

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.02.057

翼伞滑翔比测试系统设计与实验

王成, 姚敏, 曹振远

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106)

摘要: 为了得到翼伞飞行时的飞行参数以及飞行过程中的滑翔比, 设计一套翼伞滑翔比测试系统。该系统主要由传感器、存储器等组件组成, 用于测量和记录翼伞的相关参数。采用微型化设计进行封装, 基于该装置系统进行翼伞的滑翔比测试实验, 并对采集到的实验数据计算分析。实验结果表明: 该系统能够精确地得到翼伞实际飞行轨迹、相对风速大小以及翼伞飞行时的动态滑翔比。

关键词: 翼伞空投; 测试系统; 微型化封装; 飞行轨迹; 滑翔比

中图分类号: TP274 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2025)02-0290-04

Design and Experiment of Parasol Gliding Ratio Test System

WANG Cheng, YAO Min, CAO Zhenyuan

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: A parasol glide ratio test system is designed to obtain the flight parameters and glide ratio during flight. The system, mainly composed of sensors, memory and other components, is applied to measure and record the related parameters of the parasol, and miniaturization design is adopted for packaging. Based on the device system, the parasol glide ratio test experiment is carried out, and the collected experimental data is calculated and analyzed. The experimental results show that the system can accurately obtain the actual flight path, relative wind speed and dynamic glide ratio of the parafoil.

Keywords: parachute airdrop; test system; miniaturized package; flight path; glide ratio

0 引言

在翼伞飞行过程中, 滑翔比^[1-4]是评估翼伞性能和飞行效率的重要参数。滑翔比决定了翼伞在设定高度下能够飞行的最远距离。较高的滑翔比意味着翼伞能够以更少的高度损失飞行更远的距离, 从而提供更大的飞行范围和探索空间; 滑翔比高的翼伞在下降时能够更有效地将潜在能量转化为动能, 从而减缓下降速度。这使得翼伞能够更好地保持高度, 延长飞行时间, 并为飞行员提供更多的机会和灵活性; 同时滑翔比高的翼伞^[5-9]能够更好地利用上升气流, 如热气流、气旋等, 从而实现更长时间的滞空和更大的高度增益, 提高翼伞的续航能力。

本文基于该装置进行了实地的飞行实验, 通过分析飞行数据得到翼伞实际飞行轨迹、相对风速大小以及翼伞飞行时的动态滑翔比。从而给下一步实现翼伞在滑翔比变化的情况下安全归航提供支持。

1 翼伞滑翔比测试系统设计

1.1 总体设计

采集系统设备硬件部分主要由 MCU 模块、电

源管理模块、存储模块和传感器采集模块组成。由于搭载的传感器数量较多, 为了避免飞行过程中或者落地时抖动而发生连接失灵, 在设计时采用集成化思想, 这不仅加强了系统的稳定性, 同时减小了整体的体积。主板为核心电路包括 MCU 处理器电路、电源控制电路以及与传感器之间连接的接口, 集成搭载了各项传感器, 提高了电路的稳定性。测试系统设备组成如图 1 所示。

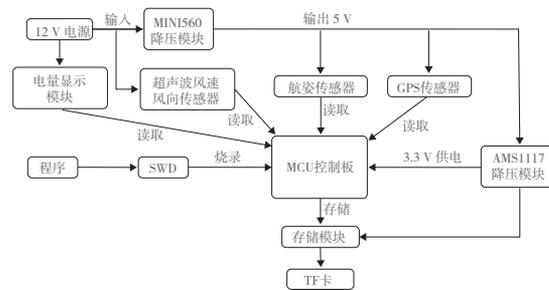


图 1 测试系统设备的结构组成图

1.2 软件设计

数据采集任务优先级设置为 4, 在该任务中, MCU 通过串口中断以及 IIC 总线采集传感器数据, 并完成对传感器数据的解算。

第一作者简介: 王成(1997—), 男, 河南驻马店人, 硕士研究生, 研究方向为降落伞空投等, 13218886590@163.com。

GPS 模块采用 NEMA-0183 数据格式,数据包括定位信息、卫星信息、最小定位信息等。翼伞飞行实验中,定位精度要求高,所以采用 RMC 形式进行解析。接收形式为 \$ GNRMC<1>,<2>,<3>,<4>,<5>,<6>,<7>,<8>,<9>,<10>,<11>,<12>*hh。具体数据信息如表 1 所示。

表 1 GPS 数据信息

项目	内容
<1>	UTC 时间,时分秒格式
<2>	定位状态,A 代表有效,V 代表无效
<3>	纬度(度,分格式)
<4>	纬度半球,N 代表北纬,S 代表南纬
<5>	经度(度,分格式)
<6>	经度半球,E 代表东经,W 代表西经
<7>	地面速率
<8>	航向(偏离正北的角度)
<9>	UTC 日期,年月日格式
<10>	磁偏角
<11>	磁偏角方向
<12>	模式类型,A 为自主定位,D 为差分,E 为估算

姿态传感器通过 IIC 总线完成通信。姿态信息常用的解算方法有方向余弦法、四元数法以及欧拉角公式法。方向余弦法计算量大、实时性差;四元数法直观性较差;欧拉角公式法计算简单,工程应用方便,对 MCU 资源占用小。根据翼伞的模型,假定翼伞系统的角速度为 ω ,则欧拉角 $[\phi, \theta, \Psi]^T$ 可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\theta \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \omega \quad (1)$$

由此便得到了翼伞系统的俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 以及偏航角 Ψ 。主程序流程如图 2 所示。



图 2 主程序流程图

2 微型化封装设计

2.1 设计需求

为了满足可穿戴要求,保证系统的轻便性、安全性和数据采集的准确性,设计了一套滑翔比测试微型化封装装置。在翼伞飞行过程中,试飞员

会在胸前和背后背负一定重量的物品,并且在翼伞飞行时,主要靠试飞员左右下拉操纵伞绳来控制翼伞转弯等过程。因此只需考虑将装置固定在试飞员的头部、腰部、腿部等位置。所以对于封装应从以下几个方面考虑。

1) 主体设计:设计一个紧凑、轻巧的主体,以容纳传感器、电路板和电源等组件;使用轻型材料,如塑料或碳纤维,以确保系统的轻便性。

2) 安全设计:考虑系统的可穿戴性,确保系统的安全性,例如,设计合适的固定装置或带子,以确保设备牢固地固定在试飞员身上,并避免在运动中掉落。

3) 可调节性设计:考虑到不同试飞员的需求,设计可调节的部件,如带子长度、扣紧度或传感器位置,以便试飞员能够根据自身需求进行调整。

4) 环境适应性考虑:考虑系统在不同环境条件下的工作情况,例如高温、低温、湿度等;选择耐用和抗腐蚀材料,以确保系统的可靠性和长期使用性能。

5) 易维护性设计:确保系统的易维护性,方便更换组件或进行维修;提供必要的接口或固定装置,便于打开和关闭主体,并确保内部组件的可访问性。

6) 易操作性:确保试飞员在飞行过程中易操作,并且不影响试飞员操纵翼伞飞行,保证试飞员的安全。

2.2 装置力学系统

将滑翔比测试装置看作一个质点,则在飞行过程中,该装置受到的力有本身重力 W_b 、气动力 F_b 以及腰部对装置的摩擦力 f_b 和支持力 F_a 。受力分析如图 3 所示。

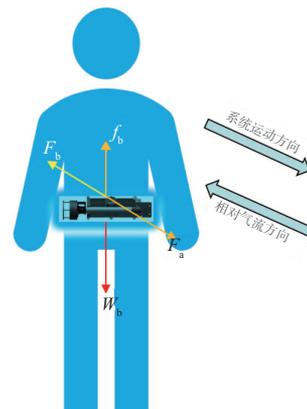


图 3 装置受力分析图

因此,根据牛顿运动定律,腰部力学方程可表

示为

$$ma_c = W_b + F_b \quad (2)$$

式中: m 为装置质量; a_c 为加速度。那么装置总重力大小为 mg 。方向竖直指向大地,将其投影至体坐标系下,得到总重力 W_b 的表达式:

$$W_b = mg \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

气动力 F_b 的表达式如式(4)所示。忽略装置上产生的微小的升力,仅计算所受到的阻力。

$$F_b = -\frac{1}{2}\rho S_b |V_b| C_D^b \begin{bmatrix} V_b(1) \\ V_b(2) \\ V_b(3) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: S_b 为装置截面积; ρ 为大气密度; C_D^b 为装置阻力系数; $V_b(1)$ 、 $V_b(2)$ 、 $V_b(3)$ 分别为装置速度 V_b 在三轴上的分量。

如果将装置设计成较重的头盔固定在头部,可能会对试飞员的颈部造成损伤;而将装置固定于腿部,在打开装置时会影响试飞员操作,增加飞行危险性。在这种情况下,可以考虑将装置设计成固定在腰部位置。微型化结构如图4所示。

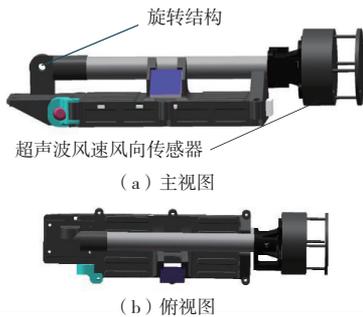


图4 微型化结构图

翼伞在空中飞行时,打开旋转开关,使得超声波风速风向传感器可以采集到准确的风速、风向等信息,并且不影响试飞员操纵翼伞飞行。当飞行结束时,再通过旋转开关使得传感器恢复原来位置。微型化结构实物如图5所示。



图5 微型化结构实物图

3 实验结果分析

3.1 翼伞飞行轨迹

当试飞员跳出飞机时,打开电源开关开始采集飞行数据。通过读取存储的数据,还原翼伞飞行轨迹,如图6所示。

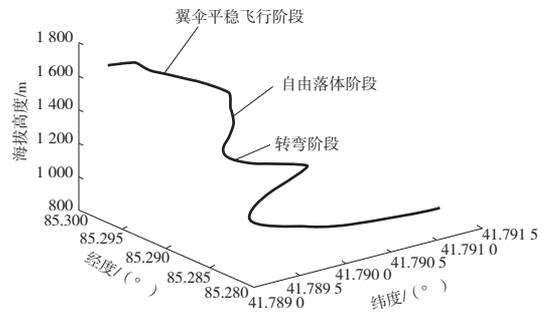


图6 翼伞的飞行轨迹

从图6中可以得到,翼伞试飞员在海拔1600m左右打开翼伞,稳定飞行一段时间后,开始进入转弯阶段,最后落地。翼伞总飞行高度在800m左右。

3.2 翼伞相对风速

超声波风速风向传感器通过测量周围环境中的气流速度和方向,提供风速相关的信息。因此在翼伞飞行过程中,超声波风速风向传感器得到的风速数据是以翼伞的速度和方向为基准进行测量和计算的。所以,超声波风速风向传感器得到的风速数据是相对风速而不是绝对风速。在本次实验中得到的相对风速如图7所示。

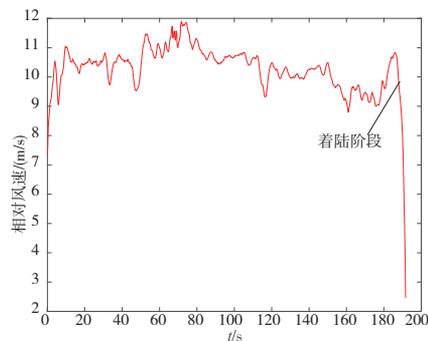


图7 飞行过程中的相对风速

对于着陆阶段,要使翼伞飞行速度接近于0,所以传感器得到的相对风速会迅速下降。整个飞行过程中相对风速平均值为10.3m/s,满足实验要求。

3.3 翼伞滑翔比

滑翔比是指滑翔机或飞机等飞行器在无动力

飞行期间前进距离和高度下降之间的比值,即

$$K = \frac{L}{H} \quad (5)$$

式中: K 表示滑翔比; L 表示前进距离; H 表示高度下降距离。

在时间间隔 Δt 较小的情况下:

$$K = \frac{V_S}{V_H} \quad (6)$$

式中: V_S 是翼伞飞行时的水平速度; V_H 是翼伞飞行时的垂直速度。

通过解析翼伞中的 GPS 数据,可以得到翼伞飞行时的水平速度和垂直速度。根据上述公式可以得到翼伞飞行时的动态滑翔比,如图 8 所示。

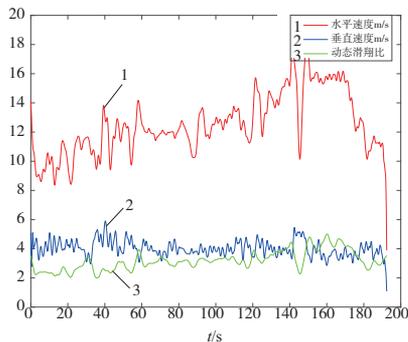


图 8 滑翔比变化图

由图 8 可知,滑翔比在实际飞行过程中是变化的,所以只需要知道翼伞在飞行过程中滑翔比的平均值。

根据 GPS 信息解算出水平速度的平均值为 12.52 m/s ,垂直速度的平均值为 4.02 m/s ;根据上述公式计算滑翔比的平均值为 3.11。

4 结语

1)完成翼伞滑翔比的软硬件设计以及微型化封装。

2)滑翔比测试系统得到翼伞飞行实验的验证,并得到翼伞飞行轨迹及相对风速,为求得翼伞飞行过程中的绝对风速提供支持。

3)通过飞行数据还原翼伞的飞行轨迹,并解析 GPS 数据得到翼伞飞行时的动态滑翔比,得到翼伞滑翔比的平均值。

参考文献:

- [1] 徐则浩,汪鹏生,陆发春. 军事纵横[M]. 合肥:安徽人民出版社,1999.
- [2] 美国联邦航空局. 飞机飞行手册[M]. 陈新河,译. 上海:上海交通大学出版社,2010.
- [3] 余莉. 飞行器救生及个人防护技术[M]. 北京:国防工业出版社,2015.
- [4] 杨华,宋磊,黄俊. 冲压翼伞滑翔性能研究[J]. 飞行力学,2014,32(6):510-513.
- [5] 费景荣,徐道琦. 直升机自转着陆滑翔比的确定[J]. 飞行试验,2001,17(4):4.
- [6] 成婷婷,屈飞舟,张海妮. 小型通用飞机滑翔比试飞方法[J]. 国际航空,2017(9):2.
- [7] 吴光润. 一种具有高滑翔比机身的无人机:CN109573033A[P]. 2019-04-05.
- [8] 李景欣,杨宁,折智强. 一种大滑翔比无人机自动着陆控制方法:CN112433533B[P]. 2023-03-14.
- [9] 何紫阳,赵敏,李宇辉,等. 一种水平风场干扰下的翼伞滑翔比测量方法:CN113086242B[P]. 2022-03-25.

收稿日期:2023-08-10

(上接第 284 页)

- [3] 宋飞科. 数学算法控制下的皮革裁床样片切割路径优化研究[J]. 西部皮革,2022,44(6):7-9.
- [4] 王毅哲. 基于单片机的皮革切割机械控制设计[J]. 中国皮革,2024,53(8):47-51,58.
- [5] 贾海文. 基于计算机图形学算法的皮革切割机控制系统研究[J]. 中国皮革,2024,53(7):46-50.
- [6] 吕松哲. 递推最小二乘法在皮革切割机被控对象辨识中的应用[J]. 中国皮革,2023,52(11):55-58,63.
- [7] 许东伟,黄国静. 数控皮革切割机的样条曲线切割算法研究[J]. 南方农机,2020,51(7):98,102.
- [8] 郑伟迪. 皮革切割机数控系统的研究与开发[D]. 广州:广东工业大学,2020.
- [9] 胡剑锋,岳博,武艳. 双刀头数控皮革切割机控制系统研究[J]. 机电工程技术,2013,42(8):182-184.
- [10] 秦少锋. 基于八轴控制器皮革切割机控制系统研究[J]. 内燃机与配件,2019(9):199-200.
- [11] 吕万德,罗晓曙,张盛明. 基于一种改进逐点比较插补法的激光打标机控制加工算法[J]. 制造技术与机床,2020(2):195-198.
- [12] 吴继春. 曲面数控加工编程轨迹的 NURBS 拟合及插补算法研究[D]. 武汉:华中科技大学,2012.
- [13] 乔磊,王宏甲,杨召彬,等. 基于差分插补原理的平面三次多项式曲线插补[J]. 组合机床与自动化加工技术,2017(7):97-100.
- [14] 范柄尧. 基于差分进化算法的掘进机截割轨迹规划研究[J]. 煤矿机械,2024,45(10):41-43.
- [15] 吴子鸣,赵微雪. 步进电机的 PLC 控制系统设计[J]. 模具制造,2024,24(4):189-191.

收稿日期:2024-09-25