



孙 骅

# 基于 GPS 与 AHRS 的四轴飞行器悬停算法研究

孙 骅

(广州大学 机电工程学院, 广东 510006)

**摘 要:**通过对国外四轴飞行器控制系统设计思路的研究及其存在问题的分析,就飞行器控制系统悬停部分的算法进行了研究与探索,并对该系统的设计做了总结与展望。其中电子航向系统(AHRS)与全球卫星定位系统(GPS)为关键参数获取的传感器,该系统实现了飞行器悬停的全自动外环控制。

**关 键 词:**四轴飞行器;飞行控制系统;自动控制;旋翼;AHRS;GPS

中图分类号:TP368.1 文献标识码:A 文章编号:1003-8728(2013)04-0481-07

## Study on Hover Algorithm for Four Axle Vehicle Based on GPS and AHRS

Sun Hua

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University, Guangzhou 510006)

**Abstract:** Through studying the design ideas of the foreign four-axle vehicle's control system, a preliminary exploration about the hovering algorithm and a brief summary of the system's design were described in this article. AHRS and GPS, which are sensors for measuring key parameters, realize the automatic control of vehicle hovering and lay a basis for full self-control flight.

**Key words:** four-axle vehicle; flight control systems; automatic control; rotors; attitude heading reference system; global position system

近年来,飞行器不仅广泛用于民用事业和满足国防需求,还被利用于进行太空操作和实验等。对飞行器的研究目前主要包括固定翼、旋翼、扑翼这3种形式。蝶形飞行器属于旋翼的一种,相对于别的旋翼式飞行器来说蝶形飞行器由于能够共享电池、控制电路板等,因此结构更紧凑,能产生更大的升力,而且可以通过反扭矩作用使飞行器扭矩平衡,而不需要专门的反扭矩桨。国内对蝶形飞行器的研究起步较晚。其中四轴飞行器也就属于蝶形飞行器的一种。

四轴飞行器具有4个旋桨(其结构简图见图1所示)。两两相对呈十字交叉结构,桨的转向分正转和反转,这样可抵消模型自身的旋转。4个桨转动时的离心力是分散的,不像直机的桨,只有一个能产生集中的离心力形成陀螺性质的惯性离心力,保

持机身平稳使之避免翻到。四轴飞行器为了能够快速反应,以应对姿态变化引起的飘移,需要高反应速度的电子调速器,因而用高速专用电调, I2C 总线接口传送控制信号,可达到每秒几百上千次的电机转速变化,在四轴飞行时,姿态时刻能够保持稳定,即使受到外力突然冲击,依旧保持平稳。

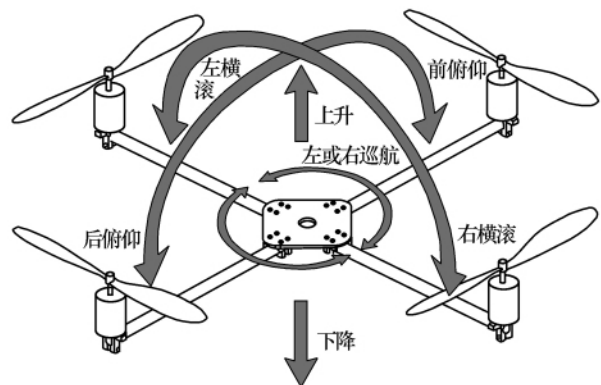


图1 四轴飞行器飞行原理

收稿日期:2011-05-06

作者简介:孙 骅(1958-),副教授,硕士研究生,研究方向为机械设计与创新, alisasun@gzhu.edu.cn

上述的四轴飞行器内部控制(内环控制)是一套平行系统,可以大大的简化操作者的操作强度与提高四轴飞行器的稳定性。而要实行完全的自动控制,尤其是自动悬停,就必须要有第二环的外部控制(即外部智能控制系统)。四轴飞行器的外环控制,是独立于内环控制的额外添加的控制系统,而这要求用更多高质量的传感器采集更多可靠参数。而这对其质量体型细小、动力有限、控制过于灵敏、难以平衡的四轴飞行器来说,是不可能带上沉重而宽大的设备飞行的,只能尽量减少设备的重量、体积与数量。这样就与其本身结构具体的情况出现矛盾。

在此经过大量的资料翻查以及寻案提问,决定利用体型微小且质量也很小的微型设备,如民用全球卫星定位系统(Global Position System)、电子航向系统(Attitude Heading Reference System)和超声波测距仪等定位仪器进行定位数据采集,把采集的数据利用地面处理器(MCU)处理成与舵机所读信号相符的数据,通过数传模块把数据传输到四轴上,再经过四轴的内部控制环处理后控制四轴飞行器电调,使之做出要求的动作。本文中就如何使用这种方法来处理四轴飞行器定点飞行与悬停的问题进行了研究。

## 1 四轴飞行器的悬停与有地效悬停

### 1.1 四轴飞行器的飞行原理

四轴飞行器飞行原理与直升飞机类似,都属于垂直起降旋翼飞行器类型。则不同之处为旋翼数量有 4 个,没有尾桨,且都为单层桨,其扭矩的平衡是通过各桨转速灵敏的调节来实施。其飞行动作为横滚 Roll(左、右平移飞行),俯仰 Pitch(前、后平移飞行),航向 Yaw(左、右旋转飞行)。

### 1.2 四轴飞行器的悬停与有地效悬停

在航空领域,悬停是指航空器在一定高度上保持空间位置基本不变的飞行状态。悬停是直升旋翼飞机最主要的飞行特色,也是直升机的最基本功,因为不管是从事巡航飞行、搬运还是其它任务,绝大部分飞行都是“起于悬停、止于悬停”,而四轴飞行器也是属于直升旋翼飞机类别,故悬停是四轴飞行器的重要要动作之一。悬停可分为两类,一种为有地效悬停,另一种为无地效悬停。所谓地效是指地面效应,即当四轴飞行器距离地面比较近时,其旋翼下洗气流会受到地面的影响,地面阻碍造成的流场变化使旋翼消耗的诱导功率(用于加速流经旋翼的空气)减小,也就是说此时四轴飞行器保持悬停所需功率要小于没有地面效应的时候。所以在有地效时,四轴飞行器能在更高的高度上保持悬停,这也是

具体四轴飞行器的有地效升限高于无地效升限的原因。一般情况下,四轴飞行器在起飞和着陆过程中的悬停均为有地效悬停<sup>[1-2]</sup>。

## 2 四轴飞行器的控制系统<sup>[3]</sup>

经过实验和分析,决定利用体型和质量较小的微型设备,如民用全球卫星定位系统(Global Position System)、电子航向系统(Attitude Heading Reference System)和超声波测距仪等定位仪器进行定位数据采集,把采集的数据利用地面处理器(MCU)处理成与舵机所读信号相符的数据,通过数传模块把数据传输到四轴上,再经过四轴的内部控制环处理后控制四轴飞行器电调,使之做出要求的动作。

本系统主要处理四轴飞行器的定点飞行与悬停。GPS 进行坐标定位,AHRS 传感器收集姿态及航向数据进行姿态修正,超声波测距仪收集高度数据进行定高,与此同时而最需要的是有一套完善的控制系统算法与之相结合,从而实行完全的自动控制,尤其是自动悬停,故必须要有一套外部智能控制系统。本文中就其问题的解决方法:设计一套能够将 GPS 与 AHRS 融合一起,进行外环控制操作的算法<sup>[4-7]</sup>。

### 2.1 控制系统的模块组成<sup>[3]</sup>

系统硬件模块见图 2(即外环飞行控制结构图),整个控制系统包括电源功能模块、遥控接收模块、内部控制传感模块、AHRS 外部传感模块、GPS 外部传感模块、电机驱动模块、MCU 及接口与扩展等部分。

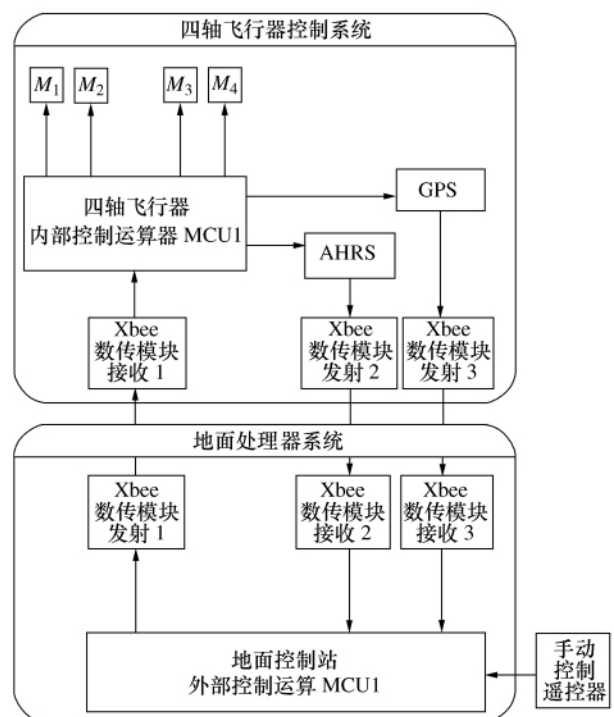


图 2 四轴飞行器控制系统构成图

### 2.2 控制系统全自动导航理想全过程介绍<sup>[3]</sup>

理想中的导航可以分为两个过程: 1) 向目标点飞行过程; 2) 到达目标点后的悬停过程。

整个过程除了起飞与降落可以有人为的干预, 而在飞行器稳定飞行过程中, 如打开自动驾驶模式将全自动控制。

#### 2.2.1 向目标点飞行过程

1) 方向控制: MCU 利用 GPS 中的坐标数据输出, 算出该时刻所在坐标与目标坐标方位差、以及轨迹方向。MCU 再利用 AHRS 中的方向数据输出, 算出出现时刻的方向。这时候通过对 Yaw (Z 轴旋转) 的控制, 使四轴飞行器方向锁定于轨迹方向。

2) 平移控制: 当方向锁定后系统将对四轴飞行器加以 (X 轴平移) 的方向控制, 给予正方向动力, 使之前进。MCU 利用 GPS 中的速度数据输出, 算出该时刻飞行速度。通过在程序中设定最高速度 (大约不超过 10 km/h), 使之控制在一定速度范围内, 以免系统无限制加速导致前倾角过度而坠毁。

3) 高度保持: 在整个平移系统中, 四轴飞行器都会利用超声波测距仪作为定高装置, 将该仪器输出的该时刻相对高度数据与程序设定的目标高度作比较, 通过 MCU 计算出油门差量, 使飞行器到达目标高度。

4) 悬停跳进: 在整个飞行过程中 1) ~ 3) 步骤会以无限重复执行。但当 GPS 探测到四轴飞行器已经到达目标坐标点时, 系统将自动取消“向目标地飞行过程”的循环程序运行, 而自动跳进并运行“悬停过程”循环程序。

#### 2.2.2 到达目标点后的悬停过程

利用 GPS 给定目标坐标, 在可修正范围内进行修正。AHRS 实测该时刻的方向角与姿态, 再通过较为复杂的三角函数运算出三轴的反方向加速度在俯仰和横滚方向上的分量, 具体算法见下分析。(由于篇幅所限, 本文只讨论导航系统的悬停部分, 而忽略其他部分。)

### 3 利用 AHRS 与 GPS 实现四轴飞行器自动悬停系统的算法<sup>[8]</sup>

#### 3.1 利用 AHRS 与 GPS 实现悬停定位的 PID 控制

如图 3 所示, 利用 GPS 的经度、纬度数据, 以及 AHRS 的航向 (Yaw)、横滚 (Roll)、俯仰 (Pitch) 等数据, 将这些数据经过处理得出偏差值, 偏差值通过 PID 控制处理后, 产生横滚、俯仰、航向这 3 个初级控制量。然后将 3 个初级控制量与遥控器的输入量融合后, 再与现实姿态作差, 从而产生新的偏差值, 进行第二次 PID 控制处理, 得出最终的控制量, 来实现悬停。

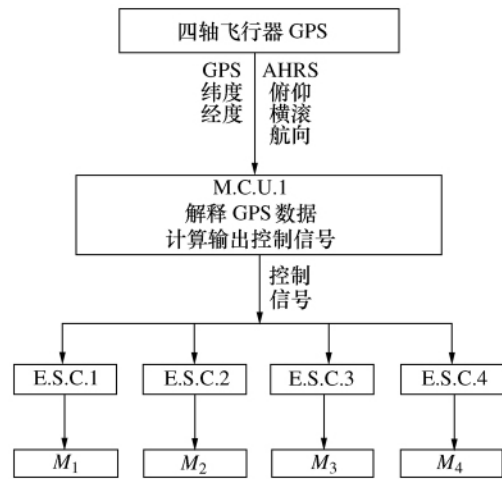


图 3 传感器数据输出示意图

由于计算机控制是一种采样控制, 于是必须对积分和微分进行离散法处理。离散法处理是以:  $T$  作为采样周期,  $k$  作为采样序号, 则离散采样时间  $kT$  对应着连续时间  $t$ , 用求和的形式代替积分, 用增量的形式代替积分。

$$\Delta u_k = K_p (\Delta e_k + i e_k + \Delta^2 e_k) = K_p \Delta e_k + K_i e_k + K_d \Delta^2 e_k$$

$$U_k = u_{k-1} + \Delta u_k \quad (1)$$

式中:  $k$  为采样序号  $k=0, 1, 2, \dots$ ;  $U_k$  为第  $k$  次采样时刻的计算机输出值;  $e_k$  为第  $k$  次采样时刻输入的偏差值;  $e_{k-1}$  为第  $k-1$  次采样时刻输入的偏差值;  $K_p$  为比例系数;  $K_i$  为积分系数;  $K_d$  为分析系数;  $\Delta e_k = e_k - e_{k-1}$ ;  $\Delta^2 e_k = \Delta e_k - \Delta e_{k-1}$ 。

工程实际中, 应用最为广泛的调节器控制规律为比例 (Proportional)、积分 (Integrating)、微分 (Differentiation) 控制, 简称 PID 控制, 又称 PID 调节, PID 控制程序框见图 4 所示<sup>[8]</sup>。

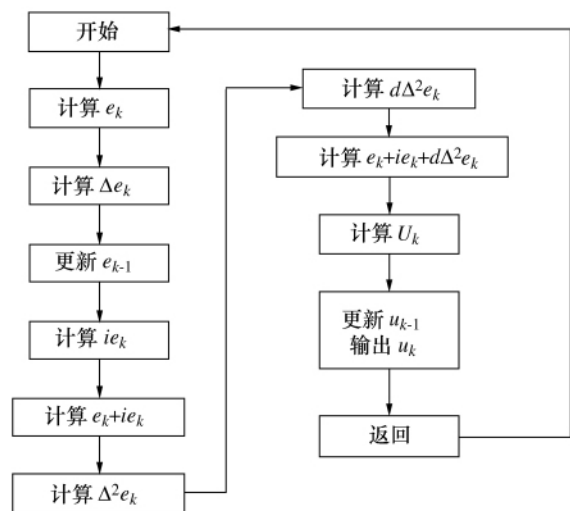


图 4 PID 控制程序框图

### 3.2 理想控制量的获得

四轴飞行器的悬停:指飞行器在某一地理定点上,离地面一定高度悬空停留飞行。要保持飞行器的悬停,就必须要通过传感器采集即时飞行姿态位置等参数,当飞行器实际位置  $L_t$  偏离出目标悬停位置  $L_0$  有偏差时,飞行器必与目标产生距离偏差值  $L_0 = L_0 - L_t$ ,偏离目标点越远则  $L_0$  值越大,故此时飞行器需要一个指向目标悬停位置点的偏移力修正飞行器到目标点。通过对四轴飞行器进行受力分析可知(图 5):这个力的产生可以通过改变飞行器的姿态,使之倾侧与目标悬停位置,倾侧角度为  $\phi$ 。

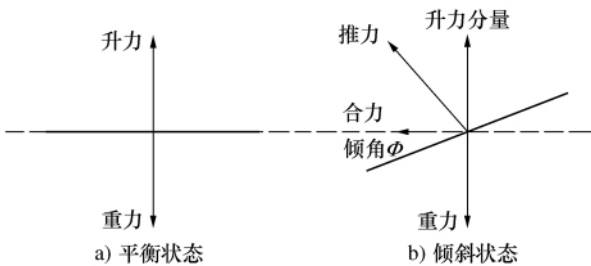


图 5 四轴飞行器受力分析图

将  $\phi_k$  值作为产生合力的输出控制量。

$L$  作为目标位置与现时刻位置的差值,则输出控制量  $\phi_k$  与  $L$  满足以下 PID 控制关系

$$\phi_k = K_p \cdot L + K_i \cdot \sum_{i=0}^k L_k + K_d \cdot (L_k - L_{k-1}) \quad (2)$$

则输出控制量  $\phi_k$  是由传感器中读取参数运算得出的理想控制量,利用该控制量实现:当四轴飞行器初始姿态为水平,受力平衡且没有运动时,对应输出一个能够在理想状态下完成悬停的控制量。而在实际情况中,却会出现很多变化因素。例如当有风等大气运动的情况下:四轴飞行器出现倾侧、漂移时,则理想控制量  $\phi_k$  与实际的姿态倾侧量  $\phi$  之间产生一个新的偏差值  $\phi_{\text{偏差}k}$ ,这个值与最终输出控制量  $\phi_{\text{final}k}$  满足以下 PID 控制关系,即

$$\phi_{\text{final}k} = K_p \cdot \phi_{\text{偏差}k} + K_i \cdot \sum_{i=0}^k \phi_{\text{偏差}k} + K_d \cdot (\phi_{\text{偏差}k} - \phi_{\text{偏差}k-1}) \quad (3)$$

图 6 为该状态下 PID 控制系统图解。

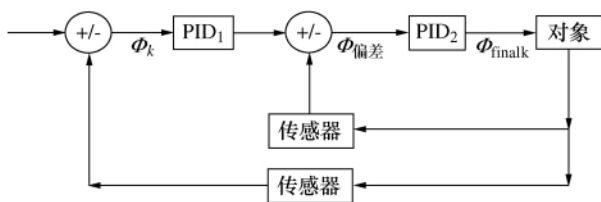


图 6 PID 控制系统图解

### 3.3 理想控制量的分解

实际运用中,并不能够直接得到两位置之差。则利用 GPS 的实测坐标与目标坐标相对比较后,计算其产生的经度差  $\Delta Lon$  与纬度差  $\Delta Lat$ (见图 7 分析)。

定义 GPS 输出的实测坐标为经度:  $Lon_{GPS}$ , 纬度:  $Lat_{GPS}$ 。

定义 GPS 输出的目标坐标数据为经度:  $Lon_{\text{目标}}$ , 纬度:  $Lat_{\text{目标}}$ 。

则经度差为

$$\Delta Lon = Lon_{\text{目标}} - Lon_{GPS} \quad (4)$$

纬度差为

$$\Delta Lat = Lat_{\text{目标}} - Lat_{GPS} \quad (5)$$

对于四轴飞行器的控制,要产生某一个控制量,必须将该控制量分别分解到横滚(左右平移)。控制与俯仰(前后平移)控制上,而四轴飞行器的方向是随机变化的,横滚、俯仰方向不一定与经线、纬线重合。故需要把经度差与  $\Delta Lon$  纬度差  $\Delta Lat$  分别都分解到横滚、俯仰方向上去。

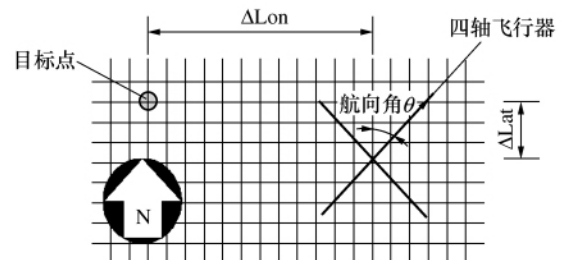


图 7 四轴飞行器与经纬度关系图

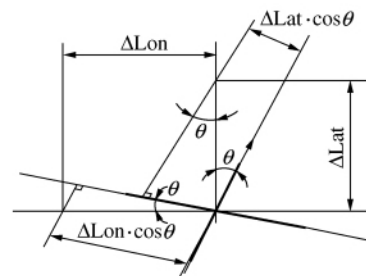


图 8 偏移量分解图

从图 8 分析得出:

$\Delta Lon$  与  $\Delta Lat$  在横滚方向上的分解量  $L_{\text{roll}}$  为

$$L_{\text{roll}} = \Delta Lon \cos \theta + \Delta Lat \sin \theta \quad (6)$$

$\Delta Lon$  与  $\Delta Lat$  在俯仰方向上的分解量  $L_{\text{pitch}}$  为

$$L_{\text{pitch}} = \Delta Lon \sin \theta + \Delta Lat \cos \theta \quad (7)$$

通过以上分析计算,确定实际坐标与现实坐标的偏差量在横滚、俯仰方向上的分解量  $L_{\text{roll}}$  与  $L_{\text{pitch}}$  的具体数值。这两个偏差量就是四轴飞行器在实际飞行中,对横滚、俯仰的控制偏差量。

3.3.1 GPS 横滚控制量算法<sup>[8]</sup>

GPS 横滚控制量算式

$$ErrRoll_{GPS} = L_{pitch} = \Delta Lonsin\theta + \Delta Latsin\theta \quad (8)$$

根据 PID 计算 GPS 横滚控制量得

$$Roll_{GPS} = K_p \cdot ErrRoll_{GPS} + K_i \cdot \sum_{i=0}^k IRoll'_{GPS} + K_d \cdot DRoll_{GPS} \quad (9)$$

式中:  $Roll_{GPS}$  为 GPS 横滚控制量,取值范围: ( - 20 , 20);  $ErrRoll_{GPS}$  为 GPS 横滚控制偏差量;  $IRoll_{GPS}$  为 GPS 积分偏差量。

$$IRoll_{GPS} = ErrRoll_{GPS} J_{ITC} \text{范围}(-500, 500) \quad (10)$$

$DRoll_{GPS}$  为 GPS 微分偏差量

$$DRoll_{GPS} = (ErrRoll_{GPS} - ErrRoll_{GPSk-1}) / J_{ITC} \quad (11)$$

3.3.2 GPS 俯仰控制量算法<sup>[8]</sup>

根据 PID 计算 GPS 俯仰控制量得

$$Pitch_{GPS} = K_p \cdot ErrPitch_{GPS} + K_i \cdot \sum_{i=0}^k IPitch_{GPS} + K_d \cdot DPitch_{GPS} \quad (12)$$

式中:  $Pitch_{GPS}$  为 GPS 俯仰控制量,取值范围为 ( - 20 20);  $K_p$  为比例系数;  $K_i$  为积分系数  $K_i = K_p \cdot T$ ;  $K_d$  为微分系数  $K_d = K_p \cdot T_d / T$ 。

查 X-600D 四轴飞行器说明书参数表格得<sup>[2]</sup>:  $K_p = 0.035$   $K_i = 0.01$   $K_d = 0.02$ 。

$ErrPitch_{GPS}$  为 GPS 俯仰控制偏差量,  $IPitch_{GPS}$  为 GPS 积分偏差量

$$IPitch_{GPS} = ErrPitch_{GPS} J_{ITC} \text{范围}(-500, 500) \quad (13)$$

$DPitch_{GPS}$  为 GPS 微分偏差量

$$DPitch_{GPS} = (ErrPitch_{GPSk} - ErrPitch_{GPSk-1}) / J_{ITC} \quad (14)$$

3.4 最终输出控制量算法<sup>[8]</sup>

综上所述所得算法,仅为理想状况下 GPS 的控制量。而实际操作中,则需将此控制量与实际情况作比较所产生的偏差量,再由 PID 控制算出其最终控制量来作为最终实际控制量。

现场实际情况控制量为: 操控员遥控器的手动输入控制量; 飞行器在即时刻的姿态倾斜量。当有人工输入的控制量  $\Phi_{手动k}$  时, 则需将 GPS 输出的理性控制量  $\Phi_k$  与  $\Phi_{手动k}$  相加, 得到总控制量。然后再把总控制量与实际的倾斜角度  $\Phi_{实际k}$  作差, 得出最终输出控制量的偏差量  $\Phi_{偏差k}$ , 该偏差量应该满足以下比较式。

$$\Phi_{偏差k} = (\Phi_k + \Phi_{手动k}) - \Phi_{实际k} \quad (15)$$

该实际偏差量依然需要分别由横滚、俯仰两个方向的控制来实现。于是, 以下对实际偏差量的具体算法将同样分为横滚与俯仰两部分。

3.4.1 实际横滚控制量<sup>[8]</sup>

根据 PID 控制算法, 计算最终横滚输出控制量为

$$Roll_{控制} = K_{pQ} \Delta Roll + K_{iQ} \sum_{i=0}^k IRoll + K_{dQ} DRoll \quad (16)$$

式中:  $Roll_{控制}$  为横滚最终控制量;  $K_{pQ}$  为比例系数;  $K_{iQ}$  为积分系数  $K_{iQ} = K_{pQ} \cdot T / T_i$ ;  $K_{dQ}$  为微分系数:  $K_{dQ} = K_{pQ} \cdot T_d / T$ 。由试验得:  $K_{pQ} = 1.6$   $K_{iQ} = 0.4$   $K_{dQ} = 0.36$ ;  $\Delta Roll$  为横滚控制输出偏差量;  $IRoll$  为横滚输出控制积分偏差值;  $DRoll$  为横滚输出控制微分偏差值;  $Roll_{手动}$  为手动横滚控制量( 遥控器输出量);  $Roll$  为实测横滚角度。

3.4.2 实际俯仰控制量<sup>[8]</sup>

则根据 PID 控制, 计算最终俯仰输出控制量为

$$Pitch_{控制} = K_{pQ} \cdot \Delta Pitch + K_{iQ} \cdot \sum_{i=0}^k IPitch + K_{dQ} \cdot DPitch \quad (17)$$

式中:  $Pitch_{控制}$  为俯仰最终控制量;  $\Delta Pitch$  为俯仰控制输出偏差量:  $\Delta Pitch = (Pitch_{手动} + Pitch_{GPS}) - Pitch_{范围}(-30, 30)$ ;  $IPitch$  为俯仰输出控制积分偏差值:  $IPitch = Pitch \cdot J_{ITC}$  范围(-50, 50);  $DPitch$  为俯仰输出控制微分偏差值:  $DPitch = Pitch_{手动} \cdot K_{dQ}$ ;  $Pitch_{手动}$  为手动俯仰控制量( 遥控器输出量);  $Pitch$  为实测俯仰角度。

3.5 最终输出控制量的稳定航向补充算法<sup>[8]</sup>

综上所述其最终输出控制量的计算, 应将整套四轴飞行器基于 AHRS 与 GPS 自动悬停算法完成, 才能够完成对飞行器两个平移自由度( 前后、左右方向平移) 与两个旋转自由度( 俯仰、横滚动作) 的悬停自动控制, 并且要求在第 3 个自由度( Z 轴) 没有人工控制下同样能够达到悬停自动控制。由于飞行器航向在这一自由度并没有实现自动控制, 故它需要通过人手控制去维持固定航向, 故在此特补充关于稳定航向的具体算法。由于它只与现时刻的航向与目标航向有关, 则只与 AHRS 中采样的航向量有关, 而与 GPS 采样的位置坐标量无关, 故与第 3.4 节所提及的变量无关。

3.5.1 理论算法

当有人工输入的航向控制量  $H_{手动k}$  时, 则需要将  $H_{手动k}$  与实际的倾斜角度  $H_{实际k}$  作差, 得出最终输出控制量的偏差量  $H_{偏差k}$ , 该偏差量应该满足以下比较式

$$H_{\text{偏差}k} = H_{\text{手动}k} - H_{\text{实际}k} \quad (18)$$

### 3.5.2 具体算法

$$\Delta Yaw_{\text{计算}} = Yaw_{\text{手动}} - Yaw \quad (19)$$

定义:  $Yaw_{\text{控制}}$  为航向控制量;  $Yaw$  为航向控制输出偏差量;  $IYaw$  为航向输出控制积分偏差量;  $DYaw$  为航向输出控制微分偏差量;  $Yaw_{\text{手动}}$  为手动航向控制量(遥控器输出量, 实测航向角度  $Yaw$ )。

航向测量值  $Yaw_{\text{计算}}$  实际取值:  $(0, 360)$ , 运算中  $Yaw$  取值为  $(-180, 180)$  之间, 故作以下计算调整:

当  $Yaw_{\text{计算}} > 180$  时:  $Yaw = 360 - Yaw_{\text{计算}}$ ;

当  $Yaw_{\text{计算}} \leq 180$  时:  $Yaw = 360 - Yaw_{\text{计算}}$ ; 且  $Yaw$  取值范围为  $(-60, 60)$ ;

$IYaw = Yaw \cdot J_{ITC}$  范围  $(-50, 50)$ ;

$DYaw = Yaw_{\text{手动}} \cdot K_{QCP}$

则根据 PID 计算其最终航向控制量为

$$Yaw_{\text{控制}} = K_{pQ} \cdot \Delta Yaw + K_{iQ} \cdot \sum_{i=0}^k IYaw + K_{dQ} \cdot DYaw \quad (20)$$

式中:  $K_{pQ}$  为比例系数  $K_{pQ} = 3.5$ ;  $K_{iQ}$  为积分系数  $K_{iQ} = 1.0$ ;  $K_{dQ}$  为微分系数  $K_{dQ} = 0.15$ 。

## 4 结束语

经过在四轴飞行器 MQ120(如图 9 所示)上利用 AHRS 与 GPS 自主飞行系统所做的初步研究和设计, 实现了四轴飞行器的基本自主悬停。并通过实际飞行实验, 确定了以上算法的可行性, 能够保证一定程度的悬停。



图 9 四轴飞行器 MQ120

以下是该四轴飞行器参数:

机身尺寸: 120 cm × 120 cm × 30 cm

整机重量: 1 500 g

最大起飞重量: 2.5 kg

最大任务载荷: 800 g

电机: 4208 直流无刷电机 KV750

桨: 1245 塑胶正反桨

机架: 玻璃纤维 + 铝合金 CNC

脚架: 塑胶

电池: 2200mAh 3S

控制器: MMC10 自动平衡控制系统

NAVI 导航板: NAVI 控制器 + GPS 模块 + COMPASS 模块

本系统利用 Atmega644 作为主控芯片, 实时采样和处理 AHRS 与 GPS 的数据并通过无线传回地面站作为监测数据。实验设定采样频率为 100 Hz, 采样时间为 50 s, 目标设定为横滚角(Roll)、俯仰角(Pitch)和航向角(Yaw)均为 0, 悬停坐标经纬度分别为: 113.363 0, 23.044 6。如图 10 ~ 图 14 所示。

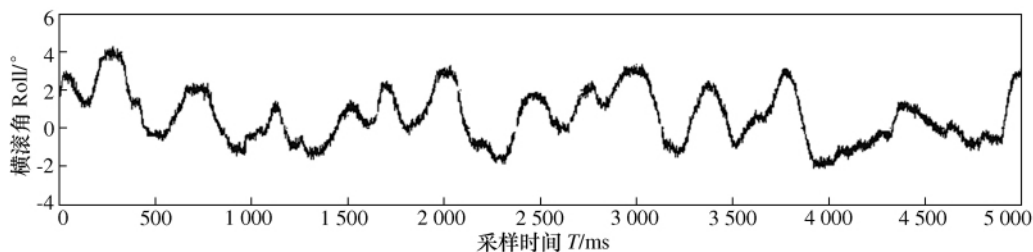


图 10 横滚角数据

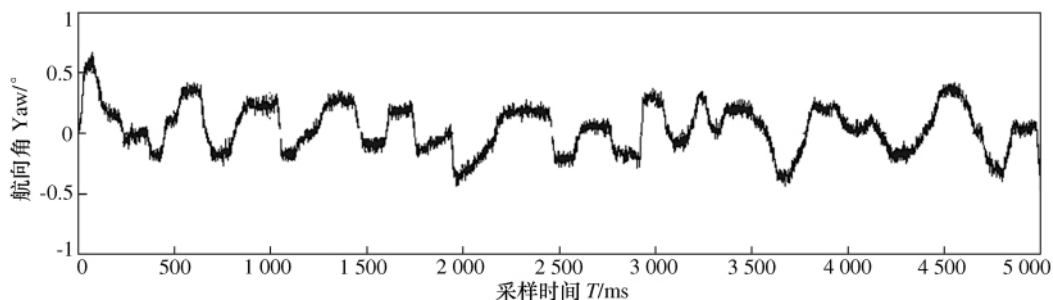


图 11 俯仰角数据

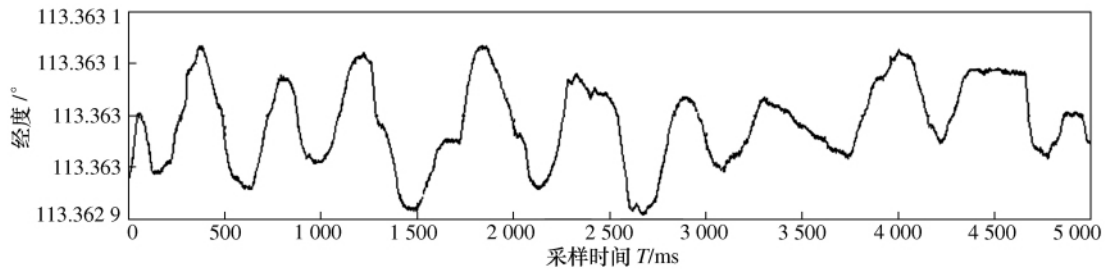


图 12 航向角数据

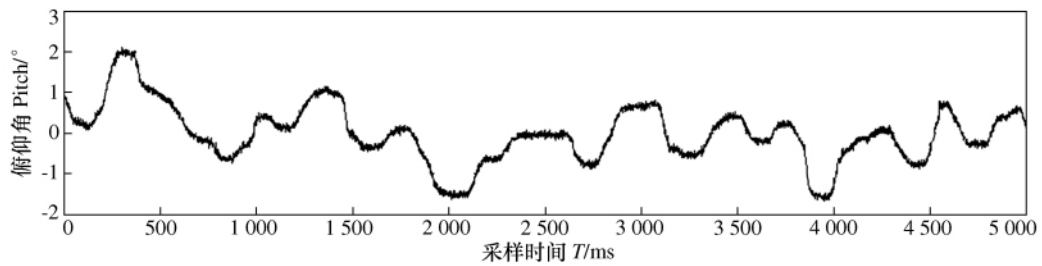


图 13 经度数据

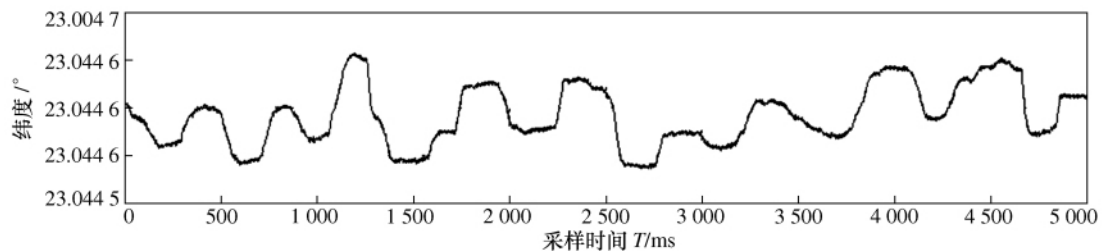


图 14 纬度数据

由图 10 ~ 图 14 可以看出,利用 AHRS 与 GPS 自主飞行系统控制四轴飞行器的悬停,可使得四轴飞行器的横滚角(Roll)和俯仰角(Pitch)都保持在 $5^{\circ}$ 以内,航向角则能控制在 $2^{\circ}$ 以内。并且经纬度均确保在 $0.0001^{\circ}$ 范围内。通过对结果分析,可知本实验验证了算法的有效性,达到了预期的效果,以下是实验结论飞行参数:

最大飞行速度为 20 km/h; 最大横滚、俯仰倾角为 $30^{\circ}$ ; 最大起飞重量为 2 100 g; 最大飞行天气风速为 5 m/s; 最小自重为 1 500 g; 最大落地速度为 700 ft/min; 最大悬停控制精度直径(最小范围)为 5 m。

#### [参考文献]

[1] 飞宇 FY - AHRS - 1200A 姿态航向参考系统使用说明书

[S]. 广西: 桂林飞宇电子科技有限公司, 2010

- [2] X-600D 四轴飞行器使用说明书[S]. 香港: 香港科比特科技有限公司
- [3] Jin Kim H, Shim D H. A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments [A]. 15<sup>th</sup> IFAC World Congress on Auto Matic Control[C], 2002
- [4] 张明连. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994
- [5] 王坤宇. 直升机飞行控制系统[M]. 天津: 航空工业出版社, 1997
- [6] A. 盖索乌·T. 直升飞机控制学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1998
- [7] Prouty, R. W. 2003. **Helicopter Performance, Stability, and Control**[M]. Krieger Publishing Company, Reprint with addition, original edition, 2003. USA
- [8] Frazzoli E, et al. Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm [A]. In: **Proceedings of the American Control Conference**[C], 2000: 4102 ~ 4107