

翼伞测控系统的设计与实验

王松松,赵敏,李宇辉

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘 要:为了能够有效地控制翼伞的飞行状态并获取翼伞飞行时的相关参数,设计一套翼伞空投测控系统,基于该系统进行了实地的空投实验。通过分析空投实验获取的有效数据,得到翼伞的实际飞行轨迹、左右操纵绳的下拉量、操纵绳的受力大小等结果。基于上述实验结果,计算出翼伞的盘旋半径以及实际飞行时的滑降比大小。

关键词:翼伞空投;测控系统;飞行轨迹;盘旋半径;滑降比

中图分类号:V556 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)02-0227-03

Design and Experiment of Parafoil Measurement and Control System

WANG Songsong, ZHAO Min, LI Yuhui

(School of Mechanical Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to control the flight state of parafoil effectively and obtain the relevant parameters of parafoil flight, a set of parafoil airdrop measurement and control system was designed, and field airdrop experiments were carried out based on the system. Through the analysis of the effective data obtained from the airdrop experiments, the actual flight path of the parafoil, the pull-down amount of the left and right control ropes, and the force magnitude of the control ropes were obtained. Based on the experimental results as above, the hovering radius and the actual glide ratio of parafoil were calculated.

Keywords: parachute airdrop; control system; flight path; circling radius; gliding ratio

0 引言

目前广泛使用的翼伞操纵方法是用下拉翼伞两侧的操纵绳来改变其后缘下偏角^[1-3],利用翼伞后缘下偏角的变化改变翼伞的偏航角,从而实现翼伞飞行方向的控制^[4-6]。根据该原理可以设计翼伞控制系统,同时可以在系统中安装各类传感器采集飞行过程中的数据。需要注意的是在翼伞空投测控系统的设计过程中,要充分考虑到系统的着陆抗冲击性、稳定性、操纵效率等问题^[7-8]。

基于翼伞空投系统进行实际空投实验,通过分析实验获取的数据可以得到翼伞的飞行轨迹、操纵绳受力大小等。在这些数据的基础上,可以进一步计算得到翼伞的转弯半径、实际滑翔比等结果,从而给下一步的实现翼伞自主归航提供数据支持。

1 翼伞空投测控系统的设计

1.1 整体设计方案

翼伞空投测控系统主要由地面站和伞载设备两个部分组成。伞载设备悬挂于翼伞下,其中装有伺服电机和各类传感器,用于控制翼伞的飞行并采集翼伞飞行时的数据;地面站主要由工业计算机和电台组成,其用于发送控制指令以及显示翼伞飞行状态。地面站与伞载设备之间通过电台通信,地面站给伞载设备实时发送控制信号,伞

载设备则根据接收到的指令控制电机运转,电机拉动左右操纵绳控制翼伞飞行方向,同时伞载设备还会将采集到的数据实时传输回地面站。系统整体结构如图1所示。

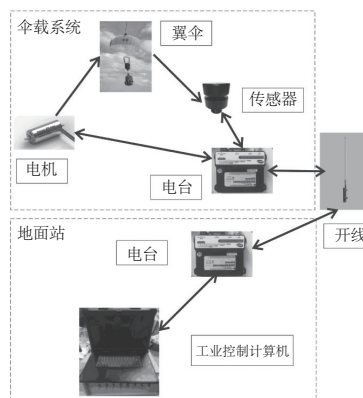


图1 系统整体结构

1.2 伞载设备的优化设计

伞载设备由图2中的电气箱与底架组成,最上方为降落伞伞包,设备被扔出机舱后伞包自动打开;电气箱中安装核心元器件;最下方的底架则起到着陆缓冲的作用,减小系统着陆时电气箱内部核心元器件受到的冲击力。为了提高系统的抗冲击能力,核心元器件均通过缓冲弹簧安装于电气箱内部,并且在电气箱与底架之间也安装了避震弹簧。

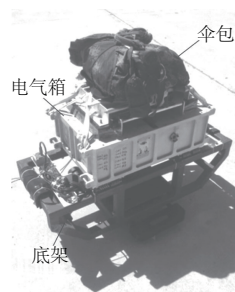


图2 伞载设备照片

2 翼伞控制方案的设计

翼伞的控制方案设计中,控制量的大小尤为重要。为了操纵的方便性同时又能有效地起到控制作用,控制量一共分为大小两档,每个档位的操纵绳下拉量可由舵机模型计算得到。实验中使用的翼伞大致展长为 8 m、弦长为 3 m、伞体相对厚度为 0.2 m,将其代入舵机模型中可以得到操纵绳下拉长度与翼伞后缘下偏角之间的关系,舵机模型公式如下:

$$L = \pi d \frac{A}{360}$$

$$\theta_c = \arctan \left[\frac{y \frac{L}{R}}{c_{\alpha-y} \left(1 - \frac{L}{R} \right)} \right]$$

式中: $c_{\alpha-y} = \sqrt{R^2 - \frac{b^2}{4}}$; L 为操纵绳下拉量, m; d 为伞体相对厚度, m; A 为翼伞的伞体面积, m^2 ; y 为操纵绳的垂直分量, m; R 为操纵绳的全长, m; θ_c 为舵盘转动的角度, rad; b 为翼伞的展长, m。

根据上式计算结果,同时考虑到翼伞操纵绳的最大下拉量为 0.9 m,并且单侧下拉量过小时起不到改变翼伞后缘下偏角大小的作用等因素,最后设计出如表 1 所示的操纵绳下拉量表。

表1 操纵绳下拉量 单位:m

工况	左侧下拉量	右侧下拉量
直行	0	0
左大转弯	0.9	0.3
左小转弯	0.5	0.3
右大转弯	0.3	0.9
右小转弯	0.3	0.5
雀降	0.9	0.9

3 空投实验结果分析

3.1 翼伞飞行轨迹

实验过程主要是将翼伞从飞机上抛出后让其平稳飞行一段时间,之后发出控制指令操纵其转弯并盘旋削高。通过解析伞载设备中记录的 GPS 信息可以还原整个飞行过程,得到的飞行轨迹如图 3 所示。

从图 3 中可以看出,飞行高度为 500 m 左右时,翼伞被抛出飞机舱门,抛出后翼伞平稳飞行,飞行一段时间后

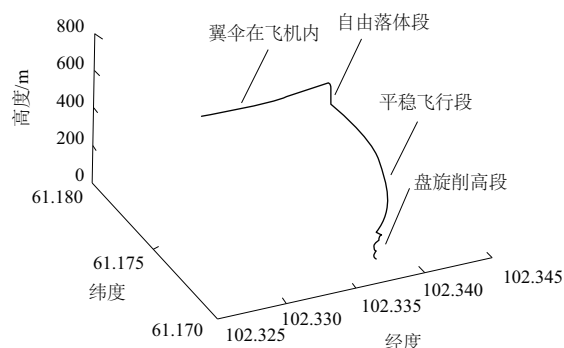


图3 翼伞三维飞行轨迹图

接收到转弯的控制指令便开始盘旋削高。因而整个飞行过程大体分为 3 段,分别为自由落体段、平稳飞行段和盘旋削高段,解析得到的轨迹与实验中翼伞的实际飞行过程完全对应。

3.2 翼伞飞行控制量

整个实验过程中的控制量如图 4 所示。从图中可以看出,在采样点为 2 500 左右时,由于采样频率为 50 Hz,也就是翼伞飞行约为 50 s 之后翼伞开始转弯,左操纵绳下拉至 0.9 m,右操纵绳下拉至 0.3 m,整个盘旋削高过程中左右操纵绳一直保持该下拉量,直到翼伞落地之后收回。

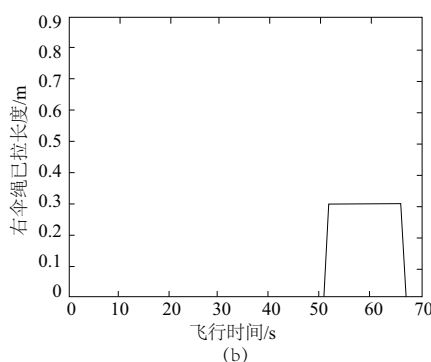
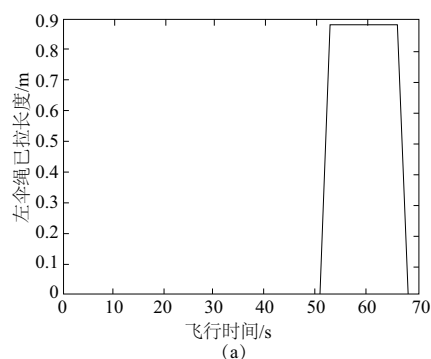


图4 伞绳操纵量曲线图

电机的输出力与电流成正比,因此利用电机的实时电流大小与电机的标称转矩可以计算得到电机的输出力大小,其计算公式如下:

$$F = \frac{ITK}{6\ 290R}$$

式中: I 为电机中的实时电流, A; T 为电机标称转矩, Nm;

K 为电机减速比; R 为输出轴半径, m; F 为电机实时输出力的大小, N。

在利用上式计算操纵力时要注意电机输出轴半径为一个变化量, 随着电机输出轴的转动, 其上伞绳的缠绕长度增加, 实际的输出轴半径也随着增大。因此, 为了准确计算电机的输出力, 程序中采用了查表法获取输出轴半径大小, 即根据电机输出轴所转圈数查找对应的实际半径大小, 具体的输出轴半径如表 2 所示。

表 2 电机输出轴实际半径 单位: m

参数名称	值
第 1 圈半径	0.053
第 2 圈半径	0.057
第 3 圈半径	0.062
第 4 圈半径	0.068
第 5 圈半径	0.075

根据上述计算过程可以得到如图 5 所示的翼伞左右操纵绳受力曲线图。

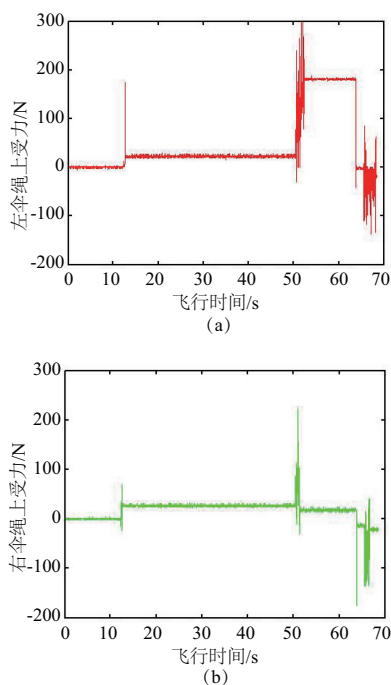


图 5 操纵绳受力曲线图

3.3 翼伞盘旋半径

伞载设备中记录了翼伞飞行的 GPS 信息, 因而在计算盘旋半径时需要将 GPS 位置信息转换为距离信息, 两点之间的经纬度差与其距离之间的转换公式如下:

$$D = \arccos(\sin(L_{at1})\sin(L_{at2}) + \cos(L_{at1})\cos(L_{at2})\cos(L_{on1}-L_{on2}))R$$

式中: (L_{on1}, L_{at1}) 和 (L_{on2}, L_{at2}) 分别为两个点的经、纬度坐标; R 为地球平均半径, km; D 为两点之间的距离, km。

翼伞的实际盘旋轨迹如图 6 所示。从图中可以看出, 整个盘旋过程中翼伞一共旋转了 2 圈, 并基于上述距离计算公式可得第 1 圈的半径约为 8.9 m, 第 2 圈的转弯半径

约为 5.5 m, 对应的伞绳操纵量为左伞绳下拉 0.9 m, 右伞绳下拉 0.3 m。

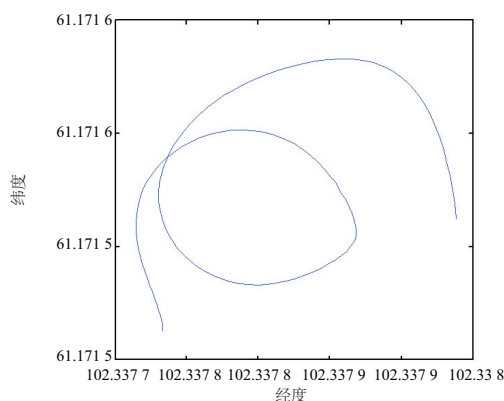


图 6 翼伞盘旋段轨迹二维投影图

3.4 翼伞滑降比

基于上述实验数据还可以分析得翼伞在平稳飞行时的飞行距离约为 256.6 m, 在该飞行距离下翼伞下降了约 168.7 m, 根据下式可计算得到翼伞的实际滑降比大小约为 1.5。

$$K = \frac{L}{H}$$

式中: L 为翼伞水平飞行距离, m; H 为对应的下降高度, m。

4 结语

本文主要完成的工作如下:

- 1) 设计了一套翼伞空投测控系统, 其可以同时实现翼伞的飞行控制与飞行数据的采集;
- 2) 通过实验得到了翼伞实际的飞行轨迹、飞行过程中操纵绳的控制量以及受力大小, 并计算出了具体的翼伞盘旋半径以及实际滑翔比。

参考文献:

- [1] 朱虹, 孙青林, 郭婉楠, 等. 伞翼无人机精确建模与控制[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 79-91.
- [2] 胡文治, 陈建平, 张红英, 等. 翼伞空投系统的动力学建模与飞行控制仿真[J]. 航空计算技术, 2017, 47(3): 70-73, 79.
- [3] 高海涛, 朱二琳, 孙青林. 翼伞系统双侧差量控制运动姿态研究[J]. 南开大学学报(自然科学版), 2016, 49(1): 30-34.
- [4] 张志祥, 付永领, 王铭康. 试伞机器人自动控制研究[J]. 航空精密制造技术, 2019, 55(1): 24-28.
- [5] 陶金, 孙青林, 陈增强, 等. 基于 LADRC 的翼伞系统轨迹跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(3): 510-516.
- [6] 滕海山, 汤国建, 刘涛, 等. 翼伞系统线目标归航方法[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(3): 1-6.
- [7] STRICKERT G. Study on the relative motion of parafoil-load-systems[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(6): 479-488.
- [8] 孙青林, 陈赛, 孙昊, 等. 复杂扰动下的动力翼伞轨迹跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(7): 1319-1326.

收稿日期: 2020-02-28