

基于线性化反馈的滑模变结构重装空投纵向控制律设计

李大东[†], 孙秀霞, 董文瀚, 徐光智

(空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 针对重装空投过程中, 重型货物持续移动及瞬间离机严重影响载机的安全性等问题, 提出了基于线性化反馈和滑模变结构控制相结合的控制律设计方法, 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整个飞行控制系统的设计. 最后, 仿真验证了该控制器鲁棒性强, 且满足空投任务战技指标要求.

关键词: 重装空投; 非线性反馈线性化; 滑模变结构控制

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Pitch control for flight in heavy-weight airdrop based on feedback linearization theory and variable-structure control

LI Da-dong[†], SUN Xiu-xia, DONG Wen-han, XU Guang-zhi

(College of Aeronautics and Astronautics, University of Airforce Engineering, Xi'an Shaanxi 710038, China)

Abstract: To reduce the impact on the flight safety from the translation and extraction of inner cargo in a flying aircraft, we develop a novel controller which combines feedback linearization with variable structure. The system is decoupled and linearized by using the nonlinear linearization theories of input-output feedback. On this basis, by applying the variable-structure theory, we design the inner loop for velocity control and pitch control for ensuring the system for robustness. Combining the inner loop control with the outer loop PID control for flight-altitude, we build the entire flight control system. Simulation results show that this method is feasible and useful.

Key words: heavy-weight airdrop; nonlinear feedback linearization; sliding-mode variable-structure control

1 引言(Introduction)

重装空投, 主要是指利用降落伞等动力减速器在从大中型运输机上将重型货物($> 3t$)空投至指定区域, 是空投领域的一个重点和难点, 也是提高现代高技术战争条件下作战能力的必要手段, 围绕重装空投的研究与应用具有重要的军事意义和应用价值^[1-2].

目前对重装空投系统的研究主要集中在牵引系统开发^[3-6]、大型运输机飞行品质研究^[7]及控制律设计^[8-9], 而对空投过程^[4]的飞行品质规范及控制律设计仅展开了初步研究. 在空投阶段, 重型货物的持续移动及瞬间离机将对载机产生较大干扰, 致使载机的姿态和轨迹发生大幅度偏离, 严重危及飞行安全^[10-11]. 因此, 针对空投过程设计合理的控制律迫在眉睫.

文献[12-13]基于在线提供的重心信息, 分别采用逆动力学、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, 但控制律要求精确模型, 系统鲁棒性较差. 文献[14]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, 但由于重装空投模型特殊性, 系统难以保证全状态量的实时可逆解耦. 此外, 空投过程模型各状态量强耦合, 系统难以化为严反馈块控形式, 因此文献[15-17]所述的先进非线性控制算法将难以套用.

本文针对具有强耦合性、强非线性且扰动大的重装空投过程运动学模型, 设计了基于微分几何的反馈线性化方法与滑模变结构相结合的姿态保持控制器. 为保证反馈线性化的实时可逆解耦, 提取满足要求的相应系统状态变量, 实现了多变量交叉耦合的空投系统解耦线性化. 在此基础上, 设计了滑模变结构控制器, 改善了反馈线性化方法的鲁棒性^[18-19], 解决了重装空投系统模型不确定性等问题, 同时, 采用PID控制完成外环高度保持. 控制系统结构如图1所示.

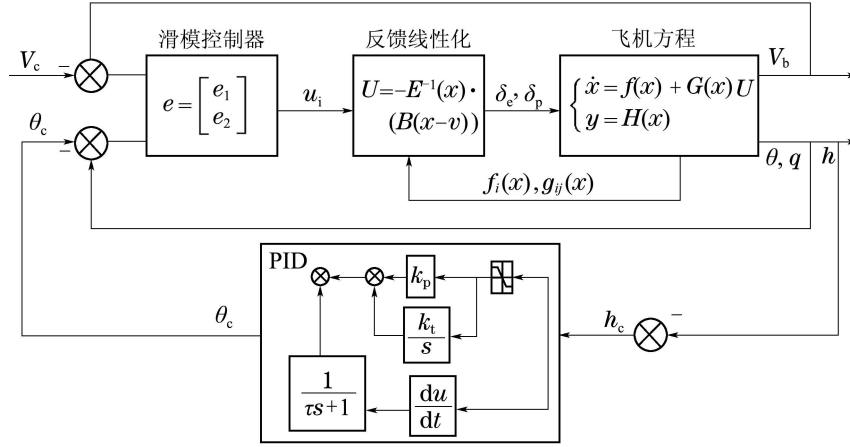


图 1 控制系统结构框图

Fig. 1 Structure diagram of the control system

2 重装空投运动学模型(Heavy-airdrop mathematical model)

为满足高度和姿态控制要求,同时保证反馈线性化解耦矩阵可逆、相对阶有定义及内动态子系统有界^[20],将重装空投纵向数学模型^[21]表示为如下的非线性多输入多输出微分方程

$$\begin{cases} \dot{x} = \mathbf{f}(x) + \mathbf{G}(x)\mathbf{U}, \\ y = \mathbf{H}(x). \end{cases} \quad (1)$$

系统状态变量为

$$x = [V \ \alpha \ q \ \theta]^T,$$

输出量和输入量分别为

$$\mathbf{H}(x) = [V \ \theta]^T, \quad \mathbf{U} = [\delta_e \ \delta_p]^T,$$

其中 $V, \alpha, q, \theta, \delta_e, \delta_p$ 分别表示载机空速、迎角、俯仰角速度、俯仰角、升降舵、油门。

式(1)中:

$$\mathbf{f}(x) = [f_1(x) \ f_2(x) \ f_3(x) \ f_4(x)]^T,$$

$$\mathbf{G}(x) = [g_1 \ g_2] = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{21} & g_{31} & g_{41} \\ g_{12} & g_{22} & g_{32} & g_{42} \end{bmatrix}^T,$$

其中:

$$\begin{cases} f_1(x) = [m_c \ddot{r}_{cb} \cos \alpha - m_c q^2 r_{cb} \cos \alpha - D_0 - D_\alpha \alpha - 2m_c \dot{r}_{cb} q \sin \alpha - mg \sin \gamma - m_c r_{cb} \sin \alpha f_3(x)]/m, \\ f_2(x) = [\lambda_1 (mv_b q + mg \cos \gamma - m_c \ddot{r}_{cb} \sin \alpha + m_c q^2 r_{cb} \sin \alpha - 2m_c \dot{r}_{cb} q \cos \alpha - L_0 - L_\alpha \alpha) - \lambda_2 m_c r_{cb} \cos \alpha]/\lambda_4, \\ f_3(x) = [\lambda_2 + m M_{y\dot{\alpha}} f_2(x)]/\lambda_1, \\ f_4(x) = q, \end{cases}$$

$$\begin{cases} g_{11} = -m_c r_{cb} \sin \alpha (\lambda_3 m v_b - L_{\delta_e}) / (m \lambda_4) - D_{\delta_e} / m, \\ g_{12} = m_c r_{cb} T_m M_{y\dot{\alpha}} \sin^2 \alpha / \lambda_4 + T_m \cos \alpha / m, \\ g_{21} = -(\lambda_3 m_c r_{cb} \cos \alpha + L_{\delta_e}) / \lambda_4, \\ g_{22} = -\lambda_1 T_m \sin \alpha / \lambda_4, \\ g_{31} = (m M_{y\dot{\alpha}} g_{21} + \lambda_3) / \lambda_1, \\ g_{32} = m M_{y\dot{\alpha}} g_{22} / \lambda_1, \\ g_{41} = g_{42} = 0, \\ \lambda_1 = m I_B + m_b m_c r_{cb}^2, \\ \lambda_2 = m (M_0 + M_\alpha \alpha + M_q q) + m_c r_{cb} [(D_0 + D_\alpha \alpha) \sin \alpha + (L_0 + L_\alpha \alpha) \cos \alpha] - 2m_b m_c r_{cb} \dot{r}_{cb} q, \\ \lambda_3 = m M_{\delta_e} + m_c r_{cb} D_{\delta_e} \sin \alpha + m_c r_{cb} L_{\delta_e} \cos \alpha, \\ \lambda_4 = \lambda_1 m v_b + m m_c r_{cb} \cos \alpha M_{y\dot{\alpha}}. \end{cases}$$

3 控制律设计及稳定性分析(Control law design and stability analysis)

3.1 控制律设计(Control law design)

若解耦矩阵 $\mathbf{E}(x)$ 非奇异,系统(1)输入输出关系可表示为^[20]

$$[y_1^{(\gamma_1)} \ y_2^{(\gamma_2)} \ \dots \ y_m^{(\gamma_m)}]^T = \mathbf{B} + \mathbf{E}(x)\mathbf{U}, \quad (2)$$

式中

$$\mathbf{B} = [L_f^{\gamma_1} h_1(x) \ \dots \ L_f^{\gamma_m} h_m(x)]^T,$$

$$\mathbf{E}(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{\gamma_1 - 1} h_1 & \dots & L_{g_m} L_f^{\gamma_1 - 1} h_1 \\ \vdots & & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{\gamma_1 - 1} h_m & \dots & L_{g_m} L_f^{\gamma_1 - 1} h_m \end{bmatrix}.$$

状态反馈控制律:

$$\mathbf{U} = -\mathbf{E}^{-1}(x)\mathbf{B} + \mathbf{E}^{-1}(x)\mathbf{v}. \quad (3)$$

设 y_i 的期望输出信号为 y_{id} , 跟踪误差

$$\mathbf{e} = [e_1 \ e_2 \ \cdots \ e_m]^T = [y_1 - y_{1d} \ y_2 - y_{2d} \ \cdots \ y_m - y_{md}]^T. \quad (4)$$

设计滑模面函数为

$$\begin{cases} s_i = e_i^{(\gamma_i-1)} + c_{i(\gamma_i-1)}e_i^{(\gamma_i-2)} + \cdots + c_{i1}e_i, \\ i = 1, 2, \cdots, m, \end{cases} \quad (5)$$

式中: $e_i^{(\gamma_i-j)}$ 表示对跟踪误差 e_i 的 $(\gamma_i - j)$ 阶导数, 选择系数 $c_{i(\gamma_i-1)}, c_{i(\gamma_i-2)}, \cdots, c_{i1}$ 使 s_i 的表达式为Hurwitz稳定. 则 m 维输出系统(1), 滑模面函数为

$$\mathbf{S} = [s_1 \ s_2 \ \cdots \ s_m]^T = \begin{bmatrix} e_1^{(\gamma_1-1)} + c_{1(\gamma_1-1)}e_1^{(\gamma_1-2)} + \cdots + c_{11}e_1 \\ e_2^{(\gamma_2-1)} + c_{2(\gamma_2-1)}e_2^{(\gamma_2-2)} + \cdots + c_{21}e_2 \\ \vdots \\ e_m^{(\gamma_m-1)} + c_{m(\gamma_m-1)}e_m^{(\gamma_m-2)} + \cdots + c_{m1}e_m \end{bmatrix}. \quad (6)$$

对式(6)求导得

$$\dot{\mathbf{S}} = [\dot{s}_1 \ \dot{s}_2 \ \cdots \ \dot{s}_m]^T = \begin{bmatrix} y_1^{(\gamma_1)} - y_{1d}^{(\gamma_1)} + \sum_{j=1}^{\gamma_1-1} c_{1j}(y_1^{(j)} - y_{1d}^{(j)}) \\ y_2^{(\gamma_2)} - y_{2d}^{(\gamma_2)} + \sum_{j=1}^{\gamma_2-1} c_{2j}(y_2^{(j)} - y_{2d}^{(j)}) \\ \vdots \\ y_m^{(\gamma_m)} - y_{md}^{(\gamma_m)} + \sum_{j=1}^{\gamma_m-1} c_{mj}(y_m^{(j)} - y_{md}^{(j)}) \end{bmatrix}. \quad (7)$$

选取指数趋近律

$$\dot{\mathbf{S}} = -\varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} - K\mathbf{S}. \quad (8)$$

式中: $\varepsilon > 0, K > 0$.

结合式(2)(7)可得滑模控制律为

$$\begin{bmatrix} v_1 \ v_2 \ \cdots \ v_m \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} y_1^{(\gamma_1)} \ y_2^{(\gamma_2)} \ \cdots \ y_m^{(\gamma_m)} \end{bmatrix}^T - \begin{bmatrix} -\sum_{j=1}^{\gamma_1-1} c_{1j}(y_1^{(j)} - y_{1d}^{(j)}) \\ -\sum_{j=1}^{\gamma_2-1} c_{2j}(y_2^{(j)} - y_{2d}^{(j)}) \\ \vdots \\ -\sum_{j=1}^{\gamma_m-1} c_{mj}(y_m^{(j)} - y_{md}^{(j)}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_{1d}^{(\gamma_1)} \\ y_{2d}^{(\gamma_2)} \\ \vdots \\ y_{md}^{(\gamma_m)} \end{bmatrix} - \varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} - K\mathbf{S}. \quad (9)$$

将式(9)代入式(3), 则控制量可表示为

$$\mathbf{U} = \mathbf{E}^{-1}(x)([y_{1d}^{(\gamma_1)} \ y_{2d}^{(\gamma_2)} \ \cdots \ y_{md}^{(\gamma_m)}]^T - \mathbf{B} - \mathbf{C}\mathbf{Y} - \varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} - K\mathbf{S}), \quad (10)$$

式中

$$\mathbf{C}\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^{\gamma_1-1} c_{1j}(y_1^{(j)} - y_{1d}^{(j)}) \\ \sum_{j=1}^{\gamma_2-1} c_{2j}(y_2^{(j)} - y_{2d}^{(j)}) \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^{\gamma_m-1} c_{mj}(y_m^{(j)} - y_{md}^{(j)}) \end{bmatrix}.$$

3.2 稳定性分析(Stability analysis)

若系统(1)存在不确定性, 通过输入输出反馈线性化, 式(2)表示为

$$\begin{bmatrix} y_1^{(\gamma_1)} \ y_2^{(\gamma_2)} \ \cdots \ y_m^{(\gamma_m)} \end{bmatrix}^T = \mathbf{B} + \Delta\mathbf{B} + (\mathbf{E} + \Delta\mathbf{E})\mathbf{U}, \quad (11)$$

式中: $\Delta\mathbf{B}, \Delta\mathbf{E}$ 为 \mathbf{B}, \mathbf{E} 的摄动矩阵, 而 $\|\Delta\mathbf{E}\|$ 和 $\|\Delta\mathbf{B}\|$ 有界, 且界已知.

1) 若 $\gamma_i \neq 1$. 将式(9)-(10)代入式(7)可得

$$\dot{\mathbf{S}} = -\varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} - K\mathbf{S} - \Delta\mathbf{B} - \Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}[\mathbf{C}\mathbf{Y} + K\mathbf{S} + \varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} + \mathbf{B} - \mathbf{Y}_d],$$

式中 $\mathbf{Y}_d = [y_{1d}^{(\gamma_1)} \ y_{2d}^{(\gamma_2)} \ \cdots \ y_{md}^{(\gamma_m)}]^T$.

定义Lyapunov函数 $V = \frac{1}{2}\mathbf{S}^T\mathbf{S}$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \mathbf{S}^T\dot{\mathbf{S}} = \\ &= -\varepsilon\|\mathbf{S}\| - K\|\Delta\mathbf{S}\|^2 - \mathbf{S}^T\Delta\mathbf{B} - \mathbf{S}^T\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1} \cdot \\ &[\mathbf{C}\mathbf{Y} + K\mathbf{S} + \varepsilon \text{sgn} \mathbf{S} + \mathbf{B} - \mathbf{Y}_d] \leq \\ &K\|\mathbf{S}\|^2(-1 + \|\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}\|) + \|\mathbf{S}\|[\|\Delta\mathbf{B}\| + \\ &\|\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}\mathbf{C}\mathbf{Y}\| + \|\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}\mathbf{B}\| + \\ &\|\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}\mathbf{Y}_d\| - \varepsilon + \varepsilon\|\Delta\mathbf{E}\mathbf{E}^{-1}\|]. \end{aligned} \quad (12)$$

选取控制器参数

$$\begin{cases} K > 0, \\ \varepsilon > (1 - \|\Delta\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}^{-1}\|)^{-1}[\|\Delta\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}^{-1}\mathbf{C}\mathbf{Y}\| + \|\Delta\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}^{-1}\mathbf{B}\| + \|\Delta\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}^{-1}\mathbf{Y}_d\| + \|\Delta\mathbf{B}\|], \end{cases} \quad (13)$$

则 $\mathbf{S}^T\dot{\mathbf{S}} < 0$, 滑模可达性条件成立.

2) 部分或全部相对阶 $\gamma_i = 1$. 滑模面及指数趋近律的选取与上述相同, 对第 i 个输出, 若 $\gamma_i = 1$, 则 $\mathbf{C}\mathbf{Y}_i = 0$; 若相对阶

$$\gamma_i = 1, \ 1 \leq i \leq m,$$

则 $CY = 0$, 式(12)转变为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & \|S\|(\|\Delta B\| + \|\Delta E E^{-1} B\| + \\ & \|\Delta E E^{-1} Y_d\| - \varepsilon + \varepsilon \|\Delta E E^{-1}\|) + \\ & K \|S\|^2 (-1 + \|\Delta E E^{-1}\|). \end{aligned} \quad (14)$$

选取控制器参数:

$$\begin{cases} K > 0, \\ \varepsilon > (1 - \|\Delta E \cdot E^{-1}\|)^{-1} (\|\Delta B\| + \\ \|\Delta E \cdot E^{-1} B\| + \|\Delta E \cdot E^{-1} Y_d\|), \end{cases} \quad (15)$$

则 $S^T \dot{S} < 0$, 滑模可达性条件成立.

综上, 对形如式(1)的不确定性系统, 经过输入输出反馈线性化, 滑模面依旧可达, 即滑模控制器对不确定具有较强的鲁棒性.

4 重装空投系统纵向控制器设计(Heavy-weight airdrop pitch flight controller design)

对系统式(1)输出 $h_1(x) = V$, $h_2(x) = \theta$ 相对阶分别为 $\gamma_1 = 1$, $\gamma_2 = 2$, 系统的总相对阶, $\gamma_1 + \gamma_2 = 3 < 4$, 则系统可控. 系统解耦矩阵:

$$E(x) = \begin{bmatrix} L_{g1} h_1(x) & L_{g2} h_1(x) \\ L_{g1} L_f h_2(x) & L_{g2} L_f h_2(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{31} & g_{32} \end{bmatrix}.$$

在迎角 $-2/\pi < \alpha < 2/\pi$ 范围内, 若系统不确定性由气动参数摄动或货物误差引起, 可保证, $|g_{11}g_{32}| \ll |g_{12}g_{31}|$, 即解耦矩阵非奇异, 选取如下新的状态变量:

$$\begin{cases} z_1 = h_1(x) = V, \\ z_2 = h_2(x) = \theta, \\ z_3 = L_f h_2(x) = q, \end{cases} \quad (16)$$

则系统(1)变为如下三阶系统:

$$\begin{cases} \dot{z} = A_e z + B_e v, \\ y = C_e z, \end{cases} \quad (17)$$

式(17)中:

$$A_e = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_e = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_e = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

为Brunovsky标准型, 输出 $y = [V \ \theta]^T$.

依据式(17)系统, 设计重装空投纵向控制器. 选

取滑模面函数为

$$\begin{cases} s_1 = e_1 = V - V_d, \\ \dot{s}_1 = \dot{e}_1 = \dot{V} = v_1. \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} e_2 = \theta - \theta_d, \\ s_2 = \dot{e}_2 + c_1 e_2, \\ \dot{s}_2 = \ddot{e}_2 + c_1 \dot{e}_2. \end{cases} \quad (19)$$

设期望的飞行速度和俯仰角分别为 V_c 和 θ_c , V_c 为一常数, θ_c 为外环高度保持控制器偏差反馈量.

由式(8)–(9)和式(17)–(19)得

$$\begin{cases} v_1 = -k_1 s_1 - \varepsilon_1 \text{sgn } s_1, \\ v_2 = -k_2 s_2 - \varepsilon_2 \text{sgn } s_2 + \ddot{\theta}_d - c(\theta - \theta_d). \end{cases} \quad (20)$$

将式(20)代入式(3)即可获得控制量 U .

通过反复仿真试验, 以连续函数

$$l(s_i) = s_i / (|s_i| + \delta_i)$$

代替符号函数 $\text{sgn } s_i$, 及在外环PID高度保持回路微分反馈环节中, 引入一阶滤波环节 $1/(\tau s + 1)$, 可削弱由滑模变结构产生的高频抖振.

5 仿真分析(Simulation analysis)

基于本文设计的水装空投控制器, 以某型运输机为例, 在 $H = 1000 \text{ m}$ 高空, 采用单列单投形式, 完成其最大载重空投货物 $m_c = 12000 \text{ kg}$ 的仿真实验. 假设模型存在 $\pm 20\%$ 的模型误差, 载机配平参数 $V = 120.08 \text{ m/s}$, $\alpha = \theta = 0.143 \text{ rad}$, 货物相对加速度 $a = 3.0 \text{ m/s}^2$, 控制器参数选取如下:

$$\begin{cases} \text{MSC: } k_1 = 2, k_2 = 6, \delta_1 = \delta_2 = 0.01, \\ c = 15, \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.0001, \\ \text{PID: } 1/\tau = 0.15, K_p = 0.55, K_I = 0.001. \end{cases}$$

仿真主要验证控制器的鲁棒性(图2–6)、稳定性(图7)及满足空投过程战技指标的相关要求.

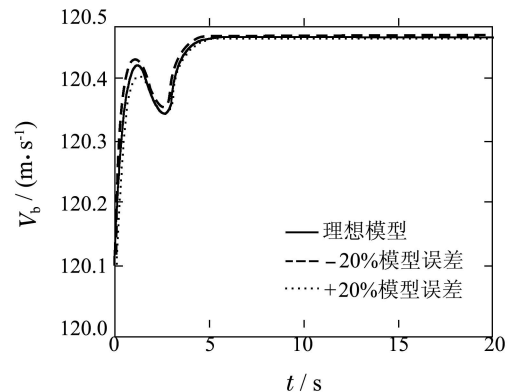


图2 速度变化曲线

Fig. 2 Response of flight velocity

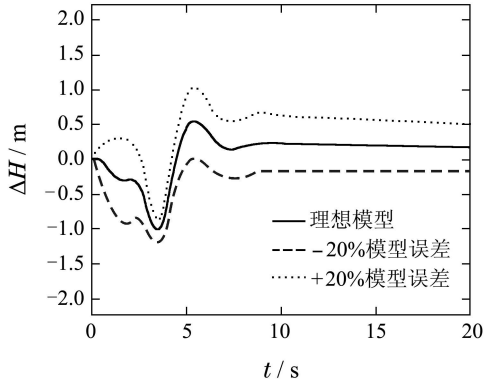


图3 高度差变化曲线

Fig. 3 Response of flight altitude increment

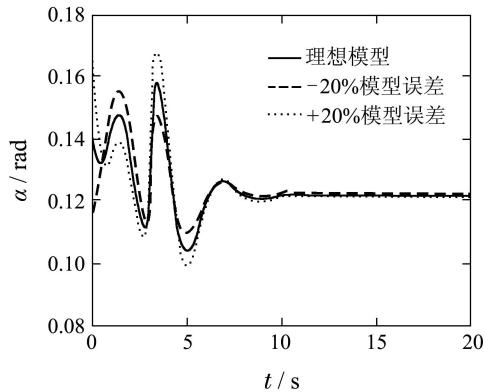


图4 迎角响应曲线

Fig. 4 Response of attack angle

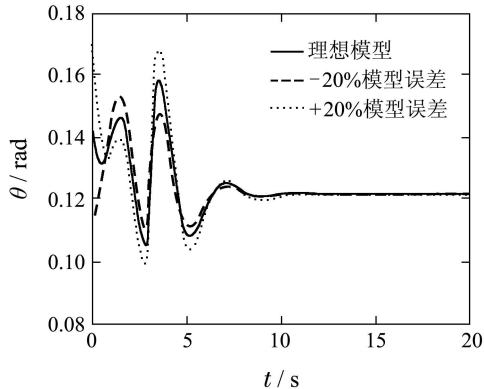


图5 俯仰角响应曲线

Fig. 5 Response of pitch angle

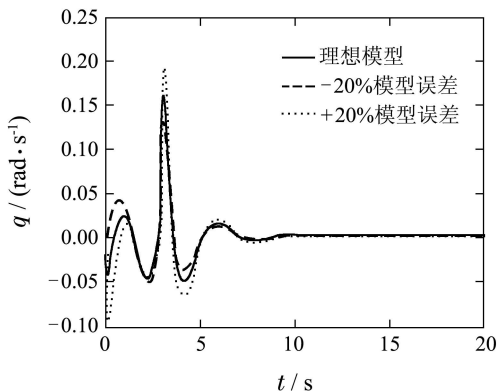


图6 俯仰角速率响应曲线

Fig. 6 Response of pitch angle rate

1) 鲁棒性验证.

图2-6分别对应速度、高度差、迎角、俯仰角与俯仰角速度响应曲线. 对于无误差模型, 货物在 $t = 2.95$ s时离机, 存在误差模型货物离机时间在 $\Delta t = 0.02$ s变化范围内.

从仿真中可以看出, 本文提出的控制律飞机姿态及高度响应曲线收敛速度较快, 稳态误差较小, 飞机模型在存在 $\pm 20\%$ 摄动的情况下, 系统的动态响应曲线表明控制器仍具有良好的控制效果.

2) 稳定性验证.

控制系统中不仅要有满意的性能和飞行品质, 还要有足够的稳定裕量, 保证系统的稳定性. 仿真用扫频的方法证明所设计的控制系统具有一定的相角裕度与幅值裕度. 仿真如图7所示.

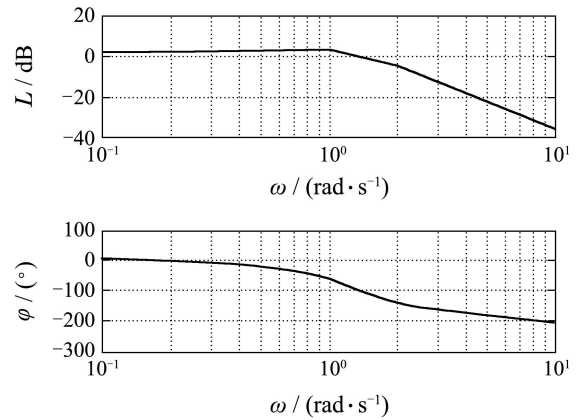


图7 控制系统伯德图

Fig. 7 Bode diagram of control system

由图7可知, 系统幅值为20.4 dB, 相角裕度为 61.2° , 满足文献[23]所述的飞控系统稳定性要求.

3) 基于任务的飞行品质评估验证.

飞行品质是衡量飞机完成特定飞行任务的精确度及驾驶员工作负荷的尺度, 其关注“操纵性”与“任务完成性”. 对于飞控系统的品质评价以任务的完成性为主要评价准则^[24-25], 评价方法的实质是对飞机及其完成特定任务所需的控制模态进行性能评价.

对执行空投任务, 参照国内外运输机在执行单列单投的任务要求, 确定出空投过程中应考察的指标参数及参数范围. 以中高空空投为例, 给出如下的指标参数取值范围:

- ① $\Delta H = 15$ m.
- ② $\Delta V = 0.13V$ m/s.
- ③ $|\Delta\theta| < 5^\circ$, 且 $\theta > 2^\circ$.
- ④ $\alpha_{\max} < 0.7\alpha_{\text{cr}}$ rad, α_{cr} 表示临界迎角.

易于验证采用本文设计的空投模态控制率, 空

投过程中载机各响应模态均满足上述要求。

6 结论(Conclusions)

重装空投面临的是一个强耦合、强非线性、且外界扰动大的不确定控制系统, 为保证载机安全及具有较好的操稳特性, 本文设计了基于微分几何的反馈线性化和滑模变结构相结合的飞行控制律。在合理选取系统状态变量, 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, 通过模型存在摄动情况下的仿真试验, 验证了控制器具有较强的鲁棒性, 以空投任务的顺利完成出发, 验证了空投过程载机响应满足战技指标要求。

参考文献(References):

- [1] 李广义. 国外大型军用运输机发展现状与趋势 [J]. 航空制造技术, 2005, 12(9): 36 – 43.
(LI Guangyi. Status and trends of the large foreign military cargo planes [J]. *Eronautic Manufacturing Technology*, 2005, 12(9): 36 – 43.)
- [2] 步恒祚. 浅议我国军用运输机的发展 [J]. 航空科学技术, 2006, 9(2): 3 – 5.
(BU Hengzuo. Brief discussion on the development of Chinese airlifters [J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2006, 9(2): 3 – 5.)
- [3] 杨雪松, 王乘, 李振环. 超低空空投过程的仿真 [J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2003, 31(4): 108 – 110.
(YANG Xuesong, WANG Cheng, LI Zhenhuan. Simulation of air-dropping at a super-low-altitude [J]. *Journal of Huazhong University of Science and Techology (Nature Science Edition)*, 2003, 31(4): 108 – 110.)
- [4] 柯鹏, 杨春信, 杨雪松. 重型货物空投系统过程仿真及特性分析 [J]. 航空学报, 2006, 27(5): 856 – 860.
(KE Peng, YANG Chunxin, YANG Xuesong. System simulation and analysis of heavy cargo airdrop system [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(5): 856 – 860.)
- [5] CUTHBERT P A, DESABRAIS K J. Validation of a cargo airdrop software simulator [C] // *Proceedings of AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*. California: AIAA, 2003: 1 – 11.
- [6] YANNICK B, SCOTT A M, RICHARD C. Experimental investigation of the flow field in the close wake of a simplified C-130 shape a model approach of airflow influence on airdrop [C] // *Proceedings of AIAA Aerodynamics Conference*. HaWaii: AIAA, 2008: 1 – 7.
- [7] GARY G B, JOHN H. Control design methods for good flying qualities [C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Chicago: AIAA, 2009: 1 – 20.
- [8] RAY C C, YE C E. Flying qualities for a twin-jet transport in serve atmospheric turbulence [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(5): 1673 – 1680
- [9] YANG M H, HO C S. Longitudinal flight handling quality analysis by reduced order motion of a civil transport aircraft encountering turbulence [C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Chicago: AIAA, 2009: 1 – 14
- [10] 欧阳绍修, 丁重舜. 货物在货舱内移动时飞机动态特性的研究 [J]. 飞行力学, 1992, 10(1): 77 – 86.
(OUYANG Shaoxiu, DING Chongshun. The study on the dynamic characteristics of aircraft with cargos moving in its cargo cabin [J]. *Flight Dynamics*, 1992, 10(1): 77 – 86.)
- [11] 王亚伟, 杨春信, 柯鹏. 货物空投系统自动脱离锁成功脱离概率分析 [J]. 航空学报, 2010, 31(2): 265 – 270.
(WANG Yawei, YANG Chunxin, KE Peng. Probability analysis on parachute ground release for cargo airdrop system [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(2): 265 – 270.)
- [12] 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 – 131.
(ZHANG Jing, SHEN Gongzhang, YANG Lingyu. Design of flight control system based on inverse dynamics and center of gravity estimation [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(11): 1315 – 131.)
- [13] 杨晓科, 杨凌宇, 张晶. 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 – 157.
(YANG Xiaoke, YANG Lingyu, ZHANG Jing. Modeling and attitude control of aircraft with variations in mass or center of gravity [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(1): 54 – 157.)
- [14] 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.
(FENG Yanli, SHI Zhongke. Robust dynamic inversion control of cargo extraction during airdrop at super low altitude [J]. *Control Engineering of China*, 2010, 17(5): 579 – 583.)
- [15] 闫茂德, 许化龙, 贺昱曜. 基于调节函数的一类三角结构非线性系统的自适应滑模控制 [J]. 控制理论与应用, 2004, 21(5): 840 – 842.
(YAN Maode, XU Hualong, HE Yuyao. Adaptive siliding mode control based on tuning function for nonlinear systems with triangular structure [J]. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(5): 840 – 842.)
- [16] 高道祥, 孙增圻, 罗熊. 基于backstepping的高超声速飞行器模糊自适应控制 [J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 805 – 810.
(GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method [J]. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(5): 805 – 810.)
- [17] 周丽, 姜长生, 都延丽. 一种基于反步法的鲁棒自适应终端滑模控制 [J]. 控制理论与应用, 2009, 26(6): 678 – 682.
(ZHOU Li, JIANG Changsheng, DU Yanli. A robust and adaptive terminal sliding mode control based on backstepping [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(6): 678 – 682.)
- [18] 汤志杰. 非线性反馈线性化方法在飞控系统中的应用 [D]. 西安: 西北工业大学, 2008: 50 – 51.
(TANG Zhijie. *Flight control application based on nonlinear feedback linearization* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008: 50 – 51.)
- [19] 陈代展, 李志强. 非线性系统线性化综述 [J]. 山东大学学报, 2009, 39(2): 27 – 36.
(CHENG Daizhan, LI Zhiqiang. A survey on linearization of nonlinear systems [J]. *Journal of Shandong University*, 2009, 39(2): 27 – 36.)
- [20] 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.
(HU Yueming. *Nonlinear Control Systems Theory and Applications* [M]. Beijing: National Defence Industry Press Press, 2003.)
- [21] 徐光智. 非大型运输机重装空投系统建模与视界仿真系统研究 [D]. 西安: 空军工程大学, 2011: 24 – 39.
(XU Guangzhi. *Large-scale transport aircraft heavyweight modeling and vision system analysis* [D]. Xi'an: Airforce Engineering University, 2011: 24 – 39.)
- [22] 黄友锐, 曲立国. PID控制器参数整定与实现 [M]. 北京: 科学出版社, 2011.
(HUANG Yourui, QU Ligu. *PID Controller Parameters Setting and Implementation* [M]. Beijing: Academic Press, 2011.)
- [23] 施继增, 王永熙, 郭恩友. 飞行操纵与增强系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

(SHI Jizeng, WANG Yongxi, GUO Enyou. *Mechanical Flight Control and Augmentation System* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003.)

- [24] 冯红星. 基于飞行任务的飞行品质评估方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 1-4.

(FENG Hongxing. *Evaluating method of flying qualities based on flying mission* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 1-4.)

- [25] 张翔伦, 左玲, 杨蔷薇. 基于机动动作链的飞行品质评价方法研究 [J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 13-17.

(ZHANG Xianglun, ZUO Ling, YANG Qiangwei. Research on the maneuvers-based flying qualities evaluating method [J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(3): 13-17.)

作者简介:

李大东 (1987-), 男, 博士研究生, 目前研究方向为先进控制理论与应用、导航制导与控制等, E-mail: lidadong-1987@163.com;

孙秀霞 (1962-), 女, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为先进控制理论与应用、非线性鲁棒自适应控制等, E-mail: kgy_sxx@yahoohoo.com;

董文瀚 (1979-), 男, 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为自适应控制、飞行控制律设计等.

徐光智 (1987-), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行品质规范研究、飞行控制律设计等.