Journal of Computer Applications
计算机应用,2013,33(3):878 - 881
ISSN 1001-9081
CODEN JYIIDU
2013-03-01
http://www.joca.cn

文章编号:1001 - 9081(2013)03 - 0878 - 04
doi:10.3724/SP.J.1087.2013.00878

基于变速趋近律的离散滑模末制导律设计

舒燕军*,唐　硕
(西北工业大学 航天学院,西安 710072)
(*通信作者电子邮箱 shuyanjun@mail.nwpu.edu.cn)

摘　要:针对离散化的末制导模型,基于一种新型离散变速趋近律设计了离散滑模制导律。利用该新型离散变速趋近律的特性消除了视线角速率的稳态振荡,使其渐进地趋于原点,并显著降低了系统抖振。将目标机动视为未知不确定性,采用干扰观测器方法对其进行在线估计和补偿,无需知道不确定性的界,只需知道其变化率有界,且无需满足匹配条件。仿真结果表明,所设计的基于新型离散变速趋近律的滑模制导律对目标机动具有鲁棒性,且无稳态振荡和系统抖振。

关键词:离散变速趋近律;干扰观测器;离散滑模;末制导律;稳态振荡;系统抖振
中图分类号:TJ765　**文献标志码**:A

Discrete sliding-mode guidance laws design based on variable rate reaching law

SHU Yanjun*, TANG Shuo
(*School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi* 710072, *China*)

Abstract: A discrete sliding-mode guidance laws based on a new discrete variable rate reaching law was proposed for the discrete form of the missile-target relative motion equation in plane. By adopting this reaching law, steady state oscillation and system chattering were eliminated significantly, and system state approached to zero diminishingly. Maneuvering acceleration of target was considered as unknown external disturbance, and disturbance observer was adopted to estimate and compensate for the uncertainties, which required just knowing the possible variation range of target acceleration between two adjacent sampling instants rather than a prior knowledge of the target acceleration bounds or matched conditions. The simulation results show this method has strong robustness, without steady state oscillation and system chattering.

Key words: discrete variable rate reaching law; disturbance observer; discrete sliding-mode; guidance law; steady state oscillation; system chattering

《计算机应用》Journal of Computer Applications

0　引言

由于弹道导弹、滑翔导弹和通用航空飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)等各种进攻武器的发展和完善,新一代防空反导导弹的控制方式必然会发生根本性改变,采用直接力/气动力复合控制技术已成为防空反导导弹武器的发展趋势[1]。当导弹在大气层外飞行时,无法依赖气动舵产生连续控制力,只能由弹上的轨控发动机提供具有离散形式的脉冲推力,因此研究离散的制导律具有实际的意义。文献[2]提出了一种适用于大气层外飞行的导弹的非线性末制导律离散实现的解析方法;文献[3]考虑制导终端时间的不确定性,应用概率密度函数给出了一种离散化的最优制导律;文献[4]针对追逃动力模型设计了一种最优离散制导律,但须假设目标机动能力为已知。

离散时间系统的变结构设计目前比较通用方法是高氏指数趋近律方法[5-6],然而指数趋近律只适用于线性定常系统,文献[7]基于一种时变的离散滑模趋近律设计了滑模制导律,但其准滑模动态地切换带随着弹目距离的减小呈发散趋势,这势必会引起脱靶量的增大;离散变速趋近律[8]的优点是可以使系统状态最终收敛至原点,但系统状态在进入切换区的初始阶段抖动很大;文献[9]则利用了两种趋近律切换的思想,将变速趋近律与高氏指数趋近律组合使用,远离原点采用指数趋近律,在原点附近采用变速趋近律,从而形成一种有应用前景的组合控制策略,但也存在如离原点远近的界定、两种趋近律交界处控制力突变对系统的影响等问题。

本文提出一种新型的离散变速趋近律,该趋近律同时具备高氏指数趋近律和变速趋近律的优点。利用该离散变速趋近律设计的离散滑模制导律,可有效消除视线转率的稳态振荡,并显著降低系统抖动。为了克服目标机动的影响,采用干扰观测器方法对目标机动进行估计和补偿,使得所设计的离散滑模制导律对目标机动具有良好的鲁棒性。

1　离散末制导模型

设制导系统可以解耦成俯仰和偏航两个平面,以俯仰平面为例,导弹-目标相对运动关系如图1所示。

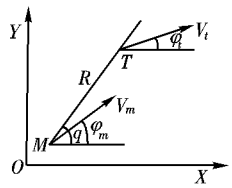


图1　平面内弹目相对运动关系

由图1可以推导出:

$$\begin{cases}\dot{R} = V_t\cos(q-\varphi_t) - V_m\cos(q-\varphi_m)\\ R\dot{q} = -V_t\sin(q-\varphi_t) + V_m\sin(q-\varphi_m)\end{cases} \tag{1}$$

其中:R为目标与导弹之间的相对距离;$\dot{R}$为目标与导弹之间

收稿日期:2012-09-21;**修回日期**:2012-11-13。　**基金项目**:国家863计划项目(2011AA7022014)。
作者简介:舒燕军(1985 -),男,江苏沭阳人,博士研究生,主要研究方向:飞行器制导与控制、建模与仿真;　唐硕(1963 -),男,四川达州人,教授,博士生导师,博士,主要研究方向:飞行器动力学与控制、高超音速飞行器动力学建模。

的相对速度;V_t 和 V_m 分别为目标速率和导弹速率;q 为视线角,$\dot{q}$ 为视线角速率;φ_t 和 φ_m 分别为目标和导弹的速度方向角。

将式(1)相对时间求导可得到:

$$\begin{cases}\ddot{R} = R\dot{q}^2 + f_R - u_R \\ \ddot{q} = -\dfrac{2\dot{R}}{R}\dot{q} + \dfrac{1}{R}f_q - \dfrac{1}{R}u_q\end{cases} \tag{2}$$

其中:f_R 和 u_R 分别为目标加速度和导弹加速度在视线方向上的分量;f_q 和 u_q 分别为目标加速度和导弹加速度在视线法向上的分量。在末制导问题中,制导律设计的关键在于控制视线角速率 $\dot{q}$,使其尽可能快地收敛至零,从而实现准平行接近。取状态变量 $x = \dot{q}$,则由式(2)得

$$\dot{x}(t) = -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)}x(t) + \frac{1}{R(t)}f(t) - \frac{1}{R(t)}u(t) \tag{3}$$

由于防空反导导弹制导系统的采样控制周期 T 一般为 10 ~ 15 ms,是个较小的量,这样其离散化形式可以写为:

$$x(k+1) = \left[1 - \frac{2\dot{R}(k)T}{R(k)}\right]x(k) + \frac{T}{R(k)}f(k) - \frac{T}{R(k)}u(k) \tag{4}$$

假设在末制导初始时刻 $t = 0$ 时,制导系统的初始状态为 $R(0)$、$\dot{R}(0)$ 和 $x(0)$;在 kT 时刻,制导系统的状态为 $R(k)$、$\dot{R}(k)$ 和 $x(k)$。在末制导过程中有 $\dot{R}(k) < 0$, $R(k+1) < R(k) < R(0)$。

2　一种新型变速离散趋近律

2.1　变速离散趋近律原理

对离散时间系统建立变结构控制,目前比较通用且成熟的方法是离散趋近律法[5-6],即指数趋近律的离散形式:

$$s(k+1) = (1 - \delta T)s(k) - \varepsilon T\,\mathrm{sgn}(s(k)) \tag{5}$$

其中:T 为采样周期,$\varepsilon > 0$,$\delta > 0$ 且 $\delta T < 1$。

离散指数趋近律存在稳态抖振的缺点,当系统在切换带中运动时,最后不能趋近于原点,而只能稳定于原点附近的一个抖动。由文献[10]的分析可知,趋近律(式(5))作用下 $|s(k)|$ 的值总是无限趋近于 $\Delta = \dfrac{\varepsilon T}{2 - \delta T}$,而一旦有 $|s(k)| = \Delta$,系统即进入等幅振荡稳态。为了消除系统的稳态振荡,就必须避免 $|s(k)| \leqslant \Delta$ 的情况出现,为此可以采用使 Δ 随 $|s(k)|$ 作自适应调整的方法:当 $|s(k)|$ 较大时,Δ 取较大的值,当 $|s(k)|$ 减小时,Δ 随之减小,当 $|s(k)|$ 趋近于 0 时,Δ 亦随之趋近于 0,趋近运动过程中到达条件 $|s(k+1)| < |s(k)|$ 始终得到满足。因此,本文提出如下一种离散变速趋近律

$$s(k+1) = (1 - \delta T)s(k) - [1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T\,\mathrm{sgn}(s(k)) \tag{6}$$

其中 $\lambda > 0$。当 $|s(k)|$ 较大时,$[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon \approx \varepsilon$,该离散变速趋近律具有高氏指数趋近律(5)的特性,能够保证系统状态渐近地趋向切换面,在有限时间内到达切换带;当 $|s(k)| \to 0$ 时,$[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon \to 0$,可消除稳态振荡,保证系统状态最终趋于原点,并且系统抖振逐渐衰减至 0。

2.2　可达性分析

定义 Lyapunov 函数为:

$$V(k) = s^2(k) \tag{7}$$

则有

$$V(k+1) - V(k) = \{(\delta T - 1)|s(k)| + \varepsilon T[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\}^2 - s^2(k) \tag{8}$$

由于 $\eta > 0$,因此

$$0 < 1 - \exp(-\eta|s(k)|) < \eta|s(k)| \tag{9}$$

则有

$$V(k+1) - V(k) < [(\delta T - 1 + \varepsilon T\eta)|s(k)|]^2 - s^2(k) = (\delta T + \varepsilon T\eta - 2)(\delta T + \varepsilon T\eta)|s(k)|^2 \tag{10}$$

当 $\delta T + \varepsilon T\eta - 2 < 0$,即 $\varepsilon\eta < \dfrac{2 - \delta T}{T}$ 时,

$$V(k+1) - V(k) < 0$$

$$|s(k+1)| < |s(k)|$$

因此,基于式(6)设计的离散滑模控制律满足滑动模态的到达性条件[11]。

2.3　准滑动模态分析

定理 1　当 $\dfrac{1 - \delta T}{T} < \varepsilon\eta < \dfrac{2 - \delta T}{T}$ 时,对于基于离散变速趋近律式(6)设计的滑模控制系统,切换带

$$\{x \mid |s(k)| < \Delta_1, [1 - \exp(-\eta\Delta_1)]\varepsilon T = (1 - \delta T)\Delta_1\}$$

以外的任意初始系统状态,将渐进地趋向切换面;当系统状态进入切换带后,系统状态将步步穿越切换面形成准滑模动态。当 $k \to +\infty$ 时,$|s(k)| \to 0$。

证明　由式(6)可得

$$s(k+1) = \left\{1 - \delta T - \frac{[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T}{|s(k)|}\right\}s(k) = \Omega s(k) \tag{11}$$

其中:

$$\Omega = 1 - \delta T - \frac{[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T}{|s(k)|}$$

由式(9)可得:

$$0 < \frac{\varepsilon T[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]}{|s(k)|} < \lambda\varepsilon T \tag{12}$$

当 $(1 - \delta T)/T < \varepsilon\eta < (2 - \delta T)/T$ 时,有 $\Omega < 1 - \delta T < 1$ 和 $\Omega > 1 - \delta T - \varepsilon T\eta > -1$ 成立,则 $|\Omega| < 1$,所以 $|s(k+1)| = |\Omega||s(k)|$ 递减,即当 $k \to +\infty$ 时,$|s(k)| \to 0$。

由于 $[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T - (1 - \delta T)|s(k)|$ 随着 $|s(k)|$ 的增大先单调递增而后单调递减,且存在唯一的 $\Delta_1 > 0$ 使 $[1 - \exp(-\eta\Delta_1)]\varepsilon T - (1 - \delta T)\Delta_1 = 0$ 成立,因此:

1) 当 $|s(k)| > \Delta_1$ 时,$0 < \Omega < 1$,因此系统状态将渐进地趋向切换面。

2) 当 $|s(k)| < \Delta_1$ 时,$-1 < \Omega < 0$,所以系统将步步穿越切换面形成准滑模动态。

① 当 $s(k) = 0^+$ 时,

$$s(k+1) = -[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T$$

② 当 $s(k) = 0^-$ 时,

$$s(k+1) = [1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T$$

因此,切换带宽度为 $2\Delta_1 = 2[1 - \exp(-\eta|s(k)|)]\varepsilon T$。

3　离散滑模制导律设计

取如下离散滑模切换面:

$$s(k) = x(k) \tag{13}$$

则由式(4)、式(6)及式(13)可得离散滑模制导律:

Journal of Computer Applications 计算机应用

$$u(k) = [\delta R(k) - 2\dot{R}(k)]x(k) + f(k) + [1 - \exp(-\eta | x(k) |)]\varepsilon R(k)\ \mathrm{sgn}(x(k)) \tag{14}$$

由于目标机动 $f(k)$ 未知,因此该制导律无法实现。

为此设计如下的干扰观测器:

$$\hat{f}(k) = \hat{f}(k-1) + (1+\lambda)[s(k) - \mu s(k-1) + [1 - \exp(-\eta | x(k) |)]\varepsilon T\ \mathrm{sgn}(s(k-1))] \tag{15}$$

在制导律(式(14))及观测器(式(15))作用下,闭环系统实际滑动模态为:

$$s(k+1) = (1-\delta T)s(k) - [1 - \exp(-\eta | x(k) |)]\varepsilon T\ \mathrm{sgn}(s(k)) + f(k) - \hat{f}(k) \tag{16}$$

定义估计误差 $e(k) = f(k) - \hat{f}(k)$,则由式(16)可得:

$$e(k-1) = s(k) - \mu s(k-1) + [1 - \exp(-\eta | x(k) |)]\varepsilon T\ \mathrm{sgn}(s(k-1)) \tag{17}$$

将式(17)代入式(15)可求得估计误差动态方程:

$$e(k+1) = f(k+1) - f(k) - \lambda e(k) \tag{18}$$

引理 1 对于式(18),如果存在某个正数 m,使得对于所有的 k,$| f(k+1) - f(k) | < m$ 成立,则一定存在某个时刻 k_0,当 $k > k_0$ 时,$e(k) \leqslant \frac{m}{1-\lambda}$ 恒成立,而与初值 $e(0)$ 无关。

证明 $e(k)$ 可看作由 $e_1(k) + e_2(k)$ 两部分构成,且 $e_1(0) = 0, e_2(0) = e(0)$。于是式(18)可分解为:

$$e_1(k+1) = f(k+1) - f(k) - \lambda e_1(k) \tag{19}$$

$$e_2(k+1) = -\lambda e_2(k) \tag{20}$$

如果 $e_1(k) \leqslant \frac{m}{1-\lambda}$,则由式(19)及假设条件 $| f(k+1) - f(k) | < m$ 可得:

$$-\lambda\frac{m}{1-\lambda} - m < e_1(k+1) < \lambda\frac{m}{1-\lambda} + m \tag{21}$$

即 $e_1(k+1) < \frac{m}{1-\lambda}$。

由于 $e_1(0) = 0$,故对于任意的 $k > 0$,式(21)恒成立。式(20)中,由于 $0 < \lambda < 1$,因此存在某个 k_0,使得当 $k > k_0$ 时,$| e_2(k) |$ 可以任意小。

由引理 1 可知,干扰观测器(式(15))对常值干扰或变化率很慢干扰的估计误差可以收敛到零或一个很小的值。

定理 2 对于不确定系统(式(4)),采用制导律(式(14))及干扰观测器(式(15)),则闭环系统稳定于切换面的某个邻域,该邻域为 $\left\{\frac{x(s(k))}{| s(k) |} \leqslant \frac{m}{1-\lambda}\right\}$。

证明 闭环系统滑模动态式(16)可看作由 $s_1(k+1) + s_2(k+1)$ 两部分组成,且 $s_1(0) = s(0), s_2(0) = 0$。于是式(16)可分解为:

$$s_1(k+1) = (1-\delta T)s_1(k) - [1 - \exp(-\eta | x(k) |)]\varepsilon T\ \mathrm{sgn}(s_1(k)) \tag{22}$$

$$s_2(k+1) = f(k) - \hat{f}(k) = e(k) \tag{23}$$

显然,式(22)表示的滑模子系统动态与理想情况下的离散变速趋近律(式(5))相同,由于离散变速趋近律始终满足可达性条件 $| s_1(k+1) | < | s_1(k) |$,故存在某个 k_0,使得当 $k > k_0$ 时,$| s_1(k+1) |$ 可以任意小。又由引理 1 知式(16)满足 $| s_2(k+1) | \leqslant \frac{m}{1-\lambda}$。

由引理 1 可知,由于估计误差的存在,不确定系统只能产生准滑模运动,系统状态最终稳定于切换面的某个领域。但对于名义系统或常值干扰的情况(此时 $m = 0$),系统状态可以稳定于切换面。

4 仿真分析

以某拦截情形为例,取导引头数据采样周期和制导控制周期为 $T = 0.01$ s。末制导开始时刻 $R(0) = 2\,000$ m,相对速度 $\dot{R}(k) = 400$ m/s,假设导弹对准目标发射,目标在法向上作幅值为 3g 的常值机动。取离散滑模制导律参数 $\delta = 10$,$\varepsilon = 0.50$,$\eta = 1.5$。干扰观测器参数 $\lambda = 0.1$。

为便于叙述,本文设计的基于离散指数趋近律设计的离散滑模制导律称为 SMG2。作为对比,本文同时给出比例制导(PN)和基于离散指数趋近律设计的滑模制导律(SMG1)的仿真结果。其中比例制导律[12]:

$$u(k) = -N\dot{R}(k)s(k) \tag{24}$$

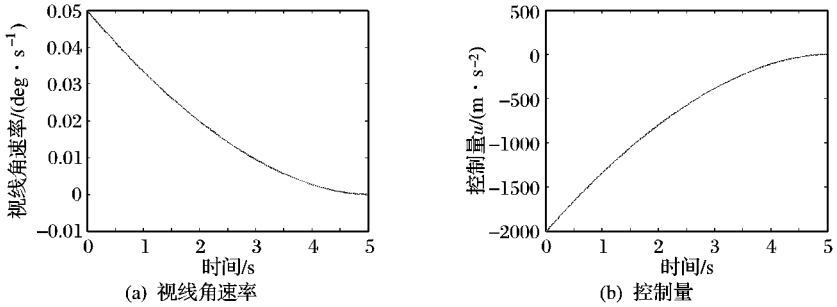
其中导航比系数取为 4.0。

基于离散指数趋近律设计的滑模制导律(SMG1)为:

$$u(k) = [\delta R(k) - 2\dot{R}(k)]x(k) + \hat{f}(k) + \varepsilon R(k)\ \mathrm{sgn}(x(k)) \tag{25}$$

其中各参数取值与制导律 SMG2 中的相同。

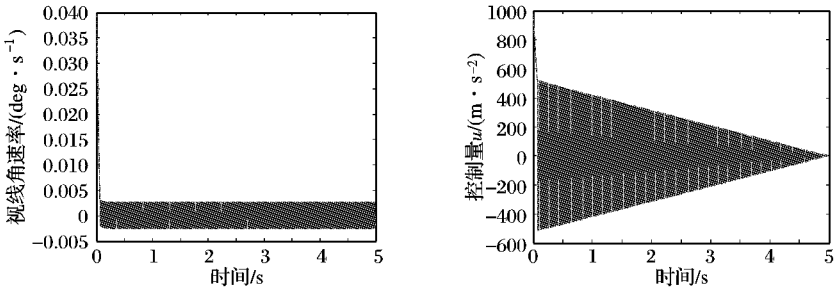
仿真结果如图 2~4 所示。图 2 表明离散 PN 制导律较滑模制导律 SMG1 和 SMG2 视线角速率收敛速率较慢。由图 3 可知制导律 SMG1 作用下的视线角速率进入了等幅振荡的稳态,同时控制量有强烈的抖振,过载的高频大幅度切换将会造成制导系统的不稳定。图 4(a)显示在本文设计的制导律 SMG2 作用下,完全消除了视线角速率的稳态振荡现象,视线角速率可以收敛至原点而非原点附近的一个抖动;图 4(b)显示制导律 SMG2 相对于 SMG1 消除了控制量的抖振。本文设计的基于离散变速趋近律的离散滑模制导律消除了视线角速率的稳态振荡和系统抖振,干扰观测器实现了对目标机动的鲁棒性。



(a) 视线角速率 (b) 控制量

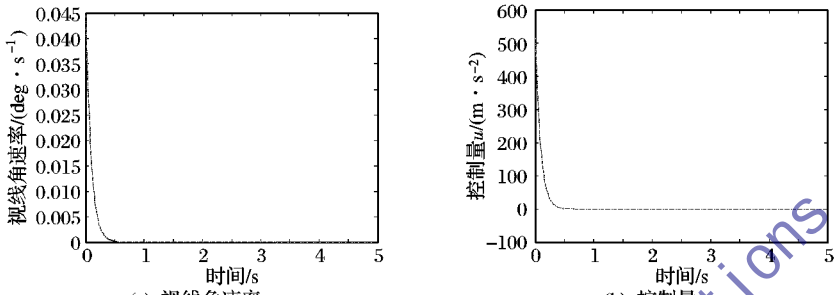
图 2 PN 制导律下的视线角速率和控制量变化曲线

《计算机应用》Journal of Computer Applications



(a) 视线角速率　　(b) 控制量

图 3　SMG1 下的视线角速率和控制量变化曲线



(a) 视线角速率　　(b) 控制量

图 4　SMG2 下的视线角速率和控制量变化曲线

5　结语

本文针对离散形式的末制导模型,设计了适用于轨控式复合控制导弹的滑模末制导律,采用干扰观测器方法对目标机动进行估计和补偿,使得该离散滑模制导律对目标机动具有鲁棒性。仿真结果表明,本文设计的基于新型的离散变速趋近律的离散滑模制导律在显著降低系统抖振的同时,可消除视线转率的稳态振荡,使其渐进地趋于原点,从而提高了制导精度,具有实际的工程意义。

参考文献:

[1] 王宇航, 姚郁. 毕永涛. 基于自抗扰的直接力与气动力复合控制系统设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1544 – 1550.

[2] 李君龙, 胡恒章. 一种离散非线性末制导律[J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 28 – 34.

[3] RAFAEL I R. Optimal guidance laws with uncertain time of flight [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(2): 721 – 725.

[4] GITIZADEH R, YAESH I, BEN-ASHER J Z. Discrete-time optimal guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(1): 171 – 174.

[5] GAO W, WANG Y, HOMAIFA A. Discrete-time variable structure control systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1995, 42(2): 117 – 122.

[6] 高为炳. 离散时间系统的变结构控制[J]. 自动化学报, 1995, 21(2): 154 – 161.

[7] 孙胜, 周获. 离散滑模导引律设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1634 – 1639.

[8] 李文林. 离散时间系统变结构控制的趋近律问题[J]. 控制与决策, 2004, 19(1): 1267 – 1270.

[9] 姚琼荟, 宋立忠, 温洪. 离散变结构控制系统的比例-等速-变速控制[J]. 控制与决策, 2000, 15(3): 329 – 332.

[10] 翟长连, 吴智铭. 不确定离散时间系统的变结构控制设计[J]. 自动化学报, 2000, 26(2): 184 – 191.

[11] SARPTURK S Z, ISTEFANOPULOS Y, KAYNAK O. On the stability of discrete-time sliding mode control system[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1987, 32(10): 930 – 932.

[12] 王洪强, 方洋旺, 伍友利. 基于非奇异 Terminal 滑模的导弹末制导律研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(6): 1391 – 1395.

(上接第 877 页)

[4] PACHTER M, NELSON E B. Reconfigurable flight control [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(4): 288 – 319.

[5] BOSKOVIC J D, REDDING J, MEHRA R K. Stable adaptive reconfigurable flight control with self-diagnostics [C]// ACC '07: Proceedings of 2007 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 5765 – 5710.

[6] JUNG B, KIM Y, HA C. Fault tolerant flight control system design using a multiple model adaptive controller [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(1): 39 – 50.

[7] 齐晓慧, 杨志军, 吴晓蓓. 基于简单自适应控制的滑模飞行重构控制规律[J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 37 – 41.

[8] 刘亚, 胡寿松. 基于模糊模型的鲁棒自适应重构飞行控制[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 143 – 147.

[9] 刘小雄, 章卫国, 武燕, 等. 基于鲁棒自适应观测器的飞控系统传感器故障隔离与重构[J]. 传感技术学学报, 2006, 19(6): 2347 – 2350.

[10] GUO Y Y, JIANG B, XU Y F. Multi-model-based flight control system reconfiguration control in the presence of input constraints [J]. Journal of Control Theory and Applications, 2010, 8(4): 418 – 424.

[11] 郭玉英, 姜斌, 张友民, 等. 基于多模型的飞控系统执行器故障调节[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 795 – 800.

[12] 张明华, 安锦文. 面向控制面故障的重构飞行控制设计与仿真[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3): 102 – 105.

[13] 刘少华, 段征宇. 飞行器自适应控制参考模型建立方法研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(4): 56 – 59.

《计算机应用》Journal of Computer Applications