



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110412311 A  
(43)申请公布日 2019. 11. 05

(21)申请号 201910649031.2

(22)申请日 2019.07.18

(71)申请人 南京航空航天大学  
地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街  
29号

(72)发明人 李宇辉 赵敏 陈皓 姚敏  
王松松 郭瑞鹏

(74)专利代理机构 南京经纬专利商标代理有限公司 32200  
代理人 施昊

(51) Int. Cl.  
G01P 3/64(2006.01)  
G01P 5/00(2006.01)  
G01P 13/02(2006.01)  
G01P 13/04(2006.01)

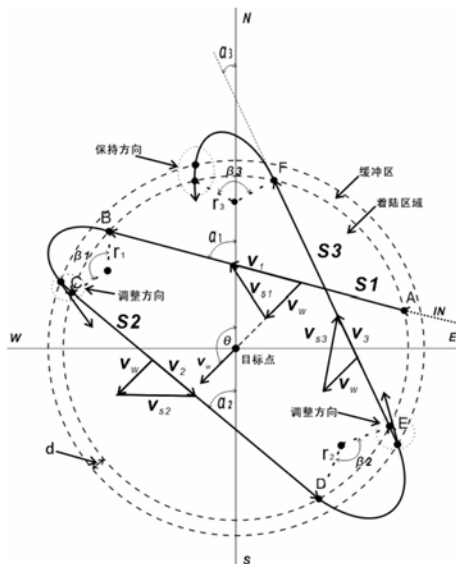
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法

(57)摘要

本发明公开了一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,当翼伞投下后,控制翼伞转过一个圆弧,使得翼伞朝着着陆区域,然后控制翼伞沿直线飞向着陆区域,翼伞进入着陆区域上空之后,完全放开操纵绳,让翼伞仅在风、自身重力以及气动力作用下滑翔,当翼伞穿出着陆区域上空的边界时,控制翼伞转弯,使之重新进入着陆区域上空,然后再次放开操纵绳,让翼伞自由滑翔,如此重复,使得翼伞连续三次穿越着陆区域上空,测量翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离、时长以及方向角,并据此得到翼伞滑翔的水平速度以及着陆区域上空的风速和风向。本发明避免了风速风向传感器受到外界环境因素影响大,测量信号中噪声含量高且难以剔除的问题。



CN 110412311 A

1. 一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:在翼伞上安装控制系统和测试系统,控制系统对翼伞操纵绳进行控制,测试系统中设有定位装置;当翼伞投下之后,控制系统控制翼伞转过一个圆弧 $\widehat{L}$ ,使得翼伞朝着陆区域,然后控制翼伞沿直线飞向着陆区域,翼伞进入着陆区域上空之后,完全放开操纵绳,让翼伞仅在风、自身重力以及气动力作用下滑翔,当翼伞穿出着陆区域上空的边界时,控制系统控制翼伞转弯,使之重新进入着陆区域上空,然后再次放开操纵绳,让翼伞自由滑翔,如此重复,使得翼伞连续三次穿越着陆区域上空,测试系统测量翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离、时长以及方向角,并据此得到翼伞滑翔的水平速度以及着陆区域上空的风速和风向。

2. 根据权利要求1所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:所述着陆区域为以着陆目标点为圆心、以R为半径的圆形区域。

3. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:根据翼伞坐标与目标着陆点坐标的水平距离s来确定翼伞是否处于着陆区域上空的边界:

当 $s=R$ ,则说明翼伞处于着陆区域上空的边界;

对比前后两个时刻,若s是从大于R变为小于R,则说明翼伞是进入着陆区域上空,若s是从小于R变为大于R,则说明翼伞为穿出着陆区域上空。

4. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:翼伞在转过圆弧 $\widehat{L}$ 后的直线轨迹与着陆目标点的距离在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 区间范围内。

5. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:翼伞的空投高度h满足以下要求:

$$h > H$$

其中,H为本测量方法所需要的最大高度裕量:

$$H = S_L / K_L + S_r / K(r)$$

其中, $S_L$ 为整个过程中翼伞经过的最大直线轨迹总长度, $S_L = 6R + L$ ,L为翼伞在转过圆弧 $\widehat{L}$ 后的直线轨迹长度, $K_L$ 为翼伞直线过程的滑翔比; $S_r$ 为整个过程中翼伞转弯过程轨迹的总长度, $S_r = \sum_{i=0}^3 r_i \cdot \beta_i$ , $r_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的半径, $\beta_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的圆心角, $r_1, r_2, r_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹半径, $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹圆心角, $K(r)$ 为翼伞转弯过程的滑翔比, $K(r)$ 为翼伞转弯半径r的函数。

6. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:着陆区域的半径满足如下要求:

$$R > 5r_{\min}$$

其中, $r_{\min}$ 为翼伞的最小转弯半径。

7. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:在翼伞每次穿出着陆区域上空的时刻,判断着陆目标点和前一时刻翼伞在着陆区域内自由滑翔的直线轨迹的相对位置,若着陆目标点在直线轨迹偏左方向,则控制系统控制翼伞左转弯后再次进入着陆区域上空,若着陆目标点在直线轨迹的偏右方向,则控制系统控

制翼伞右转弯后再次进入着陆区域上空。

8. 根据权利要求2所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:沿着着陆区域外围设置缓冲区,当翼伞经过转弯进入缓冲区时,判断翼伞速度方向,若速度方向所在直线与着陆目标点的距离在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 之内,则保持该速度方向不变,使翼伞以该速度方向进入着陆区域上空,若速度方向不在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 内,则在缓冲区内再次控制翼伞转弯,对其速度方向进行调整,直到满足速度方向所在直线与着陆目标点的距离在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 之内为止。

9. 根据权利要求1-8中任意一项所述翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,其特征在于:根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离 $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$ 和时长 $t_1$ 、 $t_2$ 、 $t_3$ ,计算翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的速度 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ ;根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的方向角 $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 、 $\alpha_3$ 以及 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ ,联立方程组:

$$\cos(\theta - \alpha_1) = (V_1^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_1V_w)$$

$$\cos(\theta - \alpha_2) = (V_2^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_2V_w)$$

$$\cos(\theta - \alpha_3) = (V_3^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_3V_w)$$

其中, $\theta$ 为着陆区域上空风向, $V_w$ 为着陆区域上空风速, $V_s$ 为翼伞滑翔的水平速度;通过求解上述方程组,得到 $\theta$ 、 $V_w$ 和 $V_s$ 的值。

## 一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于翼伞研发测试领域,特别涉及了一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法。

### 背景技术

[0002] 在新型翼伞研发测试领域,通过在翼伞上安装测试系统来测试翼伞飞行过程的数据,安装控制系统用来操纵翼伞伞绳从而控制翼伞飞行。在新型翼伞飞行测试过程中,风速和风向对翼伞飞行状态影响较大。风速、风向影响翼伞的飞行轨迹,在翼伞着陆的时刻,需要根据风向控制翼伞迎风对准,因此,对于新型翼伞测试来说,准确获知翼伞精确空投着陆区域风速、风向就显得尤为重要。同时,翼伞滑降水平速度也是翼伞的一个重要参数,翼伞滑降过程其速度可分解为水平方向的滑降水平速度及垂直下落速度。滑降水平速度对翼伞的飞行控制研究具有极为重要的参考价值。

[0003] 传统的对于风向、风速的测量方法主要是借助于集成在伞载系统中的风速风向传感器进行测量。但在实际试验过程中发现,伞载系统对气流影响较大,导致风速风向传感器难以测量得到实际的风速及风向,且传感器信号中存在大量的噪声,难以剔除。此外,对于翼伞自身水平滑翔速度,目前还没有较好的方法进行测量。

### 发明内容

[0004] 为了解决上述背景技术提到的技术问题,本发明提出了一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法。

[0005] 为了实现上述技术目的,本发明的技术方案为:

[0006] 一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,在翼伞上安装控制系统和测试系统,控制系统对翼伞操纵绳进行控制,测试系统中设有定位装置;当翼伞投下之后,控制系统控制翼伞转过一个圆弧 $\hat{L}$ ,使得翼伞朝着着陆区域,然后控制翼伞沿直线飞向着陆区域,翼伞进入着陆区域上空之后,完全放开操纵绳,让翼伞仅在风、自身重力以及气动力作用下滑翔,当翼伞穿出着陆区域上空的边界时,控制系统控制翼伞转弯,使之重新进入着陆区域上空,然后再次放开操纵绳,让翼伞自由滑翔,如此重复,使得翼伞连续三次穿越着陆区域上空,测试系统测量翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离、时长以及方向角,并据此得到翼伞滑翔的水平速度以及着陆区域上空的风速和风向。

[0007] 进一步地,所述着陆区域为以着陆目标点为圆心、以R为半径的圆形区域。

[0008] 进一步地,根据翼伞坐标与目标着陆点坐标的水平距离s来确定翼伞是否处于着陆区域上空的边界:

[0009] 当 $s=R$ ,则说明翼伞处于着陆区域上空的边界;

[0010] 对比前后两个时刻,若s是从大于R变为小于R,则说明翼伞是进入着陆区域上空,若s是从小于R变为大于R,则说明翼伞为穿出着陆区域上空。

[0011] 进一步地,翼伞在转过圆弧 $\widehat{L}$ 后的直线轨迹与着陆目标点的距离在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 区间范围内。

[0012] 进一步地,翼伞的空投高度 $h$ 满足以下要求:

[0013]  $h > H$

[0014] 其中, $H$ 为本测量方法所需要的最大高度裕量:

[0015]  $H = S_L / K_L + S_r / K(r)$

[0016] 其中, $S_L$ 为整个过程中翼伞经过的最大直线轨迹总长度, $S_L = 6R + L$ , $L$ 为翼伞在转过圆弧 $\widehat{L}$ 后的直线轨迹长度, $K_L$ 为翼伞直线过程的滑翔比; $S_r$ 为整个过程中翼伞转弯过程轨迹

的总长度, $S_r = \sum_{i=0}^3 r_i \cdot \beta_i$ , $r_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的半径, $\beta_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的圆心角, $r_1, r_2, r_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹半径, $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹圆心角, $K(r)$ 为翼伞转弯过程的滑翔比, $K(r)$ 为翼伞转弯半径 $r$ 的函数。

[0017] 进一步地,着陆区域的半径满足如下要求:

[0018]  $R > 5r_{\min}$

[0019] 其中, $r_{\min}$ 为翼伞的最小转弯半径。

[0020] 进一步地,在翼伞每次穿出着陆区域上空的时刻,判断着陆目标点和前一时刻翼伞在着陆区域内自由滑翔的直线轨迹的相对位置,若着陆目标点在直线轨迹偏左方向,则控制系统控制翼伞左转弯后再次进入着陆区域上空,若着陆目标点在直线轨迹的偏右方向,则控制系统控制翼伞右转弯后再次进入着陆区域上空。

[0021] 进一步地,沿着着陆区域外围设置缓冲区,当翼伞经过转弯进入缓冲区时,判断翼伞速度方向,若速度方向所在直线与着陆目标点的距离在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 之内,则保持该速度方

向不变,使翼伞以该速度方向进入着陆区域上空,若速度方向不在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 内,则在缓冲区内再次控制翼伞转弯,对其速度方向进行调整,直到满足速度方向所在直线与着陆目标点的距离在范围 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 之内为止。

[0022] 进一步地,根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离 $S_1, S_2, S_3$ 和时长 $t_1, t_2, t_3$ ,计算翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的速度 $V_1, V_2, V_3$ ;根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的方向角 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ 以及 $V_1, V_2, V_3$ ,联立方程组:

[0023]  $\text{Cos}(\theta - \alpha_1) = (V_1^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_1V_w)$

[0024]  $\text{Cos}(\theta - \alpha_2) = (V_2^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_2V_w)$

[0025]  $\text{Cos}(\theta - \alpha_3) = (V_3^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_3V_w)$

[0026] 其中, $\theta$ 为着陆区域上空风向, $V_w$ 为着陆区域上空风速, $V_s$ 为翼伞滑翔的水平速度;

[0027] 通过求解上述方程组,得到 $\theta, V_w$ 和 $V_s$ 的值。

[0028] 采用上述技术方案带来的有益效果:

[0029] 本发明不存在噪声干扰太大难以剔除的问题,也可以有效解决风速风向传感器受到干扰而造成着陆区域风速风向测量不准的问题,同时也提供了一种能够测量翼伞自身滑翔水平速度的方法。本发明为翼伞空投归航过程中的控制及最后着陆阶段的迎风对准、雀降等动作的完成提供了重要参考。

### 附图说明

[0030] 图1是本发明中翼伞第一次进入着陆区域上空之前的飞行轨迹示意图;

[0031] 图2是本发明测量方法的原理示意图。

### 具体实施方式

[0032] 以下将结合附图,对本发明的技术方案进行详细说明。

[0033] 本发明设计了一种翼伞水平速度及空投着陆区域风速风向的测量方法,在翼伞上安装控制系统和测试系统,控制系统对翼伞操纵绳进行控制,测试系统中设有定位装置(例如GPS装置);当翼伞投下之后,控制系统控制翼伞转过一个圆弧 $\widehat{L}$ ,使得翼伞朝着着陆区域,然后控制翼伞沿直线飞向着陆区域,翼伞进入着陆区域上空之后,完全放开操纵绳,让翼伞仅在风、自身重力以及气动力作用下滑翔,当翼伞穿出着陆区域上空的边界时,控制系统控制翼伞转弯,使之重新进入着陆区域上空,然后再次放开操纵绳,让翼伞自由滑翔,如此重复,使得翼伞连续三次穿越着陆区域上空,测试系统测量翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离、时长以及方向角,并据此得到翼伞滑翔的水平速度以及着陆区域上空的风速和风向。

[0034] 翼伞在飞行过程中所受到的干扰主要是来自于风。自然界中风场的构成主要有基本风、阵风、渐变风以及随机风。因此翼伞在归航过程中的风为上述几种风场的叠加。基本风其速度和方向恒定,阵风反映了在某个极短时间内风速的突变,渐变风反应风速在二维空间域内的渐变性,随机风反映风速变化的随机性。在研究中发现,阵风、渐变风和随机风对翼伞飞行轨迹的影响较小,可忽略不计,对翼伞飞行轨迹影响最大的是基本风。因此在此方法中做出以下假设:

[0035] (1) 目标空域风速风向在较长时间内恒定不变,即只含有风速和风向为常值的基本风;

[0036] (2) 翼伞理想滑降水平速度方向任意,但值不变。

[0037] 着陆区域是以着陆目标点为圆心、以R为半径的圆形区域。测试系统上的定位装置可以采用GPS装置,GPS受环境因素影响极小,计时也仅与GPS定位有关。GPS分辨率要达到2.5m以上,每秒可传输10个位置信息数据。

[0038] 本发明的一种优选方案如下:

[0039] 根据翼伞坐标与目标着陆点坐标的水平距离s来确定翼伞是否处于着陆区域上空的边界:

[0040] 当 $s=R$ ,则说明翼伞处于着陆区域上空的边界;

[0041] 对比前后两个时刻,若s是从大于R变为小于R,则说明翼伞是进入着陆区域上空,若s是从小于R变为大于R,则说明翼伞为穿出着陆区域上空。

[0042] 本发明的一种优选方案如下:

[0043] 为了确保翼伞可以进入着陆区域,则接近着陆区域的直线飞行轨迹应该处于转弯结束时刻所在点与目标着陆区域的两条切线所构成的角度范围内。由于GPS的分辨率有限,为了减小误差,同时也为了使得翼伞不至于因为速度过快而迅速冲出着陆区域,则接近着陆区域段的直线轨迹与着陆目标点的距离应该进一步保持在一个较小范围内,这个距离选

择在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 范围之内。

[0044] 本发明的一种优选方案如下:

[0045] 翼伞的空投高度 $h$ 满足以下要求:

[0046]  $h > H$

[0047] 其中, $H$ 为本测量方法所需要的最大高度裕量:

[0048]  $H = S_L / K_L + S_r / K(r)$

[0049] 其中, $S_L$ 为整个过程中翼伞经过的最大直线轨迹总长度, $S_L = 6R + L$ , $L$ 为翼伞在转过圆弧 $\widehat{L}$ 后的直线轨迹长度, $K_L$ 为翼伞直线过程的滑翔比; $S_r$ 为整个过程中翼伞转弯过程轨迹

的总长度, $S_r = \sum_{i=0}^3 r_i \cdot \beta_i$ , $r_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的半径, $\beta_0$ 为圆弧 $\widehat{L}$ 的圆心角, $r_1, r_2, r_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹半径, $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 为连续三次穿出着陆区域上空后进行转弯的轨迹圆心角, $K(r)$ 为翼伞转弯过程的滑翔比。

[0050] 翼伞滑翔比定义为翼伞在滑翔过程中水平前进的距离与竖直方向下降的高度之比。转弯过程中由于对翼伞进行了操控,单侧下拉改变了翼伞外形,导致翼伞滑翔比发生改变,单侧下拉量是翼伞转弯半径的函数,则转弯过程中滑翔比为转弯半径的函数。

[0051] 从上述可以看出,空投高度 $h$ 与着陆区域的半径 $R$ 满足以下条件:

[0052]  $h > 6R + L + \sum_{i=0}^3 r_i \cdot \beta_i$

[0053] 除此之外,为了保证测量精度,也为了使得翼伞在控制下容易进入着陆区域, $R$ 的选取不宜过小:

[0054]  $R > 5r_{\min}$

[0055]  $r_{\min}$ 为翼伞的最小转弯半径。

[0056] 本发明的一种优选方案如下:

[0057] 在翼伞每次穿出着陆区域上空的时刻,判断着陆目标点和前一时刻翼伞在着陆区域内自由滑翔的直线轨迹的相对位置,若着陆目标点在直线轨迹偏左方向,则控制系统控制翼伞左转弯后再次进入着陆区域上空,若着陆目标点在直线轨迹的偏右方向,则控制系统控制翼伞右转弯后再次进入着陆区域上空。这样操作的目的是尽量使得翼伞在着陆区域中的滑翔轨迹靠近目标点即着陆区域圆心位置,如此可以使得翼伞在着陆区域中的滑翔轨迹尽可能长,有助于提高测量精度。

[0058] 同时,翼伞转弯半径应该尽可能小,这样可以使得翼伞能够尽快重新进入着陆区域,翼伞具有最小转弯半径的限制,因此在进行转弯操作时,尽可能选择采取接近于最小转弯半径 $r_{\min}$ 的转弯操作。若转弯半径选区过大,风的影响会持续累积,可能会导致翼伞位置偏移较大,难以再次进入着陆区域。

[0059] 本发明的一种优选方案如下：

[0060] 在着陆区域外围设计一个环形缓冲区。缓冲区的宽度d取值等于翼伞最小转弯半径 $r_{\min}$ 。缓冲区的作用主要有两个，一是在判断翼伞飞出着陆区域和翼伞开始做出转弯动作之间存在延时，此时在一个小的时间段内翼伞仍沿着直线飞行。之后再响应施加的控制，进行转弯。二是由于风的干扰，翼伞在经过转弯重新进入着陆区域的时候，其合速度方向可能偏离目标点较远，此时若任由翼伞以当前速度在着陆区域内自由滑翔，则会导致翼伞在着陆区域内飞行距离较短，从而导致测量精度降低，因此通过设置缓冲区，当翼伞经过转弯进入缓冲区的时候，判断翼伞速度方向，若速度方向所在直线与目标点的距离在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 范围

之内，则保持该速度方向不变，使翼伞以该速度方向进入着陆区域，若速度方向不在上述范围内，则在缓冲区内再次控制翼伞转弯，对其速度方向进行调整，直到满足速度方向所在直线与目标点的距离在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 范围之内为止。从而使得翼伞在进入着陆区域时的速度方向不至于偏离目标点太远。

[0061] 进一步地，根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的距离 $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$ 和时长 $t_1$ 、 $t_2$ 、 $t_3$ ，计算翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的速度 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ 。

[0062]  $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ 为风速 $V_w$ 和翼伞滑降水平速度 $V_s$ 的矢量和，即：

$$[0063] \quad \vec{V}_1 = \vec{V}_w + \vec{V}_{S1}$$

$$[0064] \quad \vec{V}_2 = \vec{V}_w + \vec{V}_{S2}$$

$$[0065] \quad \vec{V}_3 = \vec{V}_w + \vec{V}_{S3}$$

[0066] 其中， $|\vec{V}_{S1}| = |\vec{V}_{S2}| = |\vec{V}_{S3}| = V_s$ 。

[0067]  $\theta$ 为着陆区域上空风向，根据测量到的翼伞在着陆区域上空3段自由滑翔的方向角 $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 、 $\alpha_3$ 以及 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ ，根据几何关系和余弦公式联立方程组：

$$[0068] \quad \cos(\theta - \alpha_1) = (V_1^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_1V_w)$$

$$[0069] \quad \cos(\theta - \alpha_2) = (V_2^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_2V_w)$$

$$[0070] \quad \cos(\theta - \alpha_3) = (V_3^2 + V_w^2 - V_s^2) / (2V_3V_w)$$

[0071] 过求解上述方程组，得到 $\theta$ 、 $V_w$ 和 $V_s$ 的值。

[0072] 如图1所示，翼伞在O点投下，转过一个圆心角为 $\beta_0$ ，半径为 $r_0$ 的圆弧，到达P点，之后沿着 $\overline{PA}$ 方向直线飞行，接近目标空域，由A点进入目标空域，P点和A点之间距离为L， $\overline{PA}$ 方向在以P点为顶，以两条距离目标点 $1/2R$ 的射线所构成的角度范围内。

[0073] 在到达A点后，如图2所示，进入目标空域之后不进行任何操作，使得翼伞自由滑翔，穿越目标空域，从B点穿出，A点与B点之间的直线距离记为 $S_1$ 。之后控制翼伞转过半径为 $r_1$ ，圆心角为 $\beta_1$ 的圆弧，进入缓冲区域，判断翼伞此时运动方向与目标点之间直线距离与 $1/2R$ 之间的关系，若该距离小于 $1/2R$ ，则在缓冲区对速度方向进行调整，直到运动方向与目标点之间直线距离小于 $1/2R$ 为止，否则保持当前速度。之后翼伞从C点再次进入目标空域。再次让翼伞在没有任何控制的情况下自由滑翔，到达D点穿出目标空域。CD段距离为 $S_2$ ，之后



再次控制翼伞转过半径为 $r_2$ , 圆心角为 $\beta_2$ 的圆弧, 进入缓冲区域时再次对速度方向进行判断, 并作相应处理。之后翼伞从E点第三次进入着陆区域, 仍然在不施加任何控制的情况下让翼伞在目标空域内滑翔, 最后到达F点, EF段距离为 $S_3$ 。最后控制翼伞转过半径为 $r_3$ , 圆心角为 $\beta_3$ 的圆弧, 在着陆区域内进行和前两次同样的步骤。最后, 翼伞再一次进入着陆区域, 进行后续着陆控制。由于缓冲区的加入, 对翼伞速度方向进行了调整, 可以使得翼伞在着陆

区域内滑翔的轨迹和目标点的距离保持在 $\left[0, \frac{1}{2}R\right]$ 内, 使得翼伞在目标空域内穿越的距离保持在较长距离, 从而有助于提高测量精度。

[0074]  $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$ 的大小及其各自方向角 $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 、 $\alpha_3$ 通过伞载系统所携带的GPS计算得到, 同时记录 $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$ 段所经过的时间, 进而可以确定各段的和速度 $V_1$ 、 $V_2$ 、 $V_3$ 。根据几何关系, 借助余弦定理可得公式联立求解, 即可得到风速、风向以及滑翔水平速度。

[0075] 实施例仅为说明本发明的技术思想, 不能以此限定本发明的保护范围, 凡是按照本发明提出的技术思想, 在技术方案基础上所做的任何改动, 均落入本发明保护范围之内。

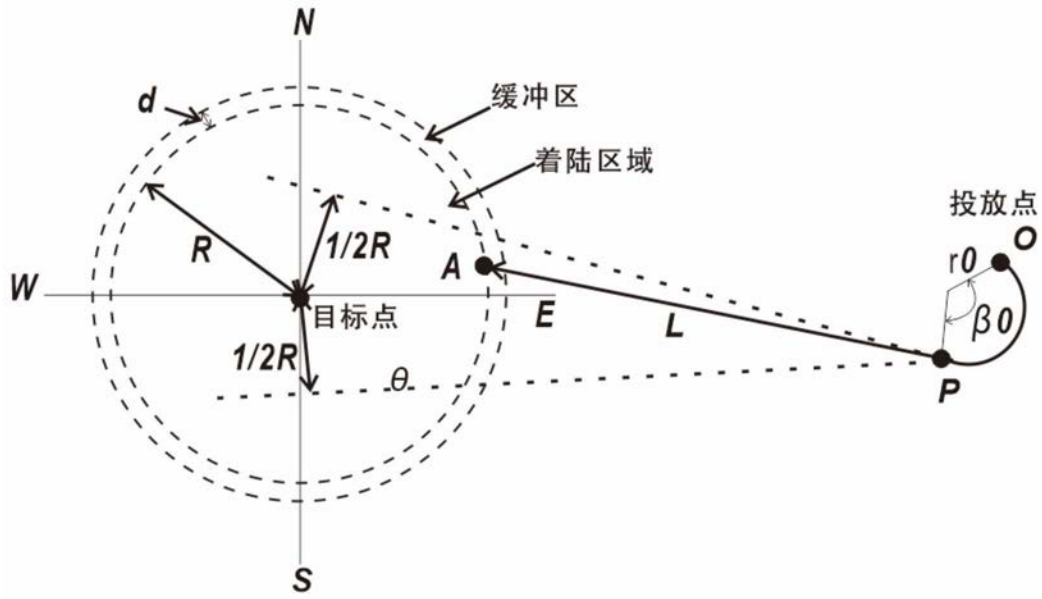


图1

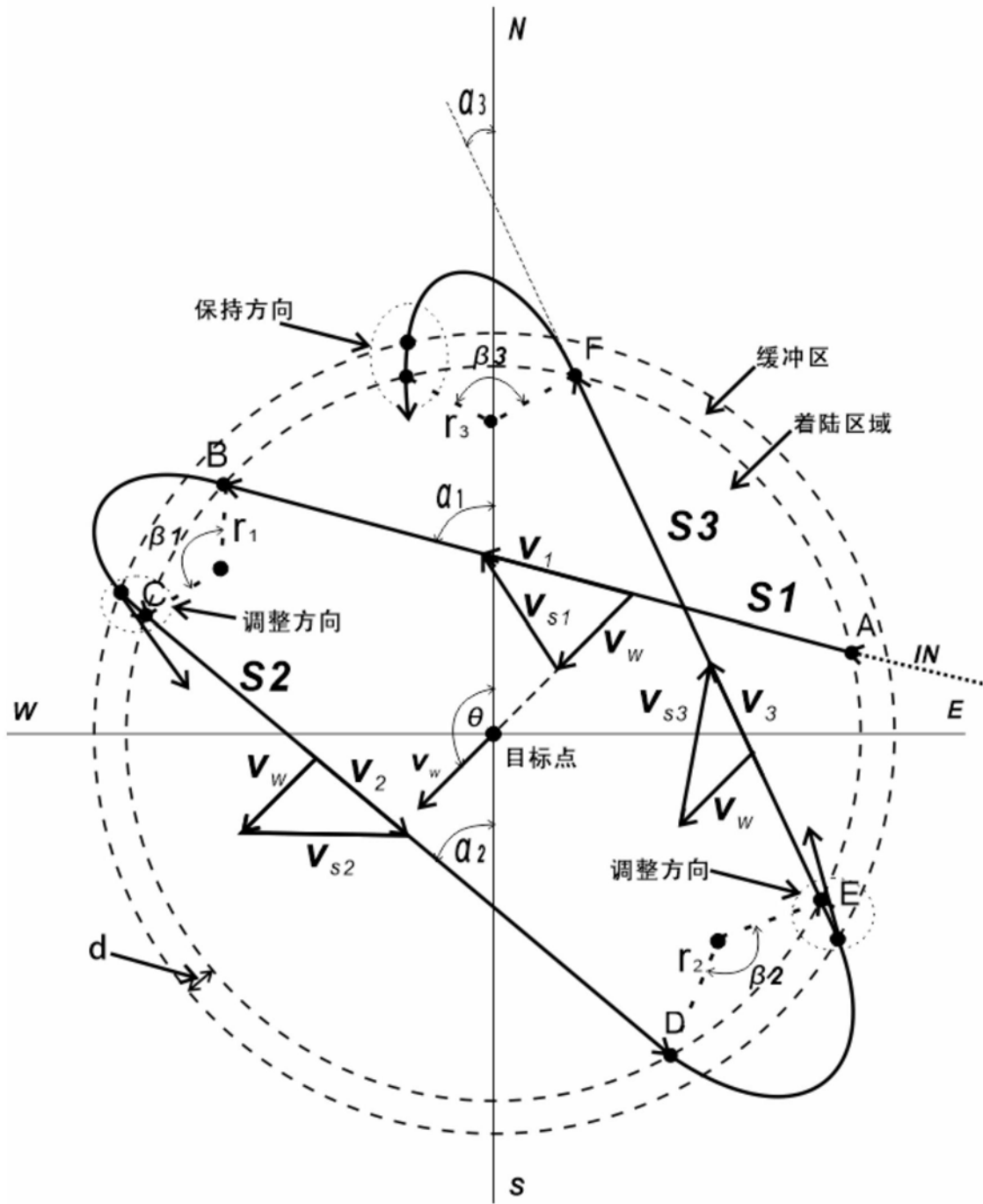


图2