

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.06.006

## 高速无人机自主着陆纵向控制技术研究

张晗祺, 郭志明, 孙宗华, 曲文慧, 吴了泥

(厦门大学航空航天学院, 厦门, 361102)

**摘要:** 为了提高无人机自主着陆的控制精度与安全性,以某型高速无人机为研究对象,在陡下滑段采用总能量控制,跟踪高度和速度同时变化的下滑轨迹;在拉起段接入速度控制,并在指数拉起的基础上,采用高斯伪谱轨迹优化方法设计出油门单调减小的速度轨迹;基于自抗扰控制方法设计升降速度控制律,实现对触地升降速度的精确控制。最后,在 MATLAB/Simulink 平台下搭建对象模型,对无人机自主着陆闭环控制系统进行仿真,并采用蒙特卡洛法对存在参数不确定性情况下的控制系统鲁棒性能进行验证。仿真结果表明,所提出的轨迹设计方法与控制结构能够满足着陆性能要求,控制系统具有较强的鲁棒性。

**关键词:** 无人机;自主着陆;总能量控制系统;指数拉起;高斯伪谱法;自抗扰控制

**中图分类号:** V249      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2020)06-0881-08

## Vertical Control Technology of Autonomous Landing of High-Speed UAVs

ZHANG Hanqi, GUO Zhiming, SUN Zonghua, QU Wenhui, WU Liaoni

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen, 361102, China)

**Abstract:** To improve the control accuracy and safety of autonomous landing of unmanned aerial vehicles (UAVs), we take a high-speed UAV as the research object, and adopt the total energy control system (TECS) in the steep descending section to track the descending trajectory with simultaneous changes of altitude and velocity. The velocity control is added to the pull-up section, and on the basis of the exponential pull-up, Gaussian pseudo-spectral trajectory optimization method is used to design the speed trajectory with monotonically reduced throttle. Meanwhile, the lifting velocity control law is designed based on active disturbance rejection control (ADRC) method to realize the accurate control of touchdown speed. In the end, an object model is built under the MATLAB/Simulink platform to simulate the UAV autonomous landing closed-loop control system, and the Monte Carlo method is used to verify the robust performance of the control system under the condition of uncertain parameters. Simulation results show that the proposed trajectory design method and control structure can meet the requirements of landing performance, and the control system has strong robustness.

**Key words:** unmanned aerial vehicle (UAV); autonomous landing; total energy control system (TECS); exponential pull-up; Gaussian pseudo-spectral method; active disturbance rejection control (ADRC)

自主着陆是无人机回收的重要方式之一,也是无人机控制的关键技术。高速无人机触地速度较大,其着陆控制更加困难。为了保证无人机安全自主着陆,纵向要求跟踪预设的高度、速度轨迹,横侧

向对准跑道中心线<sup>[1]</sup>,保证无人机以一定的速度、下沉率、俯仰角接地。无人机的安全着陆,需要结合无人机的气动特性、飞行环境、着陆指标等参数设计合理的着陆轨迹<sup>[2]</sup>,并设计具有较好的稳定性

**收稿日期:** 2020-05-13; **修订日期:** 2020-09-28

**通信作者:** 吴了泥,男,副教授, E-mail: wuliaoni@xmu.edu.cn。

**引用格式:** 张晗祺, 郭志明, 孙宗华, 等. 高速无人机自主着陆纵向控制技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 881-888. ZHANG Hanqi, GUO Zhiming, SUN Zonghua, et al. Vertical control technology of autonomous landing of high-speed UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 881-888.

与控制精度的着陆控制律<sup>[3]</sup>,保证无人机能够严格按照设计的轨迹飞行。

文献[4-5]采用传统着陆方式,按照进场段、陡下滑段与拉起段设计着陆轨迹,无人机在进场段与陡下滑段保持高度与速度的闭环控制,跟踪预定轨迹线;拉起段发动机怠速,保持高度控制,并按距离过渡的方法增大俯仰角指令。但此着陆方式在陡下滑段为单变量控制,缺少油门与升降舵的协调配合,拉起段断开空速控制,导致落点精度较差;拉起段控制效果主要受俯仰角指令前馈影响,当出现模型参数偏差、风干扰等现象,无人机高于拉起轨迹线时,高度控制给出的修正指令很容易导致触地下沉率过大,影响着陆安全。此着陆方式适用于低速大型无人机,难以满足高速无人机的着陆需求。文献[6]提出了拉起段接入空速控制的方法,在拉起段速度保持不变或略微减小,但由于缺少对速度轨迹的规划,此方式会使得无人机在拉起段油门开度增大,在参数偏差情况下容易出现触地油门过大,减速距离过长,甚至出现触地后弹起的事故,影响着陆安全。

美国波音公司提出<sup>[7-8]</sup>总能量控制系统(Total energy control system, TECS),通过对能量的控制和分配,完成对速度与飞行航迹之间的解耦,解决了众多纵向制导问题。另外,韩京清研究员<sup>[9]</sup>为解决非线性控制系统的工程鲁棒性问题,以反馈系统标准型与估计补偿不确定因素为基础,提出自抗扰控制(Active disturbance rejection control, ADRC)系统;为解决其参数多、参数整定困难等问题,高志强<sup>[10-11]</sup>提出了线性自抗扰控制(Linear active disturbance rejection control, LADRC)。文献[12]应用TECS对原有着陆控制策略进行改进,降低了速度与高度的耦合;文献[13]基于LADRC设计升降速度控制律,增强了无人机对风干扰的抑制能力。

本文所研究的某型高速无人机如图1所示。无人机起飞质量500 kg,机长5.23 m,翼展3.24 m,机翼面积4.84 m<sup>2</sup>,离地速度60 m/s。



图1 某型高速无人机

Fig.1 A high-speed UAV

本文将着陆轨迹分为进场段、陡下滑段、拉起段3个阶段分别进行设计,并在拉起段接入速度控

制以提高着陆精度。由于样例无人机速度包线较大,低速时纵向稳定性较差,导致进场时减速幅度有限,因此需在陡下滑段与拉起段进行减速。而速度轨迹会影响高度跟踪效果与着陆段油门开度,影响无人机触地状态,因此,如何确定合理的速度轨迹是本文的一个难点。

为了解决这个问题,本文首先根据对无人机特性的分析设计陡下滑段轨迹,参照指数拉起的方法给出拉起段升降速度和油门的参考轨迹;在此基础上,使用高斯伪谱轨迹优化方法对拉起段轨迹进行优化,得到速度与油门单调减小的着陆轨迹。最终,本文提出的着陆轨迹设计方法符合着陆要求,保证了着陆安全。

控制律的设计在文献[12-13]的基础上加以改进,陡下滑段采用TECS控制,跟踪高度和速度同时变化的下滑轨迹,减小拉起段初始状态偏差;拉起段基于LADRC设计升降速度控制律,减小触地升降速度偏差,增强着陆安全性。最后,基于LADRC设计俯仰角控制律,搭建仿真平台并验证着陆方案的可靠性。

## 1 着陆轨迹设计

无人机着陆过程分为进场段、陡下滑段、拉起段与滑跑段4个阶段,如图2所示。其中: $H_2$ 为跑道的海拔高度, $H_0$ 、 $H_1$ 分别为进场点、拉起点相对于跑道的高度; $v_0$ 、 $v_1$ 、 $v_2$ 分别为进场速度、拉起速度、触地速度; $x_0$ 、 $x_1$ 、 $x_2$ 分别为进场点位置、拉起点位置、触地点位置; $\gamma$ 为陡下滑轨迹角。

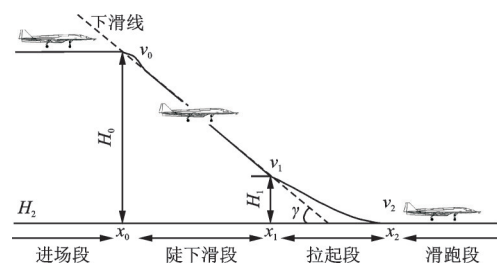


图2 无人机着陆轨迹示意图

Fig.2 Schematic diagram of UAV landing trajectory

无人机在达到预定高度与速度后保持平飞进场,采用“撞下滑延长线”的方式切换到陡下滑段。在陡下滑段跟踪下滑轨迹线,当达到拉起高度后,进入拉起段,按拉起轨迹减速升高,以一定的速度、下沉率、俯仰角触地。无人机触地之后进入滑跑段,关闭发动机,接入纠偏控制,无人机减速滑行直至静止于跑道。为简化考虑,本文仅对前3个阶段进行设计,同时忽略无人机横侧向运动。

着陆段高度指令  $H_c$ 、速度指令  $v_c$ 、升降速度指令  $\dot{H}_c$  表达式如下

$$H_c = \begin{cases} H_0 + H_2 & L > L_0 + L_1 \\ (L - L_1)\tan\gamma + H_1 + H_2 & L_1 \leq L \leq L_0 + L_1 \\ f_H(L) & L < L_1 \end{cases} \quad (1)$$

$$v_c = \begin{cases} v_0 & L > L_0 + L_1 \\ v_1 + (L - L_1)(v_0 - v_1)/L_0 & L_1 \leq L \leq L_0 + L_1 \\ f_v(L) & L < L_1 \end{cases} \quad (2)$$

$$\dot{H}_c = \begin{cases} 0 & L > L_0 + L_1 \\ \dot{H} & L_1 \leq L \leq L_0 + L_1 \\ f_{\dot{H}}(H) & L < L_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $L_0$ 、 $L_1$  分别为陡下滑段、拉起段长度, 可由  $L_0 = x_1 - x_0$ ,  $L_1 = x_2 - x_1$  算得;  $L$  为无人机距  $x_2$  的待飞距;  $f_H$ 、 $f_v$  分别为拉起段高度、速度轨迹关于待飞距的函数;  $f_{\dot{H}}$  为拉起段升降速度轨迹关于海拔高度  $H$  的函数。

无人机由进场段切换至陡下滑段需满足如下表达式

$$(L - L_1)\tan\gamma + H_1 \leq H_0 + d_H \quad (4)$$

式中:  $d_H$  为提前撞线高度, 由于高度控制调节时间较长, 进入陡下滑段时需要减小俯仰角指令。当切换后高度跟踪收敛较慢时, 可以适当增大  $d_H$  使无人机提前撞线, 高度轨迹内切于下滑线, 缩短高度跟踪调节时间, 减小高度跟踪误差。

无人机由陡下滑段切换至拉起段需满足如下表达式

$$H \leq H_1 + H_2 \quad (5)$$

着陆轨迹的设计是一个反向过程, 需要根据触地速度和升降速度要求, 确定触地的姿态角范围, 进而确定拉起轨迹。影响触地速度上下限的因素分别与结构载荷和特征迎角有关, 最大触地速度  $v_{2\max}$  通常由起落架最大滑跑速度  $v_g$  决定; 最小触地速度  $v_{2\min}$  通常由飞行器失速迎角  $\alpha_s$  与擦地角  $\alpha_c$  决定。正常触地速度选取为  $v_{2\min}$  的 1.1~1.2 倍。

### 1.1 陡下滑轨迹

陡下滑段能够跟踪高度剖面, 建立并稳定无人机的等效空速, 减小或消除捕获段带来的高度和速度误差<sup>[14]</sup>。当无人机保持稳态下滑时, 可以根据受力平衡计算出对应的配平油门, 不同轨迹角与速度所对应配平油门如图 3 所示。

由图 3 可知, 当下滑角不变时, 随着速度的减小, 配平油门先减小后增大; 速度不变时, 随着下滑角的增大, 配平油门逐渐减小。因此, 若下滑角选

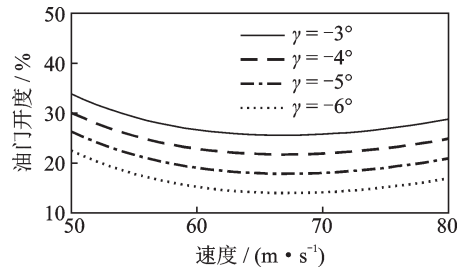


图 3 配平油门图像  
Fig.3 Trim throttle image

取过小, 同样的着陆高度下, 着陆的距离更长, 油耗增加, 但有利于拉起段轨迹跟踪; 下滑角选取过大, 着陆距离更短, 油耗减小, 但下沉率更大, 容易造成拉起段姿态拉起过猛, 容易造成事故。若拉起速度选取过小, 同样进场速度下, 陡下滑段减速幅度过大, 会使高度跟踪效果变差; 若拉起速度选取过大, 在同样的触地速度要求下, 需要增加拉起段减速幅度, 使拉起段轨迹跟踪效果变差。

综上所述, 为保证着陆段轨迹跟踪效果, 需综合考虑飞行器气动特性、发动机特性设计下滑角与拉起速度。

### 1.2 拉起段轨迹

拉起段是无人机自主着陆最重要的阶段, 决定了无人机能否安全着陆。因此, 拉起段的控制系统性能是拉起段设计的关键, 不同的轨迹设计也影响着拉起效果。其中, 较为常见的方法是有人机的指数拉起设计方法, 在此基础上, 本文采用高斯伪谱轨迹优化方法设计拉起段轨迹。

#### 1.2.1 指数拉起

指数拉起的设计思想是, 使飞行器下沉率能够随高度降低而成比例减小, 在理想情况下, 当下降速度为零时, 高度也恰好为零, 即满足齐次微分方程

$$\dot{H}(t) = -CH(t) = -\frac{1}{\tau_H} H(t) \quad (6)$$

式中  $\tau_H$  为指数拉平曲线时间常数。

式(6)的解为  $H(t) = H_0 e^{-t/\tau_H}$ , 其中  $H_0$  为拉平初始高度。显然, 按照此式设计拉平轨迹, 只有当时间无穷大时, 才能使无人机触地, 下沉率为 0, 这显然是不符合实际的。如果假设跑道平面高出拉平轨迹  $H_a$ , 则有

$$\dot{H}(t) = -\frac{1}{\tau_H} (H + H_a) = -\frac{1}{\tau_H} H + \dot{H}_{jd} \quad (7)$$

式中  $\dot{H}_{jd}$  为无人机允许的接地升降速度。可以解得

$$H(t) = (H_0 + H_a) e^{-t/\tau_H} - H_a \quad (8)$$

令  $H(t_1) = 0$ , 可以求得拉起段时间  $t_1$

$$t_1 = \tau_H \ln\left(\frac{H_0 + H_a}{H_a}\right) \quad (9)$$

根据式(7)–(9)可知,当给定 $\tau_H$ 与 $\dot{H}_{jd}$ 后,拉起轨迹中的不确定项 $H_0$ 表达式如下

$$H_0 = -\tau_H(\dot{H}_0 - \dot{H}_{jd}) \quad (10)$$

式中 $\dot{H}_0$ 为拉起段初始升降速度。

考虑到陡下滑段保持定轨迹角下滑,当拉起速度确定时,可得到唯一的 $\dot{H}_0$ ,进而确定拉起段高度轨迹。

### 1.2.2 高斯轨迹优化方法

高斯伪谱法(Gaussian pseudo-spectral method, GPM)是一种基于全局插值多项式的直接配点法,主要用于求解非线性多约束最优控制问题,如高超声速飞行器再入轨迹优化<sup>[15]</sup>、固体火箭上升段轨迹优化<sup>[16]</sup>等问题。

基于GPM的最优控制问题可简要描述为:求离散节点上的状态量 $X_i(i=0,1,\dots,k)$ 和控制量 $U_i(i=0,1,\dots,k)$ ,以及初末时刻 $t_0, t_f$ ,使得性能指标 $J$ 最小,并满足动力学方程约束、终端状态约束、边界条件和过程约束,从而将原最优控制问题转化为一个非线性规划问题<sup>[15]</sup>,即

$$\begin{aligned} & \min_{y \in R^M} F(y) \\ \text{s.t.} \quad & g_j(y) \geq 0, j=1,2,\dots \\ & h_l(y) = 0, l=1,2,\dots \end{aligned} \quad (11)$$

式中 $y$ 为包含状态、控制变量和端点时间的变量。

### 1.2.3 拉起段轨迹设计

GPM设计拉起轨迹时,需要给定轨迹的初始约束条件、末端约束条件、性能指标以及动力学模型。选取式(7)作为参考升降速度轨迹,同时为了保证拉起段油门指令逐渐减小,参考式(7)设计油门轨迹

$$\delta_{T_c} = \frac{H}{\tau_T} + \delta_{T_{jd}} \quad (12)$$

式中: $\delta_{T_c}$ 为油门指令; $\delta_{T_{jd}}$ 为允许的触地油门指令; $\tau_T$ 为油门轨迹时间常数。

利用二自由度质点运动方程作为动力学方程约束

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{-D}{m} - g \sin \gamma + T \\ \dot{\gamma} = \frac{L}{mv} - \frac{g}{v} \cos \gamma \\ \dot{x} = v \cos \gamma \\ \dot{H} = v \sin \gamma \\ \ddot{H} = \dot{v} \sin \gamma + v \dot{\gamma} \cos \gamma \end{cases} \quad (13)$$

式中:状态量 $[v \ \gamma \ x \ H \ \dot{H}]^T$ 分别为速度、轨迹角、前向距离、高度、升降速度; $T$ 为发动机推力;控制量 $[\alpha \ \delta_T]^T$ 为迎角、油门开度; $m$ 为无人机质量; $g$ 为重力加速度。

综合选取速度平滑、与参考升降速度轨迹最接近、与参考油门轨迹最接近作为单项性能指标,以其加权和作为总性能指标,表达式如下

$$J = w_1 \int_0^{t_f} \dot{v}^2 dt + w_2 \int_0^{t_f} \Delta \dot{H}^2 dt + w_3 \int_0^{t_f} \Delta \delta_T^2 dt \quad (14)$$

式中: $w_1, w_2, w_3$ 为各项性能指标的权重; $\Delta \dot{H} = \dot{H}_c - \dot{H}$ ,  $\Delta \delta_T = \delta_{T_c} - \delta_T$ ,  $\dot{H}_c, \delta_{T_c}$ 分别为参考升降速度指令与参考油门指令,分别由式(7)和式(12)给出。

## 2 着陆控制律设计

无人机着陆阶段控制结构由内回路和外回路组成。内回路为俯仰角姿态控制,能够增加系统的阻尼,进而增加系统纵向的稳定度,同时控制姿态;外回路为高度控制或升降速度控制,在陡下滑段采用总能量控制,实现高度轨迹的跟踪,控制结构见图4;在拉起段使用升降速度控制,保证触地升降速度处于安全范围,控制结构见图5。图中: $\theta_c$ 为俯仰角指令; $\theta$ 为俯仰角; $Q$ 为俯仰角速率; $\delta_c$ 为升降舵指令。为了简化控制结构,在切换升降速度控制后,仍使用总能量控制的速度环进行速度控制。

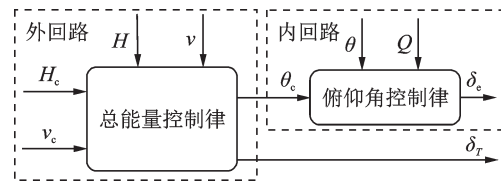


图4 高度控制结构

Fig.4 Height control structure

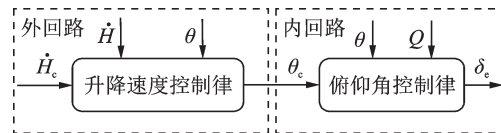


图5 升降速度控制结构

Fig.5 Lifting velocity control structure

### 2.1 总能量控制

定义动能差

$$E_k = \frac{1}{2} m (v_c^2 - v^2) \quad (15)$$

重力势能差

$$E_p = mg(H_c - H) \quad (16)$$

总能量误差

$$E = E_k + E_p \quad (17)$$

总能量分配误差

$$L = (2 - k_{EL}) E_k - k_{EL} E_p \quad (18)$$

式中 $k_{EL}$ 为分配系数,取值范围为0~2,通过改变此数值分配速度和高度的权重。

控制律为

$$L_c = k_L \times (L + k_{dL} \dot{L} + k_{Ll} \int L dt) \quad (19)$$

$$E_c = k_E \times (E + k_{dE} \dot{E} + k_{IE} \int E dt) \quad (20)$$

$$\theta_c = L_c / vg \quad (21)$$

$$\delta_T = k_{\delta_T} \times E_c \quad (22)$$

式中  $k_L, k_{dL}, k_{Ll}, k_E, k_{dE}, k_{IE}, k_{\delta_T}$  均为控制系数。

### 2.2 升降速度控制

基于 LADRC 设计升降速度控制<sup>[13]</sup>, 控制结构如图 6 所示。

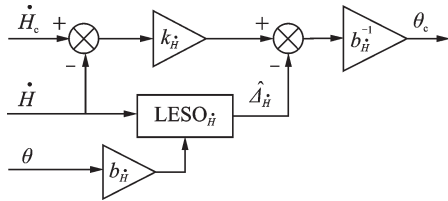


图 6 LADRC 升降速度控制结构

Fig.6 LADRC lifting velocity control structure

升降速度控制律为

$$\theta_c = b_{\dot{H}}^{-1} (k_{\dot{H}} (\dot{H}_c - \dot{H}) - \hat{\Delta}_{\dot{H}}) \quad (23)$$

式中:  $k_{\dot{H}}$  为升降速度控制系数;  $\hat{\Delta}_{\dot{H}}$  为二阶线性扩张观测器 (Linear extended state observer, LESO) 对  $\dot{H}$  的估计值, 控制输入增益  $b_{\dot{H}} = 0.5\rho v^2 S C_{L\alpha} / m$ ,  $\rho$  为大气密度,  $S$  为机翼面积,  $C_{L\alpha}$  为升力系数关于迎角的导数。

设计二阶观测器观测  $\dot{H}$

$$\begin{cases} e_{\dot{H}} = \hat{H} - \dot{H} \\ \dot{\hat{H}} = \hat{\Delta}_{\dot{H}} - \beta_{1\dot{H}} e_{\dot{H}} + b_{\dot{H}} \theta \\ \dot{\hat{\Delta}}_{\dot{H}} = -\beta_{2\dot{H}} e_{\dot{H}} \end{cases} \quad (24)$$

式中:  $\hat{H}$  为  $\dot{H}$  的估计值;  $\beta_{1\dot{H}}$  和  $\beta_{2\dot{H}}$  为升降速度 LESO 参数, 取  $\beta_{1\dot{H}} = 2\omega_{\dot{H}}, \beta_{2\dot{H}} = \omega_{\dot{H}}^2, \omega_{\dot{H}}$  为升降速度 LESO 带宽。

### 2.3 俯仰角控制

俯仰角控制基于串级自抗扰方法设计, 根据时标分离原则将其分为俯仰角控制回路与俯仰角速率控制回路<sup>[13]</sup>, 控制结构如图 7 所示。

设计角速度指令  $Q_c$

$$Q_c = b_{\theta}^{-1} [k_{\theta} (\theta_c - \theta) - \hat{\Delta}_{\theta}] \quad (25)$$

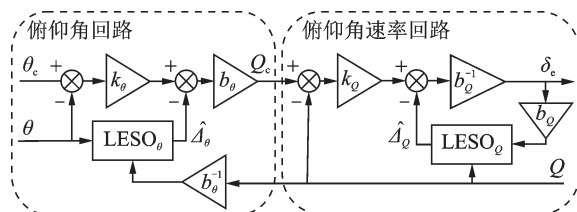


图 7 俯仰角控制结构

Fig.7 Pitch angle control structure

式中:  $\hat{\Delta}_{\theta}$  为 LESO 对  $\theta$  的估计值;  $k_{\theta}$  为俯仰角回路增益; 控制输入增益  $b_{\theta} = 1$ 。

设计二阶 LESO 观测  $\Delta_{\theta}$

$$\begin{cases} e_{\theta} = \hat{\theta} - \theta \\ \dot{\hat{\theta}} = \hat{\Delta}_{\theta} - \beta_{1\theta} e_{\theta} + b_{\theta} Q \\ \dot{\hat{\Delta}}_{\theta} = -\beta_{2\theta} e_{\theta} \end{cases} \quad (26)$$

式中:  $\hat{\theta}$  为  $\theta$  的估计值;  $\beta_{1\theta}$  和  $\beta_{2\theta}$  为俯仰角 LESO 参数, 取  $\beta_{1\theta} = 2\omega_{\theta}, \beta_{2\theta} = \omega_{\theta}^2, \omega_{\theta}$  为俯仰角 LESO 带宽。

设计升降舵指令  $\delta_c$

$$\delta_c = b_Q^{-1} [k_Q (Q_c - Q) - \hat{\Delta}_Q] \quad (27)$$

式中:  $\hat{\Delta}_Q$  为二阶 LESO 对  $Q$  的估计值,  $k_Q$  为俯仰角速率控制系数, 控制输入增益  $b_Q = 0.5I_y^{-1} \rho v^2 S c_A C_{M\delta_c}$ ,  $I_y$  为绕机体坐标系  $y$  轴的转动惯量,  $c_A$  为平均气动弦长,  $C_{M\delta_c}$  为俯仰力矩系数关于升降舵舵偏的导数。

设计二阶 LESO 观测  $\Delta_Q$

$$\begin{cases} e_Q = \hat{Q} - Q \\ \dot{\hat{Q}} = \hat{\Delta}_Q - \beta_{1Q} e_Q + b_Q \delta_c \\ \dot{\hat{\Delta}}_Q = -\beta_{2Q} e_Q \end{cases} \quad (28)$$

式中:  $\hat{Q}$  为  $Q$  的估计值;  $\beta_{1Q}$  和  $\beta_{2Q}$  为俯仰角速率 LESO 参数, 取  $\beta_{1Q} = 2\omega_Q, \beta_{2Q} = \omega_Q^2, \omega_Q$  为俯仰角速率 LESO 带宽。

## 3 着陆仿真与分析

### 3.1 轨迹设计结果

飞行器相关参数:  $v_g = 66.7 \text{ m/s}, \alpha_s = 35^\circ, \alpha_c = 14.75^\circ$ , 擦地角是决定触地速度下限的主要限制条件。飞行器半油状态 (430 kg), 可以算得  $v_{2\text{min}} = 44 \text{ m/s}$ , 正常触地速度范围为  $48.4 \sim 52.8 \text{ m/s}$ 。

综合考虑选取  $\gamma = -4^\circ, v_0 = 80 \text{ m/s}, v_1 \in [60, 65] \text{ m/s}, v_2 = 50 \text{ m/s}, H_2 = 1000 \text{ m}$ 。

式(11)中边界条件为

$$\begin{cases} 60 \leq v_0 \leq 65 \\ \gamma_0 = -4^\circ \\ x_0 = 0 \\ 1015 \leq H_0 \leq 1025 \\ \dot{H}_0 = v_0 \sin \gamma_0 \\ v_f = 50 \\ -3^\circ \leq \gamma_f \leq 0^\circ \\ 0 \leq x_f \leq 2000 \\ H_f = 1000 \\ -1.0 \leq \dot{H}_f \leq -0.5 \end{cases} \quad (29)$$

$$\begin{cases} 60 \leq v_0 \leq 65 \\ \gamma_0 = -4^\circ \\ x_0 = 0 \\ 1015 \leq H_0 \leq 1025 \\ \dot{H}_0 = v_0 \sin \gamma_0 \\ v_f = 50 \\ -3^\circ \leq \gamma_f \leq 0^\circ \\ 0 \leq x_f \leq 2000 \\ H_f = 1000 \\ -1.0 \leq \dot{H}_f \leq -0.5 \end{cases} \quad (30)$$

选取  $\dot{H}_{jd} = -0.5$ ,  $\tau_H = 5.5$ ,  $\delta_{T_H} = 18$ ,  $\tau_T = 3$ , GPM轨迹规划结果如图8所示。其中:图8(c)和(d)的参考轨迹分别由式(7)和式(12)给出,规划轨迹为GPM规划结果;图8(c)中参考轨迹与规划轨迹基本重合。

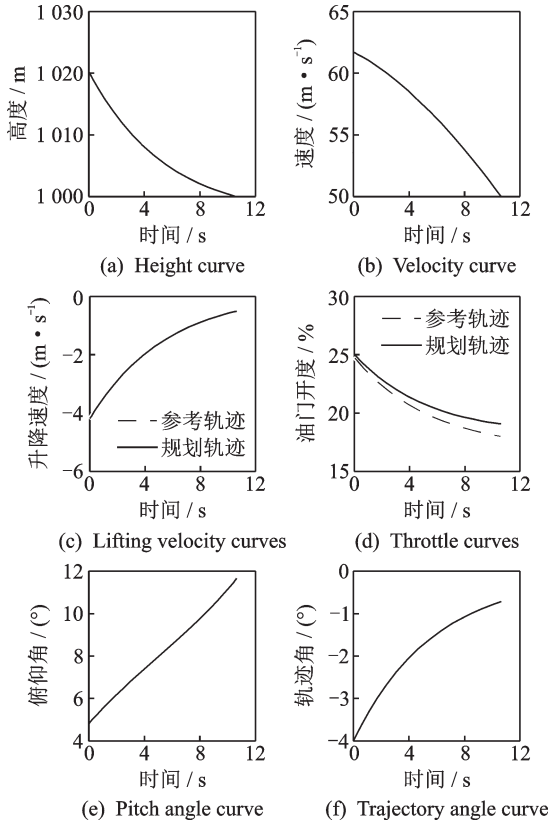


图8 拉平轨迹规划结果

Fig.8 Pull-up trajectory planning results

仿真结果  $H_1 = 1020.3$  m,  $v_1 = 61.7$  m/s,  $t_1 = 10.6$  s,  $L_1 = 602$  m;升降速度与参考轨迹一致,由  $-4.19$  m/s缓慢增大至  $-0.5$  m/s;油门开度由25%单调减小至19%,与参考轨迹有一定差别,但参考油门轨迹的提出是为了使拉起段油门指令单调减小,并不用于严格约束油门轨迹,因此规划结果与参考轨迹存在误差是合理的;速度、俯仰角轨迹变化平缓,末端状态满足着陆要求。

选取  $H_0 = 320$  m,结合上文设计,得到着陆段轨迹如下

$$H_c = \begin{cases} 1320 & L > 4892.5 \\ (L - 602) \times 0.07 + 1020.3 & 602 \leq L \leq 4892.5 \\ f_H(L) & L < 602 \end{cases} \quad (31)$$

$$v_c = \begin{cases} 80 & L > 4892.5 \\ 61.7 + (L - 602) \times 0.0043 & 602 \leq L \leq 4892.5 \\ f_v(L) & L < 602 \end{cases} \quad (32)$$

$$\dot{H}_c = \begin{cases} 0 & L > 4892.5 \\ \dot{H} & 602 \leq L \leq 4892.5 \\ -(H - 1000)/5.5 - 0.5 & L < 602 \end{cases} \quad (33)$$

式中: $f_H$ 、 $f_v$ 是规划出的高度、速度轨迹关于待飞距的插值函数;同时,拉起段高度指令仅作为结果对比时的参考轨迹,并不作为控制输入。

### 3.2 控制系统仿真结果

结合上文设计,着陆仿真流程图如图9所示。

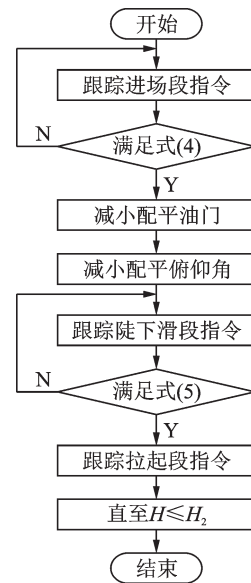


图9 着陆仿真流程图

Fig.9 Landing simulation flow diagram

控制系统设计参照第2节,在MATLAB/Simulink平台下,按照图9流程搭建着陆控制系统的闭环仿真平台,以式(31)~(33)作为着陆段预设轨迹进行跟踪,选取合适的控制参数进行仿真。仿真结果如表1与图10、11所示。

表1 标称状态着陆仿真结果

状态量	前向距离/m	速度/(m·s <sup>-1</sup> )	俯仰角/(°)	升降速度/(m·s <sup>-1</sup> )
触地点	8.15	51.7	10.9	-0.53

图10、11中,横坐标以触地点为坐标原点。可以看出,在标称状态下着陆控制效果较好。

(1)在拉起点,高度误差与速度误差较小,表明控制系统对斜坡信号跟踪效果较好。

(2)由于拉起段速度指令为类加速度信号,速度控制系统型别不足,导致速度跟踪存在一定滞后;触地速度虽与设计值存在偏差,但仍处于正常触地速度范围内。

(3)着陆段高度、速度和升降速度轨迹平滑且

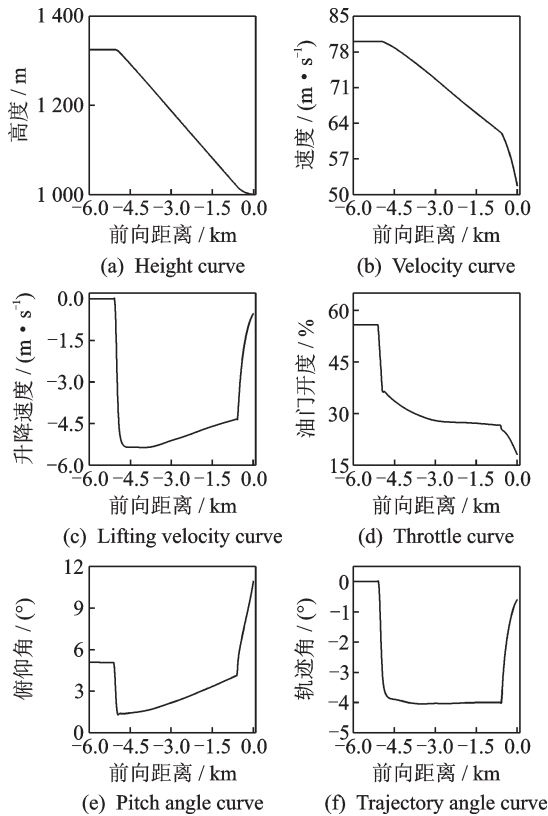


图 10 着陆仿真图像

Fig.10 Image of landing simulation

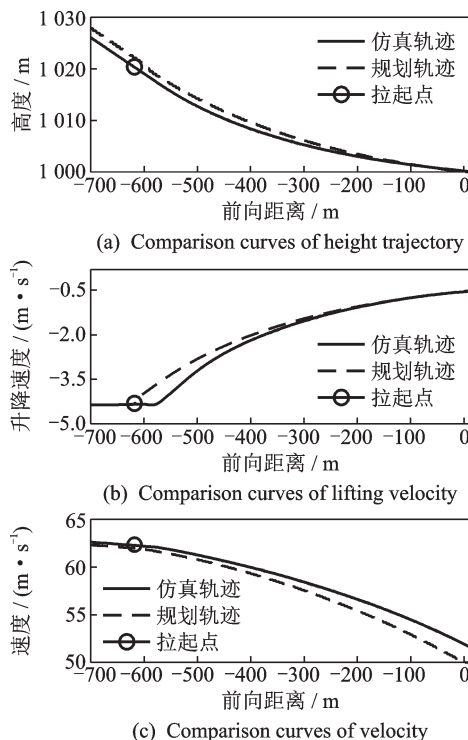


图 11 仿真末端轨迹对比图

Fig.11 Comparison of simulation end trajectories

跟踪误差较小, 整个阶段油门开度单调减小, 俯仰角、速度和升降速度等触地状态满足着陆要求且落点较精确。

使用蒙特卡洛方法对各种不确定情况下的着陆进行仿真验证, 仿真参数偏差范围如表 2 所示。

仿真总次数 300 次, 仿真结果如表 3 与图 12 所示。

表 2 蒙特卡洛仿真参数偏差范围

Table 2 Deviation range of Monte Carlo simulation parameters

参数	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数	舵面效率
范围	±10%	±30%	±20%	±10%
参数	动导数	风干扰	重量偏差	重心偏差
范围	±50%	-10~5 m/s	±30 kg	-3~3 cm

表 3 着陆蒙特卡洛仿真结果

Table 3 Results of landing Monte Carlo simulation

触地状态	前向距离/m	速度/(m·s <sup>-1</sup> )	俯仰角/(°)	升降速度/(m·s <sup>-1</sup> )
范围	-75~33	51.5~53.6	9.6~11.9	-0.58~-0.46
标准差	3.0	0.39	0.44	0.02

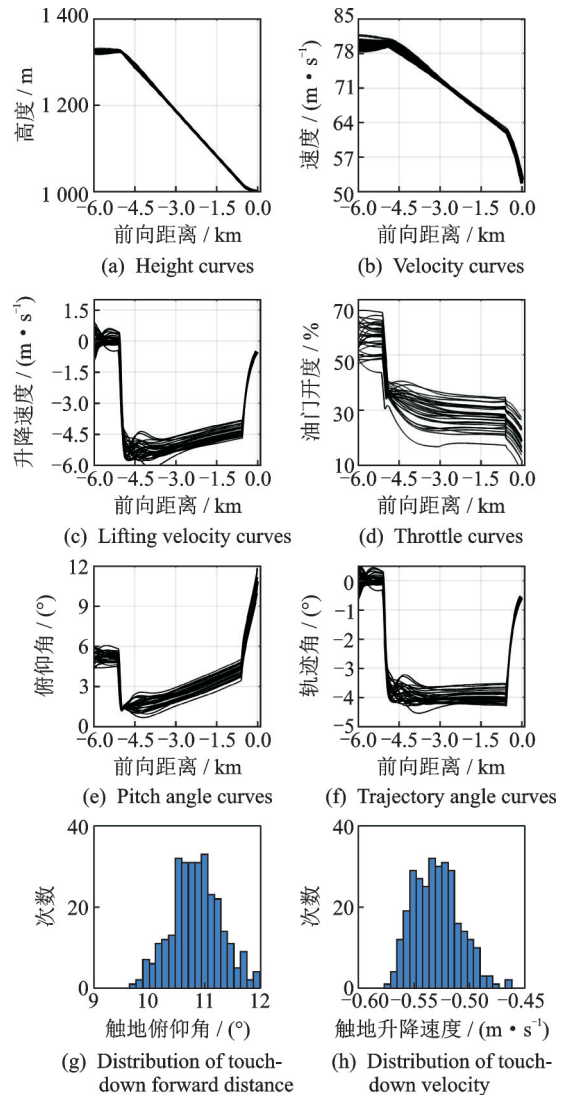


图 12 着陆蒙特卡洛仿真图像

Fig.12 Images of landing Monte Carlo simulation

由结果可以看出, 着陆仿真跟踪效果良好, 在各种偏差下触地状态近似服从正态分布且均满足设计要求, 各触地状态标准差较小, 着陆方案鲁棒性与抗干扰能力较强。

## 4 结 论

(1) 陡下滑段使用总能量控制,减小了拉起段初始状态偏差;拉起段接入速度控制,并基于高斯伪谱轨迹优化方法设计出油门单调减小的速度轨迹,提高了着陆控制精度。

(2) 拉起段基于自抗扰控制设计升降速度控制律,解决了传统高度控制带来的触地下沉率过大的问题,提高了着陆安全性。

(3) 仿真结果表明,该方案在标称状态下轨迹跟踪效果良好,触地状态满足设计要求;在参数偏差情况下触地状态近似正态分布,落点准确,鲁棒性强。

### 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.
- [2] 朱飞翔,高永,孟浩. 基于参考轨迹的无人机自主着陆控制系统设计与仿真[J]. 海军航空工程学院学报,2017,32(5): 463-468.  
ZHU Feixiang, GAO Yong, MENG Hao. Design and simulation of UAV autonomous landing control system based on reference trace [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2017, 32(5): 463-468.
- [3] 高丽丽. 固定翼无人机总体设计及自主着陆控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.  
GAO Lili. Conceptual design and research on control technology of autonomous landing for a fixed wing unmanned aircraft vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [4] 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 Wenwen. Research on whole envelop control law design technology for automatic takeoff and landing UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [5] 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.  
SONG Hui. Research on automatic landing control technologies for UAV under complex conditions [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [6] 马立群. 高速无人机自动起飞与着陆控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.  
MA Liqun. Research on control technology of auto take-off and landing for high-speed unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [7] LAMBREGTS A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles[C]// Proceedings of Guidance and Control Conference. Gatlinburg, USA: AIAA, 1983.
- [8] 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.
- [9] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [10] GAO Zhiqiang. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning[C]//Proceedings of the American Control Conference. Denver, USA: IEEE, 2003: 4989-4996.
- [11] GAO Zhiqiang. Active disturbance rejection control: A paradigm shift in feedback control system design [C]//Proceedings of the American Control Conference. Minneapolis, USA: IEEE, 2006: 2399-2405.
- [12] 张蒙. 大展弦比无人机安全着陆纵向控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.  
ZHANG Meng. Research on longitudinal control system design of secure landing for high span-chord ratio UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [13] 王彦雄. 飞翼布局无人机起降控制技术研究[D]. 西安:西北工业大学,2017.  
WANG Yanxiong. Take-off and landing control for flying-wing unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017.
- [14] 李磊,黄一敏,孙春贞. 复杂条件下无人机着陆纵向控制技术研究[J]. 电光与控制,2014,21(11): 62-65, 99.  
LI Lei, HUANG Yimin, SUN Chunzhen. On longitudinal control of landing for UAVs under complex conditions[J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(11): 62-65, 99.
- [15] 雍恩米,唐国金,陈磊. 基于 Gauss 伪谱方法的高超声速飞行器再入轨迹快速优化[J]. 宇航学报,2008,29(6): 1766-1772.  
YONG Enmi, TANG Guojin, CHEN Lei. Rapid trajectory optimization for hypersonic reentry vehicle via Gauss pseudospectral method[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1766-1772.
- [16] 杨希祥,张为华. 基于 Gauss 伪谱法的固体运载火箭上升段轨迹快速优化研究[J]. 宇航学报,2011,32(1): 15-21.  
YANG Xixiang, ZHANG Weihua. Rapid optimization of ascent trajectory for solid launch vehicles based on Gauss pseudospectral method[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 15-21.