

一类多执行机构系统的滑模控制设计及其应用

马克茂, 赵 辉

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150080)

摘要: 针对一类具有多执行机构的非线性系统, 利用滑模控制和backstepping技术, 研究了输出跟踪问题. 针对执行机构的不同特点, 利用离散执行机构实现滑模控制中的不连续控制量, 利用连续执行机构实现滑模控制中的连续控制量. 然后利用backstepping技术实现连续执行机构的输出对滑模控制中的连续控制量的有限时间收敛. 将提出的设计方法应用于导弹直接侧向力与气动力复合控制系统设计, 并进行了仿真验证.

关键词: 输出跟踪; 多执行机构; 滑模控制; backstepping技术

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Sliding modes control design for a class of systems with multiple actuators and its applications

MA Ke-mao, ZHAO Hui

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150080, China)

Abstract: For a class of nonlinear systems with multiple actuators, the output tracking problem is investigated by applying the sliding mode control and the backstepping technique. Based on individual characteristics of different actuators, the discontinuous control in the sliding mode control is implemented via discrete actuator, while the continuous control in the sliding mode control is implemented via continuous actuator. Then, the backstepping technique is applied to ensure that the output of the continuous actuator will converge to the continuous control in the sliding mode control through a finite period of time. The proposed method is applied to the design of a compound control system for missiles with aerodynamically controlled surfaces and lateral jets. Simulations of this compound system have been conducted.

Key words: output tracking; multiple actuators; sliding mode control; backstepping technique

1 引言(Introduction)

为获得更快的响应速度、更高的控制精度等传统单执行机构系统无法达到的性能指标, 多执行机构在现代控制系统中获得广泛的应用, 如采用先进高效气动布局的新一代战斗机中的多操纵面布局可以有效提高飞机的机动性与操纵性^[1]、为提高现代防空导弹制导精度所采用的直接侧向力与气动力复合控制技术^[2]、再入机动弹头的推力矢量与质量矩复合控制方式^[3]等. 另外, 采用多执行机构还可以为系统提供必要的冗余度, 提高控制系统的可靠性.

多执行机构控制系统按照执行机构的特性可以分为两类: 一类是具有动态特性相似的多执行机构, 如具有多操纵面的飞机中副翼、方向舵、升降舵、俯仰襟翼、全动翼尖等执行机构^[1], 均通过控制面的偏转产生气动力以提供控制力矩, 可连续变化, 在进行控制系统设计时可以用带有相应时间常数的惯性环节建模. 针对这类多执行机构系统, 在设计时一般采

用控制分配技术^[3~5]. 另一类是动态特性差别很大的多执行机构, 如导弹中直接侧向力与气动力复合控制系统, 其中的直接侧向力由侧喷发动机提供, 同连续的气动舵执行机构相比, 其响应速度很快, 且只能提供恒值推力, 因此具有离散特性. 由于系统中同时具有连续和离散控制量, 常用的控制分配技术对于这类系统不再适用, 导致控制系统设计困难^[6].

本文考虑第二类具有多执行机构控制系统的输出跟踪控制问题, 给出了能够描述相应执行机构特性的数学模型. 针对执行机构的不同特点, 将滑模控制和backstepping技术相结合, 设计了跟踪控制律. 在控制律中, 利用响应速度快、具有离散特性的执行机构实现不连续控制量, 利用具有连续变化特性的执行机构实现保证滑模运动的连续控制量. 将提出的控制律设计方法应用于导弹的直接侧向力与气动力复合控制系统设计, 并进行了仿真验证, 说明了方法的有效性.

2 问题描述(Problem description)

考虑如下非线性系统:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x})u_1 + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})u_2, \quad (1)$$

$$\dot{u}_2 = a(\mathbf{x}) + \Delta a(\mathbf{x}) + b(\mathbf{x})u_{2c}, \quad (2)$$

$$y = h(\mathbf{x}), \quad (3)$$

其中: $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ 为系统(1)的状态变量, $y \in \mathbb{R}$ 为系统的输出, $h(\mathbf{x})$ 为 C^∞ 函数, $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 为 C^∞ 向量场, $\mathbf{g}_1(\mathbf{x}), \mathbf{g}_2(\mathbf{x})$ 为非奇异 C^∞ 向量场, $\Delta\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 为系统中包含的不确定性, u_1, u_2 为系统(1)的控制输入, 代表不同的执行机构, 其中:

$$u_1 \in \mathbf{C} = \{M, 0, -M\}, M > 0 \quad (4)$$

为具有离散特性的执行机构, u_2 为具有连续特性的执行机构, 其动态特性由式(2)描述. 式(2)中 $a(\mathbf{x}), b(\mathbf{x})$ 均为 C^∞ 函数, $\Delta a(\mathbf{x})$ 为执行机构中包含的不确定性.

对于式(1)~(3)的标称系统

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x})u_1 + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})u_2, \quad (5)$$

$$\dot{u}_2 = a(\mathbf{x}) + b(\mathbf{x})u_{2c}, \quad (6)$$

$$y = h(\mathbf{x}) \quad (7)$$

作如下假设.

假设 1 u_1, u_2 关于系统输出(7)的相对阶均为 r , 且强制 $y = 0$ 所得到的零动态子系统是渐近稳定的, 即系统是最小相位的.

注 1 由假设1可知

$$\text{Span}\{\mathbf{g}_1(\mathbf{x})\} = \text{Span}\{\mathbf{g}_2(\mathbf{x})\},$$

即向量场 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x}), \mathbf{g}_2(\mathbf{x})$ 张成的分布相等.

关于系统中的不确定性, 有如下假设.

假设 2 $\Delta a(\mathbf{x}), \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 有界, 且 $\Delta\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 关于向量场 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x})$ 满足匹配条件

$$\Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in \text{Span}\{\Delta\mathbf{g}_1(\mathbf{x})\},$$

即存在已知常数 $K_u > 0, K_f > 0$, 以及未知 C^∞ 函数 $\Delta\tilde{f}(\mathbf{x})$, 使得

$$|\Delta a(\mathbf{x})| \leq K_u,$$

$$\Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \mathbf{g}_1(\mathbf{x})\Delta\tilde{f}(\mathbf{x}), |\Delta\tilde{f}(\mathbf{x})| \leq K_f.$$

由假设2可以得知, 动态系统(1)(2)中的不确定性 $\Delta\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 相对于连续控制输入信号 u_{2c} 不满足匹配条件.

本文研究的问题描述如下: 针对带有不同执行机构的不确定系统(1)~(3), 在假设1, 2成立的条件下, 设计控制律, 使得系统的输出跟踪给定的参考输出信号 $y_d(t)$.

首先不考虑连续执行机构 u_2 的动态特性式(2),

由假设1可知, 对于 $1 \leq i \leq r-1$, 有 $L_{g_1}L_f^{i-1}h(\mathbf{x}) = L_{g_2}L_f^{i-1}h(\mathbf{x}) = 0$, 而 $L_{g_1}L_f^{r-1}h(\mathbf{x}), L_{g_2}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})$ 均不为零. 因此, 可以定义如下坐标变换:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \Phi(\mathbf{x}), \quad (8)$$

其中:

$$\xi = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h(\mathbf{x}) \\ L_f h(\mathbf{x}) \\ \vdots \\ L_f^{r-1} h(\mathbf{x}) \end{bmatrix},$$

$$\eta = \begin{bmatrix} z_{r+1} \\ z_{r+2} \\ \vdots \\ z_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_1(\mathbf{x}) \\ \phi_2(\mathbf{x}) \\ \vdots \\ \phi_{n-r}(\mathbf{x}) \end{bmatrix},$$

$\phi_i(\mathbf{x}) (1 \leq i \leq n-r)$ 满足 $L_{g_1}\phi_i(\mathbf{x}) = 0$, 并考虑到假设2, 将式(1)(3)变换为

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2, \dot{z}_2 = z_3, \\ \vdots \\ \dot{z}_r = L_f^r h(\mathbf{x}) + [L_{g_1}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]\Delta\tilde{f}(\mathbf{x}) + [L_{g_1}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]u_1 + [L_{g_2}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]u_2, \\ \dot{\eta} = \mathbf{q}(\xi, \eta), y = z_1. \end{cases} \quad (9)$$

由假设1中系统的最小相位特性可知, 零动态子系统 $\dot{\eta} = \mathbf{q}(0, \eta)$ 是渐近稳定的, 因此在输出跟踪控制律设计时只考虑式(9)中的输入输出特性^[7], 即前 r 个方程即可.

3 控制律设计(Controller design)

这里利用系统多执行机构的特点, 进行滑模控制设计^[8], 使系统的输出跟踪误差动态在有限时间内进入渐近稳定的滑动模态运动. 关于有限时间收敛的相关结论, 见文献[9].

针对系统(9), 定义跟踪误差向量如下:

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y - y_d \\ \dot{y} - \dot{y}_d \\ \vdots \\ y^{(r-1)} - y_d^{(r-1)} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

则可得跟踪误差动态:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2, \dot{e}_2 = e_3, \\ \vdots \\ \dot{e}_r = L_f^r h(\mathbf{x}) - y_d^{(r)} + [L_{g_1}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]\Delta\tilde{f}(\mathbf{x}) + [L_{g_1}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]u_1 + [L_{g_2}L_f^{r-1}h(\mathbf{x})]u_2. \end{cases} \quad (11)$$

定义滑模控制的切换函数

$$s(\mathbf{e}) = c_0 e_1 + c_1 e_2 + \cdots + c_{r-2} e_{r-1} + e_r, \quad (12)$$

其中参数 $c_i (1 \leq i \leq r-2)$ 均为实数, 且使得

$$c_0 + c_1 \lambda + \cdots + c_{r-2} \lambda^{r-2} + \lambda^{r-1} \quad (13)$$

为Hurwitz多项式. 令 $s(\mathbf{e}) = 0$, 如果不考虑不确定性的影响, 并假设利用连续控制通道实现等效控制, 则可得

$$u_{\text{eq}} = \frac{1}{L_{g_2} L_f^{r-1} h} (y_d^{(r)} - L_f^r h - \sum_{i=0}^{r-2} c_i e_{i+2}). \quad (14)$$

考虑系统中不确定性的影响, 有如下结果.

定理 1 对于系统(1)~(3), 在假设 1, 2 成立的条件下, 如果

$$u_2 = u_{\text{eq}}, \quad (15)$$

$$K_f < M, \quad (16)$$

则离散控制律

$$u_1 = -M \text{sgn}(s(\mathbf{e})) \quad (17)$$

可使跟踪误差动态在有限时间内进入到如下的滑动模态运动:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2, \dot{e}_2 = e_3, \\ \vdots \\ \dot{e}_{r-1} = -c_0 e_1 - c_1 e_2 - \cdots - c_{r-2} e_{r-1}. \end{cases} \quad (18)$$

定理 1 表明当系统中不确定性的模小于离散控制量的幅值时, 式(15)可保证跟踪误差动态在有限时间内进入渐近稳定的滑动模态运动. 但是连续控制量 u_2 的动态过程由式(2)描述, 一般来说式(15)并不成立. 这里利用backstepping方法^[10]来保证 u_2 与 u_{eq} 间的偏差在有限时间内收敛到零.

令

$$e_u = u_2 - u_{\text{eq}}, \quad m(\mathbf{x}) = \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \left(\frac{1}{L_{g_2} L_f^{r-1} h} \right).$$

对式(14)求导, 可得

$$\dot{u}_{\text{eq}} = P + Q \Delta \tilde{f}(\mathbf{x}), \quad (19)$$

其中:

$$\begin{aligned} P &= L_{g_2} L_f^{r-1} h u_{\text{eq}} m(\mathbf{x}) [\mathbf{f} + \mathbf{g}_1 u_1 + \mathbf{g}_2 (e_u + u_{\text{eq}})] + \\ &\quad \frac{1}{L_{g_2} L_f^{r-1} h} [y_d^{(r+1)} - \sum_{i=0}^{r-3} c_i e_{i+3} - L_f^{r+1} h - \\ &\quad L_{g_1} L_f^r h u_1 - L_{g_2} L_f^r h (e_u + u_{\text{eq}}) - \\ &\quad c_{r-2} (L_f^r h - y_d^{(r)}) + L_{g_1} L_f^{r-1} h u_1 + \\ &\quad L_{g_2} L_f^{r-1} h (e_u + u_{\text{eq}})], \\ Q &= L_{g_2} L_f^{r-1} h u_{\text{eq}} m(\mathbf{x}) g_1 - \\ &\quad \frac{1}{L_{g_2} L_f^{r-1} h} (L_{g_1} L_f^r h + c_{r-2} L_{g_1} L_f^{r-1} h), \end{aligned}$$

再考虑式(2), 可得 e_u 的动态

$$\dot{e}_u = a(\mathbf{x}) - P - Q \Delta \tilde{f}(\mathbf{x}) + \Delta a(\mathbf{x}) + b(\mathbf{x}) u_{2c}. \quad (20)$$

定理 2 如下控制律:

$$u_{2c} = \frac{1}{b(\mathbf{x})} [-a(\mathbf{x}) + P - (|Q|K_f + K_u + \delta) \text{sgn} e_u], \quad (21)$$

其中 $\delta > 0$ 为常数, 能够保证 e_u 在有限时间收敛到零.

综合定理 1 和定理 2, 可得如下结论.

定理 3 对于系统(1)~(3), 如果假设 1, 2 成立, 且条件式(16)成立, 则控制律式(17) (21)能够保证跟踪误差动态在有限时间内进入到滑动模态运动式(18).

注 2 定理 2 给出的控制律式(21)中由于含有 P, Q 两项, 导致控制律形式复杂. 由滑模控制理论可知^[8], 选取控制律

$$u_{2c} = -K \text{sgn} e_u, \quad (22)$$

其中 $K > 0$ 为常数项, 则当如下条件

$$K > \frac{|a(\mathbf{x})| + |P| + |Q|K_f + K_u}{|b(\mathbf{x})|}$$

满足时, 定理 2 给出的结论仍然成立. 因此在实际应用中, 可以不必计算 P, Q 的具体表达式, 而直接采用由式(22)给出的控制律, 只需通过实际执行机构的限制条件(如控制能量、机械转角限位等限制)适当选择常数 K 即可.

4 在导弹控制设计中的应用(Applications to control design of missiles)

考虑轴对称导弹的姿控式复合控制系统设计问题^[6], 弹体尾部安装有控制舵面, 提供连续的姿控力矩; 姿控发动机组安装在导弹头部, 工作时产生的直接侧向力提供姿控力矩. 姿态控制系统在纵向平面的设计用简化数学模型可以描述如下^[6, 11]:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega_z - \frac{Y^\alpha}{mV} \alpha, \\ \dot{\omega}_z &= \frac{mV M_z^\alpha - Y^\alpha M_z^\alpha}{J_z mV} \alpha + \frac{M_z^{\omega_z} + M_z^\alpha}{J_z} \omega_z + \\ &\quad \frac{mV M_z^{\delta_z} - M_z^\alpha Y^{\delta_z}}{J_z mV} \delta_z + \frac{mV l_T - M_z^\alpha \cos \alpha}{J_z mV} F_y, \end{aligned}$$

其中: α 和 ω_z 分别为导弹的攻角和弹体旋转角速度; m 和 V 分别为导弹的质量和飞行速度; l_T 为姿控发动机组到质心的平均距离; J_z 为弹体的转动惯量; $Y^\alpha, Y^{\delta_z}, M_z^\alpha, M_z^\omega, M_z^{\omega_z}$ 等为气动参数, 其意义参见文献 [12]. δ_z 和 F_y 分别为舵偏角和姿控发动机组提供的直接侧向力, 是舵面和姿控发动机的输出. 舵面执行机构具有连续变化特性, 动态特性可描述为 $\dot{\delta}_z = -\frac{1}{T_\delta} \delta_z + \frac{1}{T_\delta} \delta_{zc}$, 其中 δ_{zc} 为舵偏角指令. 最大舵偏角记为 $\bar{\delta}_z$. 姿控发动机由于响应

速度很快, 因此具有这样的离散特性: $F_y \in \{iF_T, -N \leq i \leq N\}$, 其中 i 为发动机启动个数, F_T 为单个姿控发动机能够提供的推力, N 为可同时开启的发动机的最大个数. 记发动机的工作周期为 T_m .

以 α 作为系统的输出, 按照文中给出设计方法设计输出跟踪控制律. 所给的姿态控制系统的相对阶为2, 系统不存在内动态子系统. 由于姿控发动机工作周期 T_m 的存在, 控制律(17)无法实现快速切换, 使得定理1中给出的滑动模态式(18)只能近似实现. 由于姿控发动机启动的个数可变, 控制律式(17)中的 M 是可变的. 为了保证响应速度和跟踪误差, 将 M 取为关于 $|s|$ 的函数 $M(|s|)$ ^[11]. 选取参数 $s_{\max} > s_{\min} > 0$, 确定函数 $M(|s|)$ 如下:

$$M(|s|) = F_T \text{fl}(N \text{sat}(\frac{|s| - s_{\min}}{s_{\max}})),$$

其中: $\text{sat}(\cdot)$ 为饱和函数, $\text{fl}(\cdot)$ 为向下取整函数.

根据上述定义的函数 $M(|s|)$, 并考虑到姿控发动机的工作周期 T_m , 可以得到与式(17)对应的姿控发动机的切换控制律为: $F_y(t) = -M(|s|)\text{sgn } s$, $kT_m \leq t < (k+1)T_m$, 其中 $k = 1, 2, \dots$.

对于舵面执行机构利用式(22)进行设计, 考虑最大舵偏角的限制, 取控制律为

$$\delta_{zc} = -(\bar{\delta}_z - \rho)\text{sgn } e_u, \quad (23)$$

其中 ρ 为预留的控制裕量. 为了降低由于控制量频繁切换引起的振颤, 引入边界层控制^[9], 利用饱和函数代替符号函数, 即取如下控制律

$$\delta_{zc} = -(\bar{\delta}_z - \rho)\text{sat}(\frac{e_u}{\sigma}), \quad (24)$$

其中 $\sigma > 0$ 为小量, 代表边界层的宽度.

针对上述设计结果进行仿真, 仿真中取指定参考输出信号、姿控发动机的恒值推力、工作周期、可同时开启的发动机的最大个数如下: $\alpha_d = 25^\circ$, $F_T = 2000 \text{ N}$, $T_m = 0.020 \text{ s}$, $N = 5$. 气动舵的相关参数取为 $T_\delta = 0.025 \text{ s}$, $\bar{\delta}_z = 15^\circ$, $\rho = 3^\circ$. 其他的控制参数选择如下: $s_{\max} = 0.15$, $s_{\min} = 0.02$, $\sigma = 0.01$. 采用控制律式(23)时, 仿真结果如图1~4所示.

从图1中给出的输出曲线可以看出, 同文献[6]中仿真结果相比, 采用多执行机构有效地改善了系统的动态响应特性. 图2给出了角速度的响应曲线, 图3给出了姿控发动机的开启情况. 图4给出了舵偏角响应曲线和控制律式(23)相对应, 控制量的快速切换导致了舵偏角响应中的振颤. 图5给出了舵偏角控制指令式(24)和相应的舵偏角响应曲线, 可以看出连续控制的引入有效地消除了系统中存在的振颤, 同时攻角、角速度的响应特性与采用控制律式(23)时的响应特性相类似, 只是姿控发动机开启的频率略有增加, 因此相应的仿真结果不再给出.

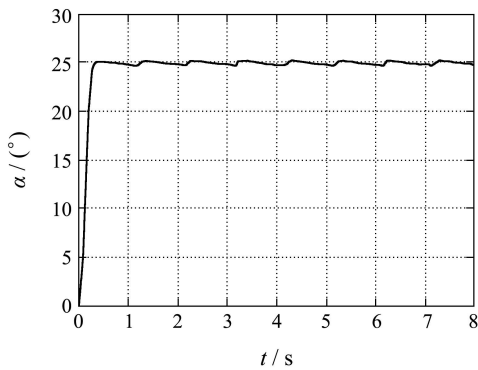


图1 攻角输出

Fig. 1 Angle of attack output

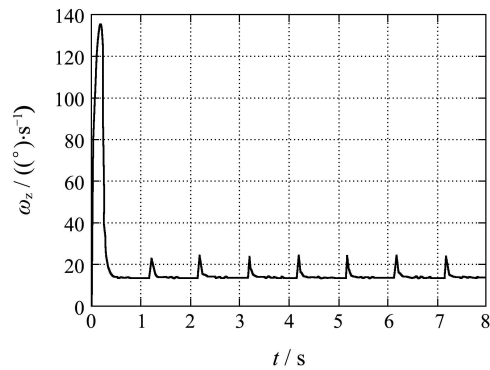


图2 角速度

Fig. 2 Angular rate

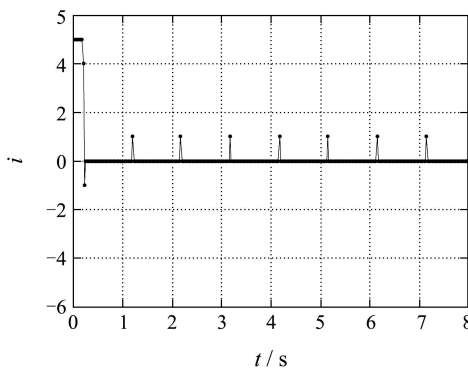


图3 姿控发动机开启情况

Fig. 3 Operation of attitude control jets

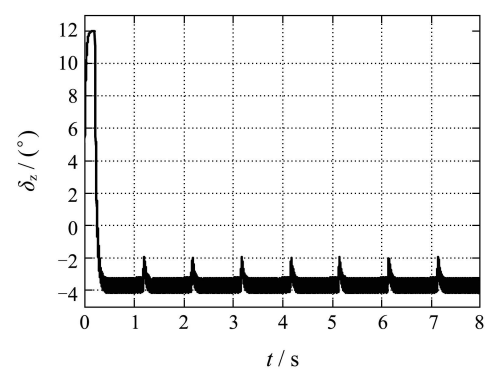


图4 舵偏角变化情况: 不连续控制

Fig. 4 Elevator deflection: discontinuous control

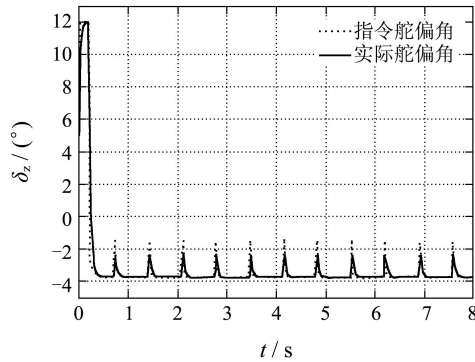


图5 舵偏角变化情况: 连续控制

Fig. 5 Elevator deflection: continuous control

同文献[6]中采用单执行机构的控制效果相比,采用本文提出的多执行机构设计方法,在保证系统输出快速响应的同时,动态响应中不存在超调,输出中的不平滑现象得到明显改善,且有效地降低了姿控发动机的消耗数量.这是由于文献[6]只采用了姿控发动机进行姿态控制,相当于只应用了本文中的离散控制律式(17),由滑模控制理论可知^[8],为了保证一定的跟踪,控制量需要进行高频的切换,导致发动机消耗数量大,且输出中存在较为严重的振荡;而本文同时利用了离散和连续执行机构,利用离散执行机构使系统输出快速逼近参考输出,即快速建立攻角,利用连续执行机构维持系统的攻角输出,因此大大降低了对姿控发动机的需求.这一点从仿真结果可以看出,图4中姿控发动机主要消耗在攻角建立阶段,攻角输出达到参考值后,将维持在由跟踪精度所决定的参考值附近的边界层内,此时气动舵以一定的偏角产生俯仰力矩来维持攻角输出,如图4和图5所示.对应于恒定的攻角,弹体需要以一定的角速度进行俯仰运动,如图2所示.只有当攻角输出达到或超出边界层时,才启动发动机,因此有效降低了攻角维持阶段姿控发动机的消耗数量.

5 结论(Conclusion)

针对一类带有多执行机构的非线性系统,考虑多执行机构的不同特点,将滑模控制和backstepping技术相结合,完成了输出跟踪控制律设计.在设计过程中,分别利用具有离散特性和连续特性的执行机构实现滑模控制中的不连续和连续控制量,使系统的状态在有限时间内收敛到滑动运动,保证了输出跟踪误差的渐近收敛.将所提出的控制方法应用于导弹的直接侧向力与气动力复合控制系统设计,提高了导弹姿态的响应速度,且响应没有超调,明显改善了采用姿控发动机单独控制时输出中的不平滑现象,同时有效降低了姿控发动机的消耗数量.

参考文献(References):

- [1] 柳扬, 安锦文. 多操纵面战斗机飞行控制系统设计[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(4): 128-130.
(LIU Yang, AN Jinwen. Design of the flight control law for modern multi-effectors aircraft[J]. *Fire Control & Command Control*, 2009, 34(4): 128 - 130.)
- [2] JITPRAPHAL T, BURCHETT B, COSTELLO M. A comparison of different guidance schemes for a direct fire rocket with pulse jet control mechanism[C] // *Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Reston, America: AIAA Press, 2001: 1 - 12.
- [3] 冯国虎, 章大勇, 张新立, 等. 针对一类无人飞行器复合控制的控制分配策略[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1302 - 1307.
(FENG Guohu, ZHANG Dayong, ZHANG Xinli, et al. Control allocation strategy for composite control of new unmanned air vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(4): 1302 - 1307.)
- [4] 占正勇, 刘林. 多操纵面先进布局飞机控制分配技术研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(1): 13 - 16.
(ZHAN Zhengyong, LIU Lin. Control allocation for high performance aircraft with multi-control effectors[J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(1): 13 - 16.)
- [5] 杨凌宇, 范彦铭, 邵山, 等. 基于力矩补偿与分配的多操纵面飞机飞行控制设计[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(5): 631 - 635.
(YANG Linyu, FAN Yanming, SHAO Shan, et al. Flight control based on the moment compensation and allocation for aircraft with multiple effectors[J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(5): 631 - 635.)
- [6] 贺风华, 马克茂, 姚郁. 基于输出预测的姿控发动机控制律优化设计[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1131 - 1137.
(HE Fenghua, MA Kemao, YAO Yu. Output-prediction-based optimization design of missile attitude control by lateral jets[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(6): 1131 - 1137.)
- [7] SERRANI A, ISIDORI A. Semiglobal nonlinear output regulation with adaptive internal model[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(8): 1178 - 1194.
- [8] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 1996.
(GAO Weibing. *Theory and Design Methods of Variable Structure Control*[M]. Beijing: Science Press, 1996.)
- [9] 洪奕光, 程代展. 非线性系统的分析与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
(HONG Yiguang, CHENG Daizhan. *Analysis and Control of Nonlinear Systems*[M]. Beijing: Science Press, 2005.)
- [10] SABERI A, KOKOTOVIC P V, SUSSMANN H J. Global stabilization of partially linear composite systems[J]. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 1990, 28(6): 1491 - 1503.
- [11] 马克茂, 赵辉, 张德成. 导弹直接侧向力与气动力复合控制设计与实现[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 310 - 316.
(MA Kemao, ZHAO Hui, ZHANG Decheng. Control design and implementation for missiles with blended lateral jets and aerodynamic control systems[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(2): 310 - 316.)
- [12] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2006.
(QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. *Missile Flight Dynamics*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2006.)

作者简介:

马克茂 (1970—), 男, 博士, 教授, 研究领域为非线性控制、飞行器制导控制, E-mail: makemao@hit.edu.cn;

赵辉 (1971—), 男, 博士, 教授, 研究领域为伺服控制、电力电子技术, E-mail: zhaohui@hit.edu.cn.