

doi: 10.7690/bgzd.2016.05.011

小型无人机飞行控制系统设计及验证

梁 瑾, 宋栋梁, 李 嘉

(西安自动飞行控制研究所重点实验室, 西安 710065)

摘要: 为提高小型无人机的自主飞行能力, 对全流程自主飞行控制系统的设计进行研究。以某小型固定翼无人机作为研究平台, 设计控制系统及制导系统, 在航迹跟踪控制模式中引入侧向偏离速度量, 并进行试飞场景设计及试飞验证。结果表明: 该系统能提高航迹跟踪的快速性和精度, 其控制律及制导率是正确、实用的, 在提升无人机自主控制等级的同时能为自主编队控制等相关技术做好前期准备工作。

关键词: 小型无人机; 控制系统; 自主飞行控制; 制导逻辑

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Design and Test for Flight Control System Based on Small UAV

Liang Jin, Song Dongliang, Li Jia

(National Key Laboratory of Science & Technology, Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: All processes of autonomous control are designed for improving the ability of autonomous flight on the small unmanned air vehicle. The research is based on the certain type small fixed-wing unmanned air vehicle in this paper. Firstly, flight control system and guidance laws are promoted, then the velocity of lateral departure from desired flight path was used in tracking flight path mode, at last the flight scene was designed for flight test. The results show that the system could raise the speed and precision in tracking flight path, and control laws and guidance laws are correct and practical. It not only upgrades the degree of autonomous control, but also be prepared for autonomous formation control and the other concerned technologies.

Keywords: small UAV; control system; autonomous flight control; guidance logic

0 引言

无人机作为一种有效的侦查、作战、防卫工具, 近年来在许多军事和民用领域逐渐取代了有人机驾驶飞机的地位, 特别是一些高风险的任务, 由无人机来替代完成, 可以降低成本, 减小风险。

现代军事应用要求小型无人机要具有较强的自主飞行能力, 而这种能力的基础是无人机控制系统及制导逻辑的强弱。笔者以某小型无人固定翼为平台, 开展全流程自主飞行控制系统的设计研究, 即实现该小型无人机从起飞到着陆过程的全自主飞行, 其中包括控制系统的设计以及制导逻辑的建立。

1 控制系统设计

自主飞行控制系统包括以下模态: 俯仰角保持模态、高度保持模态、速度保持模态、滚转角保持模态、航向角保持模态、航迹跟踪模态。

1.1 俯仰角保持模态

控制律结构如图 1 所示。

俯仰角控制回路采用比例控制, 引入俯仰速率反馈用于增强阻尼, 滚转角用于补偿飞机倾斜时姿态的变化。GAMAFUN 模块为

$$\frac{1 - \cos(V\text{gama})}{\cos(V\text{gama})}$$

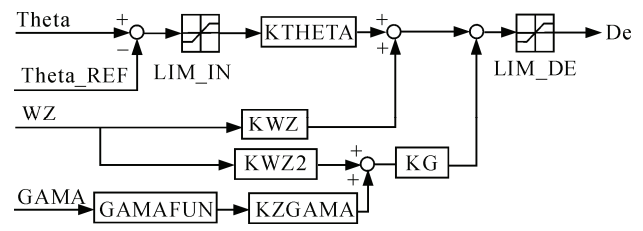


图 1 俯仰控制模态框图

在巡航段的转弯过程中 $V\text{gama}=\text{GAMA_REF}$, 其余 $V\text{gama}=\text{GAMA}$ 。

1.2 高度保持模态

控制律结构如图 2 所示。

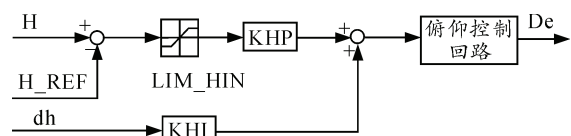


图 2 高度控制模态框图

高度控制模态采用比例方式, 以俯仰角控制为内回路。

1.3 速度保持模态

控制律结构如图 3 所示。

速度保持模态采用比例方式, 引入俯仰角和角速率增加阻尼。

收稿日期: 2016-01-28; 修回日期: 2016-03-12

作者简介: 梁瑾(1985—), 女, 山东人, 硕士, 工程师, 从事导航、制导与控制研究。

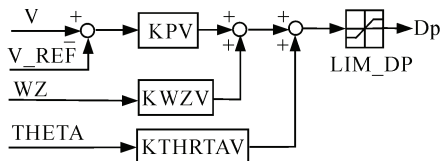


图 3 速度控制模式框图

1.4 滚转角保持模式

控制律结构如图 4 所示。

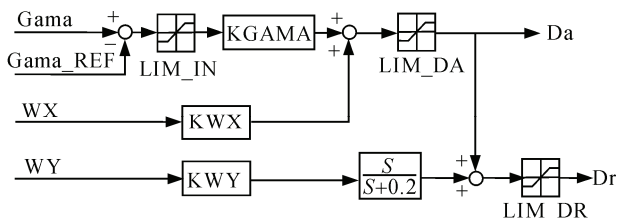


图 4 滚转控制模式框图

笔者在滚转角控制回路中使用了滚转速率 W_X 和偏航速率 W_Y 作为反馈信号，用于获得期望的滚转特性和改善飞机的荷兰滚特性。从副翼到方向舵的铰链信号，用于减小航向角的初始反偏。

1.5 航向角保持模式

控制律结构如图 5 所示。

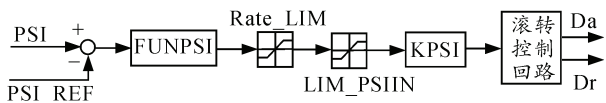


图 5 偏航角控制模式框图

偏航角控制回路以滚转角控制为内回路，实现偏航角的给定与保持。功能模块 FUNPSI 将航向角转换为 $-180^\circ \sim +180^\circ$ 之间。

FUNPSI 实现以下逻辑：

$$ERPSIF = \begin{cases} ERPSI - 360^\circ & ERPSI > 180^\circ \\ ERPSI & -180^\circ < ERPSI < 180^\circ \\ ERPSI + 360^\circ & ERPSI < -180^\circ \end{cases}$$

1.6 航迹跟踪模式

控制律结构如图 6 所示。

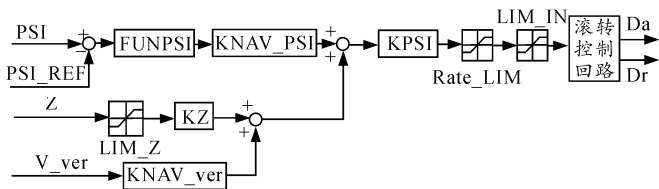


图 6 空中纠偏控制模式框图

航迹跟踪模式，采用的是以滚转角控制回路为内回路的结构，通过 GPS 数据进行航路信息解算，获得相对于航路的侧偏距离 Z 以及航向偏 ($PSI - PSI_REF$)，生成倾斜角控制指令，完成对侧

偏和航向的控制。为了提高航迹跟踪的快速性以及跟踪精度，加入侧偏速度 V_ver ，在控制过程中，其极性与 Z 支路产生的极性相同，即起到同向的控制作用。

2 制导系统设计

制导系统是小型无人机系统的中枢环节，在实际飞行过程中，它向无人机系统提供飞行指令及部分参数信息。

2.1 基本飞行状态

小型无人机的飞行轨迹可以分为如图 7 所示的 6 阶段。

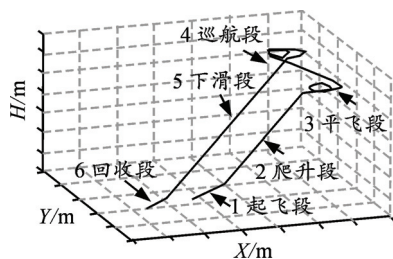


图 7 飞行轨迹三维示意图

2.2 控制逻辑设计

为了实现全流程的自主飞行，首先，需要对上述飞行阶段进行需求分析，选择有效的控制模式；其次，需要对飞行阶段的转换进行控制逻辑的设计以及控制模式的过渡，具体如下：

1) 自动起飞模式(包括起飞段和爬升段)：小型无人机采用滑跑式起飞方式。在飞机上电后，发动机转速达到起飞要求，且滑跑速度满足爬升段的要求，飞机进入爬升阶段；从安全角度出发，要求制导逻辑在飞机出发后给出一个保证飞机安全的指令，使飞机能够保持姿态、速度的稳定。

2) 巡航模式(包括平飞段和巡航段)：飞机达到指定高度后，进入平飞段，保持进入平飞段之前的飞行状态直至接到巡航指令后，进入巡航状态，纵向采用定高模式，根据横侧向采用的不同模式，巡航状态中内涵了平飞、直飞、航向选择、左/右盘旋和协调转弯等模式。在程控方式下，小型无人机系统按照预先设定的航路点完成航线自主飞行。

3) 自动着陆模式(包括下滑段和回收段)：小型无人机采用滑跑着陆方式。接到自动着陆指令后，则飞机进入下滑状态，纵向采用俯仰角控制与保持；横侧向采用滚转角保持，当飞机下降到一定高度后，若飞机能进入着陆窗口，则飞机进入自动着陆模式，

油门熄火，控制其俯仰角和滚转角，使其平稳着地。

4) 复飞模态(考虑飞机不能正常着陆的情况)：当飞机下降到一定高度后无法进入到着陆窗口，此时为了飞行安全，飞机进入复飞模态，即加速以较大的俯仰角迅速将飞机拉起至巡航高度后，再重新按照航路飞行，并再次切入自主着陆模态，直至飞机安全降落。

3 试验设计及验证

3.1 试验平台及参数

本试验采用实验室的某小型固定翼无人机作为

平台，如图8所示，平台参数如表1所示。



图8 小型无人机固定翼飞机实物

表1 飞机平台参数

尺寸/m		质量/kg		动力				飞行性能		
翼展	机长	空机质量	最大起质量	电源	电机	桨直径	桨矩	离地速度/(m/s)	平飞速度/(m/s)	续航时间/min
2	1.8	1.2	2.1	3 s/2 200 mAh 锂电池	980 kV×2	8 英寸	45°	6	10	8

3.2 试验场景设计

文中设计的试飞验证场景为一个 200 m×30 m 的跑道。航线由 7 个航点组成，如图 9 所示：1 为起飞点，也是飞机的着陆点；2 为平飞段进入点，此时飞机要达到一定的高度；3 为巡航段进入点，依次飞过航点 4、5、6；7 为着陆段进入点，飞行高度逐渐下降，在 1 点处安全着陆。每一个航点的信息中都配置有属性设置，该属性对应不同的飞行指令，如起飞、平飞、巡航、着陆及复飞，这些指令分别由数字 1~5 表示。

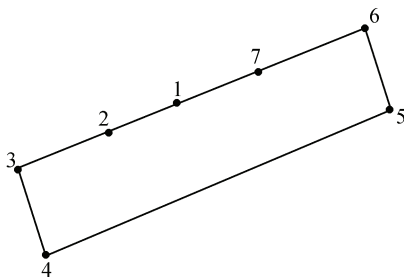


图9 试验飞行航线二维示意图

在按照预定航路飞行过程中，同时验证飞机的盘旋能力，以及盘旋进入与退出逻辑，这是为了后续开展多机编队控制做准备；因此，在着陆前进行飞机盘旋飞行。

3.3 试验结果及分析

飞行中，采用地面站进行飞机状态的监测、飞行数据的记录与航迹的显示，具体飞行结果如图 10~图 12。

由图 10~12 可以看出：飞机可以很好地跟踪给定的控制指令，满足实际飞行要求。

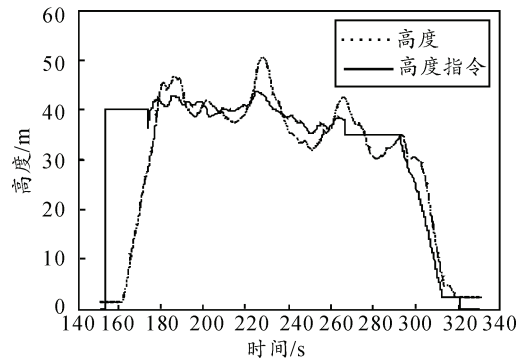


图10 高度控制效果

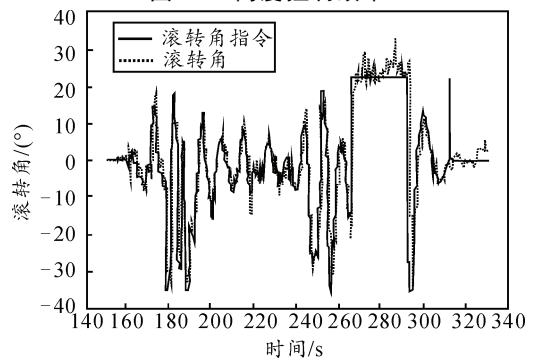


图11 滚转角控制效果

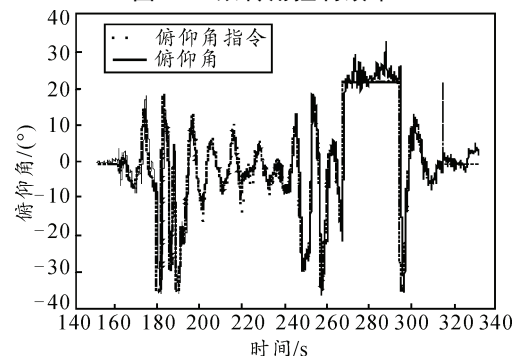


图12 俯仰角控制效果

由图 13 可以看出：僚机的侧偏距满足精度要求，能够保证按照预定的航路飞行。在 290~300 s 的时间范围内侧偏距较大，此时飞机在盘旋模式，满足逻辑要求。

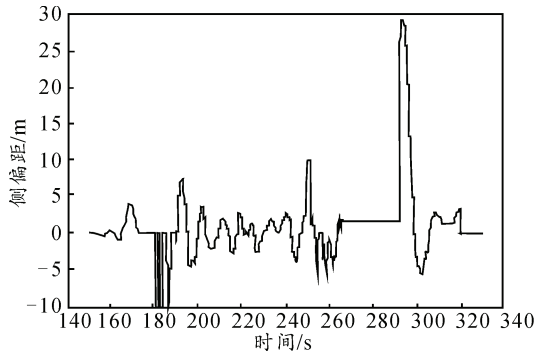


图 13 侧偏距控制效果

从图 14、图 15 可以看出，飞机在飞行过程中飞行状态稳定。

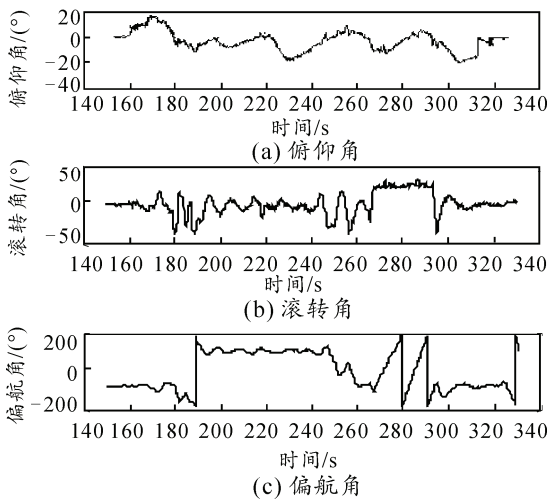


图 14 姿态制效果

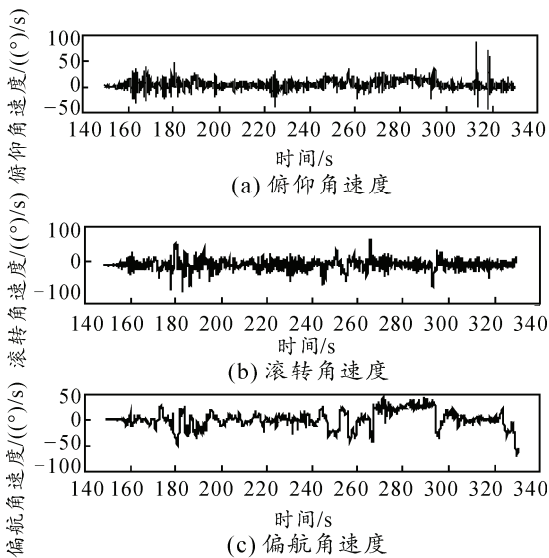


图 15 角速度控制效果

图 16 中，实线示出的是指定航线，与图 9 中的航线相对应，虚线示出的是飞机实际飞行轨迹。可以看出，飞机能够从起飞到着陆均自主完成，并按照预定的航路飞行，同时验证了飞机的盘旋能力。

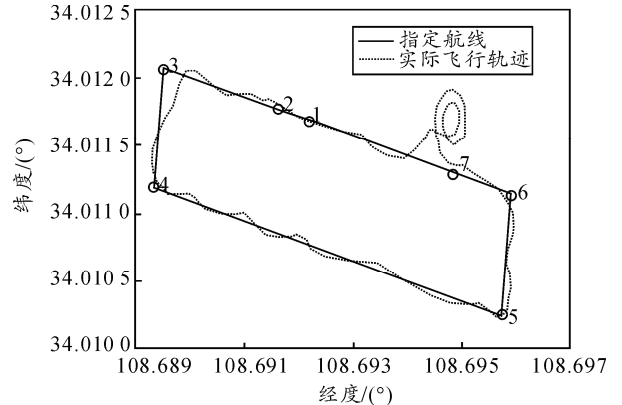


图 16 航迹飞行效果

4 结论

笔者以某小型固定翼无人机为研究平台，通过控制系统和制导系统的设计，实现了无人机从起飞到着陆的全流程自主飞行控制技术的研究，并通过试验进行验证。验证结果表明：该技术是可用的，能够很好地控制无人机的自主飞行，为自主控制技术储备经验；同时为无人机自主编队控制等相关技术做好前期验证工作。

参考文献：

- [1] 周谟, 徐光辉. 一种小型固定翼无人机飞行控制系统设计[J]. 山西电子技术, 2013(1): 33-35.
- [2] 张治生, 陈怀民, 吴成富, 等. 小型无人机控制逻辑建模与仿真[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(9): 93-97.
- [3] 淳于江民, 张珩. 无人机的发展现状与展望[J]. 飞航导弹, 2005(2): 23-27.
- [4] 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, 10(9): 2134-2138.
- [5] 顾均晓, 刘剑锋, 李栋, 等. 微小型无人机自动驾驶仪的设计及试验研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(6): 1716-1718.
- [6] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 2-4.
- [7] 张治生, 陈怀民, 吴成富, 等. 一种新的小型无人机飞行控制策略研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 43-49.
- [8] Johnson EN, Fontaine S. Use of Flight Simulation to Complement Flight Testing of Low Cost UAVs[R]. AIAA 2001: 2001-4059.
- [9] 秦世引, 陈锋, 张永飞. 小型无人机纵向姿态模糊自适应 PID 控制与仿真[J]. 智能系统学报, 2008, 3(2): 121-128.