

无人机的自动着陆控制

张剑锋, 刘秉华, 贾彩娟

(西北工业大学 365 研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 无人机的自动着陆控制是无人机控制中的一个难点, 文中给出了一种无人机自动着陆的控制方法, 并在某型无人机上得到了应用. 基于无人机真实的风洞试验数据, 利用 MATLAB 建立了无人机自动着陆的线性化模型和非线性模型, 设计了无人机自动着陆导引控制方案及控制律, 并在实际飞行试验中得到了验证, 最终的飞行试验结果表明了所设计的自动着陆控制律能满足自动着陆的要求, 并具有很好的静态和动态特性.

关键词: 自动着陆; 无人机; 控制律; 飞行试验

中图分类号: V249.122; TP39

文献标识码: A

Automatic landing-control for an unmanned aerial vehicle

ZHANG Jian-feng, LIU Bing-hua, JIA Cai-juan

(The 365 Institution, North Western Polytechnic University, Xi'an Shaanxi 710065, China)

Abstract: A control method for automatic landing of UAV is proposed and applied to an UAV. Based on the wind tunnel data, we build the small-disturbance equations and the non-linear equations for the UAV by using MATLAB toolbox. With the help of the model, we design the automatic landing scheme and the control law. The flight verification test shows that the control results satisfy the requirements of automatic landing of UAV, with excellent static and dynamic performances.

Key words: automatic landing; unmanned aerial vehicle(UAV); control law; flight verification test

1 引言(Introduction)

无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)具有高性能、低成本、隐身性能好、能在恶劣条件下执行任务等特点, 具有很高的军事应用价值. 随着无人机的体积重量的增加, 越来越多的大中型无人机开始采用滑跑起降方式代替以往的火箭发射、伞降回收方式. 然而, 在着陆阶段, 如何保证无人机按照预先设定的航线准确的降落在跑道上是一个难题: 在纵向要实现速度、高度、姿态的多维控制, 而保持合适的速度以及理想的下滑角度单靠调节发动机油门无法做到; 横侧向控制中, 无人机在机场上空需要保持平稳的横滚姿态, 又要使航线保持在跑道中心线附近, 这在有外干扰如阵风干扰时比较困难, 另外很重要的一点是为了降低成本, 无人机往往不使用额外的着陆导引装置.

基于以上阐述, 深入研究高性能无人机自动着陆控制律是十分重要的. 目前, 国内一些科研人员已经进行了相关的研究^[1], 但在实际应用中的着陆效果不尽人意, 有时还需要靠人工操纵的干预. 文中基于某型无人机的风洞试验数据, 研究了基于无线电高

度和GPS信号的自动着陆控制方案, 给出了可工程化应用的控制律设计, 并在飞行试验验证中取得了很好的效果.

2 无人机自动着陆方案(Scheme for automatic landing of UAV)

该无人机的操纵面包括升降舵面、副翼舵面、方向舵面和扰流片, 升降舵用于控制飞机的纵向, 副翼用于控制飞机的滚转方向, 方向舵用于调节航向, 扰流片用于下滑着陆时增加阻力, 调节速度.

为了保证着陆时无人机及机载设备的安全, 应对其落地的各项指标加以约束, 一般来说, 无人机落地时的垂直速度应小于1.5 m/s, 航迹偏差在跑道中心线的左右5 m范围内, 且应有一定的抬头角度, 但该角度不可过大, 一般在 $6^{\circ} \sim 12^{\circ}$.

基于指标的要求, 针对文中所研究无人机的控制方案是: 预先设定一个着陆窗口, 在无人机准备降落并飞行到该窗口时, 自动执行着陆程序, 该程序实时判断当前高度(由无线电高度表测得)和预先设定的该点高度之间的偏差 ΔH , 并通过控制飞机的相应舵面、发动机油门来改变飞机的飞行状态, 并最终

消除高度偏差. 在该过程中, 需要偏转扰流片以增加阻力, 进而调节速度. 横侧向使用航迹控制模式, 即实时求得当前的侧向偏移 ΔY (由GPS数据求得), 通过副翼和方向舵控制飞机消除侧向偏移, 并在着陆时保证无人机的滚转姿态平稳. 自动着陆控制结构简图如图1所示.

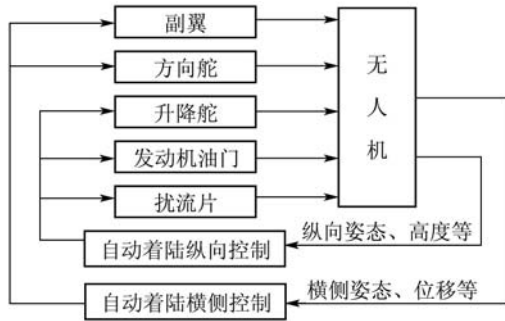


图1 自动着陆控制结构简图

Fig. 1 The simplified scheme of automatic landing control

其中, 无人机输出的速度、高度、侧向偏移、各姿态角等参数进入纵向控制和横侧控制模块, 该模块中运行自动着陆导引控制律, 控制输出驱动相应的舵面, 从而带动无人机沿着预先设定的着陆轨迹降落. 副翼和方向舵偏转用于横侧控制, 发动机油门、升降舵和扰流片偏转用于控制纵向.

3 自动着陆控制律的设计(Automatic landing control law design)

3.1 坐标系^[2](Reference system)

大地坐标系: 原点取在飞机质心处, 坐标与地球固连, 纵轴 $O_g X_g$ 在地平面上指向应飞航向, 坐标 ox_g 表示航程; 横轴 $O_g Y_g$ 也在地平面上与 $O_g X_g$ 垂直,

向右为正, 坐标 oy_g 表示侧向偏离; 立轴 $O_g Z_g$ 垂直地面指向地心, 坐标 oz_g 表示飞行高度.

机体坐标系: 原点 O 取在飞机质心处, 坐标与飞机固连; 纵轴 OX 在飞机对称平面内, 与飞机轴线平行(平行于翼弦), 指向航向(机头)为正; 横轴 OY 垂直对称平面指向右方; 立轴 OZ 在飞机对称平面内, 且垂直于 OX 轴指向下方.

3.2 自动着陆建模(Automatic landing modeling)

为便于分析问题, 建立飞机的小扰动方程, 在设计好控制律后, 再引入到6自由度非线性模型中进行验证, 最终固化的控制参数应用到飞行试验中.

下面的状态方程分别为纵向和横侧向的线性化状态方程, 其中 $\Delta\theta, \Delta q, \Delta V, \Delta\alpha, \Delta H$ 分别为俯仰角、俯仰角速度、空速、迎角、高度; $\beta, p, r, \varphi, \psi$ 分别为飞机的侧滑角、滚转角速度、偏航角速度、滚转角和偏航角; $\Delta\delta_e, \Delta\delta_a, \Delta\delta_r$ 分别为升降舵偏角、副翼偏角和方向舵偏; 状态矩阵和输入输出矩阵中的参数 A_i 和 B_i 为根据气动数据求出的各个系数.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{H} \end{bmatrix} = A_1 \cdot \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta H \end{bmatrix} + A_2 \cdot \Delta \delta_e, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = B_1 \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + B_2 \cdot \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} A_{1V} & A_{1\alpha} & 0 & A_{1\theta} & 0 \\ -A_{2V} & -A_{2\alpha} & 1 & -A_{2\theta} & 0 \\ A_{3V} - A_{3\dot{\alpha}}A_{2V} & A_{3\alpha} - A_{3\dot{\alpha}}A_{2\alpha} & A_{3\dot{\alpha}} + A_{3\theta} & -A_{3\dot{\alpha}}A_{2\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ A_{4V} + A_{4\theta} & A_{4\alpha} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ -A_{2\delta_e} \\ A_{3\delta_e} - A_{3\dot{\alpha}}A_{2\delta_e} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} B_{1\beta} & B_{1p} & B_{1r} & B_{1\phi} & B_{1\psi} \\ \frac{B_{2\dot{r}}B_{3\beta} + B_{2\beta}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{2\dot{r}}B_{3p} + B_{2p}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{2\dot{r}}B_{3r} + B_{2r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & 0 & 0 \\ \frac{B_{3\dot{r}}B_{2\beta} + B_{3\beta}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{3\dot{p}}B_{2\beta} + B_{2\beta}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{3\dot{p}}B_{2r} + B_{3r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\cos \theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 & B_{1\delta_r} \\ \frac{B_{2\dot{r}}B_{3r} + B_{2r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{3\dot{p}}B_{2r} + B_{3r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} \\ \frac{B_{3\dot{p}}B_{2r} + B_{3r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} & \frac{B_{2\dot{r}}B_{3r} + B_{2r}}{1 - B_{2\dot{r}}B_{3\beta}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

上述系数矩阵的各参数为根据风洞试验数据计算出的相应导数, 该无人机航向弱稳定, 表现为航向静稳定性导数很小, 因而在设计控制律时必须

引入侧滑角反馈以更好的稳定飞机.

系数矩阵预先存放于MATLAB的工作空间里, 当状态确定时, 这些系数均为确定值.

3.3 自动着陆轨迹设计(Automatic landing contrail design)

要实现无人机自动着陆, 必须根据无人机的气动特性、发动机特性及测量装置特性等确定出某条理想轨迹. 该无人机自动着陆可分为3个阶段:

进场阶段: 由于没有额外的着陆导引系统, 无人机准备降落时需要调整高度、速度及侧向偏移等, 然后进入下滑窗口, 这一段过程称之为进场阶段.

下滑阶段: 无人机进入下滑窗口后沿预设轨迹下滑的飞行过程称之为下滑阶段.

拉平飘落阶段: 当飞机到达拉平高度时, 应跳出下滑状态, 进入拉平飘落阶段, 以保持落地时的姿态角和垂直速度.

无人机自动着陆轨迹如图2所示.

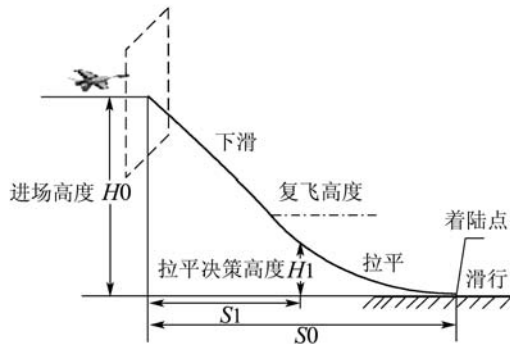


图 2 自动着陆轨迹

Fig. 2 Automatic landing contrail

根据以上3个阶段, 笔者设计了自动着陆的理想轨迹, 首先确定进场阶段的飞机状态, 即飞机高度为 H_0 , 距离跑道上的着陆点的水平距离为 S_0 , 速度为 V_0 , 这3个参数是根据经验以及该无人机自身特性确定的. 此外, 飞机横侧向要保持稳定, 飞机对准跑道中心线, 即侧向偏移 ΔY 不能过大. 设飞机拉平点和下滑窗口的水平距离为 S_1 , 拉平点的高度为 H_1 , 则从飞机在高度 H_0 的点到 H_1 的点之间的线段即为下滑轨迹. 拉平飘落段为指数拉平, 以保证飞机最佳的接地速度和姿态.

下滑段轨迹:

$$H_x = H_0 - \frac{(H_0 - H_1)}{S_1} \cdot S. \quad (3)$$

其中: H_x 为轨迹上某点高度, S 为该点到下滑窗口的水平距离, 由传感器测得.

拉平飘落段轨迹:

$$H_x = H_1 \cdot e^{-\left(\frac{S-S_1}{\tau_0}\right)}. \quad (4)$$

其中: S_2 为飞机到达 H_1 高度时和下滑窗口口的实测距离, τ_0 为拉平指数, 根据飞机特性选取.

3.4 纵向控制律设计(Longitudinal control law design)

无人机自动着陆的控制分为纵向控制和横侧控制, 纵向控制通道使用升降舵控制飞机的俯仰角, 使用油门控制发动机的状态, 此外, 通过扰流片的偏转来增加阻力以降低下滑过程中的速度. 具体的纵向控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_T = \delta_{T0} + K_T \cdot (V - V_0), \\ \delta_{RD} = \delta_{RD0} + K_{RD} \cdot (V - V_0), \\ \delta_e = K_\theta \cdot [\theta - K_h(H_x - H)] + K_q \cdot q. \end{cases} \quad (5)$$

其中, 当着陆过程中的实际高度 $H > H_1$ 时,

$$H_x = H_0 - \frac{(H_0 - H_1)}{S_1} \cdot S;$$

当 $H \leq H_1$ 时,

$$H_x = H_1 \cdot e^{-\left(\frac{S-S_1}{\tau_0}\right)}.$$

控制律中的 δ_T 为发动机油门调节量, δ_{T0} 为发动机油门初始位置, δ_{RD} 为扰流片偏转的量, δ_{RD0} 为扰流片偏转的基准值, δ_e 为升降舵偏转量, $K_T, K_{RD}, K_\theta, K_h, K_q$ 均为放大系数, 由仿真确定, V_0 为着陆阶段期望的速度, 可为随高度变化的值, 根据发动机和飞机本体特性确定.

3.5 横侧向控制律(Lateral-directional control law design)

横侧控制通道用于消除航迹偏差, 以保证飞机对准跑道中心线. 具体的控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_a = K_\varphi \cdot \Delta\varphi + K_p \cdot p, \\ \delta_r = K_\psi \cdot \Delta\psi + K_y \cdot \Delta y + K_r \cdot r + K_\beta \cdot \beta. \end{cases} \quad (6)$$

其中: δ_a 为副翼用于调节滚转方向的控制量, δ_r 为方向舵用于航向调节的控制量, $\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta y$ 分别是倾斜角偏差、偏航角偏差和航迹偏差, $K_\varphi, K_p, K_\psi, K_y, K_r, K_\beta$ 均为横侧控制的放大系数, 在数学仿真中通过自动选参方法来确定. 文中涉及的参数由于保密原因不再列出具体数值.

4 飞行试验结果(Flight results)

基于以上自动着陆控制律, 笔者完成了某无人机的实际飞行试验验证.

在飞行试验中, 飞机进入着陆窗口后开始执行自主进场着陆程序, 通过所设计的控制律及预设的理想航线自动调整高度、速度, 并根据GPS所测

得的飞机位置调整侧向偏差,以使无人机保持在跑道中心线上。图3为飞行试验中下滑-拉平飘落段的相关数据。

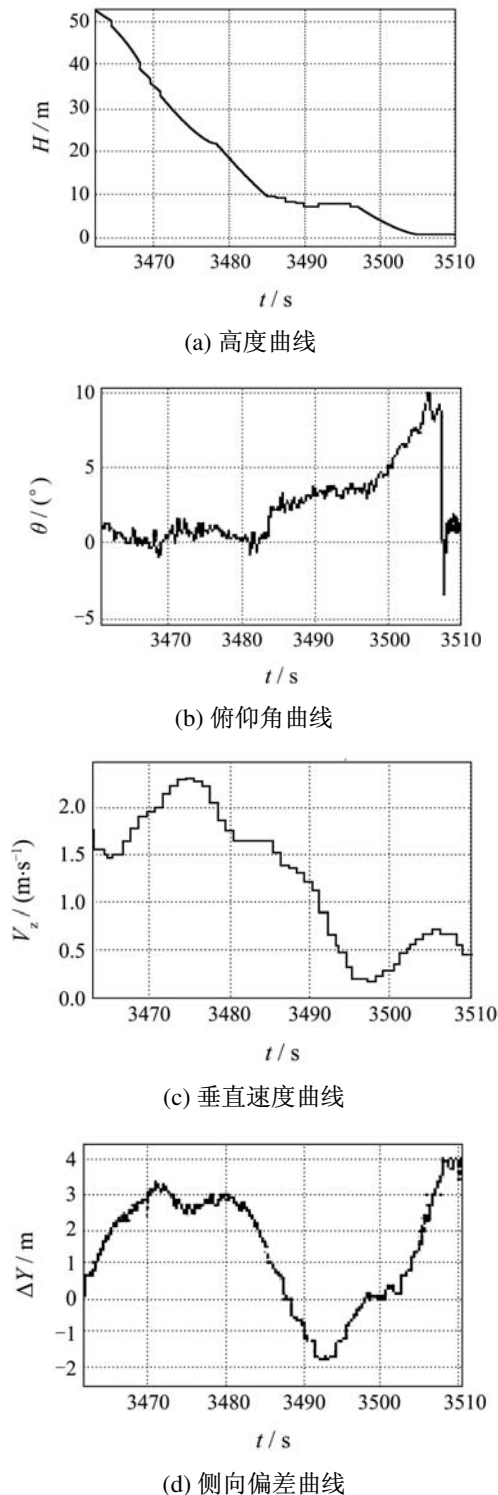


图3 自动着陆飞行试验结果

Fig. 3 Flight results of automatic landing

由图3可知,在自动着陆导引控制律的作用下,无人机能够准确的完成着陆动作,在该过程中,无

人机的高度 H 体现了明显的下滑段和拉平飘落段;俯仰角 θ 在下滑过程中保持在 0° 附近,在拉平飘落段慢慢增大,落地瞬间约为 8° ,即在落地时达到了一定的抬头角度,满足要求;垂直速度 V_z 在落地时约为 0.6 m/s ,满足要求;在该过程中,无人机距离跑道中心线的距离(即侧向偏移) ΔY 一直保持在约正负 3 m 以内。

5 结论(Conclusion)

针对某型无人机,文中深入研究了其自动着陆的导引控制方案,并设计了相应的导引控制律,最后进行了六自由度仿真和飞行试验验证,给出了飞行试验结果及分析。从文中的讨论和最终的飞行结果可知,所采用的自动着陆方法是正确的,且易于实现,不需要额外的着陆导引系统,经济性好,所设计的导引控制律切实可行,能够满足无人机着陆时的各项指标要求。

参考文献(References):

- [1] 车军, 张新国. 自动着陆精确轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9): 19–22.
(CHE Jun, ZHANG Xinguo. Exact trajectory tracking control of automatic landing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 31(9): 19–22.)
- [2] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984: 13–17.
(ZHANG Minglian. *Flight Control System*[M]. Beijing: Industry Publishing Company of National Defense, 1984: 13–17.)
- [3] CAO Y F, TAO Y, SHEN Y Z. Guidance and control for automatic landing of UAV[J]. *Transaction of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2001, 18(2): 228–230.
- [4] 朱家强, 朱纪洪, 郭锁凤. 基于神经网络的鲁棒自适应逆飞行控制[J]. 控制理论与应用, 2005, 22(2): 182–188.
(ZHU Jiaqiang, ZHU Jihong, GUO Suofeng. Neural network based robust dynamic inversion flight control[J]. *Control Theory & Applications*, 2005, 22(2): 182–188.)
- [5] SAUSSIE D, AKHRIF O, SAYDY L. Robust and scheduled flight control with handling quality requirements Saussie[C]. // *AIAA Guidance Navigation and Control Conference*. San Francisco, California: AIAA, 2005, 2: 1488–1495.
- [6] 苏浩秦, 于红艳, 邓建华. 逐点线性化后退区间最优控制在飞机非线性控制中的应用[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(1): 53–58.
(SU Haoqin, YU Hongyan, DENG Jianhua. Neural network based robust dynamic inversion flight control[J]. *Control Theory & Applications*, 2005, 22(2): 53–58.)

作者简介:

张剑锋 (1980—), 男, 从事无人机飞行控制系统的设计与仿真等研究工作, E-mail: zjf1830@126.com;

刘秉华 (1936—), 男, 研究员, 主要研究方向为控制理论与控制工程;

贾彩娟 (1975—), 女, 博士, 主要从事无人机飞行控制系统的设计。