

文章编号: 1001-0920(2011)09-1377-05

## 基于反步法的自适应滑模大机动飞行控制

孙 勇, 章卫国, 章 萌

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

**摘 要:** 针对飞机大机动飞行时模型非线性和参数不确定性的特点, 提出一种非线性反步自适应滑模变结构控制方法. 基于反步法的思想适当选取 Lyapunov 函数, 回馈递推得到自适应滑模控制律, 并利用一种自适应参数策略的混沌粒子群算法优化控制器的固定参数改善系统性能, 同时利用矩阵 SDU 分解克服高频控制增益矩阵估计时可能存在的奇异问题. 仿真结果验证了算法的有效性.

**关键词:** 大机动飞行; 自适应滑模控制; 反步; SDU 分解; 优化算法

**中图分类号:** TP273; V249

**文献标识码:** A

## Adaptive sliding mode high maneuvers flight control based on backstepping procedure

SUN Yong, ZHANG Wei-guo, ZHANG Meng

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China. Correspondent: SUN Yong, E-mail: sunyong8023@gmail.com)

**Abstract:** A nonlinear adaptive variable structure control method is proposed in the presence of model nonlinearity and parameters uncertainty for high maneuvers flight. The adaptive sliding mode control law is obtained recursively via an appropriate choice of Lyapunov function based on backstepping procedure. With fixed parameters optimization done by using a chaotic particle swarm optimization algorithm of adaptive parameter strategy, good system performance is achieved. To prevent the singularity of the high-frequency gain matrix during parameter adaptation, a SDU decomposition of matrix is found, which is useful to get non-singular control law. Simulation results show the effectiveness of the control algorithm.

**Key words:** high maneuvers flight; adaptive sliding mode control; backstepping; SDU decomposition; optimization algorithm

### 1 引 言

现代高性能飞机的一个主要特点是机动性和敏捷性, 其中一个重要环节是在大机动下对飞机进行控制. 在大机动飞行时, 气动参数会出现迟滞现象而引起系统参数摄动, 气动力和气动力矩均已呈明显的非线性特性, 必须采用非线性控制方法处理耦合的运动方程, 才能保证飞行安全. 大机动飞行控制系统设计实际上要解决的问题是, 如何在多输入多输出系统存在未知不确定性时对系统进行鲁棒性设计.

滑模变结构控制<sup>[1]</sup>被用于非线性飞行控制系统的设计<sup>[2]</sup>, 具有控制精度高、结构简单的特点, 而且由于滑动模态的存在, 使得它对参数摄动具有强鲁棒性. 传统的变结构控制要求系统的不确定性满足匹配条件, 而飞机在大机动飞行时, 不确定性往往是不满足

匹配条件的. 非线性反步自适应控制方法<sup>[3]</sup>不需要不确定边界, 设计过程中保留了系统中有用的非线性特性, 具有良好的过渡过程品质, 且在无调参律的情况下, 控制器对系统参数的不确定性仍具有一定的鲁棒性. 对于多输入多输出系统的自适应控制, 在控制高频增益矩阵在线自适应调整时可能会变得奇异, 产生无界控制输入. 矩阵分解是一种得到非奇异控制律的有效方法<sup>[4]</sup>.

本文提出一种大机动飞行时应用控制高频增益矩阵分解的反步自适应滑模变结构控制方案. 其基本思想为: 基于 Lyapunov 稳定性理论, 以一种递归的方式选取 Lyapunov 函数和构造中间虚拟控制信号, 设计自适应滑模控制器; 同时利用控制输入矩阵的 SDU 分解解决自适应过程中奇异性问题. 为避免

收稿日期: 2010-05-13; 修回日期: 2011-01-06.

基金项目: 航空科学基金项目(20090753008).

作者简介: 孙勇(1984—), 男, 博士生, 从事非线性飞行控制、优化算法的研究; 章卫国(1956—), 男, 教授, 博士生导师, 从事智能控制理论与应用、飞行控制等研究.

低效率试凑,提出一种自适应参数策略的混沌粒子群算法来优化控制器固定参数,以改善动态性能.将所设计的飞控系统进行大机动仿真研究,结果验证了该系统能够在在大机动条件下控制飞机跟踪指令飞行,具有较好的鲁棒性.

## 2 非线性飞机模型

本文的研究对象为某型战斗机六自由度非线性模型,控制目的是实现姿态输入指令 $\phi, \alpha, \beta$ 的跟踪,因此主要考虑由 $\phi, \alpha, \beta, p, q, r, \theta$ 构成的姿态控制系统,数学模型如下<sup>[5]</sup>:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ q - p\beta + z_{\alpha}\Delta\alpha + (g_0/V)(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta_0) \\ y_{\beta}\beta + p(\sin \alpha_0 + \Delta\alpha) - \\ r \cos \alpha_0 + (g_0/V) \cos \theta \sin \phi \\ l_{\beta}\beta + l_p p + l_q q + l_r r + (l_{\beta\alpha}\beta + l_{r\alpha}r)\Delta\alpha - i_1 q r \\ \bar{m}_{\alpha}\Delta\alpha + \bar{m}_q q + i_2 p r - m_{\alpha} p \beta + \\ m_{\dot{\alpha}}(g_0/V)(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta_0) \\ n_{\beta}\beta + n_r r + n_p p + n_{p\alpha} p \Delta\alpha - i_3 p q + n_q q \\ q \cos \phi - r \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & z_{\delta_e} \\ y_{\delta_a} & y_{\delta_r} & 0 \\ \tilde{l}_{\delta_a} & \tilde{l}_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{m}_{\delta_e} \\ \tilde{n}_{\delta_a} & \tilde{n}_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & z_{\delta_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_e \end{bmatrix}. \quad (1)$$

其中:状态变量 $x = (\phi \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \theta)^T$ 分别为滚转角、迎角、侧滑角、滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率、俯仰角;飞机控制舵面有3个,分别为副翼偏转角 $\delta_a$ ,方向舵偏转角 $\delta_r$ 和升降舵偏转角 $\delta_e$ . $l_a = \rho V_0^2 S_r b C l_a / 2$ , $m_a = \rho V_0^2 S_r \bar{c} C m_a / 2$ , $n_a = \rho V_0^2 S_r b C n_a / 2$ ( $a = \{\alpha, \beta, q, \dots\}$ )为配平状态下的气动导数,实际飞行过程中气动参数为多个状态变量的非线性函数,不可能精确已知,这里假设未知. $\tilde{l}_{\delta_a} = l_{\delta_a} + l_{\alpha\delta_a} \Delta\alpha$ , $\tilde{n}_{\delta_a} = n_{\delta_a} + n_{\alpha\delta_a} \Delta\alpha$ , $i_1, i_2, i_3$ 由惯性力矩常数计算得到.

定义 $y = (\phi, \alpha, \beta)^T$ , $\omega = (p, r, q)^T$ , $\eta = \theta$ , $x_1 = (\phi, \alpha, \beta, \theta)$ ,方程(1)可写成如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{y} &= \Phi_0(x_1) + \Phi_1(x_1)w_1 + B(x_1)\omega + Gu, \\ \dot{\omega} &= \psi_0(x) + \psi_1(x)w_2 + D(x, w_u)u, \\ \dot{\eta} &= \Gamma_0(x). \end{aligned} \quad (2)$$

其中: $\Phi_0, \Phi_1, B, G, \psi_0, \psi_1, D, \Gamma_0$ 为非线性函数或矢量,具体形式对应方程(1)可获得; $w_1, w_2, w_u$ 为由气动导数构成的矢量,此处不确定.控制器设计的目的是在大机动时,即使气动参数矢量未知,所设计的控

制器输入 $u$ 也能使得闭环系统输出 $y(t)$ 渐近跟踪期望的参考输入 $y_c(t)$ .

## 3 控制器设计

在设计控制系统之前先给出如下的假设:

**假设 1** 期望的参考轨迹 $y_c = [\phi_c \ \alpha_c \ \beta_c]^T$ 有界,满足 $\| [y_c, \dot{y}_c, \ddot{y}_c] \| \leq c_d$ , $c_d \in R$ 为已知的正实数.

**假设 2** 速度 $V$ ,动压 $\bar{q}$ 为常数,即 $\dot{V} = 0, \dot{\bar{q}} = 0$ .

**假设 3** 存在已知正实数 $\alpha_m, \beta_m \in R$ ,对于所有满足 $|\alpha| \leq \alpha_m$ 和 $|\beta| \leq \beta_m$ 的 $\alpha, \beta \in R, \Phi_0, \Phi_1, \psi_0, \psi_1, D$ 及其导数有界.

**假设 4** 存在正实数 $\theta_m \in R$ ,满足 $|\theta| \leq \theta_m < \pi/2$ .

**假设 5** 忽略控制舵面对力的作用,即 $G = 0$ .

参考文献[6]中自适应控制律使用控制输入矩阵 $D$ 的估计值的逆取得,而在参数的自适应过程中, $D$ 阵可能会变得奇异,引起控制舵面偏转发散,使用输入矩阵分解可以有效地避免这一问题<sup>[7]</sup>.

### 3.1 矩阵SDU分解

比较方程(1)和(2),得

$$D = \begin{bmatrix} \tilde{l}_{\delta_a} & l_{\delta_r} & 0 \\ \tilde{n}_{\delta_a} & n_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{m}_{\delta_e} \end{bmatrix},$$

输入矩阵 $D$ 的LDU分解为

$$D = LD^*U. \quad (3)$$

其中: $L$ 为单位下三角阵, $U$ 为单位上三角阵; $D^* = \text{diag}\{\Delta_1, \Delta_2/\Delta_1, \Delta_3/\Delta_2\}$ , $\Delta_1 = \tilde{l}_{\delta_a}$ , $\Delta_2 = \tilde{l}_{\delta_a} n_{\delta_r} - \tilde{n}_{\delta_a} l_{\delta_r}$ , $\Delta_3 = \bar{m}_{\delta_e}(\tilde{l}_{\delta_a} n_{\delta_r} - \tilde{n}_{\delta_a} l_{\delta_r})$ 为控制输入矩阵 $D$ 的顺序主子式.则 $D$ 的非唯一SDU分解形式如下:

$$D = SD_s U_s. \quad (4)$$

其中: $S$ 为对称正定矩阵, $U_s$ 为单位上三角阵; $D_s = \text{diag}\{\text{sgn}(\Delta_1)\gamma_1, \text{sgn}(\Delta_2/\Delta_1)\gamma_2, \text{sgn}(\Delta_3/\Delta_2)\gamma_3\}$ , $\gamma_i$ ( $i = 1, 2, 3$ )为任意大于零的实数.对任意 $\gamma_i$ ,有

$$\begin{aligned} S &= LD^* D_s^{-1} L^T, \\ U_s &= D_s^{-1} L^{-T} D_s U. \end{aligned} \quad (5)$$

由式(3)计算 $L$ 和 $U$ ,代入式(5)得

$$S = \begin{bmatrix} \gamma_1^{-1} |d_{11}| & \gamma_1^{-1} \text{sgn}(d_{11}) d_{21} & 0 \\ \gamma_1^{-1} \text{sgn}(d_{11}) d_{21} & (d_{21}^2 \gamma_1^{-1} + |\Delta_2| \gamma_2^{-1}) d_{11}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & \gamma_3^{-1} |d_{33}| \end{bmatrix},$$

$$U_s = \begin{bmatrix} 1 & u_s & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

其中: $u_s = (d_{12} - \gamma_2 \gamma_1^{-1} d_{21} \text{sgn}(\Delta_2)) d_{11}^{-1}$ , $d_{ij}$ 为矩阵 $D$ 的第 $i$ 行和第 $j$ 列元素.

### 3.2 控制器设计

下面给出控制器设计的具体过程, 首先引入跟踪误差状态变量  $e = y - y_c$ , 有

$$s = e + K_0 \int_0^t e. \quad (7)$$

$K_0$  为对称正定矩阵, 积分反馈的引入是为了增强系统的鲁棒性. 对式 (7) 求导并代入 (2), 得

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \Phi_0 + \Phi_1(x_1)w_1 + B(x_1)\omega - \dot{y}_c + K_0e = \\ &\Phi_1(x_1)w_1 + B(x_1)(\tilde{\omega} + \omega_d) + \Phi_0 - \dot{y}_c + K_0e. \end{aligned} \quad (8)$$

其中

$$\omega = \tilde{\omega} + \omega_d, \quad (9)$$

$\omega_d$  为期望的虚拟控制,  $\tilde{\omega}$  为中间级控制变量误差. 基于反步的思想, 通过 Lyapunov 函数选择  $\omega_d$ . 选取二次 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2}(s^T s + \tilde{w}_1^T R_1 \tilde{w}_1), \quad (10)$$

$\tilde{w}_1 = w_1 - \hat{w}_1$  为估计误差,  $\hat{w}_1$  为未知气动参数的估计值,  $R_1$  为正定对角矩阵, 则

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s^T (\Phi_1(x_1)w_1 + B(x_1)(\tilde{\omega} + \omega_d) + \\ &\Phi_0 - \dot{y}_c + K_0e) + \tilde{w}_1^T R_1 \dot{\tilde{w}}_1. \end{aligned} \quad (11)$$

选择

$$\begin{aligned} \omega_d &= B^{-1}(x_1)[-Q_1 s - \Phi_1(x_1)\hat{w}_1 - \\ &(\Phi_0 - \dot{y}_c + K_0e)], \end{aligned} \quad (12)$$

$Q_1$  为正定对角矩阵. 将式 (12) 代入 (8), 得

$$\dot{s} = -Q_1 s + \Phi_1(x_1)\tilde{w}_1 + B(x_1)\tilde{\omega}; \quad (13)$$

将式 (12) 代入 (11), 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= -s^T Q_1 s + \tilde{w}_1^T (\Phi_1^T(x_1)s + R_1 \dot{\tilde{w}}_1) + \\ &\tilde{\omega}^T B^T(x_1)s. \end{aligned} \quad (14)$$

为消除式 (14) 中未知参数的影响, 选取自适应律

$$\dot{\tilde{w}}_1 = -\hat{\tilde{w}}_1 = -R_1^{-1} \Phi_1^T s, \quad (15)$$

则

$$\dot{V}_1 = -s^T Q_1 s + s^T B(x_1)\tilde{\omega}. \quad (16)$$

因  $\tilde{\omega}$  不是最终控制信号, 所以需要第二步设计. 对中间级控制误差变量 (9) 求导得

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\omega}} &= \psi_0(x) + \psi_1(x)w_2 + D(x, w_u)u - \dot{\omega}_d = \\ &\psi_0(x) + \psi_1(x)w_2 + SD_s U_s u - \dot{\omega}_d, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\dot{\omega}_d = \frac{\partial \omega_d}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \omega_d}{\partial y_c} \dot{y}_c + \frac{\partial \omega_d}{\partial \dot{y}_c} \ddot{y}_c + \frac{\partial \omega_d}{\partial \hat{w}_1} \dot{\hat{w}}_1. \quad (18)$$

再次选取二次 Lyapunov 函数

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\tilde{\omega}^T S^{-1}\tilde{\omega}, \quad (19)$$

求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -s^T Q_1 s + s^T B(x_1)\tilde{\omega} + \\ &\tilde{\omega}^T S^{-1}(\psi_0 + \psi_1 w_2 + SD_s U_s u - \dot{\omega}_d) = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &-s^T Q_1 s + \tilde{\omega}^T (B^T(x_1)s + \\ &S^{-1}(\psi_0 + \psi_1 w_2 - \dot{\omega}_d) + D_s U_s u). \end{aligned} \quad (20)$$

因  $U_s$  是单位上三角矩阵, 所以

$$U_s u = u + (U_s - I_{3 \times 3})u = u + \begin{bmatrix} u_s \delta_r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (21)$$

易将  $S^{-1}(\psi_0 + \psi_1 w_2 - \dot{\omega}_d)$  表达成线性参数化形式, 即

$$\begin{aligned} &S^{-1}(\psi_0 + \psi_1 w_2 - \dot{\omega}_d) = \\ &S^{-1}\left(\psi_0 + \psi_1 w_2 - \left(\frac{\partial \omega_d}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \right. \right. \\ &\left. \left. \frac{\partial \omega_d}{\partial y_c} \dot{y}_c + \frac{\partial \omega_d}{\partial \dot{y}_c} \ddot{y}_c + \frac{\partial \omega_d}{\partial \hat{w}_1} \dot{\hat{w}}_1\right)\right) = \varphi_a w_a. \end{aligned} \quad (22)$$

其中:  $\varphi_a \in R^{3 \times m}$  为已知函数,  $w_a \in R^m$  为所有未知参数矢量集合. 将式 (21), (22) 代入 (20), 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -s^T Q_1 s + \tilde{\omega}^T (B^T(x_1)s + D_s u + \\ &(\gamma_1 \text{sgn}(\Delta_1) u_s \delta_r, 0, 0)^T + \varphi_a w_a). \end{aligned} \quad (23)$$

选择滑模控制律

$$\begin{aligned} u &= D_s^{-1}(-B^T(x_1)s - Q_2 \tilde{\omega} - \varphi_a w_a^* - \\ &(\gamma_1 \text{sgn}(\Delta_1) u_s^* \delta_r, 0, 0)^T - K \text{sgn}(\tilde{\omega})). \end{aligned} \quad (24)$$

其中:  $w_a^*$  和  $u_s^*$  为未知参数  $w_a$  和  $u_s$  的名义值,  $\Delta w_a = w_a - w_a^*$ ,  $\Delta u_s = u_s - u_s^*$  为不确定部分;  $Q_2$  为正定对角矩阵;  $K = \text{diag}(k_1, k_2, k_3)$ ,  $k_i > 0$ ;  $\tilde{\omega} = (\tilde{\omega}_1, \tilde{\omega}_2, \tilde{\omega}_3)^T$ . 将式 (24) 代入 (23), 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -s^T Q_1 s - \tilde{\omega}^T Q_2 \tilde{\omega} - \tilde{\omega}^T K \text{sgn}(\tilde{\omega}) + \\ &\tilde{\omega} \varphi_a \Delta w_a + \tilde{\omega}_1 \gamma_1 \text{sgn}(\Delta_1) \delta_r \Delta u_s \leq \\ &-Q_1 \|s\|^2 - Q_2 \|\tilde{\omega}\|^2 + \gamma_1 |\tilde{\omega}_1| |\delta_r| |\Delta u_s| + \\ &\sum_{i=1}^3 |\tilde{\omega}_i| [-k_i + \|\varphi_{ai}\| \|\Delta w_a\|]. \end{aligned} \quad (25)$$

选则合适的  $k_i$  值使得

$$\begin{aligned} k_1 &\geq \|\varphi_{a1}\| \|\Delta w_{am}\| + \gamma_1 |\delta_r| |\Delta u_{sm}| + \mu_1, \\ k_2 &\geq \|\varphi_{a2}\| \|\Delta w_{am}\| + \mu_2, \\ k_3 &\geq \|\varphi_{a3}\| \|\Delta w_{am}\| + \mu_3. \end{aligned} \quad (26)$$

其中:  $\|\Delta w_a\| \leq \Delta w_{am}$ ,  $|\Delta u_s| \leq \Delta u_{sm}$ ,  $\mu_1, \mu_2, \mu_3$  是大于零的常数. 利用式 (26), 有

$$\dot{V}_2 \leq -Q_1 \|s\|^2 - Q_2 \|\tilde{\omega}\|^2 - \sum_{i=1}^3 \mu_i |\omega_i|. \quad (27)$$

由 Barbalat 定理, 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\tilde{\omega} \rightarrow 0$ ,  $s \rightarrow 0$ , 即  $e_i$  渐近趋向于零, 由此可完成输出轨迹的渐近跟踪.

需要指出的是, 方程 (24) 的滑模控制律是不连续函数, 为防止控制抖阵现象, 用连续 sat 函数取代 sgn 函数, 即

$$\text{sat}(v) = \begin{cases} \frac{1}{\varepsilon} v, & |v| \leq \varepsilon, \\ \text{sgn}(v), & |v| > \varepsilon. \end{cases} \quad (28)$$

其中:  $\varepsilon = 0.9, v \in R$ .

### 3.3 优化算法

在上述控制律的设计中, 需要选择参数  $K_0, Q_1, R_1, Q_2, K$  和  $\gamma_i$ , 因此选择非常耗时, 任务量大. 遗传算法作为一种随机搜索算法, 曾被广泛应用于参数寻优<sup>[8]</sup>, 但其收敛速度慢, 易陷入局部最优. 为了快速获得系统满意的稳态性能, 作者在先前的工作中提出了一种自适应参数策略的混沌粒子群优化算法. 该方法将自适应加速度系数调整策略引入到 PSO 中, 有效地控制全局和局部搜索, 并利用混沌运动的遍历性在解空间产生较大规模的初始群体, 从中择优选出分布均匀的初始种群以提高粒子的质量; 同时根据种群适应度方差对陷入早熟收敛的粒子进行混沌扰动, 提高算法收敛的精度. 具体算法描述见文献 [9]. 因此, 基于该算法寻优控制器设计中的固定参数步骤如下:

**Step 1:** 初始化粒子群基本参数 (惯性权值, 加速度常数等).

**Step 2:** 混沌初始化产生初始种群.

**Step 3:** 评价每个粒子的适应度值, 更新个体极值和全局极值.

**Step 4:** 根据适应度方差  $\sigma^2$  对陷入早熟收敛的粒子进行混沌扰动, 自适应调整加速度常数, 同时更新粒子的速度和位置.

**Step 5:** 计算系统的目标函数  $J = \sum_{i=1}^3 |y_i(t) - y_{ci}(t)|$ , 如果  $J < \varepsilon$  ( $\varepsilon$  为根据精度要求设定的常数), 则转向 Step 6; 否则, 执行 Step 3.

**Step 6:** 算法终止, 返回优化参数.

综上所述, 基于反步法的自适应滑模大机动飞行控制器结构如图 1 所示.

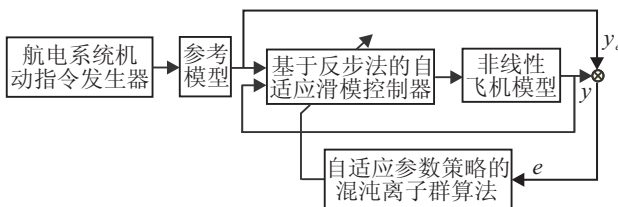


图 1 自适应控制系统结构图

## 4 大机动仿真与分析

为了考察大机动飞行控制系统的动态特性和鲁棒性, 对其进行  $360^\circ$  滚转耦合机动仿真. 需要说明的是: 在大机动飞行时, 常数空速的假设是不现实的, 然而如果把空速也看作一个输出变量, 则油门控制可以添加作为一个控制输入来控制空速. 此外, 通过飞机模型可观察到, 飞机控制舵面仅为基本操纵舵面, 并且推力矢量数据在国内相关单位极为保密, 至今尚未得到, 因此只以相对简单的机动动作加以验证.

飞机仿真进入条件为: 高度 20000 英尺, 0.9 马赫, 配平迎角为  $\alpha_0 = 1.5^\circ$ . 参考指令信号  $y_c = (\phi_c \alpha_c \beta_c)^T = (360^\circ 10^\circ 0^\circ)^T, t \in [4, 15]$ , 其他时刻为配平值. 选择名义参数  $w_a^* = 0, u_s^* = 0$ , 即  $\Delta w_a = w_a, \Delta u_s = u_s$ , 也就是说参数不确定性为 100%, 这是一种最坏情况的选择, 目的就是验证控制系统的鲁棒性. 响应结果如图 2 和图 3 所示, 其中虚线是期望的命令值, 实线是实际值. 从图 2 可以看出, 即使存在较大模型误差时, 滚转角和迎角迅速跟踪指令信号, 动态响应效果较好, 侧滑角最大误差小于  $0.02^\circ$ . 从图 3 可见, 各个舵面变化均在限幅之内, 且未进入饱和状态. 经分析发现, 控制高频增益矩阵分解时  $\gamma_i$  参数的选择对于舵面偏转具有一定的影响.

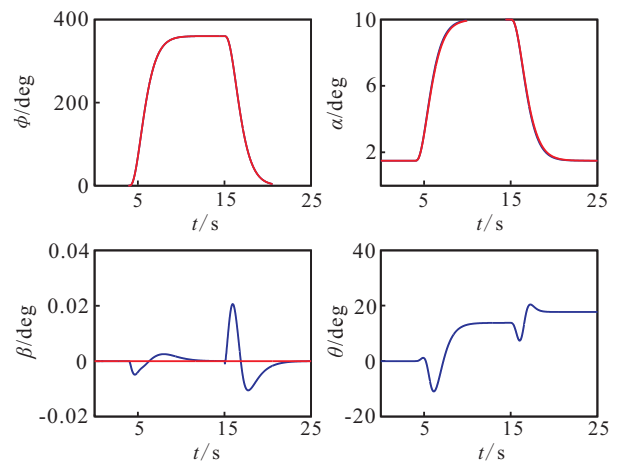


图 2 大机动时  $\phi, \alpha, \beta, \theta$  仿真曲线

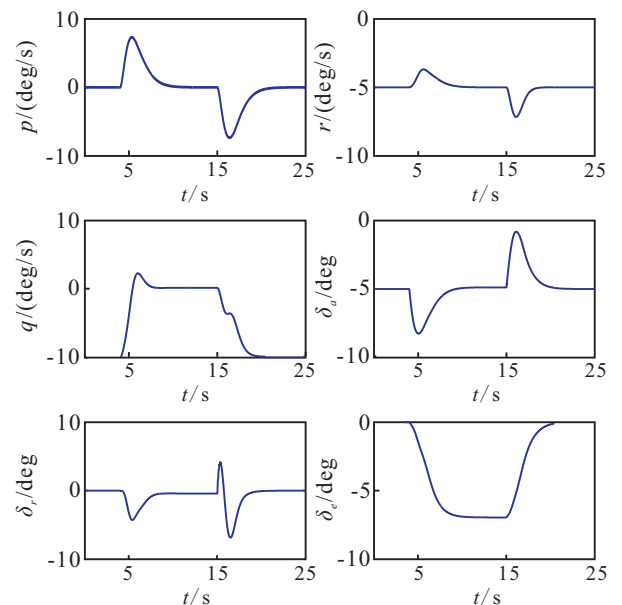


图 3 大机动时  $p, q, r$  响应曲线及控制舵面偏转

## 5 结论

本文提出了一种基于反步法的自适应滑模变结构控制方法以解决飞机大机动飞行时模型严重非线性和参数不确定性问题, 控制高频增益矩阵的

SDU分解被用于获得非奇异控制律. 通过数值仿真, 在系统参数摄动较大时, 该控制系统仍可以理想地跟踪参考指令, 过渡过程良好, 并且为控制器中固定参数的选取开辟了一种新的思路, 大大提高了设计效率, 改善了系统稳态性能, 设计的非线性大机动控制系统具有较好的鲁棒性.

### 参考文献(References)

- [1] Slotine J E, Li W. Applied nonlinear control[M]. NJ: Prentice-Hall Englewood Cliffs, 1991.
- [2] Shkolnikov I A, Shtessel Y B. Aircraft nonminimum phase control in dynamic sliding manifolds[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(3): 556-562.
- [3] Krstic M, Kanellakopoulos I, Kokotovic P V. Nonlinear and Adaptive Control Design[M]. New York: John Wiley Sons Inc, 1995.
- [4] Morse A S. A gain matrix decomposition and some of its applications[J]. Systems and Control Letters, 1993, 21(1): 1-10.
- [5] James J Romano, Singh S N. IO Map zero dynamics flight control[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(6): 1022-1029.
- [6] Singh S N, Steinberg M L. Adaptive control of feedback linearizable nonlinear systems with application to flight control[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(4): 871-877.
- [7] Tao G. Adaptive control design and analysis[M]. NJ: John Wiley, Hoboken, 2003.
- [8] 刘忠, 梁晓庚. 一种智能反步控制方法及其应用[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(1): 132-136.  
(Liu Z, Liang X G. An optimal intelligent backstepping control method for reaction-jet missile[J]. J of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(1): 132-136.)
- [9] 孙勇, 章卫国, 章萌, 等. 基于改进粒子群算法的飞行控制器参数寻优[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(5): 1222-1225.  
(Sun Y, Zhang W G, Zhang M, et al. Optimization of flight controller parameters based on chaotic PSO algorithm of adaptive parameter strategy[J]. J of System Simulation, 2010, 22(5): 1222-1225.)
- [10] 周丽, 姜长生, 文杰. 超机动飞行的非线性鲁棒自适应控制系统研究[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(4): 710-714.  
(Zhou L, Jiang C S, Wen J. Research on robust and adaptive nonlinear control system of supermaneuverable flight[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(4): 710-714.)
- 
- (上接第1376页)
- [6] 潘峰, 陈杰, 甘明刚, 等. 粒子群优化算法模型分析[J]. 自动化学报, 2006, 32(3): 368-377.  
(Pan F, Chen J, Gan M G, et al. Model analysis of particle swarm optimization[J]. Automation Technology, 2006, 32(3): 368-377.)
- [7] 朱丽莉, 杨志鹏, 袁华. 粒子群优化算法分析及研究进展[J]. 计算机工程与应用, 2007, 43(5): 24-27.  
(Zhu L L, Yang Z P, Yuan H. Particle swarm optimization analysis and research[J]. Computer Engineering and Applications, 2007, 43(5): 24-27.)
- [8] Omranm E T, Salman A. Particle swarm optimization method for image clustering[J]. Int J of Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2005, 19(3): 297-321.
- [9] Zhang Tamcm Lih. Multimode project scheduling based on particle swarm optimization[J]. Computer Aided Civil and Infrastructure Engineering, 2006, 21(1): 93-103.
- [10] 刘树安, 唐非. 基于遗传算法的系统辨识方法研究[J]. 系统工程理论与实践, 2007, 16(3): 134-139.  
(Liu S A, Tang F. System identification based on genetic algorithms method[J]. Systems Engineering Theory and Practice, 2007, 16(3): 134-139.)
- [11] Mei h, Li S Y. Decentralized identification for multivariable integrating processes with time elays from closed-loop step tests[J]. ISA Trans, 2007, 46(2): 189-198.
- [12] Wang J F, Li W H. Based on the moving horizon estimation of the nonlinear parameters optimization[C]. 2009 Int Conf on Computer Technology and Development. Kota Kinabalu: IEEE, 2009: 184-188.
- [13] Abbas Nagar, Tawfik Goulermas. Welfare maximization in nonconvex rate utility problem of multimedia communication systems[C]. 2009 2nd Int Conf on Developments in Systems Engineering. Abu Dhabi: IEEE, 2009: 3-11.
- [14] Aruldoss Albert Victoire, Ebenezer Jeyakumarb. Hybrid PSO-SQP for economic dispatch with valve-point effect[J]. Electric Power Systems Research, 2004, 71(1): 51-59.
- [15] Chang Y P. Integration of SQP and PSO for optimal planning of harmonic filters[J]. Expert Systems with Applications, 2010, 37(3): 2522-2530.