准化原则,易于推广到现有其他无人机平台,具有广阔的应用前景。

关键词 气象探测;军民融合;无人机;气象载荷;螺旋运转结构

中图分类号: P412 **DOI:** 10.19517/j.1671-6345.20200110 **文献标识码:** A

引言

大气运动数据和热力学数据的详细测量对于数值天气预报(NWP)具有重要意义。相比于卫星微波和红外测深仪以相对较粗的垂直分辨率获取全球热力学剖面,通过高空高速的大型无人机气象探测系统在空中投放探空仪可以在广域范围内获取更高质量和不同高度的垂直气象数据^[1-2]。将这些探测结果运用到气象预测模型中,可提高气象预测的准确性。而准确的气象预测可减小台风等气象灾害造成的经济损失及人员伤亡^[3]。此外,高空高速大型无人机载重量大,能够搭载更多更大的气象任务载荷;高空高速飞行,能够快速抵达需进行气象探测的空域,并有效避开绝大多数恶劣气象环境,对热带气旋和其他危险天气进行系统性监测^[4],安全高效。

然而,目前我国在基于大型无人机的气象探测领域还尚属空白。为丰富气象预测手段,中国气象局主持开展海洋气象综合保障一期工程,空基观测分系统无人机下投探空试验,以军用高空高速无人机翼龙 10 衍生出的民用无人机(CY)为核心平台,组建一个气象载荷、无人机、地面系统、气象网络^[5]等信息交互通道,进行高空气象数据采集,填补我国基于大型无人机进行气象探测领域的空白^[6]。基于

大型无人机的气象探测系统设计研究,为该项目任务提供了有效保证。

本研究中气象载荷的设计首创了一种螺旋式气象载荷结构,该结构可装载 24 枚探空仪,并在高空试验环境实现探空仪定点逐一投放和气象数据回传功能,在气象探测领域具有良好的工程推广价值。

1 系统设计

1.1 系统组成及交联设计

本系统由气象载荷、挂架、无人机平台、地面显控终端组成。其中气象载荷由接收机、激活装置、鞭状天线、GPS 天线^[7]、探空仪组成;无人机平台由供电装置、无线链路、总线控制机组成。

地面显控终端作为人机交互的主界面,将控制指令通过无线链路发送至无人机平台,无人机平台内的总线控制机将指令通过挂架送至气象载荷,气象载荷通过 RS422 接口接收无人机传来的指令,并将气象载荷的状态信息周期回报给无人机。无人机将信息通过无线链路汇报至地面显控终端。

在气象载荷内部,接收机对气象载荷进行总控,用于控制气象载荷投放流程,并将探空仪信号解调出测量数据,提供给无人机做进一步处理。控制器与接收机通过 RS422 进行通信,对探空仪投放控

<http://www.qxkj.net.cn> 气象科技

作者简介:李立,男,1991 年生,工程师,主要从事无人机系统载荷、下投探空应用研究,Email:kelili2000@163.com

收稿日期:2020 年 3 月 30 日;定稿日期:2020 年 6 月 22 日

制、温控加热进行实际控制。激活装置用于将所要下投的探空仪激活^[8],并提供定位信息给探空仪使用。鞭状天线主要用来接收下投的探空仪信号,经滤波放大将探空射频信号送给接收机。GPS 天线

用于将卫星定位信息传送给接收机。探空仪由气象载荷投放到空气中,在降落过程中完成大气温度、湿度、气压的测量,并将测量数据通过无线通讯方式回传给接收机。系统内的交联关系如图 1 所示。

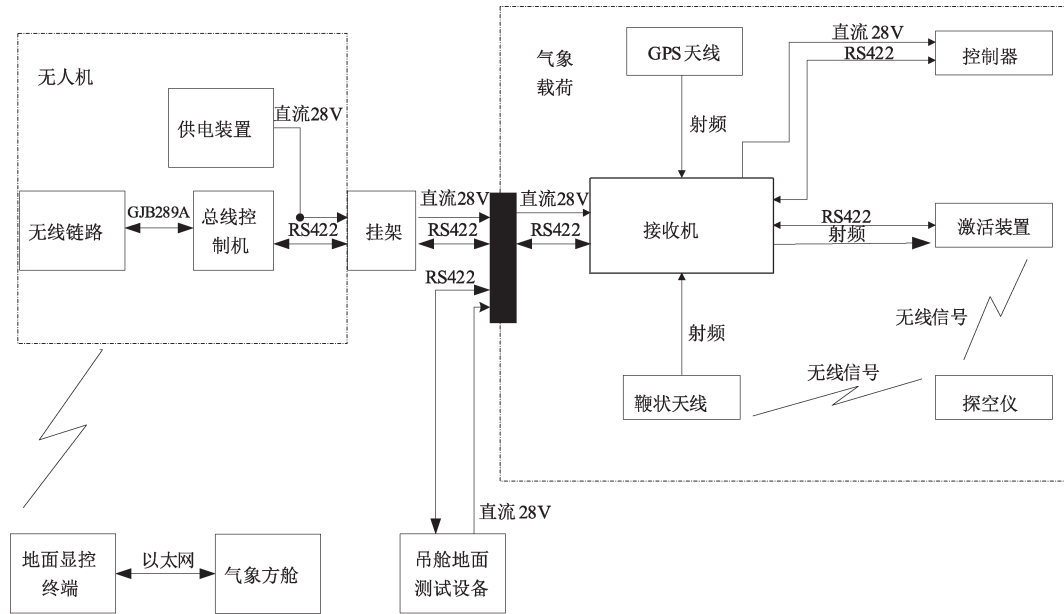


图 1 系统交联关系

1.2 系统功能

基于大型无人机的气象探测系统主要功能如下:①可同时挂载 2 个气象载荷,满载 48 枚探空仪。②具备探空仪装载/投放功能。根据任务要求装载探空仪,在高空对探空仪进行逐一投放,返回地面后未投放探空仪可卸载。③具备气象载荷供电及控制功能。给气象载荷内系统供 28 V 直流电,可通过地面显控终端进行指令控制、气象载荷状态回传功能。④具备气象数据回传功能。探空仪开伞降落回传数据,接收探空仪无线回传数据,并向无人机控制、收数设备回传至地面。⑤满足无人机作业环境要求。吊挂强度、冲击振动、起降冲击等力学环境和高度、温度、气压等使用环境。

1.3 系统接口设计

无人机内总线控制机采用 GJB289A 总线传输,对气象载荷进行控制和监视^[9]。

气象载荷通过挂架挂载在无人机上,其机械接口符合国家军用行业标准 GJB 1C-2006,电气接口适配挂架现有插头^[10],复用 GJB 1188A-1999 中地址位为 RS422 接口进行通信^[11],气象载荷标准化的

接口提高了气象载荷的通用性,确保能够快速适配无人机。

1.4 投放逻辑设计

CY 型无人机通过国家军用行业标准 GJB 6755-2009《机载外挂物投放低速风洞试验方法》^[12]的风洞试验,确定了探空仪安全投放限制条件,对投放时的飞行速度、载机姿态角进行限制。

气象载荷在进行投放前,要执行以下过程:拔锁销→螺旋旋转→探空仪至待投放位→插锁销→激活→定位→投放开舱门→推送机构解锁→投放。该过程需经过约 40 s 时间。即,当地面操作人员 T_0 时刻按压投放按钮后,载机判断 T_0 时刻符合投放限制条件,但气象载荷在 40 s 后才投出探空仪,这样带来的问题是,安全的投放判据没有被有效使用, ($T_0 + 40$ s)时刻无人机的姿态等参数是不可控的,不一定满足投放限制条件,从而探空仪的离机就存在风险。因此,必须有效缩短探空仪投放响应时间才能确保投放安全。

经过梳理,气象载荷的控制逻辑设计最终确定将整个投放过程划分为 2 个阶段:“投放准备”和“投

放”。投放准备阶段进行:拔锁销→螺旋运转→探空仪至待投放位→插锁销→激活→定位。投放阶段进行:投放开舱门→推送机构解锁→投放。这样的气

象载荷控制逻辑设计可保证投放响应时间在 3 s 以内(图 2)。

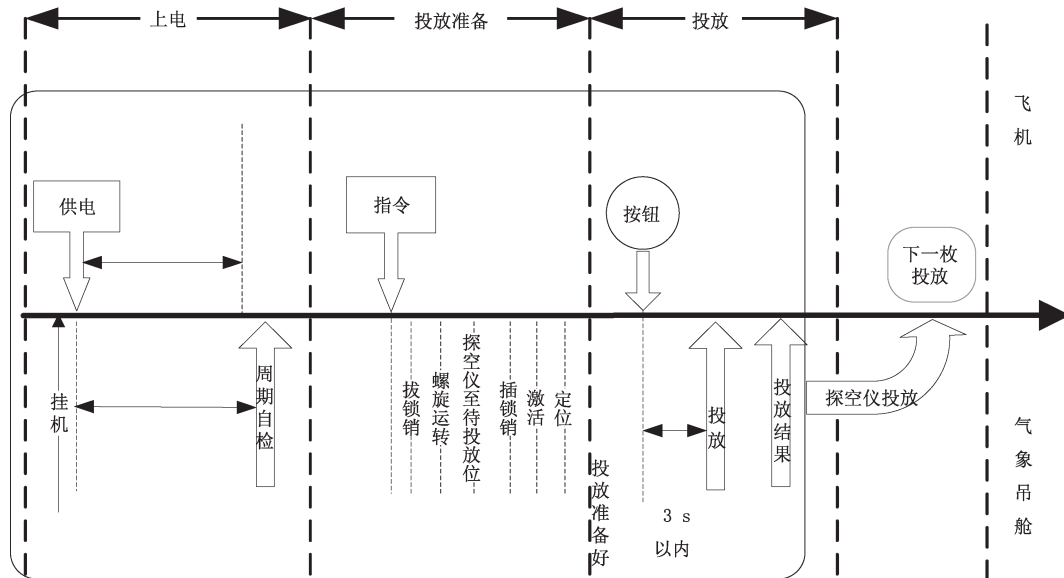


图 2 投放响应策略

1.5 地面适配性设计

根据 GJB 479-88《飞机挂舱后的最小地面间隙要求》^[13]:无论飞机处于静止、起飞或着陆姿态,任何瘪胎和支柱全压缩的最坏情况下,最小地面间隙应不小于 75 mm。CY 型无人机挂装挂架后,离地高度约 570 mm,载机要求在机翼上挂装长度需控制在 2.5 m 以内,直径在 350 mm 以内。这就要求气象载荷在保证探空仪装载数量、实现装填、投放、激活功能的同时,舱体长度,舱体直径设计要尽可能小。

以探空仪长 350 mm,直径 65 mm 计算,圆柱范围内排布 24 枚探空仪,一周 8 枚,排 3 周为最佳设计方案,圆柱尺寸为长 1050 mm,直径 234.8 mm。为实现逐一运转功能,气象载荷螺旋内筒通过芯轴挡板将一周内的 8 枚探空仪固定隔开,通过螺旋线将 3 周探空仪螺旋排布,以便于逐个运送探空仪,在实现功能的基础上,螺旋内筒设计尺寸为长度 1575 mm,直径 254 mm。气象载荷经过主体外筒承力框梁设计,10 mm 周圈保温层铺设,整舱直径可控制在 335 mm 以内,气象载荷经过前后整流设计,整舱设计长度可保证在 2.3 m 以内,达到地面适配性设计要求。

1.6 投放防撞设计

CY 型无人机通过仿真计算了不同高度、马赫数、来流攻角、侧滑角下的探空仪出射速度对投放结果的影响,并分析了不同出射速度的探空仪的投放安全性,要求探空仪弹射速度需在 5 m/s 以上。

本文选择弹簧推送机构实现弹射速度要求。弹射过程中,弹簧推动弹射小车和探空仪一起加速;到达最大加速行程后,弹射小车在缓冲弹簧作用下开始减速,而探空仪则保持原先的速度不变;探空仪与弹射小车分离,弹射出舱。

因此,弹簧推送机构设计,需要首先对弹射所需的能量进行计算,然后再根据具体的弹射行程计算需要的弹射力,进一步设计弹簧参数。根据气象载荷内部结构所限,推送机构的一些已知参数如表 1 所示。

表 1 推送机构参数表

参数名称	参数值	备注
探空仪质量/kg	0.4	
弹射小车质量/kg	0.47	铝合金小车
出口速度要求/(m·s ⁻¹)	5.7	为弥补摩擦损失
弹射加速行程/m	0.154	弹射弹簧压缩量
弹射缓冲行程/m	0.04	缓冲弹簧压缩量

根据表 1 参数,可以算出弹射能量参数(表 2)。即弹射弹簧在释放过程中,需要做功 14.2 J;缓冲弹簧在缓冲过程中,需要消耗动能 7.6 J。据此,最终,根据气象载荷空间布局限制和数据计算,确定弹射弹簧和缓冲弹簧的具体参数。

表 2 弹射能量计算表

参数名称	参数值/J
探空仪动能	6.498
小车动能	7.63515
合计动能	14.13315

1.7 温控设计

气象载荷需具备在 10000 m 高空进行投放探空仪的能力,根据 GJB 150A-2009 要求,温控能力需保证气象载荷内部温度能够保持在比较适宜的范围,使气象载荷内机电设备能够在外部 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境工作^[14]。

通过对气象载荷进行温度场仿真计算,获得了工作状态下,气象载荷内部各位置的温度分布,并将其作为器件选型的依据。气象载荷在高空飞行时,面临的外环境如表 3 所示。

表 3 高空飞行工况环境参数

环境	参数
环境温度/ $^{\circ}\text{C}$	约 -55
环境压力/kPa	约 30
来流速度/ $(\text{km}\cdot\text{h}^{-1})$	500
气象载荷内部加热功率/W	400

根据表 3 环境参数,以及气象载荷各个部分的材料数据,本文对气象载荷内部温度场进行了仿真分析。在气象载荷内达到热平衡后,温度分布如图 3 所示。

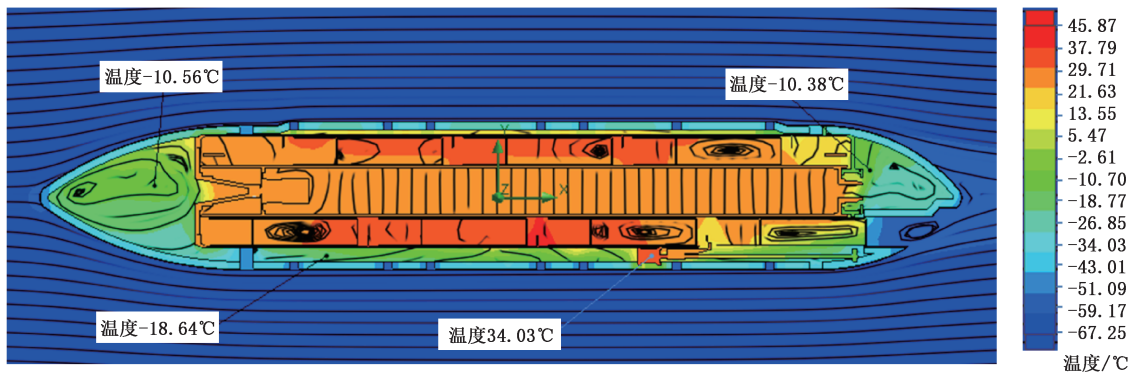


图 3 气象载荷温度分布

由图 3 可知,接收机所在区域,工作时温度约为 $-11\text{ }^{\circ}\text{C}$;气象载荷控制器和舱门电机所在区域,工作时温度约为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$;待发射位置光电传感器区域,工作时温度约为 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。探空仪所在空间,温度都维持在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上。

气象载荷样机生产完成后,通过了相关高低温试验,证明气象载荷温控系统以及各个器件的选型能够达到要求。

2 螺旋式气象载荷结构设计

为实现气象载荷的功能,在总体方案设计阶段,设想了 3 种实现方案,如图 4 所示。

纵排传动结构,每个探空仪装入一个槽位中,随弹链运动。当弹链对准发射位时,触发槽位中的弹

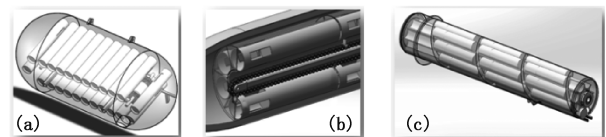


图 4 气象载荷结构设计方案:

(a)纵排传动,(b)铰链传动,(c)螺旋运转

射弹簧,即可将探空仪推出舱。该结构较为简单,但是占用体积较大;另外,弹链传动需要提供较大的动力;装填时,需要将舱体打开。

铰链传动结构,探空仪沿外筒圆周分布,共 4 列,当外筒每转动 60° ,就有 4 枚探空仪靠重力落下,被下方的传动链条接住,然后靠链条带动,推出气象载荷。该结构转动时容易出现较严重的不平衡现象,造成需要的动力较大;另外,每次落下 4 枚探空

仪,链条机构上需要特殊设计,才能把探空仪隔开,分别投放出舱,后续振动环境下,可能问题比较大。

螺旋运转结构,采用螺旋线与芯轴槽限位方式供弹,每个探空仪的既定位置是确定的,同时占用空间比较适中。弹射结构空间布局比较容易,装填、投放流程正好互反,逐一进行,投放安全性能可靠保证。

通过对 3 个方案的比选,最终选定采用螺旋运转结构,作为气象载荷的主功能结构。最终,按照选定的主传动结构形式进行了气象载荷研制,气象载荷整体外形根据气动原理进行设计,整个气象载荷能同时容纳 24 个探空仪,保证简单、有效地装填、投放探空仪功能。

螺旋筒分为螺旋带、芯轴和内筒 3 部分。芯轴带动探空仪转动,探空仪沿安装在内筒中的螺旋带前进或后退,实现探空仪的运送功能(图 5)。

芯轴可以正反旋转运动,内筒和螺旋带固定。芯轴上有导向槽保证探空仪在槽内滑动。芯轴转动时,螺旋带推动探空仪前后移动。从气象载荷前部往后看,电机带动芯轴逆时针转动,完成向前推送探空仪。需要装填探空仪时,电机带动芯轴顺时针转动。

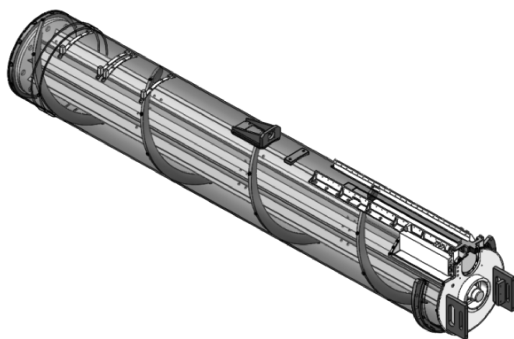


图 5 螺旋内筒结构

3 气象载荷研制试验验证

按上述设计研制的气象载荷已经按照国军标要求顺利的通过了产品的静强度试验、供电兼容试验、高低温试验、振动冲击试验、低气压试验、淋雨试验。同时,按上述设计研制的气象载荷已成功完成航电系统联试试验、CY 无人机系统联试试验,其功能性能得到了充分验证。测试结果如表 4、表 5 所示。气象载荷的研制得到了中国气象局、航空工业成飞、航天 23 所的一致认可。气象载荷投放测试见图 6,

无人机系统测试见图 7。



图 6 气象载荷测试投放探空仪



图 7 气象载荷无人机系统测试

表 4 气象载荷试验测试

测试内容	实测内容	测试结果
装填探空仪功能	装填 24 枚探空仪 2000 次	成功
温控功能	温控功能运行正常,前后舱温度均在 0℃ 以上,气象载荷成功投放 1 枚探空仪	成功
螺旋运转功能	进行 2000 次装填-投放流程	成功
弹射速度	探空仪(质量 400 g ± 20g)8 次投放,投出速度均值 5.2 m/s	成功
投放响应时间	记录 5 次投放响应时间,平均值 3.2 s	成功
强度测试	试验中投放功能验证无问题,试验后检查功能正常	成功
探空仪激活探测	4 信道探空仪共 4 枚在飞机联试时回传数据正确、有效	成功

表 5 无人机测试验证结果

测试内容	实测内容	测试结果
装填探空仪功能	CY 无人机左右挂点挂 2 气象载荷各装填 24 枚探空仪	成功
螺旋运转功能	CY 无人机挂左右 2 套气象载荷各投放 24 枚探空仪	成功
投放响应时间	记录 24 次投放响应时间,平均值 3.5 s	成功
探空仪激活探测	2 枚探空仪分别在左右气象载荷进行激活,飞机联试时回传数据正确、有效	成功

4 结论

本文对气象探测系统的组成及系统交联设计、功能设计、接口设计、控制逻辑设计、安全性设计、温控设计等进行了全面分析,并通过各项试验证明本气象探测系统有效、可靠,能够高效地从地面远程控制无人机吊舱载荷在高空将探空仪投出,并持续接收探空仪实时回传的气象探测数据。

本气象探测系统设计创新性地采用一种螺旋运转探空仪的结构设计,单个吊舱能够一次性容纳最大 24 枚探空仪执行气象探测任务,使有效载荷数量显著增加。系统不含火工品,采用基于弹簧的新型弹射机构,保证了探空仪的投放速度满足要求,安全可靠。

本气象探测系统采用通用化、标准化的接口设计,拥有很好的适配性,能够快速推广至国内外现有的多种无人机平台使用,例如翼龙、彩虹无人机等,具有很好的工程应用价值。

参考文献

[1] Wick G A, Hock T F, Neiman P J. The NCAR-NOAA global

hawk dropsonde system [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2018, 35(8): 1585-1604.

[2] 姜明, 史静, 姚巍, 等. 多旋翼微型无人机气象探测适用性分析[J]. *气象科技*, 2018, 46(3): 479-484.

[3] 李杨, 马舒庆, 官服顺. 飞机下投探空在台风探测中的应用[J]. *气象科技*, 2016, 44(5): 710-714.

[4] 王荣华, 张鹏锐. 国外无人气象探测飞机的发展和应用[C]//中国无人机大会. 北京: 中国航空学会, 2006.

[5] 马舒庆, 赵志强, 刑毅. VAISALA 探空技术及中国探空技术的发展[J]. *气象科技*, 2005, 33(5): 390-393.

[6] 刘晓琴, 蔡德林, 徐长雷. GPS 探空仪技术研究[J]. *现代电子技术*, 2008(3): 179-181.

[7] 李柏, 李伟. 高空气象探测系统现状分析与未来发展[J]. *中国仪器仪表*, 2009(6): 19-23.

[8] 郭启云, 李峰, 郭凯, 等. 新型 GPS 探空仪与业务 GTS1-2 型探空仪技术改进与对比分析[J]. *气象科技*, 2015, 43(1): 59-64+75.

[9] GJB 289A-1997 数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线[S]. 1997.

[10] GJB 1C-2006 机载悬挂物和悬挂装置接合部位的通用设计准则[S]. 2006.

[11] GJB 1188A-1999 飞机悬挂物电气连接系统接口要求[S]. 1999.

[12] GJB 6755-2009 机载外挂物投放低速风洞试验方法[S]. 2009.

[13] GJB 479-1988 飞机挂舱后的最小地面间隙要求[S]. 1988.

[14] GJB 150A-2009 军用装备实验室环境试验方法[S]. 2009.

Design and Application of Meteorological Detection System Based on UAV

LI Li QIAN Xiaoqiong ZHANG Zhiao TANG Keping YANG Zhiping

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610091)

Abstract: Aiming at enriching the technical means and improving the accuracy of meteorological detection, a new design of a meteorological detection system based on the high-altitude and high-speed UAV (Unmanned Aerial Vehicle) is proposed. The composition, interface and control logic of the system are designed and optimized, in order to realize the high-altitude and long-distance meteorological detection. A spiral structure which greatly increases the number of meteorological task loads is firstly applied, makes a single meteorological payload be able to contain 24 radiosondes. As a typical application of civil-military integration, the engineering products of the meteorological detection system have finished the functional, mechanics and environment tests. The test results show that the system is safe and effective, and the requirements of meteorological detection tasks are satisfied. The interface design of the meteorological detection system follows the principles of generalization and standardization, which is easy to be extended to other existing UAV platforms and has broad application prospects.

Keywords: meteorological detection; civil-military integration; UAV (Unmanned Aerial Vehicle); meteorological payload; spiral structure