

doi: 10.7690/bgzdh.2014.07.008

## 某小型无人机近地飞行纵向控制律的设计与仿真

陈鹏, 段凤阳, 郑志成, 肖伟, 张庆杰  
(空军航空大学飞行器控制系, 长春 130022)

**摘要:** 针对某小型无人机在起飞着陆的近地飞行阶段容易擦地的问题, 提出一种用双超声波高度表精确控制俯仰角防止擦地的方案。建立该无人机近地飞行时的数学模型, 结合飞机实际外形特点, 采用双层回路进行俯仰角稳定控制, 利用经典控制设计该机的纵向控制律, 并运用 2 个超声波高度表来精确地控制小型无人机的姿态和轨迹。分析结果表明: 该方案控制效果良好, 可以满足近地飞行的纵向稳定和控制, 保证飞机安全飞行。

**关键词:** 无人机; 纵向控制律; 超声波高度表; 螺旋桨防擦地; 近地飞行

**中图分类号:** TJ85 **文献标志码:** A

### Longitudinal Control Law Design and Simulation of Certain Type Small UAV Flying Close to Ground

Chen Peng, Duan Fengyang, Zheng Zhicheng, Xiao Wei, Zhang Qingjie

(Department of Aircraft Control, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

**Abstract:** For the easy cleaning problems of a certain type small UAV in the take-off and landing near the flight phase, a highly precise controller of the pitch angle to prevent table wiping the scheme of double ultrasonic. Mathematical model of the UAV flight near the ground plane, combined with the actual appearance characteristics, pitch angle stability control using the double loop, using classical control design of longitudinal control law of the machine, and the use of 2 ultrasonic altimeter to precisely control the attitude and path of small UAV. Analysis results show that: the control effect is good, can satisfy the longitudinal stability and control flight near and ensure the safety of the aircraft flight.

**Keywords:** UAV; longitudinal control law; ultrasonic altimeter; prevent the propeller cleaning; low altitude flight

#### 0 引言

某小型无人机是一种以侦查为主, 具备多种功能的飞机, 在不具备常规机场平整跑道的情况下也可以进行起飞和着陆, 对环境具有良好的适应性。但是, 该型无人机螺旋桨桨位较低, 在起飞着陆的近地飞行阶段容易擦地, 当俯仰角控制不够精确时, 很可能造成事故。而该小型无人机平台载荷很小, 没能力搭载传统飞机的高精度陀螺, 低精度的 MEMS 陀螺无法保证该机的防擦地角。针对这种特点, 在对该机控制律进行设计时, 笔者提出了一种用双超声波高度表精确控制俯仰角防止擦地的方案, 并进行了仿真验证。即使在地面不平的情况下, 该方案仍然能保持安全稳定的姿态, 使飞机在恶劣外界环境下依旧具有很强的生存能力和适应能力。

#### 1 无人机纵向解耦和模型线性化

无人机的数学模型是一组 12 阶的非线性微分方程, 十分复杂, 难以求得其解析解。在研究无人机的稳定性和操纵性时, 一般首先对飞机模型进行纵向运动和横航向运动的解耦<sup>[1-3]</sup>, 然后针对该型无

人机工作的平衡点对飞机纵向数学模型进行配平, 根据平衡点处的飞行状态写出小扰动方程, 从而完成飞机模型的线性化处理<sup>[4-7]</sup>。文中以高度 10 m, 速度 15 m/s 的平飞状态下对飞机进行配平及线性化处理。忽略舵机特性和时间的延迟, 并且假设发动机油门状态不变。根据有关气动数据可以得到无人机纵向运动的状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

式 (1) 中  $u = \Delta\delta_e$ ,  $x = [\Delta V, \Delta\alpha, \Delta q, \Delta\theta]^T$ 。4 个矩阵系数分别为:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0166 & 0.08 & 0 & -9.81 \\ -0.0009 & -1.86 & 1 & 0 \\ 0.0110 & -9.27 & -2.65 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.007 \\ 0.124 \\ -10.105 \\ 0 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad D = 0$$

收稿日期: 2014-01-10; 修回日期: 2014-02-24

作者简介: 陈鹏(1990—), 男, 吉林人, 在读硕士, 从事军用无人机控制与运用工程研究。

## 2 俯仰角稳定控制回路

俯仰角稳定控制回路可以完成飞机的纵向姿态控制，是保证飞机稳定性的重要环节，笔者针对的小型无人机俯仰角控制采用双层回路，如图 1 所示，里层的俯仰角速度反馈回路可以改善系统的俯仰阻尼性，第 2 层的俯仰角反馈实现姿态控制<sup>[8]</sup>。

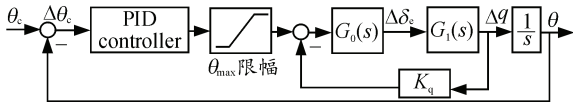


图 1 俯仰角稳定控制回路

### 2.1 俯仰角速度反馈内回路

扰动或输入初始作用在飞机的阶段，短周期运动占主导地位，在这段时间里，飞行速度和俯仰角的增量变化不大，可近似认为常量即  $\Delta V = \Delta \theta = 0$ <sup>[9]</sup>。由此，可以将原来 4 个自由度(包括速度、迎角、俯仰角和俯仰角速度)的纵向运动方程变成了二自由度(包括迎角和俯仰角速度)的短周期运动方程<sup>[10]</sup>

$$\begin{cases} \dot{x}_s = Ax_s + Bu \\ y = Cx_s + Du \end{cases} \quad (2)$$

式 (2) 中  $x_s = [\Delta \alpha, \Delta q]^T$ 。系数矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} -1.86 & 1 \\ -9.27 & -2.65 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0.124 \\ -10.105 \end{bmatrix}$$

$$C = [0 \quad 1], \quad D = 0$$

短周期状态方程可以转化为升降舵偏转角度  $\Delta \delta_e$  到俯仰角速度  $\Delta q$  的传递函数：

$$G_1(s) = \frac{-10.105s - 19.9448}{s^2 + 4.51s + 14.199} \quad (3)$$

式中舵面模型  $G_0(s)$  采用一阶惯性环节  $\frac{-1}{0.1s + 1}$ 。由图可整理出俯仰角速度回路的开环传递函数

$$G_{1,2}(s) = \frac{K_q(10.105s + 19.9448)}{0.1s^3 + 1.451s^2 + 5.9299s + 14.199} \quad (4)$$

作出根轨迹曲线如图 2 所示，俯仰角速率稳定系统的闭环根轨迹随着增益值  $K_{\Delta q}$  在变化。当  $K_{\Delta q}$  初始增大时，系统响应速度加快，振荡得到明显的改善；当  $K_{\Delta q}$  增大到 0.235 之后，阻尼比保持在 0.763；当  $K_{\Delta q}$  超过 0.255 以上，阻尼比会逐渐降低，超调量会大幅增加。综合系统效益确定增益值  $K_{\Delta q} = 0.255$ ，此时阻尼系数 0.763，自然频率为 6 rad/s。在加入反馈回路后，俯仰角速率系统的稳态误差和超调量都得到了明显改善。

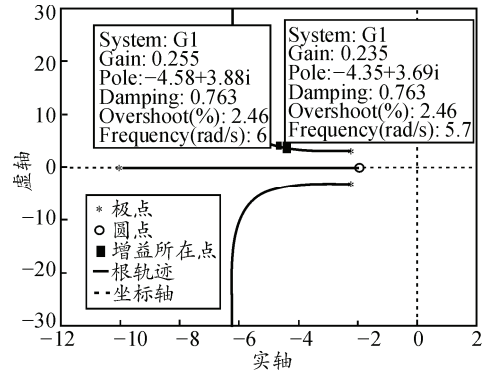


图 2 俯仰角速度闭环根轨迹

### 2.2 俯仰角稳定外回路

把内回路反馈增益值  $K_{\Delta q}$  带入，可得到升降舵偏转角度  $\Delta \delta_e$  到俯仰角  $\Delta \theta$  的闭环传递函数为

$$\Phi_1(s) = \frac{10.1s + 19.94}{0.1s^3 + 1.451s^2 + 8.51s + 19.28} \quad (5)$$

前向通道传递函数为

$$G_3(s) = \frac{K_\theta(10.1s + 19.94)}{0.1s^4 + 1.451s^3 + 8.51s^2 + 19.28s} \quad (6)$$

作出闭环根轨迹曲线，当  $K_{\Delta \theta}$  值增大时，系统的反应时间变快，由曲线可以大致确定增益值  $K_{\Delta \theta}$  的范围如图 3。

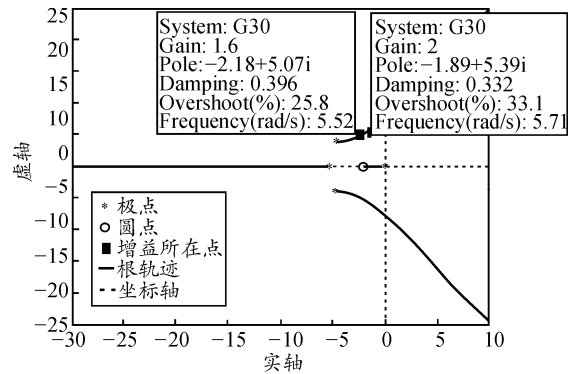


图 3 俯仰回路闭环根轨迹

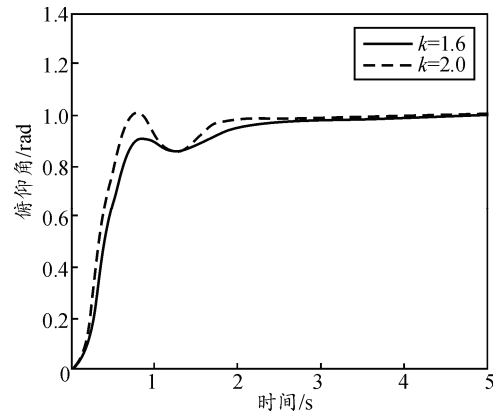


图 4 不同数值  $K$  时俯仰角回路的阶跃响应

图 4 为  $K_{\Delta \theta}$  分别为 1.6, 2 时，俯仰角稳定控制系

统的时域响应，由图 4 可以看出，虽然增益不同，但能同时到达系统稳定。相比之下，增益为 1.6 时系统更加平缓；因此，选择增益值为 1.6，这样既可以有较好的反应速度，又不会导致太多的超调量。

### 2.3 双超声波高度表限制俯仰角的方法

笔者研究的无人机具有机身细长，螺旋桨桨位较低的特点，使得该型无人机在起飞着陆阶段需要很精确地控制姿态角，保持一定的防擦地角  $\theta_{max}$ 。传统的飞机用高精度陀螺可以精确地测得姿态角，保证飞机姿态的控制和稳定，而小型无人机平台载荷很小，没能力搭载传统飞机的高精度陀螺，只能使用 MEMS 陀螺。MEMS 陀螺的漂移特性使得该机的防擦地角变得很不可靠，无法满足该机的要求，针对这种情况，笔者提出一种利用双超声波高度表来精确控制俯仰角的方法，如图 5 所示。2 个超声波高度表分别装在无人机的机头和机位，同时测量距地面的相对高度  $H_1$  和  $H_2$ ，根据两表的相对距离求出飞机的俯仰角，如下

$$\theta = \arcsin\left(\frac{H_2 - H_1}{L}\right) \quad (7)$$

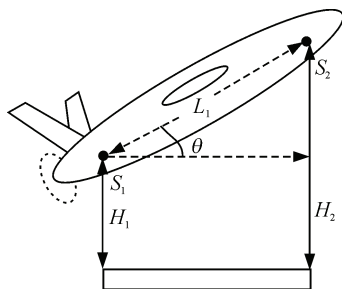


图 5 双超声波高度表测角方案

使用了如上俯仰角控制方案，可以保证飞机与水平面的夹角小于防擦地角。但当飞机所在的跑道地面并非水平时，即飞机与水平面夹角小于飞机与地面夹角的时候，同样可能导致螺旋桨擦地受损。此时，2 个超声波高度表更适合提供精确的夹角，由上式可知，即使地面不平的情况下，该方案仍然能保持安全稳定的姿态，使飞机在恶劣外界环境下依旧具有很强的生存能力和适应能力。

## 3 高度稳定回路

### 3.1 稳定回路设计

高度稳定和控制属于飞机重心的控制，在飞机编队飞行、执行远距离任务及进场着陆的初始阶段都要保持高度的稳定。该型无人机的高度控制系统是在俯仰角稳定回路的基础上加上外回路，如图 6

所示。将实际高度信息与指令高度信号做差，将高度差通过高度控制器输入到俯仰控制系统，改变航迹倾斜角  $\mu$  来控制飞机的升降，直到稳定在指令高度，实现高度的稳定和控制。

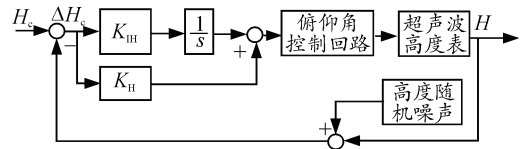


图 6 高度稳定回路

由纵向小扰动模型短周期运动状态方程 (1) 可知迎角  $\Delta\alpha$  前向通路的传递函数

$$G_\alpha(s) = \frac{-0.124s + 9.7764}{0.1s^2 + 1.451s + 5.9299s + 14.199} \quad (8)$$

由式 (3) 和式 (8) 得到航迹倾斜角  $\Delta\mu$  的前向通路传递函数

$$G_\mu(s) = \frac{10.229s + 10.1684}{0.1s^2 + 1.451s + 5.9299s + 14.199} \quad (9)$$

假设无人机做没有大机动的稳定飞行，航迹倾斜角  $\mu$  小于  $1^\circ$ ，则高度计算公式可近似为

$$H = \int V \sin \mu dt \approx \int V \mu dt \quad (10)$$

最终高度稳定和控制系统的控制律为

$$\Delta\delta_c = K_\theta \Delta\theta + K_q \Delta q + K_H (H - H_c) + \int K_{IH} (H - H_c) \quad (11)$$

当  $K_H$  增大时系统快速性变好，但同时振荡加剧，超调增多；当  $K_{IH}$  由 0 增大过程中，稳态误差先是减小，超过一定值后误差开始反向增加，系统稳定性变差。运用 Matlab 工具选择参数，选定  $K_H$ ， $K_{IH}$  分别为 0.2, 1.4。此时，系统能获得较为满意的时域响应。当系统输入高度差为 1 m 时，高度稳定系统的时域响应如图 7 所示。

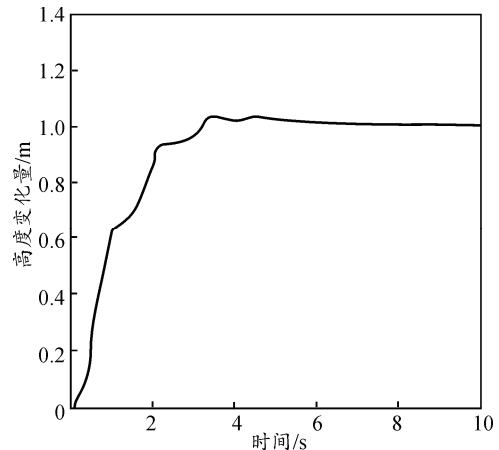


图 7 高度稳定回路阶跃响应

### 3.2 高度安全控制设计

飞机在近地飞行时，地形的起伏会对飞机机体的安全构成影响。由于飞机起落架收起后，机尾的螺旋桨处于飞机相对最低点，地势的突变会让处于低位的螺旋桨有擦地的可能。故此，在文中 2.3 节设计双超声波高度表限制俯仰角的基础上，设计近地飞行时防打桨的方案，设桨径为  $L_2$ ，则螺旋桨最低点与机尾的垂直距离：

$$H_{L2} = \frac{L_2 \cos \theta}{2} \quad (12)$$

螺旋桨最低点与机头的垂直距离：

$$H_{L1} = H_1 - H_2 + H_{L2} \quad (13)$$

该距离即为飞机在水平地面近地飞行时防止擦地的安全高度。如果飞机机头的超声波高度表测到地面突然上升，得到的高度已小于安全高度  $H_{L1}$ ，立刻控制升降舵向上偏转以改变轨迹。从低头的高度表发现地形上升到机尾螺旋桨飞至地形上升点所用时间为

$$t = \frac{L_1 \cos \theta}{V} \quad (14)$$

若飞机可以在  $t$  时间内调整高度，并使系统重新稳定，则飞机可以实现安全的飞行。假设该飞机在最低高度近地飞行时第一个超声波高度表探测到地形有 0.1 m 的突起，即在机尾到达突起之前，飞机高度必须已经升高 0.1 m。根据飞机参数可以求得安全时间  $t$  为 0.13 s，从图 7 的高度阶跃响应曲线可以看出，当  $t=0.13$  s 时，高度变化量已经超过 0.1 m，可以满足要求，实现安全飞行。

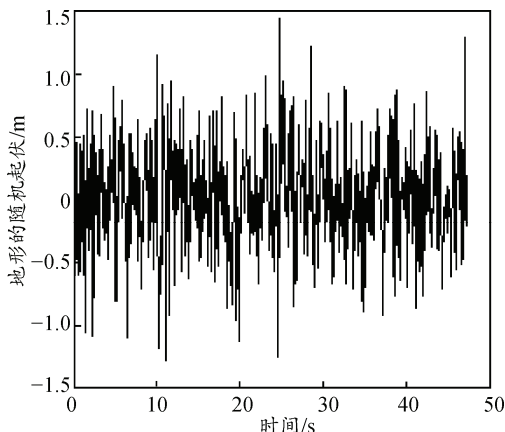


图 8 噪声模拟地形的起伏

飞机在近地飞行时，需要针对地形来调整俯仰角和高度，考虑地面略微起伏会对飞机稳定性的影响，在高度稳定和控制外回路加入如图 8 所示的随机噪声，来模拟近地飞行时地形的随机起伏，可得

到系统时域响应如图 9。由图可以看出，地面随机高度在  $-1.3 \sim +1.5$  m 之间随机分布，飞机通过超声波高度表测得地面的起伏情况，把数据送入高度稳定系统，得到输出指令来稳定和控制高度，把高度控制在 5 m 左右，起到了较好的效果。

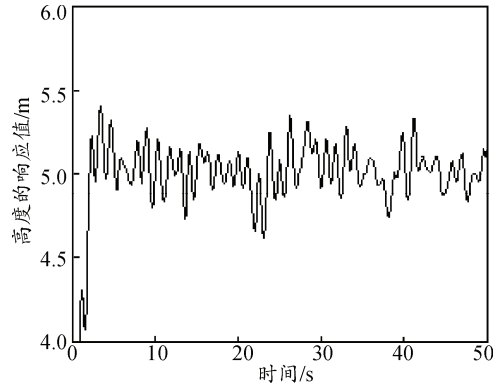


图 9 起伏地形下近地飞行的高度响应

### 4 总结

笔者首先利用自动控制原理知识，建立了某小型无人机飞控的纵向控制律，并结合飞机实际外形特点，运用 2 个超声波高度表来精确地控制小型无人机的姿态和轨迹。验证结果表明：笔者设计的飞控系统纵向控制律可以实现无人机近地飞行纵向姿态及轨迹的稳定和控制，为下一步该型无人机的自动起飞和降落的研究打下了基础。

### 参考文献：

- [1] 鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 北京：国防工业出版社，1999：159-163.
- [2] 吴森堂，费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2005：80-84.
- [3] 甄云卉，路平. 无人机相关技术与发展趋势[J]. 兵工自动化，2009，28(1)：14-16.
- [4] 秦玮，闫建国，孙兴宏，等. 无人机飞行控制系统纵向控制律设计及仿真[J]. 弹箭与制导学报，2007，27(2)：91-93.
- [5] 蒋静. 某无人机的纵向控制律设计仿真分析[J]. 计算机仿真，2011，28(001)：24-26.
- [6] 柯劭，李中健. 大气扰动下无人机纵向控制律设计研究[J]. 计算机测量与控制，2010(003)：591-593.
- [7] 刘歌群. 无人机飞行控制器设计及检测与控制技术研究[D]. 西安：西北工业大学，2004.
- [8] 徐钊，王新民，余翔，等. 固定翼飞机控制律设计与飞行模拟系统的实现[J]. 计算机仿真，2008，25(9)：25-28.
- [9] 何湘智，王荣春，罗倩倩. 固定翼无人机纵向控制律设计及仿真验证[J]. 科学技术与工程，2010(009)：2134-2138.
- [10] 刘亮亮，胡延霖，易牧，等. 无人机半实物仿真系统研究[J]. 兵工自动化，2008，27(3)：44-45.