

运输机重装空投二阶终端滑模控制方法研究

王文星¹, 雒东超¹, 张晓敏¹, 孙秀霞², 王 栋²

(1. 中国飞行试验研究院 中航工业飞行仿真航空科技重点实验室, 西安 710089;

2. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘要: 针对重装空投过程中, 货物的持续移动及瞬间出舱影响空投任务完成性、威胁飞行安全等问题, 提出了一种二阶终端滑模纵向飞行控制方法; 该方法利用非线性多输入多输出反馈线性化完成系统解耦线性化, 在此基础上采用二阶终端滑模变结构控制设计系统内环速度与俯仰姿态跟踪控制器, 保证了系统鲁棒性, 结合外环 PID 高度保持控制器完成了整个飞行控制系统的设计; 数值仿真结果表明, 该系统具有良好的响应特性, 且对系统不确定性具有较强的鲁棒性。

关键词: 非线性系统; 飞行控制; 终端滑模; 二阶滑模

Second-Order Terminal Sliding Mode Control of a Transport for Heavyweight Airdrop

Wang Wenxing¹, Luo Dongchao¹, Zhang Xiaomin¹, Sun Xiuxia², Wang Dong²

(1. AVIC Aeronautical Science and Technology Key Laboratory of Flight Simulation, CFTE, Xi'an 710089, China;

2. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to dealing with the influence caused by the continuous movement of the cargo and its sudden deplaning during airdrop operations, a novel flight controller based on the second-order terminal sliding mode control approach is designed. This method uses the feedback linearization technique to decouple the nonlinear airdrop model. On this basis, a second-order terminal sliding mode control law is proposed for airspeed and pitch attitude control, which can guarantee robustness of the system. The overall flight control system is completed with the outer-loop altitude-hold control based on a PID controller. Simulation results show the good performance of the proposed control scheme.

Keywords: nonlinear system; flight control; terminal sliding mode; second-order sliding mode

0 引言

超低空空投主要用于重型装备的精确投放, 是大型运输机必备的功能之一^[1-2]。在空投过程中, 重型货物的持续移动及瞬间离机将对飞机产生较大干扰, 致使飞机的姿态和轨迹发生大幅度偏离, 严重威胁飞行安全^[3]。因此, 针对运输机重装空投飞行控制方法的研究具有重要的意义。

当前, 针对重装空投过程的飞行控制问题, 许多学者做出了卓有成效的研究: 文献 [4] 提出了基于 L1 自适应理论的飞行控制方案; 文献 [5-6] 基于在线提供的重心信息, 采用逆动力学和均衡式自动驾驶仪控制律, 设计了一类变重量、变重心飞机姿态控制律; 文献 [7] 提出了一种基于动态逆和鲁棒控制相结合的全维重装空投控制律; 文献 [8-9] 基于空投过程反馈线性化模型, 设计了线性滑模飞行控制器。其中, 基于滑模变结构理论的飞行控制方法在应对系统参数不确定性方面具有很好的效果, 但是线性滑模控制方法的收敛时间长, 不能够满足重装空投高时效性的要求。

本文综合二阶滑模和终端滑模的优点, 设计了二阶终端滑

模空投飞行控制器。通过合理选择系统状态, 保证反馈线性化的实时可逆解耦, 实现了多变量交叉耦合空投模型解耦线性化。在此基础上, 设计二阶终端滑模控制器稳定系统内环速度和姿态, 提高了控制的快速性和准确性, 解决了空投系统模型不确定性等问题。结合外环 PID 高度跟踪控制完成整个飞行控制系统的设计。

1 空投过程飞机运动方程

考虑重装空投过程纵向数学模型^[4]

$$\begin{cases} m\dot{V} + m_r r_c \sin\alpha \dot{q} = T \cos\alpha - D + m_r \bar{r}_c \cos\alpha - mg \sin\gamma - m_c q^2 r_c \cos\alpha - 2m_c \bar{r}_c q \sin\alpha \\ m\dot{V}\bar{\gamma} - m_r r_c \cos\alpha \dot{q} = T \sin\alpha + L + m_r \bar{r}_c \sin\alpha - mg \cos\gamma - m_c q^2 r_c \sin\alpha + 2m_c \bar{r}_c q \cos\alpha \\ (I_y + m_r r_c^2) \dot{q} + m_r r_c \bar{V} \sin\alpha - m_r r_c \bar{V} \gamma \cos\alpha = \\ M_y + m_c g r_c \cos\theta - 2m_c r_c \bar{r}_c q \\ \gamma = \theta - \alpha \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{H} = V \sin\gamma \end{cases} \quad (1)$$

其中: $H, V, \alpha, q, \theta, \gamma$ 分别表示飞机高度、速度、迎角、俯仰角速度、俯仰角、爬升角; m, m_c, I_y, r_c 分别表示空机质量、货物质量、飞机绕横轴转动惯量、货物相对于飞机质心位移; L, D 及 M_y 分别为升力、阻力和俯仰力矩。货物相对飞机质心的位移 r_c 为:

$$r_c = r_{c0} + \frac{1}{2} \bar{r}_c t^2 \quad (2)$$

其中: r_{c0} 为初始位移, \bar{r}_c 为货物相对飞机质心的移动加速

收稿日期: 2016-03-26; 修回日期: 2016-04-29。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61273141); 航空科学基金资助项目(20141396012)。

作者简介: 王文星(1985-), 男, 陕西富平人, 硕士, 工程师, 主要从事飞行力学、飞行仿真方向的研究。

孙秀霞(1962-), 女, 山东潍坊人, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事现代鲁棒控制、飞行控制方向的研究。

度。发动机推力的表达式为：

$$T = T_{\delta_T} \delta_T \quad (3)$$

式中， T_{δ_T} 为推力系数， δ_T 为油门开度。升力、阻力和俯仰力矩的表达式为：

$$\begin{cases} L = L_0 + L_V \Delta V + L_a \Delta \alpha + L_{\delta_e} \delta_e \\ D = D_0 + D_V \Delta V + D_a \Delta \alpha + D_{\delta_e} \delta_e \\ M_y = M_{y_0} + M_{y_V} \Delta V + M_{y_\alpha} \Delta \alpha + \\ \quad M_{y_{\delta_e}} \delta_e + M_{y_q} \Delta q + M_{y_{\dot{\delta}_e}} \dot{\delta}_e \end{cases} \quad (4)$$

式中， δ_e 是升降舵偏角； L_0, D_0 及 M_0 为初始升力、阻力和俯仰力矩； x 表示 x 相对 * 的气动导数。

结合式 (1) ~ (4)，同时考虑系统模型不确定性，则飞机运动方程可写成如下形式：

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + B(x)u \quad (5)$$

式中， $x = [V, \alpha, q, \theta]^T, u = [\delta_e, \delta_T]^T$ ，

$$B(x) = [b_1, b_2] = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{21} & b_{31} & b_{41} \\ b_{12} & b_{22} & b_{32} & b_{42} \end{bmatrix}^T,$$

$f(x) = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T, \Delta f(x) = [\Delta f_1, \Delta f_2, \Delta f_3, \Delta f_4]^T$ 为系统不确定性函数。 f_i 和 $b_{ij} (i = 1, 2, 3, 4; j = 1, 2)$ 的表达式为：

$$\begin{cases} f_1 = [T_{\delta_T} \Delta V \cos \alpha - D_0 - D_V \Delta V - D_a \Delta \alpha + \\ \quad m_c r_c \cos \alpha - mg \sin \gamma - m_c q^2 r_c \cos \alpha - \\ \quad 2m_c r_c q \sin \alpha - m_c r_c \sin \alpha f_3] / m \\ f_2 = [\Lambda_1 (-T_V \Delta V \sin \alpha - L_0 - L_V \Delta V - L_a \Delta \alpha - \\ \quad m_c r_c \sin \alpha + mg \cos \gamma + m_c q^2 r_c \sin \alpha - \\ \quad 2m_c r_c q \cos \alpha + mVq) - \Lambda_2 m_c r_c \cos \alpha] / \Lambda_1 \\ f_3 = (\Lambda_2 + mM_{y_{\delta_e}} f_2) / \Lambda_1 \\ f_4 = q \\ b_{11} = -(m_c r_c \sin \alpha b_{31} + D_{\delta_e}) / m, \\ b_{12} = (T_{\delta_T} \cos \alpha - m_c r_c \sin \alpha b_{32}) / m \\ b_{21} = -(\Lambda_3 m_c r_c \cos \alpha + \Lambda_1 L_{\delta_e}) / \Lambda_1, \\ b_{22} = -\Lambda_1 T_{\delta_T} \sin \alpha / \Lambda_1, \\ b_{31} = mM_{y_{\delta_e}} b_{21} / \Lambda_1 + \Lambda_3 / \Lambda_1, \\ b_{32} = mM_{y_{\delta_e}} b_{22} / \Lambda_1 \\ b_{41} = b_{42} = 0 \\ \Lambda_1 = mI_y + m_0 m_c r_c^2 \\ \Lambda_2 = m(M_{y_0} + M_{y_{\delta_e}} \Delta \alpha + M_{y_q} \Delta q + M_{y_V} \Delta V) + \\ \quad m_c r_c \sin \alpha (D_0 + D_a \Delta \alpha + D_V \Delta V) + \\ \quad m_c r_c \cos \alpha (L_0 + L_a \Delta \alpha + L_V \Delta V) - \\ \quad 2mm_c r_c q + 2m_c^2 r_c q \\ \Lambda_3 = mM_{y_{\delta_e}} + m_c r_c D_{\delta_e} \sin \alpha + m_c r_c L_{\delta_e} \cos \alpha \\ \Lambda_4 = \Lambda_1 mV + mm_c r_c \cos \alpha M_{y_{\delta_e}} \end{cases}$$

2 模型的输入输出反馈线性化

选取 $y = [h_1 \quad h_2]^T = [V \quad \theta]^T$ 作为系统 (5) 的输出状态。应用反馈线性化方法^[10]可将系统 (5) 化为如下的输入输出形式：

$$[y_1^{(r_1)}, y_2^{(r_2)}]^T = A(x) + \varphi(x) + E(x)u \quad (6)$$

式中， $\varphi(x)$ 为模型摄动矩阵，由 $\Delta f(x)$ 唯一确定。 $y_i^{(r_i)}$ 为第 i 个输出 y_i 的 r_i 阶导数， r_i 称为输出 y_i 的相对阶，且满足：

$$L_{b_k} (L_f^{r_i-1} y_i) = 0, (l = 1, 2, \dots, r_i - 1)$$

$$L_{b_k} (L_f^{r_i-1} y_i) \neq 0 \quad (7)$$

其中： $L(\cdot)$ 为李导数算子。由计算可知， $r_1 = 1, r_2 = 2$ 。系统解耦矩阵 $E(x)$ 为：

$$E(x) = \begin{bmatrix} L_{b_1} L_f^{-1} y_1 & L_{b_2} L_f^{-1} y_1 \\ L_{b_1} L_f^{-2} y_2 & L_{b_2} L_f^{-2} y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{31} & b_{32} \end{bmatrix} \quad (8)$$

在迎角 $-\frac{\pi}{2} < \alpha < \frac{\pi}{2}$ 范围内，满足 $|b_{11} b_{32}| \ll |b_{12} b_{31}|$ ^[3]，因此 $E(x)$ 是非奇异矩阵。状态矩阵 $A(x)$ 为：

$$A(x) = [L_f^1 y_1, L_f^2 y_2]^T = [f_1, f_3]^T \quad (9)$$

3 控制律设计与稳定性分析

本文设计的控制律包含两个回路，如图 1 所示。外回路以飞机俯仰角 θ 作为控制量，采用 PID 控制器实现对高度指令 H_d 的跟踪，内回路采用二阶终端滑模控制方法，以升降舵和油门开度作为控制量，跟踪外回路期望俯仰角 θ_d 和期望速度 V_d 。

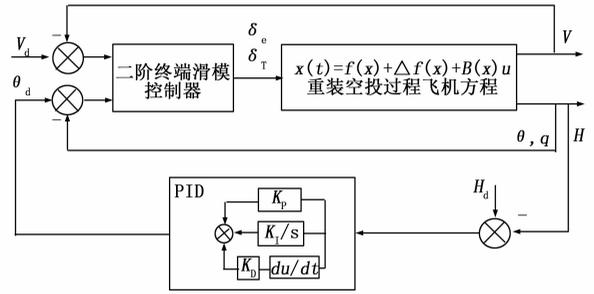


图 1 控制系统结构

考虑系统 (6)，设计二阶终端滑模控制律稳定飞机速度和俯仰姿态。定义速度和俯仰角的跟踪误差为：

$$e = [e_1 \quad e_2]^T = [V - V_d \quad \theta - \theta_d]^T \quad (10)$$

式中， V_d 和 θ_d 为空投启动时飞机的配平速度和俯仰角。

设计滑模面函数为：

$$\begin{cases} s_1 = \int_0^t e_1 dt \\ s_2 = e_2 + c \int_0^t e_2 dt \end{cases} \quad (11)$$

其中： $c \in \mathbb{R}^+$ 为滑模面系数。

为保证滑模函数 s_1 和 s_2 在有限时间内收敛到平衡点，设计如下的二阶滑模函数

$$z_i = \bar{s}_i + \beta_i \text{sg}(s_i)^{\alpha_i}, i = 1, 2 \quad (12)$$

其中， $\beta_i \in \mathbb{R}^+, 0.5 < \alpha_i < 1, \text{sg}(s_i)^{\alpha_i} = |s_i|^{\alpha_i} \text{sign}(s_i)$ 。

令 $S = [s_1 \quad s_2]^T, Z = [z_1 \quad z_2]^T$ ，则有：

$$\dot{S} = A(x) + \varphi(x) + B(x)u - Y_d + C_Y \quad (13)$$

$$\dot{Z} = A(x) + \varphi(x) + B(x)u - Y_d + C_Y + \varphi \quad (14)$$

式中， $Y_d = [V_d^{(r_1)} \quad \theta_d^{(r_2)}]^T, C_Y = [0 \quad c(\bar{\theta} - \bar{\theta}_d)]^T, \varphi = [\beta_1 \alpha_1 |s_1|^{\alpha_1-1} \bar{s}_1 \quad \beta_2 \alpha_2 |s_2|^{\alpha_2-1} \bar{s}_2]^T$ 。

设计到达律为：

$$\dot{Z} = -KZ - \varepsilon Z_{\text{sg}} \quad (15)$$

其中： $\varepsilon, K > 0, \varepsilon = \text{diag}(\varepsilon_1, \varepsilon_2), K = \text{diag}(k_1, k_2), Z_{\text{sg}} = [\text{sg}(z_1)^{p_1} \quad \text{sg}(z_2)^{p_2}]^T, 0 < p_1, p_2 < 1$ 。

由式 (15) 可知，存在一个有限时间 t_{i1} ，使得 z_i 由初始值 $z_i(0) \neq 0$ 收敛至 0。

$$t_{i1} = \frac{\ln(1 + \frac{k_i}{\varepsilon_i} |z_i(0)|^{1-p_i})}{k_i(1-p_i)}, \quad i = 1, 2 \quad (16)$$

当 z_i 收敛至 0 时, 系统动态变为 $\dot{s}_i + \beta_i s_i^{\alpha_i} = 0$ 。则存在一个有限时间 t_{i2} , 使得 $s_i(t_{i1}) \neq 0$ 收敛至 0, 即 $s_i(t_{i1} + t_{i2}) = 0$ 。

$$t_{i2} = \frac{|s_i(t_{i1})|^{1-\alpha_i}}{\beta_i(1-\alpha_i)}, \quad i = 1, 2 \quad (17)$$

设计控制作用为:

$$u(t) = -B^{-1}(x)[A(x) + \hat{\varphi}(x) - Y_d + C_Y + \varphi + KZ + \varepsilon Z_{sg}] \quad (18)$$

式中, $\hat{\varphi}$ 是 φ 的估计值。定义 $\hat{\varphi}$ 的状态更新律为:

$$\dot{\tilde{\varphi}}(t) = \Gamma Z \quad (19)$$

其中: $\Gamma \in \varphi^+$ 为自适应增益。

为证明滑模面在控制律 (18) 和自适应律 (19) 的作用下可达, 定义如下的 Lyapunov 函数:

$$v = \frac{1}{2} Z^T Z + \frac{1}{2\Gamma} \tilde{\varphi}^T \tilde{\varphi} \quad (20)$$

其中: $\tilde{\varphi} = \varphi - \hat{\varphi}$ 。

由式 (11) 和 (14) 可得 v 的一阶导数为:

$$\dot{v} = Z^T [A(x) + \varphi(x) + B(x)u - Y_d + C_Y + \varphi] - \frac{1}{\Gamma} \tilde{\varphi}^T \dot{\tilde{\varphi}} \quad (21)$$

将控制律 (18) 代入式 (21) 可得:

$$\dot{v} = Z^T [-KZ - \varepsilon Z_{sg}] + Z^T \tilde{\varphi} - \frac{1}{\Gamma} \tilde{\varphi}^T \dot{\tilde{\varphi}} \quad (22)$$

将自适应律 (19) 代入式 (22) 可得:

$$\dot{v} = -(\varepsilon_1 |z_1|^{p_1+1} + \varepsilon_2 |z_2|^{p_2+1}) - (k_1 z_1^2 + k_2 z_2^2) < 0 \quad (23)$$

即滑模面可达性条件成立。

4 仿真与分析

基于本文设计的重装空投控制器, 以某型运输机为例, 在 $H=10$ m 高空, 采用单列单投模式完成仿真实验。假设模型存在 $\pm 20\%$ 的误差, 飞机配平参数为: 速度 $V=80$ m/s, 迎角 $\alpha = \theta = 3.5269^\circ$, 油门开度 $\delta_T = 25.1\%$, 升降舵偏度 $\delta_e = 0^\circ$ 。仿真主要验证控制器的控制性能和鲁棒性。选取内环二阶终端滑模控制参数为: $c = 2, \beta_1 = \beta_2 = 2, \alpha_1 = \alpha_2 = 0.7, k_1 = k_2 = 1.6, \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.01, p_1 = p_2 = 0.5, \Gamma = 1$ 。外环 PID 高度保持控制器参数为 $K_p = 0.15, K_I = 0.1, K_D = 0.0027$ 。

图 2 (a) ~ (d) 分别对应飞机高度、速度、俯仰角和迎角曲线。由图中实线可见, 空投过程中飞机高度变化量在 0.2 m 范围内, 大约货物离机 6 s 后高度稳定于配平状态值, 飞机速度在整个过程变化很小。迎角和俯仰角的变化量被控制在 2° 以内, 而由于重型货物的离机, 飞机再次稳定时的迎角和俯仰角明显小于飞机带货配平状态。从图中点划线和虚线也可看出, 当考虑气动参数不确定性时, 控制器仍能保证良好的控制效果。图 3 (a) 和 (b) 分别为升降舵偏转和油门开度曲线。可以看出升降舵偏转和油门开度幅值均在允许范围内, 未出现强烈的抖振现象。

5 结论

重装空投过程是一个强耦合、强非线性、存在突变等强干扰的不确定系统, 本文设计了基于反馈线性化和二阶终端滑模变结构方法相结合的重装空投纵向控制器。在合理选取系统状

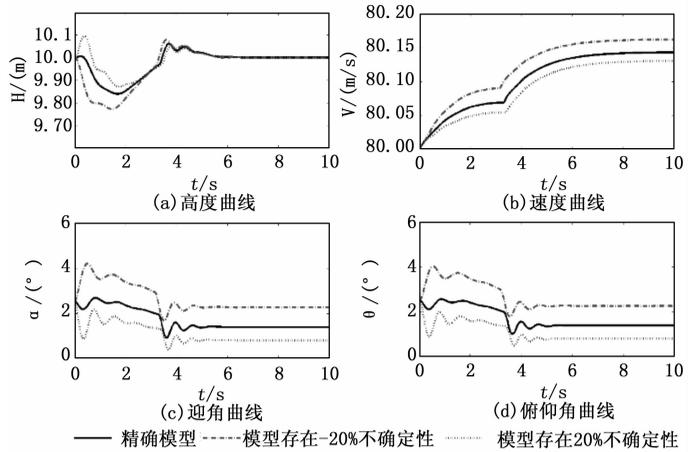


图 2 空投过程飞机响应曲线

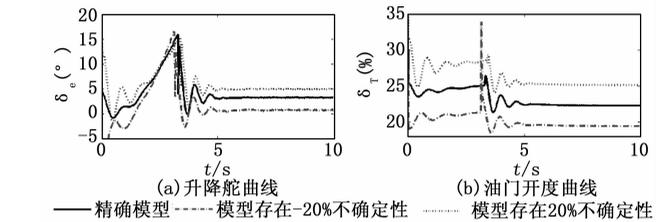


图 3 升降舵和油门开度曲线

态变量, 保证系统实时可逆解耦的基础上, 理论证明了控制器的鲁棒稳定性, 最后, 通过模型存在扰动情况下的仿真试验, 验证了控制器的强鲁棒性。

参考文献:

- [1] Zang J, Liu Hu, Liu TP, Ni XP. Object-oriented mission modeling for multiple transport aircraft [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2013, 14 (3): 264-271.
- [2] Desabrais K J, Riley J, Sadeck J, Lee C. Low-cost high-altitude low-opening cargo airdrop Systems [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49 (1), 349-354.
- [3] Liu R, Sun XX, Dong WH. Dynamics modeling and control of a transport aircraft for ultra-low altitude airdrop [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28 (2): 478-487.
- [4] 孙秀霞, 常允刚, 董文瀚, 等. 最优控制 L1 自适应在重装空投纵向控制器设计中的应用 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32 (5): 598-606.
- [5] 杨晓科, 杨凌宇, 张晶等. 变重量/重心飞机建模及姿态控制律设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37 (1): 54-57.
- [6] 张晶, 申功璋, 杨凌宇. 基于逆动力学和重心估计的飞行控制系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (11): 1315-1319.
- [7] 冯艳丽, 史忠科. 超低空空投货物出舱过程的动态逆鲁棒控制 [J]. 控制工程, 2010, 17 (5): 579-583.
- [8] Zhang H Y, Shi Z K. Variable structure control of catastrophic course in airdropping heavy cargo [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22 (2): 520-527.
- [9] Liu R, Sun XX, Dong WH. Flight controller design for aircraft low altitude airdrop [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88 (4), 1-11.
- [10] 胡跃明. 非线性控制系统理论与应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.