

复杂条件下无人机着陆纵向控制技术研究

李磊, 黄一敏, 孙春贞
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 无人机自动着陆过程受环境因素影响较大, 为了提高无人机在复杂条件下的着陆精度, 增强无人机环境适应性, 针对某无人机精确着陆要求, 分析了无人机着陆误差较大的主要原因, 给出了改进措施, 分别验证了陡下滑段自动配平和浅下滑段动力补偿的控制效果。最后采用蒙特卡罗方法对各种不确定性下的着陆进行仿真验证, 仿真结果表明, 改进后的着陆方案能够有效地减小无人机着陆误差, 提高无人机着陆精度。

关键词: 无人机; 着陆; 飞行控制

中图分类号: V249 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)11-0062-04

On Longitudinal Control of Landing for UAVs under Complex Conditions

LI Lei, HUANG Yi-min, SUN Chun-zhen

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The landing precision of an Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) is influenced seriously by the complexity of the environment. In this article, we focus on the accuracy landing of UAV, and analyze the main factors that bring in errors. Some methods were given for improving the performance and environmental adaptability of UAVs in landing process. Simulation was made with Monte Carlo method to examine the suitability of these control methods under different sort of uncertainties. The results show that the improved control method can reduce the deviation of landing points, and increase the landing precision.

Key words: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); landing; flight control

0 引言

对于轮式起降的无人驾驶飞机自动着陆过程, 纵向要求无人机能够跟踪预设的高度剖面, 横向要求对准跑道中心线, 这样才能完成精准的着陆^[1]。而无人机在首飞及前期的试飞过程中, 主要考虑着陆的安全性, 要求以一定的速度、下沉率、俯仰角接地, 通常采用简单可靠的控制策略^[2]。随着飞行任务的复杂化和机场跑道长度的限制, 由于飞机自身的不确定性和外界环境的影响, 无人机在跟踪下滑轨迹线时通常会有稳态误差, 导致着陆时触地点分布范围较大, 着陆精度低, 对跑道适应性不强。为了满足用户使用要求, 迫切需要解决无人机的精确着陆问题。

本文的研究对象为某无人机, 已经完成了大量的

飞行试验。在试飞过程中, 无人机着陆点误差较大, 纵向偏差最大达到了 1000 m, 如果机场跑道较短, 原着陆方案无法保证无人机安全着陆。本文在此背景下研究无人机着陆过程中纵向控制问题, 提高无人机着陆精度, 以适应不同长度跑道要求。

1 着陆误差分析

1.1 着陆过程描述

样例无人机自动着陆过程可以分为: 进场平飞段、轨迹捕获段、陡下滑段、浅下滑段和地面滑跑段(见图 1)。进场平飞段在无人机达到进场高度后, 保持平飞状态。当无人机进入轨迹捕获区, 采用“撞延长线”的方式切换到陡下滑段, 跟踪预先设计的下滑轨迹线, 稳定飞行速度。在陡下滑段, 高度控制器结构与平飞段一样, 控制参数增大, 准确跟踪下滑轨迹线。当无人机高度达到拉平高度后, 拉起飞机的姿态, 发动机怠速, 速度控制断开, 沿浅下滑轨迹线减速下滑, 以一定速度、下沉率、俯仰角触地。在陡下滑段和浅下滑段, 无

收稿日期: 2013-10-30

修回日期: 2013-12-20

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012008)

作者简介: 李磊(1989—), 男, 湖北恩施人, 硕士生, 研究方向为先导飞行控制技术。

人机跟踪预设轨迹下滑,如果无人机不能精确跟踪轨迹线将导致较大的着陆误差^[3]。

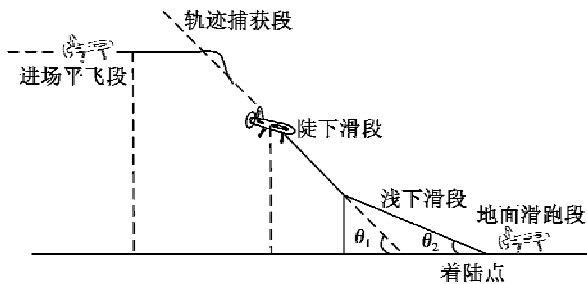


图 1 无人机自动着陆过程

Fig.1 UAV automatic landing contrail

样例无人机自动着陆段的纵向控制采用高度的 PI 控制,以俯仰角控制回路作为高度控制的内回路,为高度控制回路提供足够的阻尼^[4],控制律为

$$\delta_z = K_{\omega_z} \omega_z + K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_c) + K_H \Delta H + K_{\int} \int \Delta H dt \quad (1)$$

式中: δ_z 为升降舵偏角; ω_z 为俯仰角速率; ϑ 为俯仰角传感器信号; ϑ_c 为俯仰角指令; ΔH 为实际高度与高度指令差值; $K_{\omega_z}, K_{\vartheta}, K_H, K_{\int}$ 均为控制系数。

1.2 重量对陡下滑段的影响

陡下滑段的主要目的就是减小或者消除捕获阶段带来的高度和速度误差,建立并稳定无人机的空速,跟踪高度剖面,为着陆做好最后的准备。

这一阶段采用高度差的 PI 控制来跟踪下滑轨迹线,使用油门控制指示空速。在空速一定的情况下,无人机重量不同导致飞行迎角不同,从而配平升降舵不同,升降舵的配平差异主要靠高度积分来平衡。样例无人机原控制律高度积分限幅为 $\pm 5^\circ$,当积分器饱和和后积分不再起作用,由表 1 可知,当无人机重量较小时,高度积分饱和,导致跟踪下滑轨迹线时存在稳态误差,从而进入浅下滑段时飞行状态差异大,着陆精度不高^[5],如图 2、图 3 所示。

表 1 不同重量下陡下滑段状态表

Table 1 States of different weights in steep gliding phase

| 重量/kg | 迎角/(°) | 高度积分/(°) | 高度差/m | 着陆误差/m |
|-------|--------|----------|-------|--------|
| 450 | 2.03 | 5(饱和) | 5.8 | 280 |
| 550 | 3.09 | 4.55 | 0 | 21 |
| 650 | 3.95 | 3 | 0 | -30 |

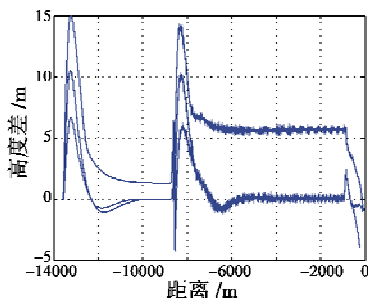


图 2 高度差曲线

Fig.2 Height difference

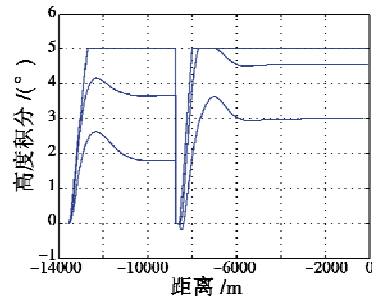


图 3 高度积分曲线

Fig.3 The integration of height

1.3 风对浅下滑段的影响

浅下滑段是无人机接地前的最后阶段,因此浅下滑段的高度跟踪精度直接决定了着陆的接地点精度。在浅下滑的控制中,由于浅下滑段时间较短,导致无人机对高度的控制没有足够的时间响应;此外,浅下滑段无人机速度逐渐减小,舵面效应降低,无人机对高度的跟踪更加迟钝。由此可知,在浅下滑段的控制中,高度控制效率很低,俯仰角开环补偿占主要控制作用^[6]。

无人机在浅下滑段速度控制断开,发动机怠速,基本不提供推力,当无人机顺风着陆时,在浅下滑段能够飞行更长的距离,无人机逆风着陆时,浅下滑段飞行距离短,从而导致浅下滑段飞行距离在不同风速下有很大差异,着陆误差大(见表 2 和图 4)。

表 2 不同风速下浅下滑段着陆误差

Table 2 Landing error at different wind velocity in flare gliding phase

| 风速/(m·s ⁻¹) | 5 | 0 | -5 | -10 |
|-------------------------|-----|----|-----|------|
| 着陆误差/m | 111 | 31 | -67 | -224 |

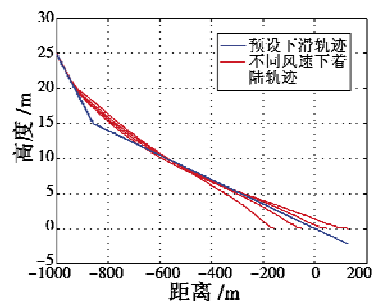


图 4 不同风速下浅下滑段高度曲线

Fig.4 Height at different wind velocity in flare gliding phase

2 精确着陆方案设计

2.1 陡下滑段的自动配平

陡下滑段由于积分饱和而引起无人机在跟踪下滑轨迹线时出现稳态误差,原控制律高度积分限幅为 $\pm 5^\circ$,能够满足无人机正常飞行的需求。分析积分饱和的原因,是由于升降舵配平不能适应无人机在不同重量、不同空速的配平需求。因此,在各种不确定性的影响下,

升降舵配平需要有一定的自适应能力^[7]。同时,为了消除进场平飞段过渡到轨迹捕获段时升降舵的突变,高度积分不能直接清零,应该将该积分值作为升降舵配平的修正量。

无人机在平飞段和陡下滑段迎角、空速等状态差别不大,升降舵配平舵量比较接近。因此,在轨迹捕获段,可以将平飞段高度积分转化为陡下滑段的升降舵配平,然后将积分清零,高度积分从零开始重新积分,从而消除轨迹捕获段升降舵的突变,使无人机具有了一定的自动配平能力^[8]。

陡下滑段高度控制律为

$$\delta_z = K_{\omega_z} \omega_z + K_{\theta} (\theta - \theta_c) + K_H \Delta H + K_{\int} \int \Delta H dt + \delta_z^{\text{trim}} \quad (2)$$

$$\delta_z^{\text{trim}} = \delta_z^{\text{III}} \quad (3)$$

式中, δ_z^{trim} 为进场平飞段的高度积分值。由于将平飞段高度积分用来修正无人机陡下滑段的升降舵配平量,可以减小由无人机重量以及机体结构引起的升降舵配平差异,使无人机在陡下滑段获得自动配平的效果,高度积分器主要用于消除由风速等环境因素引起的配平差异,从而有足够的消除稳态误差。

在非线性环境进行仿真验证,对加入高度自动配平前后进行对比。分别考虑满油、半油、空油、顺风 5 m/s、逆风 10 m/s 情况下,对无人机着陆段进行仿真验证,仿真结果见图 5,使用改进后的方案高度积分值见表 3。

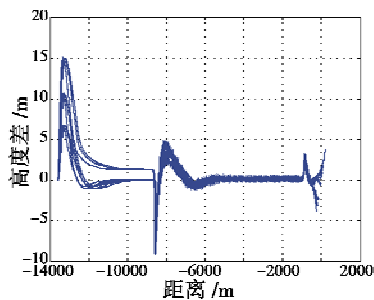


图 5 陡下滑段自动配平后高度曲线

Fig. 5 Height in flare gliding phase after automatic trimming

表 3 改进后陡下滑段高度积分值

Table 3 Integration of height in steep gliding phase after improvement

| 仿真条件 | | 高度积分/(°) | 高度差/m |
|-------|-------------------------|----------|-------|
| 重量/kg | 风速/(m·s ⁻¹) | | |
| 450 | 5 | 1.8 | 0 |
| | 0 | 1.4 | 0 |
| | -10 | 0.5 | 0 |
| 550 | 5 | 1.5 | 0 |
| | 0 | 1.0 | 0 |
| | -10 | 0.1 | 0 |
| 650 | 5 | 1.7 | 0 |
| | 0 | 1.2 | 0 |
| | -10 | 0.2 | 0 |

仿真结果显示,加入自动配平后,由于将进场平飞

段高度积分值转化为陡下滑段升降舵配平值,使得陡下滑段在各种不确定性下有了一定的自动配平能力,消除了高度跟踪的稳态误差,陡下滑段能够准确跟踪下滑轨迹线,有效地减小无人机着陆点误差。

2.2 浅下滑段的动力补偿

无人机在陡下滑过程中,采用指示空速控制,保持一定的指示空速飞行。无人机进入浅下滑后,空速控制断开,发动机怠速。如果无人机顺风飞行,地速大于空速,无人机飞行距离较长;如果无人机逆风飞行,地速小于空速,无人机飞行距离较短。从而引起较大的着陆误差。

为了减小风的不确定性引起的无人机着陆点误差,在浅下滑段需要引入动力补偿^[9],当无人机由陡下滑段转入浅下滑时,由无人机地速和空速计算油门补偿量,油门舵机控制律为

$$\delta_t = \delta_t^{\text{trim}} + K_{V_d} (V_i - V_d) \quad (4)$$

式中: δ_t 为油门补偿量; δ_t^{trim} 为油门配平量; V_i 为指示空速; V_d 为地速, V_d 控制系数 $K_{V_d} = 0.25$; 为了保证着陆时指示空速在安全范围内,动力补偿的油门限幅为 $\pm 3\%$ 。在顺风时,地速大于空速,动力补偿量为负,发动机推力减小,降低浅下滑段地速;逆风时,动力补偿量为正,发动机推力增加,增大浅下滑段地速,延长飞行距离。

考虑场高 0 m,无人机重量 550 kg,分别在顺风 5 m/s、逆风 5 m/s、逆风 10 m/s、无风 4 种情况下,对无人机加入动力补偿的效果进行仿真验证。仿真结果如图 6 所示,着陆误差如表 4 所示。

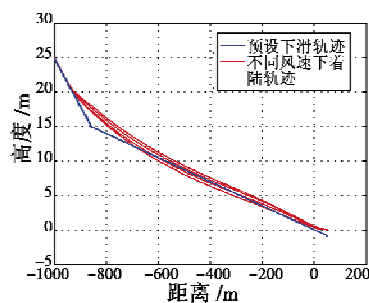


图 6 加入动力补偿后浅下滑段高度曲线

Fig. 6 Height in flare gliding after power compensation

表 4 改进后不同风速下浅下滑段着陆误差

Table 4 Landing error at different wind velocity in flare gliding after improvement

| 风速/(m·s ⁻¹) | 5 | 0 | -5 | -10 |
|-------------------------|----|----|----|-----|
| 着陆误差/m | 16 | 32 | 34 | 31 |

由仿真结果可以看出,加入动力补偿后,在顺风时地速较快,减小油门,缩短飞行距离;逆风时地速较小,增加油门,延长飞行距离。增加动力补偿后,在不同风

速下,无人机着陆点分布较均匀,着陆误差小。

3 蒙特卡罗仿真验证

仿真验证使用蒙特卡罗方法对各种不确定情况下的着陆进行仿真验证,考察在各种不确定性下增加改进措施后的着陆点误差。不确定性范围见表 5,无人机重量在 450 ~ 650 kg 之间,考虑风速在逆风 10 m/s 至顺风 5 m/s,机场高度为海拔 0 ~ 1500 m,考虑无人机发动机推力为标称推力的 70% ~ 130%。仿真结果如图 7 ~ 图 10 所示。

表 5 不确定性范围

Table 5 Range of uncertainty

| 重量不确定性/kg | 风/(m·s ⁻¹) | 场高/m | 推力不确定性/% |
|-----------|------------------------|----------|----------|
| 450 ~ 650 | -10 ~ 5 | 0 ~ 1500 | 70 ~ 130 |

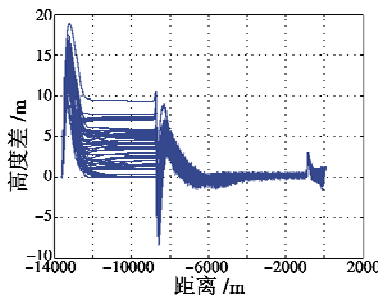


图 7 高度差曲线

Fig. 7 Height difference

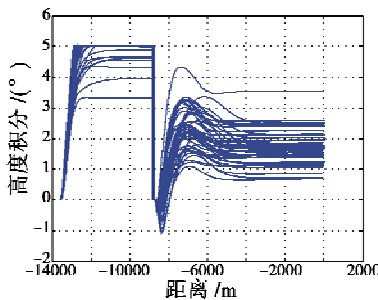


图 8 高度积分曲线

Fig. 8 Integration of height

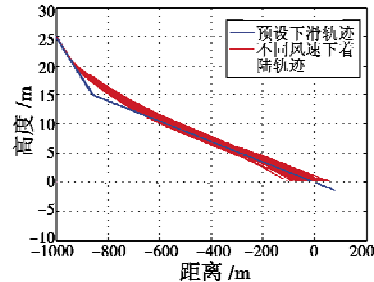


图 9 浅下滑段高度曲线

Fig. 9 Height in flare gliding

由图 7 ~ 图 8 可知,改进后的着陆方案有一定的自动配平能力,能够有效地防止高度积分饱和,消除陡下滑段高度跟踪的稳态误差。

由图 9 可知,改进后的着陆方案在浅下滑段能够有效地抑制风的影响,在不同风速下,无人机浅下滑高度曲线一致性较好,着陆点分布较集中。

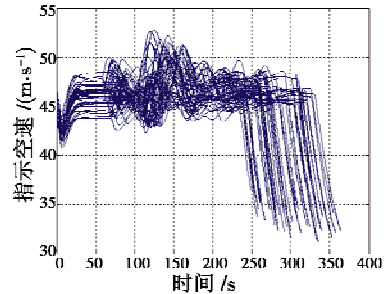


图 10 指示空速曲线

Fig. 10 Calibrated air speed

样例无人机失速速度为 26 m/s,从图 10 可知,浅下滑段指示空速在各不确定性下均大于 31 m/s,在安全范围内,满足着陆要求。

改进前后着陆误差见表 6。

表 6 改进前后着陆误差表

Table 6 Landing error before/after improvement

| 控制方案 | 高度积分/(°) | 浅下滑油门/% | 着陆误差/m |
|------|-----------|-----------|------------|
| 原方案 | -2.5 ~ 5 | 6(怠速) | -130 ~ 830 |
| 改进方案 | 0.8 ~ 3.5 | 4.7 ~ 8.5 | -90 ~ 78 |

由仿真结果可以看出,改进后的着陆方案有较强的鲁棒性,抗干扰能力强,在不同重量和风速下,着陆误差控制在 ±90 m 以内,相比原方案有很大的改善。

4 结论

本文分析了无人机着陆点误差的来源,给出了着陆改进方案,陡下滑段采用升降舵自动配平消除无人机陡下滑段稳态误差;采用动力补偿减小浅下滑段风的影响。仿真结果表明,改进后的着陆方案能够有效地减小无人机着陆误差,满足设计要求。

参考文献

[1] 鲁道夫·罗伯克豪斯. 飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,1999.
BROCKHAUS R. Flight control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999.

[2] 朱雯雯. 轮式起降无人机全包线控制律设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
ZHU W W. Research on whole envelop control law design technology for automatic takeoff and landing UAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

[3] 宋辉. 复杂条件下无人机自动着陆控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.

均值小于 0.1 m, 方差小于 0.2 m, 仿真所得回波信号均值与实测均值误差小于 12%, 均在可接受范围之内。实测结果验证了虚拟样机建模仿真系统的正确性和可靠性。

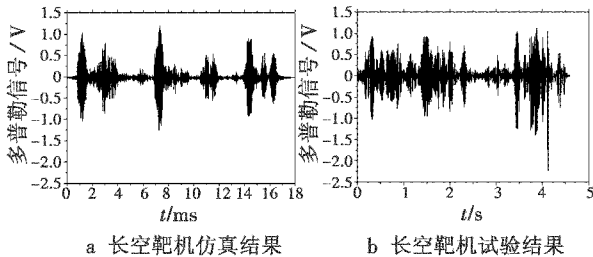


图 5 对长空靶机的多普勒信号仿真结果
和试验测量结果对比

Fig. 5 Doppler signal of simulation and experiment to
Changkong Target Drone

4 结论

针对空空导弹引信的研制需求, 融合目标背景回波建模技术、虚拟样机“点击—拖动—连线”模块化组装和集成技术, 以及系统模型和部件模型建模技术, 本文构建了一种工程适用的引信虚拟样机仿真系统。通过与物理样机实测结果的对比, 验证了该虚拟样机系统的正确性和可靠性。

参考文献

- [1] 李源, 张京国, 梁谦. 一种激光引信光学系统的虚拟样机建模技术[J]. 制导与引信, 2012, 33(2): 16-19.
LI Y, ZHANG J G, LIANG Q. The modeling technique of virtual prototype of the optical system in the laser fuze [J]. Guidance & Fuze, 2012, 33(2): 16-19.
- [2] 李铁, 田博, 闫炜. 近炸引信终点弹道虚拟试验技术[J]. 探测与控制学报, 2006, 28(6): 47-50.
LI T, TIAN B, YAN W. The visual testing technology of terminal ballistic trajectory of proximity fuze [J]. Journal of Detection & Control, 2006, 28(6): 47-50.
- [3] 李合新. 基于虚拟样机的空空导弹引战模型[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3): 15-18.
LI H X. Fuze-warhead system model of air-to-air missile based on virtual prototype [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3): 15-18.
- [4] 张京国, 周宗海, 刘建新. 近炸引信虚拟样机技术研究[J]. 制导与引信, 2006, 27(3): 25-29.
ZHANG J G, ZHOU Z H, LIU J X. Study on the virtual prototype of proximity fuze [J]. Guidance & Fuze, 2006, 27(3): 25-29.
- [5] 袁正, 孙志杰. 空空导弹引战系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
YUAN Z, SUN Z J. System design of air-to-air missile fuze-warhead system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- [6] 田博, 刘高麟, 于宇, 等. 基于经验模板匹配算法的无线电引信探控模型[J]. 探测与控制学报, 2011, 33(1): 56-64.
TIAN B, LIU G L, YU Y, et al. Detection and control model of radio fuze based on experience template matching algorithmic [J]. Journal of Detection & Control, 2011, 33(1): 56-64.
- [7] FALEIRO L F, LAMBREGTS A A. Analysis and tuning of a 'Total Energy Control System' control law using eigenstructure assignment [J]. Aerospace Science and Technology, 1999(3): 127-140.
- [8] CHE J. Automatic landing control using H_{∞} control and stable inversion [C] // Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, Florida, 2001: 241-246.
- [9] OHNO M, YAMAGUCHI Y, HATA T, et al. Robust control law design for an automatic landing flight experiment [J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1143-1151.
- [10] SONG H. Research on automatic landing control technologies for UAV under complex conditions [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [11] 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.
WU S T, FEI Y H. Flight control system [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.
- [12] STEVENS B L, LEWIS F L. Aircraft control and simulation [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1993.
- [13] HSIAO F B, CHAN W L, LAI Y C, et al. Landing longitudinal control system design for fixed wing UAV [C] // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 2007, Reno, AIAA 2007-868.

(上接第 65 页)