

# 一种微小型无人机带死区变增益 PID 自适应控制器的设计与实现

陶 冶<sup>1</sup> 房建成<sup>1</sup> 盛 蔚<sup>1</sup>

**摘 要** 针对一种常规布局的微小型无人机定点飞行任务中存在的传感器测量精度不高以及发动机振动引起的抖舵问题, 设计了带死区变增益 PID 自适应控制器。文中给出了滚转、航向、俯仰以及位置反馈信号的融合算法, 有效地实现了对定姿稳定控制以及定高、定航点的轨迹跟踪控制, 并利用实验验证了纵向、滚转和航向三个通道的稳定性。实验结果表明, 所设计的导航、控制系统能有效抑制不确定项的影响, 且可获得良好的动态跟踪性能。

**关键词** 微小型无人机, 轨迹跟踪, 控制设计  
**中图分类号** V249.122

## Design and Realization of Piecewise PID Controller with Deadzone for Micro UAV

TAO Ye<sup>1</sup> FANG Jian-Cheng<sup>1</sup> SHENG Wei<sup>1</sup>

**Abstract** In this paper, a piece-wise PID controller is developed for a micro UAV. In UAV's fixed-point flight, the measuring precision of transducers needs to be improved and the rudder quivering problem due to engine shake exists. By applying the designed fusion algorithm for rolling, coursing, and pitching, the fixed-attitude stabilized control as well as tracking control of fixed-height and fixed-destination flight can be effectively realized. The experimental results verify the stability of pitching and rolling channels and show that the controller has good performance in restraining unfavorable effects from uncertainty. In addition, dynamic tracking performance is well guaranteed.

**Key words** Micro UAV, trajectory tracking, control design

随着近年来航空技术与机电技术的飞速发展, 微小型无人机系统以其重量轻、体积小、成本低、易于操作等特点, 在越来越多的领域得到了广泛应用。在微小型无人机上, 由于任务载荷有限, 大中型无人机系统上的航电设备将不能使用, 由于硅 MEMS 传感器测量精度低, 抗发动机振动能力弱等原因, 导致对无人机姿态测量不准确, 运动参数变化大, 传统大飞机上基于高精度测量装置的控制方法无法直接应用于微小型无人机。因此, 迫切需要对以低精度硅 MEMS 传感器作为测量装置的微小型无人机导航、制导与控制系统 (MGNC) 进行深入研究。

近年来, 国内外不少文献研究了基于硅 MEMS 的微小型无人机导航、控制系统设计<sup>[1-5]</sup>, 同时提出了许多先进的导航、控制方法, 如反馈线性化方法与带优化修正函数的无量化模糊控制器等<sup>[4, 6]</sup>, 这些方法实时性好, 抗干扰能力强, 其共同点是利用实时的性能测量信息在线校正控制量, 进而改善系统在内部参数发生变化时的控制效果。但它们或者是基于精确数学模型, 或者不容易在线对控制量进行校正, 控

制形式繁琐且计算量较大。本文针对当前引人关注的低精度 MEMS 惯性器件, 利用 MEMS 陀螺仪短期精度高的特点, 引入传统高精度惯性测量装置所采用的捷联解算基本运动学原理, 通过对多传感器信息融合得到微小型无人机的运动学信息, 并在文献 [7-9] 的基础上提出一种有效的带死区变增益 PID 自适应控制方法, 这种方法通过引入变增益项克服了姿态角跳动范围大的缺点, 并且能够从算法上消除发动机振动对系统性能的影响, 在保证系统鲁棒性的同时, 有效地改善系统的动态和静态性能。实验结果表明, 本文所设计系统不仅具有较好的抗侧风干扰能力, 并且能够很好地满足定点盘旋、定高飞行任务的要求。

## 1 微小型无人机导航、制导与控制系统总体结构

### 1.1 MGNC 系统硬件组成与工作原理简介

微小型无人机 MGNC 系统安装了 GPS 接收机、三个单自由度速率 MEMS 陀螺仪、三个单自由度 MEMS 加速度计、磁强计和气压高度计, 设计三个基于 ARM9 的导航计算机, 系统总重量 250 克, 工作原理如图 1 所示。其中, ARM1 主要负责对 GPS、磁强计 (MC)、气压计的数据采集, 执行滤波程序后与 ARM3 进行通信; ARM2 主要对惯性测量组合 (IMU) 进行数据采集与标定, 然后发给 ARM3; ARM3 对 ARM2 传送过来的数据进行捷联解算, 再与 ARM1 传送过来的 GPS、MC、气压计数据进行信息融合, 提供控制系统所

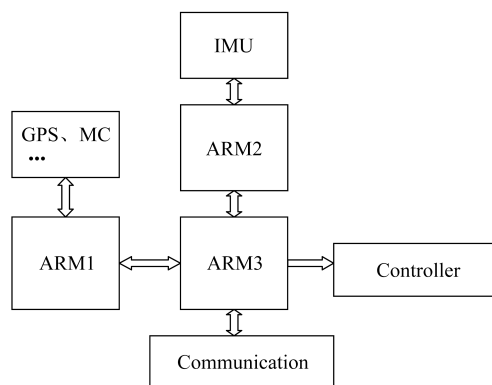


图 1 MGNC 系统工作原理图

Fig. 1 MGNC system functioning principle

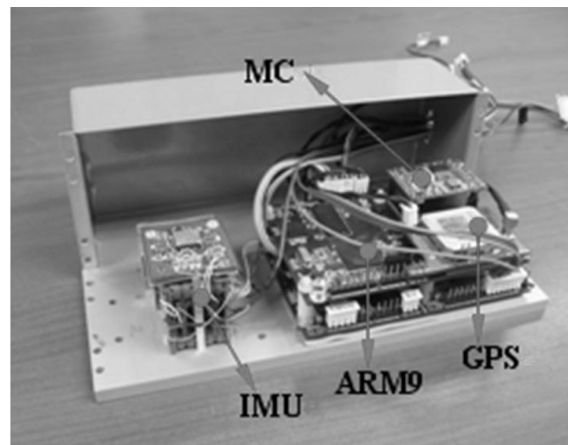


图 2 自行研制的 MGNC 系统实物图

Fig. 2 Self-made MGNC system

收稿日期 2006-12-05 收修稿日期 2007-04-11  
Received December 5, 2006; in revised form April 11, 2007  
国家自然科学基金 (60602047), 国防基础科研 (D2120060013) 资助  
Supported by National Natural Science Foundation of China (60602047) and National Defense Basic Research (D2120060013)  
1. 北京航空航天大学第五研究室 北京 100083  
1. The Fifth Research Division, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083  
DOI: 10.3724/SP.J.1004.2008.00716

需参数, 执行飞控程序, 驱动 PWM 波给数字舵机偏转, 并且负责与地面站进行通信. MGNC 系统实物如图 2 所示.

## 1.2 微小型无人机导航、制导与控制系统结构

由于硅 MEMS 惯性器件的测量精度低, 且 MGNC 系统工作在高动态、易干扰的环境下, 为了实现 MGNC 系统的高性能, 需要采用信息融合的方法去研究基于硅 MEMS 惯性器件的高性能的导航与控制, 微小型无人机导航、制导与控制系统原理框图如图 3 所示.

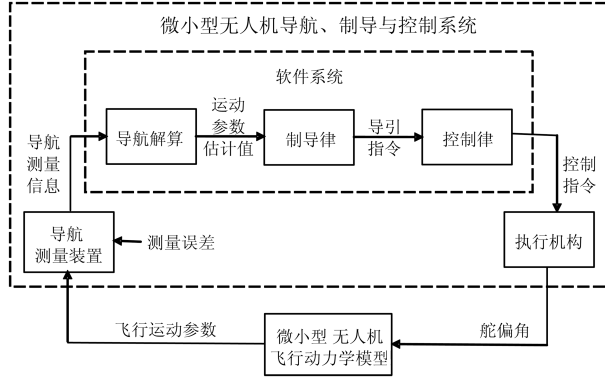


图 3 无人机导航、制导与控制系统原理

Fig. 3 UAV navigation, guide, and control system principle

图 3 中导航测量装置指的是微小型 MEMS 陀螺仪、加速度计、气压高度计、GPS 接收机、磁强计等. 陀螺仪与加速度计采集回来的数据经过捷联解算能够得到载体运动的所有信息, 由于 MEMS 陀螺仪漂移等原因, 纯捷联解算无法满足飞行任务要求, 文中设计了与其他传感器进行信息融合的方法. 图 3 中的控制律就是本文设计的带死区变增益 PID 自适应控制方法研究的内容.

本文所用主要符号定义叙述如下.  $\lambda, B, H$ : 无人机质心位置 (经度、纬度和飞行高度);  $v, \theta, \psi$ : 无人机相对地球的飞行速度 (大小和方向);  $\psi, \vartheta, \gamma$ : 无人机飞行姿态 (偏航角、俯仰角和滚转角);  $\omega_{ibx}^b, \omega_{iby}^b, \omega_{ibz}^b$ : 无人机相对惯性空间转动的角速度在机体各轴上的投影 (陀螺输出);  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ : 无人机的三个舵偏角;  $N, a_e, a_n, a_r, F_r$ : 无人机的升力、东向加速度计输出、北向加速度计输出、向心加速度、向心力.

## 2 传感器姿态测量问题分析

### 2.1 俯仰角测量与融合

微小型无人机的俯仰角一般可通过两种方法求得: 一种是利用北向加速度计值与重力加速度之间的函数关系转化而得到的俯仰角, 另外一种 IMU 通过捷联解算得到的俯仰角. 当无人机作匀速平飞运动时前者测量值有较高的精度, 但是当无人机转弯时这种方法无法满足精度要求, 必须采用捷联解算出来的俯仰角. 其中加速度计测量俯仰角方法可通过式 (2) 和 (3) 推出 (如图 4 所示). IMU 是指通过三个垂直摆放的单自由度 MEMS 陀螺仪与加速度计通过外围采集电路与处理单元, 利用运动学原理捷联解算求出无人机的俯仰角<sup>[10]</sup>. 融合后的俯仰角  $\vartheta$  可表示为

$$\vartheta = k_1 \vartheta_{acc} + k_2 \vartheta_{imu} \quad (1)$$

因为

$$N \sin(\vartheta_{acc}) = mg \quad (2)$$

所以

$$\vartheta_{acc} = \sin^{-1}(a_n) \quad (3)$$

其中,  $a_n$  为北向加速度计输出测量值,  $\vartheta_{acc}$  为加速度计测量得到的俯仰角,  $\vartheta_{imu}$  为捷联解算得到的俯仰角,  $\vartheta$  为融合后的俯仰角.

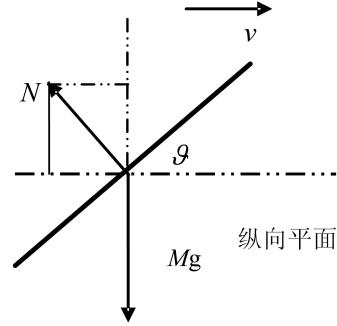


图 4 无人机纵向平面受力分析

Fig. 4 UAV longitudinal force analysis

### 2.2 滚转角测量与融合

由于滚转角测量直接关系到无人机的水平飞行, 特别是对翼身融合类型的飞机影响很大, 很多国外微小型无人机公司都采用加速度计校正姿态的办法. 本文设计了一种通过 IMU 捷联解算、天向陀螺与 GPS 速度叉乘、重力加速度在东向加速度计投影值转化的滚转角 (如图 5 所示) 组合的方法, 融合后的滚转角可表示为

$$\gamma = k_1 \gamma_{imu} + k_2 \gamma_{gyro} + k_3 \gamma_{acc} \quad (4)$$

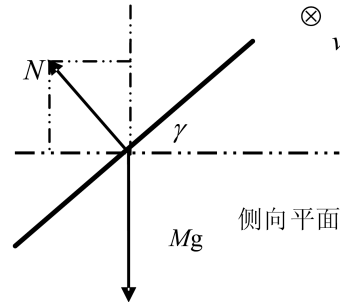


图 5 无人机侧向平面受力分析

Fig. 5 UAV lateral force analysis

当无人机未作机动时, 可由加速度计近似求出滚转角

$$\gamma_{acc} = -\sin^{-1}\left(\frac{a_e}{\cos(\vartheta_{acc})}\right) \quad (5)$$

其中,  $a_e$  为东向加速度计输出. 但当无人机作机动时, 该方法不满足空气动力学原理, 测量出的滚转角不是无人机的真实值. 当无人机转弯机动时, 滚转角可由下式近似求出.

因为

$$N \cos(\gamma) = mg \quad (6)$$

$$N \sin(\gamma) = F_r \quad (7)$$

所以

$$a_r = g \cdot \tan(\gamma) \quad (8)$$

由无人机空气动力学可知

$$a_r = \dot{\psi} \times v \quad (9)$$

所以

$$\gamma_{jyro} = \tan^{-1} \left( \frac{\dot{\psi} \times v}{g} \right) \quad (10)$$

飞机水平运动的分力来自于飞机滚转导致升力产生的水平分量,若维持其平衡则该水平分力应等于飞机转弯时的离心力,对纵向而言飞机升力在垂直方向上的分量应等于其重力<sup>[3,8]</sup>。但当俯仰角和侧滑角较小时, $\dot{\psi}$ 的计算可由天向陀螺仪代替,该计算方法具有较高的准确性。IMU 捷联解算得到的滚转角与前面所述俯仰角类似。

### 2.3 航向角测量与侧偏距计算

在微小型无人机上 GPS 可以直接输出航向,而且当无人机飞行速度大于一定值时还具有较高的准确性。目前单点式 GPS 输出频率一般为 1 Hz 或 4 Hz 可选。本实验系统还集成了 MC,由于磁航向存在延迟,特别是在无人机盘旋时,磁航向输出无法满足要求,其中 MC 输出频率是 8 Hz,因此纯 IMU 捷联解算输出存在误差积累的问题。本系统采用当无人机速度高于一定门限值时相信 GPS 航向,当无人机平飞时主要相信磁航向,当无人机的采样点不在 GPS 和 MC 输出频率点时采用 IMU 输出的航向。也可以说, GPS 和 MC 有输出时则校正 IMU 的航向值。航向角测量值<sup>[11]</sup>可表示为

当  $v > v_0$  时,

$$\psi = k_1 \cos(\gamma) \psi_{mc} + k_2 (1 - \cos(\gamma)) \psi_{gps} + k_3 \psi_{imu} \quad (11)$$

当  $v \leq v_0$  时,

$$\psi = k_1 \cos(\gamma) \psi_{mc} + k_3 (1 - \cos(\gamma)) \psi_{imu} \quad (12)$$

选择合适的权值参数可以得到比较可靠的航向值,通过实验还发现这种方法在 GPS 短时间丢星的情况下也可以满足无人机对航向测量的要求。横侧向平面控制主要是控制微小型无人机的航向角  $\psi$  和侧偏距  $Z$  (如图 6 所示),由于航向角的变化范围比较大 ( $0^\circ \sim 359^\circ$ ),单一的 PID 控制难以满足要求,必须进行分段化处理。侧偏距 (如图 7 所示)可以通过下式计算

$$Z = [(B_2 - B_1)\lambda - (\lambda_2 - \lambda_1)B - \lambda_1 B_2 + \lambda_2 B_1] / L \quad (13)$$

其中

$$L = \sqrt{(\lambda_2 - \lambda_1)^2 + (B_2 - B_1)^2} \quad (14)$$

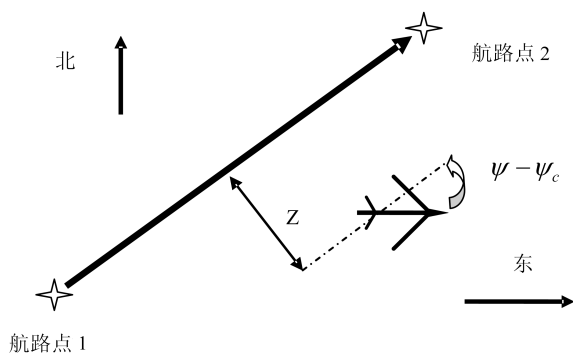


图 6 无人机侧向飞行控制示意图

Fig. 6 UAV lateral flight control sketch

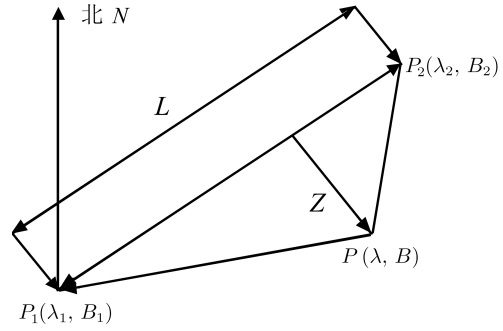


图 7 无人机侧向距离计算

Fig. 7 UAV lateral distance Z computation

## 3 微小型无人机控制系统设计

### 3.1 控制策略的介绍

带死区的变增益 PID 自适应控制是在传统 PID 控制基础上经过参数自适应与分段化处理而得到的,带死区的变增益 PID 自适应控制参数运算方程为:

控制器输出

$$y = (P_1 + P_2) \cdot x \cdot \Delta e + 1/I \cdot \left( \sum \Delta e \right) + D/10 \cdot \Delta \dot{e}$$

其中

$$\Delta e = r_c - r, \quad \Delta e = \begin{cases} 0, & |\Delta e| \leq |\Delta e_0| \\ \Delta e, & |\Delta e| > |\Delta e_0| \end{cases}$$

$$\Delta \dot{e} = \frac{d(r_c - r)}{dt}, \quad \sum \Delta e = \int \Delta e dt$$

当  $P$  取值为 0 时,比例项失效;当  $D$  取值为 0 时,微分项失效;当  $I$  取值为 1 时,积分项失效。

从变增益 PID 自适应控制原理可以看出,控制器的输出是变比例自适应项、微分项和积分项三个控制输出的加权和。变增益主要是克服无人机姿态参数测量不精确而引入的分段处理。当微小型无人机发动机处于工作状态时,由于振动原因将引起无人机发生抖舵现象,为避免控制作用过于频繁,消除由于频繁动作所引起的振荡,本文设计了带死区的 PID 控制算法<sup>[9]</sup>。通过实验选择合适的可调参数  $\Delta e_0$ ,可以消除微小型无人机抖舵现象,达到无人机平稳飞行的控制目的。

### 3.2 微小型无人机控制系统分析与设计

#### 3.2.1 微小型无人机纵向控制原理与设计

一般无人机控制系统分三个通道独立进行设计,这三个通道是:俯仰通道、航向通道和滚转通道,然后再来考虑三个通道之间的交耦影响。俯仰通道稳定回路相应的原理图如图 8 所示。

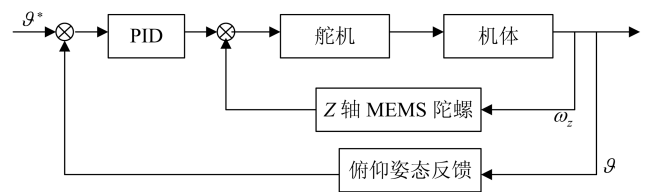


图 8 俯仰通道制位置式稳定回路原理图

Fig. 8 Pitching channel stabilization loop principle

在这个回路中, 目前  $\omega_z$  的测量采用 Z 轴 MEMS 陀螺原始输出数据近似, 一般控制与制导回路设计不改变系统内回路设计, 在稳定回路设计的基础上纵向控制回路如图 9 所示。

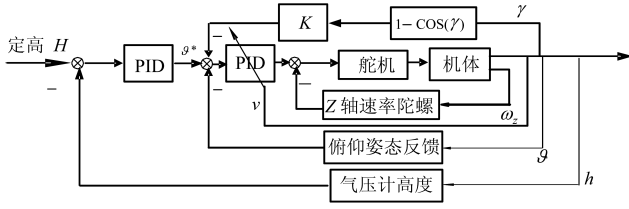


图 9 纵向控制回路原理图

Fig. 9 Longitudinal controlling loop principle

在纵向控制回路中, 因为捷联解算高度通道发散, 单点 GPS 高度误差一般在几十米范围, 对于低空飞行的微小型无人机一般采用气压高度计输出。

### 3.2.2 微小型无人机侧向控制原理与设计

微小型无人机的侧向控制方案与纵向类似, 也分为内外回路的设计, 其中以滚转角或者航向角为内回路进行设计, 具体要根据飞机翼型进行设计。有的飞机机翼上反角比较大, 副翼在转弯中的作用就很小甚至没有副翼, 这种飞机完全由方向舵进行侧向控制; 还有一类本文实验所用的常规布局无人机方向舵所起作用很小, 主要靠副翼进行转弯。无论哪种类型无人机垂直天向陀螺都是保证直线飞行的作用, 也是必须的传感器。本文设计的侧向控制原理如图 10 所示。

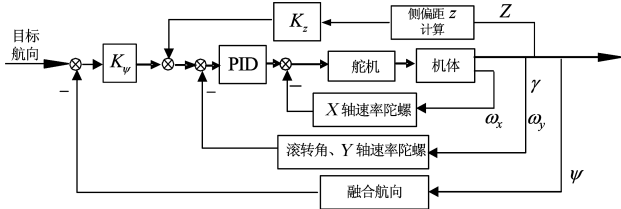


图 10 微小型无人机侧向控制系统原理图

Fig. 10 Micro UAV lateral controlling system principle

微小型无人机的侧向控制方法一般分为压线和定点两种, 其中压线方式同时控制侧向距离和航向偏差; 而定点方式仅控制航向偏差, 使无人机速度方向始终对准目标方向, 一般适合仅有两个航路点的超视距飞行。侧向控制系统设计与实现的关键是滚转和航向姿态的测量以及控制参数的选择。

### 3.3 微小型无人机带死区的变增益 PID 自适应控制律设计

根据上述理论分析设计的控制律<sup>[12-16]</sup>如下:

1) 纵向定姿、定高带死区变增益 PID 自适应控制律:

当  $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_c \geq th4$ ,

$$\begin{aligned} \delta_z = & k_{40}(H - H_c) + k_{41} \cdot th4 + \\ & k_{42} \cdot (\Delta\vartheta - th4) + k_{43}(\omega_{ibz}^b) + \\ & k_{44}(1 - \cos(\gamma)) + k_{45} \cdot \vartheta \cdot u(\vartheta) \end{aligned} \quad (15)$$

当  $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_c < th4$ ,

$$\begin{aligned} \delta_z = & k_{40}(H - H_c) + k_{41} \cdot \Delta\vartheta + k_{43}(\omega_{ibz}^b) + \\ & k_{44}(1 - \cos(\gamma)) + k_{45} \cdot \vartheta \cdot u(\vartheta) \end{aligned} \quad (16)$$

其中

$$\Delta\vartheta = \begin{cases} 0, & |\Delta\vartheta| \leq |\Delta\vartheta_0|, \\ \Delta\vartheta, & |\Delta\vartheta| > |\Delta\vartheta_0|, \end{cases} \quad u(\vartheta) = \begin{cases} 1, & \vartheta \geq 0 \\ 0, & \vartheta < 0 \end{cases}$$

2) 滚转姿态保持带死区变增益自适应控制律:

当  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_c > th3$ ,

$$\begin{aligned} \delta_x = & k_{30} \cdot th3 + k_{31}(\Delta\gamma - th3) + \\ & k_{32}\omega_{ibx}^b + k_{33}\omega_{iby}^b \end{aligned} \quad (17)$$

当  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_c < th3$ ,

$$\delta_x = k_{30} \cdot \Delta\gamma + k_{32}\omega_{ibx}^b + k_{33}\omega_{iby}^b \quad (18)$$

其中

$$\Delta\gamma = \begin{cases} 0, & |\Delta\gamma| \leq |\Delta\gamma_0| \\ \Delta\gamma, & |\Delta\gamma| > |\Delta\gamma_0| \end{cases}$$

$$\gamma_c = k_z \cdot Z + k_\psi \cdot v \cdot (\psi - \psi_c)$$

3) 航向通道带死区变增益 PID 控制律:

当  $\Delta\psi = \psi - \psi_c > th2$ ,

$$\begin{aligned} \delta_y = & k_{20} \cdot th2 + k_{21}(\Delta\psi - th2) + k_{22}\omega_{iby}^b + \\ & k_{23}(Z - Z_c) + k_{24} \int_0^t Z dt \end{aligned} \quad (19)$$

当  $\Delta\psi = \psi - \psi_c < th2$ ,

$$\begin{aligned} \delta_y = & k_{20}(\psi - \psi_c) + k_{22}\omega_{iby}^b + k_{23}(Z - Z_c) + \\ & k_{24} \int_0^t Z dt \end{aligned} \quad (20)$$

其中

$$\Delta\psi = \begin{cases} 0, & |\Delta\psi| \leq |\Delta\psi_0| \\ \Delta\psi, & |\Delta\psi| > |\Delta\psi_0| \end{cases}$$

4) 油门 PI 控制律:

$$\delta_p = k_{10}(v - v_c) + k_{11} \int_0^t (v - v_c) dt \quad (21)$$

本文角速率反馈采用三个 MEMS 陀螺仪输出  $\omega_{ibx}^b$ ,  $\omega_{iby}^b$ ,  $\omega_{ibz}^b$ , 代替三个姿态角变化律  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\vartheta}$ ,  $\dot{\gamma}$ , 主要是考虑到变换矩阵的姿态角在发动机振动情况下会出现比较剧烈的变化, 实验表明这种处理更适合微小型无人机的飞行控制。

## 4 飞行实验研究

本次实验所用的翼身融合无人机 (如图 11 所示) 是自行设计研制的专门为国土资源部土地观测用飞机, 其特点是采用电动发动机, 发动机处在工作状态下的飞行时间为半个小时以上, 翼展 2.5 米, 方向舵主要起增稳作用, 该类型的飞机转弯主要靠副翼。



图 11 实验用微小型翼身融合无人机

Fig. 11 Blended wing-body micro UAV used in experiment

通过以上分析与设计,在转台标定实验、地面跑车与联调通过后,我们进行了外场自驾飞行实验.为了确保飞行安全,我们对无人机的两个通道分别接通.首先接通俯仰通道,定高飞行高度为 140 米,经过多次调整后取俯仰通道控制器参数为  $k_{40} = 0.5$ ,  $k_{41} = 0.5$ ,  $k_{42} = 0.1$ ,  $k_{43} = 0.1$ ,  $k_{44} = 0.2$ ,  $k_{45} = 0.2$ ,  $th_4 = 30$ ,俯仰角限幅为  $45^\circ$ ,我们在 50 米左右时进行切换,飞机自动驾驶纵向高度曲线如图 12 所示.

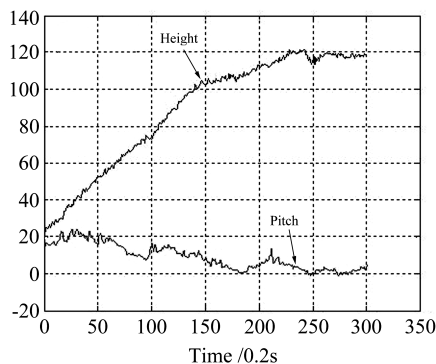


图 12 定高飞行高度/俯仰角变化曲线

Fig. 12 Fixed-height flight height/pitching angles curve

从图 12 可以看出,定高飞行飞机在大约 50 秒钟左右就从 20 米飞到 120 米,然后保持平飞,稳态误差在于参数没有加入高度积分作用.

第 2 次实验时我们接通无人机所有回路,并设定为定航点盘旋飞行状态,在不改变内回路参数的基础上取滚转通道控制器参数为  $k_{30} = 0.2$ ,  $k_{31} = 0.5$ ,  $k_{32} = -0.1$ ,  $k_{33} = 0.1$ ,  $th_3 = 30$ ,滚转角限幅为  $45^\circ$ .取航向通道控制器参数为  $k_{20} = 0.2$ ,  $k_{21} = 0.5$ ,  $k_{22} = 0.1$ ,  $k_{23} = 0.2$ ,  $k_{24} = 0.1$ ,  $th_2 = 30$ ,油门通道采用恒定设置  $k_{10} = 0$ ,  $k_{11} = 0$ ,死区取正负  $3^\circ$  姿态偏差.飞机自动驾驶定航点飞行曲线如图 13 所示.

从实验情况可以看出,本文所设计的导航控制系统能够一定程度消除振动影响,并且在实验环境比较恶劣的条件下,通过信息融合获得比较平稳的控制参数.所设计控制器具有良好的动态品质和跟踪性能,能够满足微小型无人机的短时飞行任务要求,更重要的是带死区变增益 PID 自适应控制思想层次清晰,易于在线调整参数,特别适合基于低精度 MEMS 测量装置的数字控制系统设计.

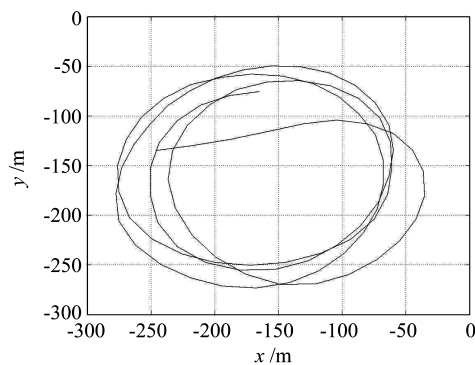


图 13 定航点盘旋飞行曲线图

Fig. 13 Fixed-point circling flight curve

## 5 结论

本文研究了一种基于硅 MEMS 惯性器件的微小型无人机带死区变增益 PID 自适应控制方法,提出的控制方法克服了现有微小型无人机控制系统设计中存在的问题,即无人机易受干扰、传感器测量精度不高以及发动机振动而引起的抖舵现象.文中给出了通过捷联解算与信息融合得到无人机较为平稳准确的运动学信息的方法.理论结果的有效性通过大量的飞行实验得到了验证.

## References

- 1 Wang Song, Li Xin-Jun, Liang Jian-Hong, Pu Li. Embedded autopilot system design for microrobots. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, **31**(7): 775-779  
(王松, 李新军, 梁建宏, 蒲立. 微小型机器人嵌入式自驾仪设计. 北京航空航天大学学报, 2005, **31**(7): 775-779)
- 2 Fang Xiao, Lei Jin-Kui, Liu Zhi-Gang. Design of flight control and managing systems for a small reconnaissance UAV. *Flight Dynamics*, 2004, **22**(1): 37-40  
(方晓, 雷金奎, 刘志刚. 小型无人侦察机飞行控制系统设计. 飞行力学, 2004, **22**(1): 37-40)
- 3 Huang Yi-Min, Sun Chun-Zhen. Minimum-sensor flight control system for UAV. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, **37**(1): 11-15  
(黄一敏, 孙春贞. 无人机简化配置控制技术. 南京航空航天大学学报, 2005, **37**(1): 11-15)
- 4 Nho K, Agarwal R K. Automatic landing system design using fuzzy logic. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, **23**(2): 298-304
- 5 Lin C F. Autonomous integrated air vehicle control. In: *Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics World Aviation Conference*. Anaheim, USA: AIAA, 1998. 1-11
- 6 Li Ai-Jun, Shen Yi, Zhang Wei-Guo. Fuzzy control system design for auto landing. *Armament Automation*, 2002, **21**(6): 4-7  
(李爱军, 沈毅, 章卫国. 飞机自动着陆的模糊控制系统设计. 武器装备自动化, 2002, **21**(6): 4-7)
- 7 Hu Bao-Gang. A study on nonlinear PID controllers-proportional component approach. *Acta Automatica Sinica*, 2006, **32**(2): 219-227  
(胡包钢. 非线性 PID 控制器研究——比例分量的非线性方法. 自动化学报, 2006, **32**(2): 219-227)
- 8 Xi Qing-Biao, Yuan Dong-Li, Yan Jian-Guo. A study of lateral flight control system of UAV. *Flight Dynamics*, 2004, **22**(4): 16-18

- (席庆彪, 袁冬莉, 闫建国. 无人机横侧向飞行控制系统研究. 飞行力学, 2004, **22**(4): 16–18)
- 9 Winkler S, Buschmann M, Kordes T, Schulz H W, Vorsmann P. Application of micro-technology to integrated navigation of autonomous micro air vehicles. In: Proceedings of AIAA Conference on Micro-Nano-Technologies. Monterey, California, USA: AIAA, 2004. 1–12
- 10 Yuan Xin, Zheng E. *Principle of Bootstrap Inertial Navigation*. Beijing: Astro-Curriculum Editing Group, 1985  
(袁信, 郑谔. 捷联式惯性导航原理. 北京: 航空专业教材编审组, 1985)
- 11 Shen An-Yu, Shen Xue-Ren, Li Yun-Bao. *Autopilot Control Systems*. Beijing: National Defence Press, 2003  
(申安玉, 申学仁, 李云保. 自动飞行控制系统. 北京: 国防工业出版社, 2003)
- 12 Chen Xin, Yang Yi-Dong, Zhang Min. Study of an intelligent PID attitude controller for UAV. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, **35**(6): 611–615  
(陈欣, 杨一栋, 张民. 一种无人机姿态智能 PID 控制研究. 南京航空航天大学学报, 2003, **35**(6): 611–615)
- 13 Zhang Ming-Lian. *Flight Control Systems*. Beijing: Aerospace Industrial Press, 1994  
(张明廉. 飞行控制系统. 北京: 航空工业出版社, 1994)
- 14 Ohlmeyer E J, Pepitone T R. Guidance, navigation and control without gyros: a gun-launched munition concept. In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, California, USA: AIAA, 2002. 1–14
- 15 Guo Suo-Feng, Shen Gong-Zhang, Wu Cheng-Fu. *Advanced Flight Control Systems*. Beijing: National Defence Press, 2003  
(郭锁凤, 申功璋, 吴成富. 先进飞行控制系统. 北京: 国防工业出版社, 2003)
- 16 Stevens B L, Lewis F L. *Aircraft Control and Simulation*. New York, USA: Wiley-Interscience, 1992

陶 冶 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院博士研究生. 主要研究方向为微小型无人机导航、制导与控制. 本文通信作者.

E-mail: taoye@aspe.buaa.edu.cn

(TAO Ye Ph.D. candidate at the Fifth Research Division, Beijing University of Aeronautics and Astronautics. His research interest covers guidance, navigation, and control of UAV. Corresponding author of this paper.)

房建成 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院教授. 主要研究方向为航天器姿态控制技术, 自主定位导航技术.

(FANG Jian-Cheng Professor at School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics. His research interest covers spacecraft attitude control and autonomous navigation.)

盛 蔚 博士, 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院副教授. 主要研究方向为航天器姿态控制技术, 自主定位导航技术.

(SHENG Wei Ph.D., associate professor at the Fifth Research Division, Beijing University of Aeronautics and Astronautics. Her research interest covers spacecraft attitude control and autonomous navigation.)