

# 基于PID趋近律的航空发动机滑模变结构控制

何秀然<sup>1</sup>, 谢寿生<sup>1</sup>, 邹仕军<sup>2</sup>, 孙冬<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 沈阳飞机公司军代室, 辽宁 沈阳 110021)

**摘要:**研究了一种自调节趋近律的滑模变结构控制器,以切换函数  $s$  作为偏差,趋近速度由一个PID控制器调节,目的是使到达滑模面的穿越速度最小从而减少抖振,同时使到达滑模面时间最短。根据航空发动机稳态数学模型,设计其滑模变结构控制律,构建了基于PXI总线的发动机滑模控制平台。通过半实物实验结果证明,该控制器响应速度快,高频抖振很小,具有很强的鲁棒性能和跟踪性能。

**关键词:**航空发动机;滑模变结构控制;趋近律;PID控制;PXI总线

**DOI:**10.3969/j.issn.1009-3516.2009.03.004

**中图分类号:**V231.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2009)03-0015-06

第四代军用航空发动机的标志之一是全权限数电式控制,对其理论研究越来越受到重视<sup>[1]</sup>。航空发动机是包含机械、气动、燃烧等子系统的复杂非线性强耦合系统,自身的不确定性和飞行环境的变化要求发动机控制系统有很强的鲁棒性。滑模变结构控制的突出优点是对系统的内部未建模动态和外部干扰具有很强的鲁棒性<sup>[2]</sup>。该控制方法通过设计不同的趋近律和滑模面,让系统状态在滑模面两边来回高频切换进入滑动模态,从而对干扰摄动具有鲁棒性,因此很适合复杂时变的航空发动机控制系统<sup>[1,3]</sup>。但是,抖振是滑模控制的主要缺点,成为制约其应用的一个瓶颈。高为炳院士<sup>[2]</sup>提出趋近律理论以来,设计特定的趋近律成为解决抖振的有效方法之一。本文设计了一种PID自调节趋近速度的趋近律,并在PXI数采平台上构建了发动机滑模控制器硬件实验系统,得到相关实验结论。

## 1 PID趋近律的提出

为了解决抖振问题,趋近律设计由单一指数趋近律发展到变速趋近律,现在各种趋近律的组合运用成为研究热点,PID趋近律本质上也是一种组合趋近律<sup>[2,4-5]</sup>。设一般线性控制系统为:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu & x \in R^n, u \in R^m \\ y = Cx & y \in R^l, n \geq m \geq l \end{cases} \quad (1)$$

式中: $A$ 和 $B$ 是状态矩阵; $C$ 是输出矩阵。切换函数为 $s = c^T x$ ,切换面为 $s = c^T x = 0$ , $s = -\varepsilon \|x\|_1 \text{sgn}(s)$ ,其中 $\varepsilon > 0$ 。该组合控制律的公式为:

$$u = -(c^T B)^{-1} [c^T A x - c^T x + \gamma s + \varepsilon(\alpha + \beta \|x\|_1) \text{sgn}(s)] \quad (2)$$

式中: $\begin{cases} \gamma = 1, \alpha = 1, \beta = 0, \|x\|_1 > 1 \\ \gamma = 0, \alpha = 0, \beta = 1, \|x\|_1 \leq 1 \end{cases}$ ;  $-(c^T B)^{-1} c^T (A - I)x$ 是等效控制项; $\gamma s$ 是比例项; $\alpha \varepsilon \text{sgn}(s)$ 是等速项; $\beta \varepsilon \|x\|_1 \text{sgn}(s)$ 是变速项。由式(2)可见,在趋近模态段和前期滑动模态段,采用指数趋近律;在后期滑动模

\* 收稿日期:2008-12-03

作者简介:何秀然(1982-),男,四川蓬溪人,博士生,主要从事航空发动机控制研究;

E-mail:hexiuran@163.com

谢寿生(1959-),男,四川成都人,教授,博士生导师,主要从事航空推进系统控制与故障诊断研究。

态段和稳态段,采用变速趋近律<sup>[6]</sup>。相比单纯的指数趋近律,组合趋近律在滑模面附近“减速防抖”的优点更明显。但是,切换条件  $\|x\|_1 = 1$  是经验推荐值<sup>[7-8]</sup>,本质是厚度定常的“边界层”滑模面设计,只有趋近律的空间约束条件,没有考虑到时间上的约束条件即运动点的速度大小带来的惯性影响的不同。所以,以上的组合趋近律的防抖振性能会因控制器切换功率的不同而参差不齐,到达时间也不是最短<sup>[2,9-10]</sup>。针对这些不足,本文提出一种 PID 趋近律:

$$\dot{s} = -k_p(s + \text{sgn}(s)k_p) - \text{sgn}(s)k_i \int_{t_0}^t |s| dt - k_d \dot{s} \quad (3)$$

式中:  $k_p > 0$  为比例系数;  $k_i > 0$  为积分系数;  $k_d > 0$  为微分系数。显然,式(3)满足  $s\dot{s} < 0$  的滑模稳定存在条件。为了加快趋近速度,比例项  $-k_p(s + \text{sgn}(s)k_p)$  加入常数  $k_p$  修正。 $t_0$  是运动点第一次到达滑模面  $s = 0$  的时刻,  $t$  是当前时刻,积分项是为了控制了抖振的幅度。

## 2 PID 趋近律理论分析

式(3)整理得:

$$(1 + k_d)s = -k_p(s + \text{sgn}(s)k_p) - \text{sgn}(s)k_i \int_{t_0}^t |s| dt \quad (4)$$

当  $s = 0$  时,  $\dot{s} = 0$ , 即到达滑模面速度为 0, 达到理想滑动的条件。两边同除左边常数项,式(4)化为:

$$\begin{aligned} s &= -k_p(s + k_p)/(1 + k_d) - k_i \int_{t_0}^t |s| dt / (1 + k_d), s > 0 \\ s &= -k_p(s - k_p)/(1 + k_d) + k_i \int_{t_0}^t |s| dt / (1 + k_d), s \leq 0 \end{aligned} \quad (5)$$

在第一次到达滑模面之前,没有积分项,故解式(5)得:

$$\begin{aligned} s(t) &= -k_p + (s_0 + k_p)e^{-k_p t / (1 + k_d)}, s > 0 \\ s(t) &= k_p + (s_0 - k_p)e^{-k_p t / (1 + k_d)}, s \leq 0 \end{aligned} \quad (6)$$

当  $s(t) = 0$  时,解式(6)为:

$$\begin{aligned} \ln(s_0 + k_p) - \ln k_p &= k_p t / (1 + k_d), s > 0 \\ \ln(k_p - s_0) - \ln k_p &= k_p t / (1 + k_d), s \leq 0 \end{aligned} \quad (7)$$

由此可得由初始状态到达切换面的时间:

$$\begin{aligned} t^* &= \frac{1 + k_d}{k_p} \ln \frac{s_0 + k_p}{k_p} = \frac{1 + k_d}{k_p} \ln \left( \frac{s_0}{k_p} + 1 \right), s > 0 \\ t^* &= \frac{1 + k_d}{k_p} \ln \frac{k_p - s_0}{k_p} = \frac{1 + k_d}{k_p} \ln \left( 1 - \frac{s_0}{k_p} \right), s \leq 0 \end{aligned} \quad (8)$$

可见,到达时间是有限的,  $k_p$  值越大,  $k_d$  值越小,到达时间就越短。所以无论是  $s_0 > 0$  还是  $s_0 < 0$ , 极限情况是  $k_d = 0, k_p \gg s_0$ , 则  $t_{\min}^* = 1/k_p$ 。但考虑到控制器的抗干扰性及其实际功率的有限性,  $k_p$  取值不宜过大; 而进入滑模面后微分项对抑制高频抖振起主要作用,所以  $k_d$  取值也不能太小。

## 3 发动机滑模变结构控制器的设计

### 3.1 滑模变结构控制律的确立

某型国产先进涡扇发动机控制数学模型<sup>[7]</sup>为:

$$\dot{x} = Ax + Bu + H\Delta u; \quad y = Cx + Du + \Delta y \quad (9)$$

式中:  $x = [n_{H1} \quad n_{L1}]^T$ ;  $u = [\bar{M}_f \quad \bar{A}_c]^T$ ;  $y = [\bar{T}_6 \quad \bar{\pi}_T]^T$ ;  $\Delta u$  和  $\Delta y$  分别是内部未建模干扰和外部干扰,这里全部变量均为归一化处理。 $A \in R^{2 \times 2}$ ,  $B \in R^{2 \times 2}$ ,  $C \in R^{2 \times 2}$ ,  $D \in R^{2 \times 2}$ 。 $n_{H1}$ ,  $n_{L1}$  分别是高压相对转速, 低压相对转速;

$\bar{m}_t, \bar{A}_e, \bar{T}_6, \bar{\pi}_7$  是供油量、尾喷口临界面积、涡轮后燃气温度、涡轮落压比的相对量。设二维滑模超平面为:

$$s = \mathbf{L}x = [l_1 \quad l_2][x_1 \quad x_2]^T = l_1x_1 + l_2x_2 = 0 \quad (10)$$

则有  $s = \mathbf{L}x = \mathbf{L}Ax + \mathbf{L}Bu$ , 代入式(3), 则有:

$$-\frac{k_p}{1+k_d}(s + \text{sgn}(s)k_p) - \text{sgn}(s)\frac{k_i}{1+k_d}\int_{t_0}^t |s| dt = \mathbf{L}Ax + \mathbf{L}Bu \quad (11)$$

从而得到航空发动机滑模控制律:

$$u = -(\mathbf{L}B)^{-1} \left( \mathbf{L}Ax + \frac{k_p}{1+k_d}(s + \text{sgn}(s)k_p) + \text{sgn}(s)\frac{k_i}{1+k_d}\int_{t_0}^t |s| dt \right) \quad (12)$$

滑模面常数矩阵  $\mathbf{L}$  的求取, 一般用极点配置法或者二次型最优指标法, 前者侧重滑模运动稳定性, 后者使滑模运动动态品质最优<sup>[4,11]</sup>。在这里用常用的二次型最优法求取  $\mathbf{L}$  值, 具体过程见参考文献[2]。

### 3.2 控制器的硬件构建

该控制器硬件电气模块主要由 PXI 总线、Intel Pentium 1.8 G CPU、I/O 通讯端口、RAM、FLASH、5 块传感器信号调理板、1 块脉冲调制板及各种输出接口(包括液晶与键盘接口、USB 接口及串行接口)组成, 结构见图 1。核心主板模块采用凌华 PXI3800, CPU 芯片为 Intel Pentium 1.8 G 处理器, 并集成了多种外设接口。主机功能包括 1 个 PXI 总线通讯端口、2 个串行接口、2 个 USB 接口、1 个 PS/2 键盘接口、1 个 PS/2 鼠标接口、1 个 VGA 液晶显示器接口。高速 PCI IDE 控制器支持 PIO 和 UDMA/33 总线主模式, 可连接 2 个 IDE 设备, IDE 设备既可以是大容量硬盘, 又可以是 CD-ROM 驱动器。电源管理系统支持 Doze, Standby 及 Suspend 模式, 可减少电源功耗。

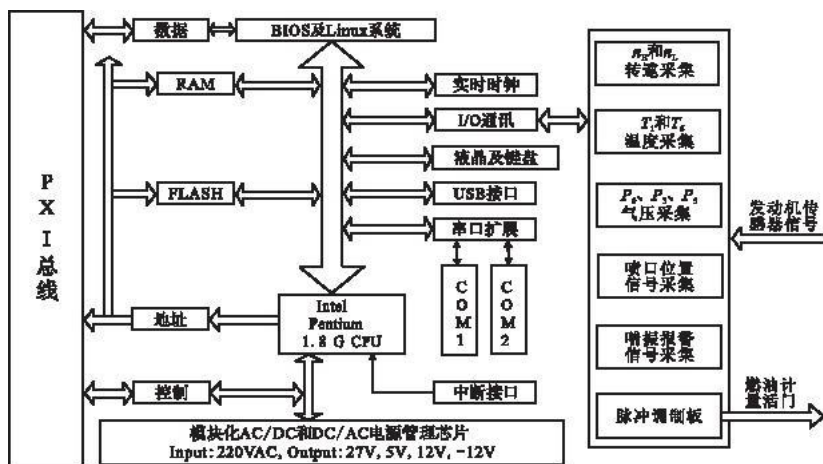


图 1 控制器硬件结构

Fig. 1 Hardware configuration of the controller

CPU 芯片内部集成了运算能力为 1.8 G 的中央处理器、时钟发生器(CG)、DMA 控制单元(DMAU)、中断控制单元(ICU)、定时控制单元(TCU)、串行控制单元(SCU)、总线接口单元(BIU)和等待控制单元(WCU)等。CPU 芯片内部还集成有总线逻辑控制单元(BAU), 从硬件上协调片内各外设器件及 CPU 对总线的控制。同时, 该 PXI 总线中采用了电源和信号隔离技术。信号采集模块内部的 I/O 口通过高速光耦 6N137 与收发器 PCA82C50 相连, 这样就很好地实现了总线上的采集板卡、供电电源、被采信号的隔离, 增加了总线通讯的抗干扰能力。中断是核心电路模块的重要组成部分, 不仅在硬件上保证了系统运行的灵活性, 而且在软件上提供了丰富的使用余地。总线采用 16 位 I/O 地址, 寻址空间为 64kB。

5 个传感器信号调理模块是自行研制的信号调理电路板, 分别用来对转速、温度、空气压力、喷嘴位置(转角)、喘振报警(气压比)等信号进行滤波调理, 使信号变为数采板卡输入的 0 V - 10 V 电压范围。脉冲调制板把控制模拟电压信号调制为占空比变化的数字脉冲信号, 驱动电磁活门通断, 经过液压放大器。液压放大器控制燃油计量活门开度, 从而控制燃油流量, 实现对发动机的控制<sup>[1]</sup>。

## 4 半实物实验及结果分析

半实物实验系统由以下组成:75 kW 电机(替代发动机的转速-空压系统)、某发动机真实燃油泵系统、各型传感器、发动机 PXI 控制平台。其中,PXI 控制平台的航空发动机的小偏差增量稳态模型<sup>[1]</sup>为:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} n_H(kT+T) \\ n_L(kT+T) \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} n_H(kT) \\ n_L(kT) \end{bmatrix} + \mathbf{B} \begin{bmatrix} m_f(kT) \\ A_e(kT) \end{bmatrix} u(kT) + \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \omega_1 \\ \begin{bmatrix} T_6(kT+T) \\ \pi_T(kT+T) \end{bmatrix} = \mathbf{C} \begin{bmatrix} n_H(kT) \\ n_L(kT) \end{bmatrix} + \mathbf{D} \begin{bmatrix} m_f(kT) \\ A_e(kT) \end{bmatrix} u(kT) + \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \omega_2 \end{cases} \quad (13)$$

式中: $n_H$ 、 $n_L$  为高压转速和低压转速; $m_f$ 、 $A_e$  为供油量和喷口面积; $T_6$ 、 $\pi_T$  为涡轮后温度和涡轮落压比; $\omega_1$  和  $\omega_2$  分别是发动机内部、外部的干扰噪声。在高度  $H=0$ ,  $Ma=0$  和高度  $H=15$  km,  $Ma=1.5$  的条件下上述模型的系数矩阵分别为<sup>[6]</sup>:

$$\begin{cases} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -3.250 & 0.067 & 731 \\ 2.044 & -3.626 & 3 \end{bmatrix} & \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.609 & 94 & 0.489 & 45 \\ 0.630 & 24 & 0.394 & 9 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} = \begin{bmatrix} -1.627 & 4 & 0.709 & 66 \\ 2.386 & 6 & -1.479 & 2 \end{bmatrix} & \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0.283 & 52 & 0.037 & 069 \\ 0.207 & 1 & 0.678 & 59 \end{bmatrix} \\ \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -1.238 & 8 & -0.039 & 268 \\ 0.960 & 1 & -1.351 & 01 \end{bmatrix} & \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.572 & 7 & 0.176 & 1 \\ 0.558 & 62 & 0.183 & 63 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} = \begin{bmatrix} -1.7327 & 0.533 & 66 \\ 2.4112 & -1.353 & 2 \end{bmatrix} & \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0.796 & 99 & -0.365 & 21 \\ 0.486 & 74 & 0.741 & 4 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (14)$$

取  $k_p=30$ ,  $k_d=1$ ,  $k_i=0.05$ , 内部干扰是均方根为 1% 控制能量的噪声, 外部输出干扰是 3% 输出值的噪声, 用二次型最优法求得  $\mathbf{L}=[4.31 \quad 1]$  并进行实验:

**实验 1** 在  $H=0$ ,  $Ma=0$  时, 发动机初始高压转速为  $n_H=40\%$ , 初始低压转速为  $n_L=20\%$ 。首先保持喷口临界面积不变, 供油量输入一个 0.8 的阶跃信号; 然后保持初始转速不变, 输入喷口扩大 10% 的阶跃信号。用比例-等速-变速趋近律(PCV)的滑模控制<sup>[6]</sup>和本文 PID 趋近律的滑模控制(PIDSMC)进行对比, 仿真结果见图 2 和图 3。

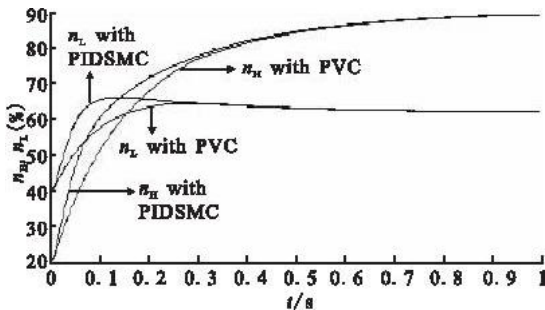


图 2  $H=0$ ,  $Ma=0$  时高、低压转速的阶跃响应

Fig. 2 Step responses of high & low compressor rotate speed at  $H=0$  km  $Ma=0$

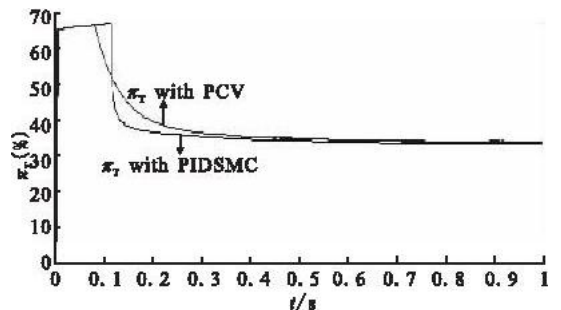


图 3  $H=0$ ,  $Ma=0$  时涡轮落压比的阶跃响应

Fig. 3 Step responses of turbo pressure rate at  $H=0$  km  $Ma=0$

**实验 2**  $H=15$  km,  $Ma=1.5$  时, 发动机初始高压转速为  $n_H=40\%$ , 初始低压转速为  $n_L=20\%$ , 首先保持喷口临界面积不变, 供油量输入一个 0.5 的阶跃信号; 然后保持初始转速不变, 输入喷口扩大 15% 的阶跃信号。同样对 PCV 滑模控制和 PID 趋近律滑模控制进行对比, 仿真结果见图 4 和图 5。2 次仿真中 2 种滑模控制量变化见图 6。

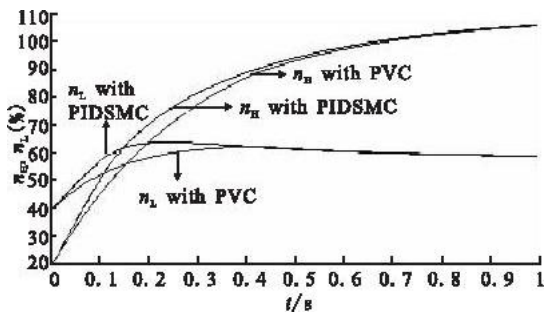
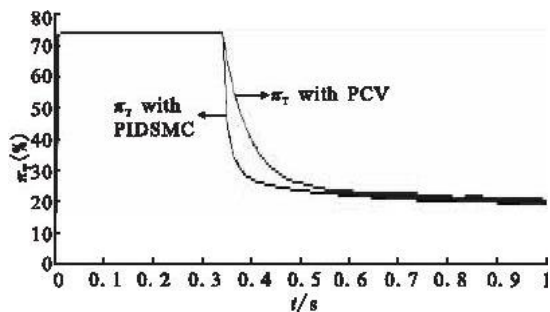


图4 H = 15 km, Ma = 1.5 时高、低压转速的阶跃响应

Fig. 4 Step responses of high & low compressor rotate speed at H = 15 km Ma = 1.5



5 H = 15 km, Ma = 1.5 时涡轮落压比的阶跃响应

Fig. 5 Step responses of turbo pressure rate at H = 15 km Ma = 1.5

从图2 - 图5 可以得出:①两种滑模控制对内部干扰和外部干扰都有很强的鲁棒性。②对于发动机来说,PID 趋近律滑模控制相比 PCV 趋近律滑模控制响应速度更快(前者的低压转速和落压比响应速度快约 0.15 s,高压转速响应优势不明显)。③前者由于抖振很小,所以稳态误差小,而后者带有一定的高频波动。以上3点可以从图6 中控制量的变化曲线找到原因:在第一次仿真中,前者在 0.12 s 时进入滑模面运动,几乎没有抖振,而后者在 0.28 s 时进入滑模面运动,0.25 s 后有一定的高频抖振;在第二次仿真中,前者在 0.44 s 时进入滑模面运动,没有抖振,而后者在 0.55 s 时进入滑模面运动,0.55 s - 0.87 s 之间有明显的高频抖振。

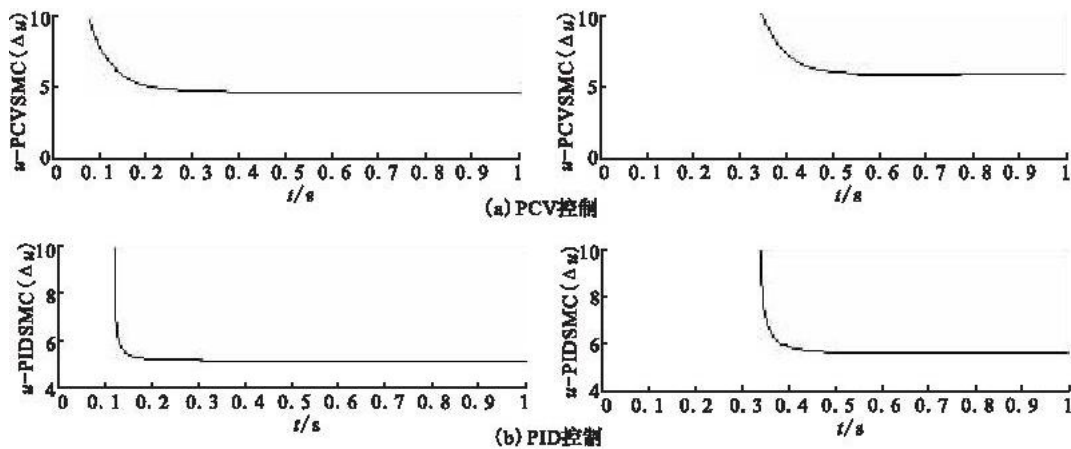


图6 2种滑模控制的控制变量变化

Fig. 6 Changes of the two sliding model controls

### 5 结束语

PID 控制用于趋近律的设计,保证了滑模到达时间全局最优,同时也有效地抑制了滑模面上的高频抖振,减小了稳态误差,增强了稳定性,弥补了滑模控制最大的不足。基于PID 趋近律的滑模控制有了快速响应和减弱抖振的优点,能够弥补发动机辨识模型不准确和高阶非线性因子带来的误差,对外部干扰有较强的鲁棒性,不失为航空发动机控制的一种有效方法。

### 参考文献:

[ 1 ] 谢寿生. 某型加力涡扇发动机[M]. 西安:空军工程大学工程学院,2002.  
XIE Shousheng. A Certain Accelerated Turbofan Aeroengine[M]. Xi'an: Engineering Institute of Air Force Engineering University,2002. (in Chinese)

- [ 2 ] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京:科学出版社,1998.  
GAO Weibing. Variational structure control's theory and design [M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [ 3 ] 陈恒,张玉琢,左晓阳. 变结构滑模飞行控制[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2002,3(2):12-15.  
CHEN Heng,ZHANG Yuzhuo,ZUO Xiaoyang. Fly Control with Variable Structure Sliding-mode Control[J]. Journal of Air Force Engineering University:Natural Science Edition,2002,3(2):12-15. (in Chinese)
- [ 4 ] 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):32-332.  
YAO Qionghui, SONG Lizhong,WEN hong. Proportional-constant-variable Rate Control for Discrete Time Variable Structure System[J]. Control and Decision,2000,15(3):328-332. (in Chinese)
- [ 5 ] Lee JunHo, Allaire P E. Integral Sliding-mode Control of A Magnetically Suspended Balance Beam: Analysis, Simulation, and Experiment[J]. IEEE/ASME Transaction on Mechatronics, 2001, 6(3):338-346.
- [ 6 ] XIANG Ji,SU Hong-Ye,CHU Jian. Sliding Mode Control Design for A Class Systems with Mismatched Uncertainties [J]. Acta Automatica Sinica,2005,31(5):788-792.
- [ 7 ] 王文栋,谢寿生,张伟. 基于小波理论的EEC主燃油控制通道动态奇异数据研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2004,5(2):35-38.  
WANG Wendong, XIE Shousheng, ZHANG Wei. Research of Dynamic Oddity Data in EEC Main Fuel Control Channel Based on Wavelet theory[J]. Journal of Air Force Engineering University:Natural Science Edition,2004,5(2):35-38. (in Chinese)
- [ 8 ] CHOI H H, An LMI-based Switching Surface Design Method for A Class of Mismatched Uncertain Systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2003,48(9):1634-1638.
- [ 9 ] Andrzej Bartoszewicz. A New Reaching Law for Discrete-time Variable Structure Systems[J]. Conference on Design & Control, 1997, 12(36):4044-4045.
- [ 10 ] SONG Y,XIANG Z R,CHEN Q W, et al. Analysis of Sliding Mode in Planar Switched Systems[J]. Acta Automatica Sinica,2005,31(5):743-748.
- [ 11 ] VICENTE PV,GERD H. Chattering-free Sliding Mode Control for A Class of Nonlinear Mechanical Systems[J]. Int J of Robust and linear Control,2001,11(12):1161-1178.

(编辑:姚树峰,徐敏)

## Aero Engine Sliding Model Variable Structure Controller Based on PID Reaching Law

HE Xiu-ran<sup>1</sup>, XIE Shou-sheng<sup>1</sup>, ZOU Shi-jun<sup>2</sup>, SUN Dong<sup>1</sup>

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Shenyang Aircraft Company Military Delegate Office, Shenyang 110021, China)

**Abstract:** A sliding model variable structure controller with auto-adjusted reaching law is researched in this paper. In the research, switch function  $s$  is taken as an error and reaching speed is adjusted by PID controller, with the intention of minimizing the traversing speed when arriving at the sliding model surface to reduce chattering and optimize the arrival time. According to the aero engine steady mathematic model, the sliding model variable structure control law is designed, the aero engine's sliding model controller based on PXI bus is constructed. The part-actual simulation results show that the controller is of swift response, tiny high-frequency chattering and is strong in robustness and tracking.

**Key words:** aero engine sliding model variable structure control; reaching law; PID control; PXI bus