

## 无人动力伞带跟踪微分器的高度控制方法

王雅平, 齐晓慧, 张昊, 邱金刚  
(军械工程学院无人机工程系, 石家庄 050003)

**摘要:** 为全面改善无人动力伞飞行高度控制性能, 提出一种带跟踪微分器的积分先行控制(TD-IPD)方法。以线性二次型最优控制引出的积分先行控制器为基础, 考虑到微分环节的干扰问题, 引入跟踪微分器将信号从干扰中分离出来, 并用最速控制综合函数 $fsun(\cdot)$ 减小达到稳态时所用步数; 由于积分环节易饱和, 采用饱和补偿方法对积分环节结构进行修改, 从而提高积分环节抗饱和能力; 以某动力伞的高度控制为对象, 通过 Matlab 仿真验证了所提方法的有效性。

**关键词:** 无人动力伞; 跟踪微分器; 积分先行; 饱和补偿

**中图分类号:** V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)01-0072-04

## An Integral-Ahead Control Method with Tracking Differentiator for an Unmanned Powered Paraglider

WANG Ya-ping, QI Xiao-hui, ZHANG Hao, QIU Jin-gang  
(Department of UAV, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

**Abstract:** In order to improve the performance of altitude holding control on unmanned powered paraglider, we proposed an integral-ahead control method with tracking differentiator (TD-IPD). Taking interference problems of differential unit into account, and based on integral-ahead controller deprived from the Linear Quadratic Optimal Control (LQOC), the tracking differentiator was introduced for separating the desired signal from interference, and  $fsun(\cdot)$ , the optimal control synthesis function was used to simplify the required proceeding for reaching steady state. To avoid integral saturation, a saturation compensation scheme was used to modify integral control law for increasing the anti-saturation ability. The effectiveness of the proposed method was verified by a simulation with Matlab taking height control of a certain unmanned powered paraglider as an example.

**Key words:** unmanned powered paraglider; tracking differentiator; integral-ahead; saturation compensation

### 0 引言

无人动力伞(简称动力伞)是一种大惯性飞行系统,应用传统的PID控制,系统响应速度慢。为了实现动力伞飞行高度控制,提高系统的动态性能,根据动力伞飞行特点,文献[1]对PID控制结构进行调整,将系统输出信号引入到PID控制中,得到积分先行(IPD)控制方法,但是IPD控制方法仍存在获得微分信号的同时会放大干扰和存在积分饱和等不足。文献[2]提出离散跟踪微分器概念,离散跟踪微分器能将信号从

噪声中分离出来,具有良好的滤波特性。文献[3]将跟踪微分器应用到PID控制中,得到可靠的微分信号,增强了系统的抗干扰能力。受此启发,在文献[1]采用的动力伞IPD控制器的基础上,本文引入离散跟踪微分器,设计带跟踪微分器的积分先行(TD-IPD)控制器,该控制器能够从带干扰的信号中获得期望的输出信号及输出微分信号,从而解决干扰放大的问题。文献[4]将跟踪微分器应用到无人机定高控制当中,削弱了传感器精度低引起的稳态误差,但所用的 $fst(\cdot)$ 函数在消除超调时会导致系统达到稳态所需步数增多。文献[5-6]对跟踪微分器进行改进,用最速控制综合函数 $fsun(\cdot)$ 替换 $fst(\cdot)$ 函数<sup>[5]</sup>,达到稳态位置时不会出现超调,而且所需步数减少。本文将 $fsun(\cdot)$ 函数引入动力伞TD-IPD控制器的跟踪微分环节中,可以

收稿日期:2014-01-15

修回日期:2014-09-22

基金项目:国防武器装备预研基金(9140A25070509JB3405)

作者简介:王雅平(1989—),女,山东烟台人,硕士生,研究方向为动力伞控制算法。

减少计算步数,提高计算效率;考虑到当动力伞高度变化范围大时,容易产生积分环节饱和问题,利用文献[7]提出的饱和和补偿方法对积分环节结构进行修改,减弱了 TD-IPD 控制器积分环节饱和效应,从而提高了控制系统的抗饱和能力。

### 1 带跟踪微分器的积分先行控制方法

#### 1.1 积分先行控制器

考虑线性定常系统,其状态空间表达式可表示为

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (1)$$

式中:系统状态变量  $x \in R^n$ ; 输入量  $u \in R^r$ ; 输出量  $y \in R^m$ ; 状态矩阵  $A \in R^{n \times n}$ ; 控制矩阵  $B \in R^{n \times r}$ ; 输出矩阵  $C \in R^{m \times n}$ 。设系统的参考输出为  $r$ , 则控制误差  $e = r - y$ , 定义一个增广系统<sup>[8]</sup>为

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \dot{u} \quad (2)$$

二次型性能指标为

$$J = \int_0^{\infty} (\dot{x}^T Q_x \dot{x} + Qe^2 + Ru^2) dt \quad (3)$$

应用 LQR 理论对二次型性能指标  $J$  取最小, 可得

$$u = K_x x + K_e \int e d\tau \quad (4)$$

定义  $K_x = [k_p \quad k_d]^T$ , 并且  $K_e = k_i$ , 则控制律可写为

$$u = k_p y + k_d \dot{y} + k_i \int e d\tau \quad (5)$$

其离散形式为

$$u(k) = K_p y(k) + K_D (y(k) - y(k-1)) + K_I \sum_{j=0}^k e(j) \quad (6)$$

则 IPD 控制器结构如图 1 所示。

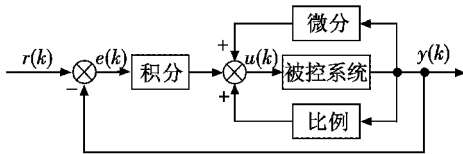


图 1 IPD 结构图

Fig.1 IPD structure

#### 1.2 离散跟踪微分器

跟踪微分器<sup>[4]</sup> (Tracking-Differentiator) 结构见图 2。

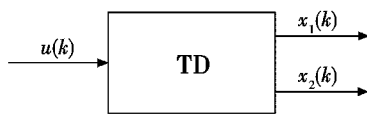


图 2 跟踪微分器

Fig.2 Tracking differentiator

图中:  $u(k)$  为输入信号;  $x_1(k)$ ,  $x_2(k)$  为输出信号,  $x_1(k)$  能够最快跟踪输入信号  $u(k)$ ;  $x_2(k)$  为  $x_1(k)$  的

微分, 是  $u(k)$  的“广义微分”。

跟踪微分器的数学形式为

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + Tx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + TU(k) \\ U = fst(x_1(k), x_2(k), r, h) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $T$  为积分步长;  $h$  称为“滤波因子”, 表征跟踪微分器的滤波特性;  $r$  决定跟踪速度, 即

$$r = \frac{4|x_t - x_0|}{t^2} \quad (8)$$

式中:  $t$  为跟踪微分器响应时间;  $x_t$  和  $x_0$  分别表示跟踪目标值和系统初始值。文献[3-4]利用  $fst(\cdot)$  函数构成跟踪微分器, 消除系统超调所用步数多。因此, 这里利用文献[5]所提的最速控制综合函数  $fsun(\cdot)$  构成跟踪微分器, 消除超调现象。

$$\begin{cases} fsun = - \begin{cases} r \cdot sat(x_2 + \frac{y}{h}, hr) & |y| \leq hr \\ r \cdot sat\left(\left(1 - \frac{1}{2}\right) \cdot s - \frac{x_1 + khx_2}{(k-1)h^2 r}, 1\right) & |y| > hr \end{cases} \\ y = x_1 + hx_2 \\ k' = \frac{1}{2} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{8|y|}{h^2 r}}\right) \\ k = \text{sgn}(k' - \text{fix}(k')) + \text{fix}(k') \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $s = \text{sgn}(y)$ ;  $\text{fix}(\cdot)$  为取整函数;  $sat(x, \delta)$  为饱和函数, 即

$$sat(x, \delta) = \begin{cases} \text{sgn}(x) & |x| > \delta \\ x/\delta & |x| \leq \delta \end{cases} \quad (10)$$

#### 1.3 带跟踪微分器的积分先行控制器

为了使动力伞按照预设高度水平飞行, 需要考虑动力伞系统从当前位置到目标位置的上升过程, 即考虑两者的高度差  $\Delta h$ 。动力伞系统通过改变发动机推力来调整飞行高度, 因此, 为了消除高度差  $\Delta h$ , 需要改变发动机推力, 改变量为  $\Delta F_{pitch}$ , 即  $\Delta F_{pitch}$  作为系统输入,  $\Delta h$  作为系统输出。由式(6)可知, 控制量  $u$  与高度差信号  $\Delta h$ 、高度差变化率信号  $\Delta \dot{h}$  和误差  $e (e = r - \Delta h)$  有关。在传统意义下, 微分信号  $\Delta \dot{h}$  物理不可实现, 通常用  $s/(T_D s + 1)$  的形式近似代替, 此时微分环节会放大高频干扰。因此引入跟踪微分器, 得到带跟踪微分器的积分先行 (TD-IPD) 控制器, 从干扰中提取微分信号, 滤除高频噪声。TD-IPD 控制器结构如图 3 所示。

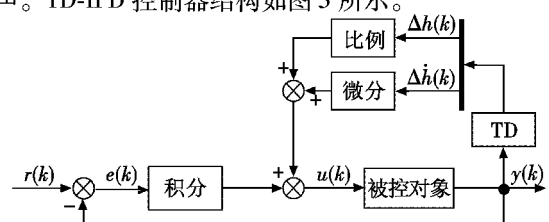


图 3 带跟踪微分器的 IPD 结构图

Fig.3 Structure of IPD with tracking differentiator

已知发动机推力与桨叶转速有关,桨叶转速由油门舵机控制,因此发动机推力直接受到油门舵机控制。因为桨叶转速不能无限增大,因而限定发动机推力只能在一定范围内变化。当高度差  $\Delta h$  较大时,容易造成 TD-IPD 控制器中积分环节饱和,影响控制效果。为了削弱饱和,采用饱和和补偿方法<sup>[7]</sup>,修改图 3 所示的积分环节结构,新结构如图 4 所示。

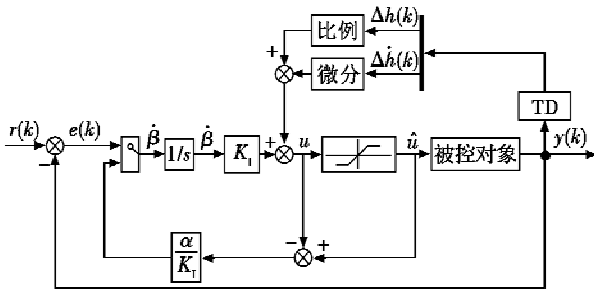


图 4 带跟踪微分器的变结构 IPD 结构图

Fig.4 Variable structure of IPD with tracking differentiator

图 4 中:  $u$  为控制器输出;  $\hat{u}$  为被控对象输入。当控制器输出饱和时,得到饱和误差为  $\hat{u} - u$ ,采用系数  $\beta$  对积分环节进行调整。 $\beta$  的变化律为

$$\dot{\beta} = \begin{cases} -\frac{\alpha(u - \hat{u})}{K_I} & u \neq \hat{u}, \quad e(u - \bar{u}) > 0, \\ e & \bar{u} = \frac{u_{\min} + u_{\max}}{2} \\ 0 & u = \hat{u} \end{cases} \quad (11)$$

式中,  $\alpha > 0$ 。因此,最终得到的控制器离散形式为

$$u(k) = K_p \Delta h(k) + K_I \sum_{j=0}^k \beta(j) + K_D (\Delta h(k) - \Delta h(k-1)) \quad (12)$$

式中:  $[K_p \ K_I \ K_D]$  为积分先行控制器的 3 个参数;  $\Delta h$ ,  $\Delta \dot{h}$  由跟踪微分器计算得到,  $\Delta h(k) = x_1(k)$ ,  $\Delta \dot{h}(k) = x_2(k)$ 。

## 2 仿真验证

动力伞飞行控制系统属于欠驱动系统。考虑高度控制,当冲压翼伞完全展开且处于充满状态时,飞行状态比较稳定,飞行高度不会因为侧风而发生剧烈变化。因此,可以将侧风与发动机振动均视为干扰量,飞行高度受发动机推力控制。已知,当输入是发动机推力  $\Delta F_{\text{push}}$ ,输出是高度变化  $\Delta h$ ,对应的传递函数<sup>[1]</sup>为

$$G_p = \frac{7.1214 \times 10^{-5}(s+180.28)(s+2.0410)(s+0.4408)(s^2+6.2294s+14.678)}{s(s+1.9578)(s+0.5567)(s^2+6.7208s+15.170)(s^2+0.56976s+0.96647)}$$

由间隙度量理论<sup>[9]</sup>可知,两个传递函数间  $v$ -gap 值越小,两者的闭环特性越相近<sup>[10-11]</sup>。定义  $G_1(s), G_2(s)$  两传递函数间距表达式为

$$\Psi(G_1(s), G_2(s)) = \frac{G_1(s) - G_2(s)}{\sqrt{1+G_1(s)G_1(-s)}\sqrt{1+G_2(s)G_2(-s)}} \quad (13)$$

间隙度量  $\Psi$  取 0.017 7 对高度和发动机推力间传递函数进行降阶,得到二阶系统如式(14)所示。又经 Sim-

ulink 搭建模型验证,式(14)所示系统与原系统特性相近。考虑到利用简化后的模型设计 IPD 控制器简单易行,且仿真结果与原系统一致,因此,后文以式(14)为模型进行仿真验证,即

$$G_c = \frac{0.01061}{s^2 + s} \quad (14)$$

将二阶系统离散化,其离散形式为

$$y(k) = 1.999y(k-1) - 0.999y(k-2) + 5.3023e^{-9}u(k-1) + 2.6512e^{-9}u(k-2) \quad (15)$$

根据线性二次型控制器设计方法可知,2.1 节提到的 IPD 控制器具有以下特点:1) 通过权重的选择,权衡控制效果与控制性能;2) 权重矩阵  $Q_s$  对角元素和  $Q$  选择的不同,能够获得不同的 IPD 参数。基于此,选择权重矩阵  $Q_s = 0_{2 \times 2}, Q = 100, R = 1$ ,解得 IPD 控制器参数为  $K_p = -52.33, K_I = 10.00, K_D = -42.67$ 。假设动力伞高度的变化量为  $\Delta h = 20 \text{ m}$ ,对 PID 控制系统、IPD 控制系统和 TD-IPD 控制系统进行仿真对比,系统响应结果如图 5 所示,控制器输出量如图 6 所示。

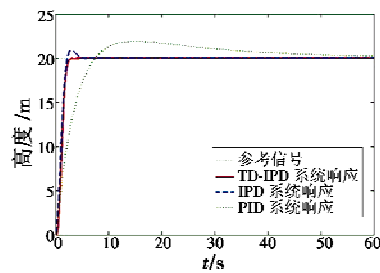


图 5 系统响应曲线对比

Fig.5 System response comparison

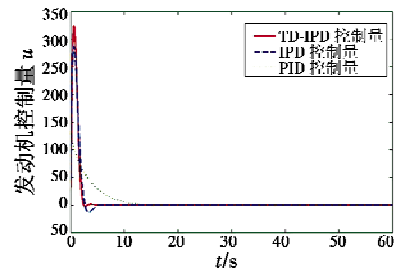


图 6 控制器输出对比

Fig.6 Controller output comparison

由图 5 可知,带有 IPD 控制器的系统响应速度快、超调量小,动态性能与稳态性能均优于 PID 控制器。TD-IPD 控制器能够在保证系统快速性的基础上减小超调量,但由图 6 可看出,其控制量  $u$  峰值较大。

动力伞传感器安装于负载平台上,不可避免地受到发动机振动的影响。假设系统飞行过程中受到均值为 0,方差为 1 的干扰;引入的跟踪微分器参数为积分步长  $T = 0.1$ ,滤波因子  $h = 0.55$ ,跟踪速度  $r = 2000$ 。引入干扰后 IPD 系统与 TD-IPD 系统输出信号对比如图 7 所示,控制器输出对比如图 8 所示。

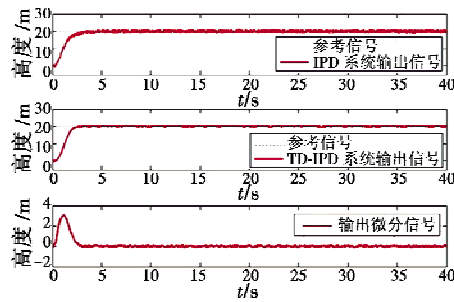


图 7 加入干扰后系统响应对比

Fig. 7 System response comparison with interference

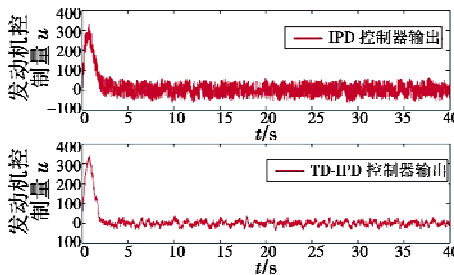


图 8 加入干扰后控制器输出对比

Fig. 8 Controller output comparison with interference

由图 7 可知,TD-IPD 控制系统能够滤除干扰,提取出输出信号以及输出微分信号,提高了控制器的抗干扰能力。由跟踪微分器的性质可知,跟踪微分器完成滤波的同时会引起相位延迟,且滤波因子  $h$  越大,滤波效果越好,但相位延迟越大<sup>[4]</sup>,因此 TD-IPD 控制系统的响应速度稍有变缓。

动力伞系统在高度爬升过程中,输入量为发动机推力。由于油门舵机的变化范围有限,发动机推力变化量只能在一定范围内取值。图 6、图 8、图 10 中,每单位控制量  $u$  对应的发动机推力变化量  $\Delta F_{ptlx}$  为 1 N。由于图 6、图 8 中 TD-IPD 控制量的峰值较大,导致对应的  $\Delta F_{ptlx}$  过大,所以需要控制量进行限幅。限定  $\Delta F_{ptlx}$  上限为 100 N,同时,为了防止发动机在空中停车,限定  $\Delta F_{ptlx}$  下限为 -10 N,即  $\Delta F_{ptlx}$  在  $[-10 \text{ N } 100 \text{ N}]$  内选取。因此,对控制量  $u$  在  $[-10 \text{ N } 100 \text{ N}]$  内限幅,得到实际被控对象的输入  $\hat{u}$ 。当  $\Delta h = 20 \text{ m}$  时,积分环节易饱和,为削弱饱和,利用饱和补偿方法,选取  $\alpha = 1$  的饱和补偿环节,补偿前后系统响应见图 9,被控对象输入  $\hat{u}$  见图 10。

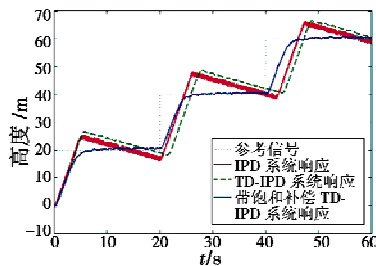


图 9 控制量受限时各系统响应对比

Fig. 9 Comparison of each system response with limited control

由图 9 可知,带饱和和补偿环节的 TD-IPD 系统能够在控制量受限的情况下,快速跟踪阶梯信号,而没有饱和和补偿环节的控制跟踪能力相对较差。同时,由图 10 可知,被控对象输入  $\hat{u}$  能够在限定的范围内取值。

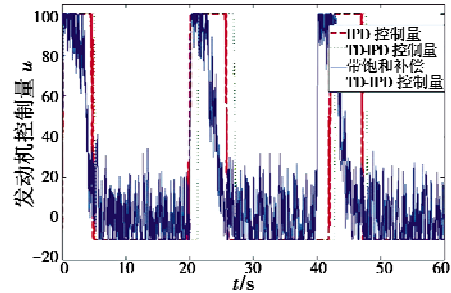


图 10 控制量受限时被控对象输入  $\hat{u}$  对比

Fig. 10 Comparison of the controlled object input  $\hat{u}$  with limited control

### 3 结论

动力伞飞行器是一种大惯性飞行系统。在高度爬升过程中,系统受到发动机推力控制。利用传统 PID 控制,系统响应速度慢。IPD 控制器是利用线性二次型最优控制理论对 PID 控制结构进行修改,即将系统输出量  $\Delta h$  与输出变化量  $\Delta \dot{h}$  分别作为比例环节和微分环节输入引入控制器中,从而提高了系统的响应速度。由于在获取微分信号时会放大干扰,所以引入跟踪微分器,得到 TD-IPD 控制器,从输出信号中滤除干扰,提取到  $\Delta h, \Delta \dot{h}$  信号,提高了系统的抗干扰能力。由于系统控制量只能在一定范围内变化,当  $\Delta h$  较大时,控制器的积分环节容易饱和,因此,利用饱和和补偿方法调整积分环节结构,增强了系统的抗饱和能力。

### 参考文献

- [1] YOSHIMASA O, HIROYUKI K, MASAHITO W. Linear dynamics and PID flight control of a powered paraglider [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2009-6318:1-13.
- [2] 韩京清,袁露林. 跟踪-微分器的离散形式[J]. 系统科学与数学,1999,19(3):268-273. (HAN J Q, YUAN L L. The discrete form of tracking differentiator[J]. System Science and Mathematics Science, 1999, 19(3):268-273.)
- [3] 李艳苹,宋清昆. 带有跟踪微分器的模糊自整定 PID 控制器[J]. 哈尔滨理工大学学报,2006,11(2):8-11. (LI Y P, SONG Q K. Fuzzy self-tuning PID controller with the nonlinear tracking differentiator[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 2006, 11(2):8-11.)
- [4] 金岳,宋金来,王维军. 跟踪微分器在某无人机电高控

考的实际系统输出问题,研究了利用领域专家知识对特征曲线进行重构的模型验证方法。该方法不需要模型所对应真实系统的参考数据,有效地解决了缺乏参考数据情况下的模型验证问题。但本文的研究还不够全面、深入,例如文中只是从领域专家获取模型的时域特征进行验证,还是比较片面,如何利用频域特征或时频域特征相结合在缺乏参考数据的情况下对模型进行验证将是下一步的研究重点。

### 参考文献

- [1] SARGENT R G. Verification and validation of simulation models[C]//Proceedings of the Winter Simulation Conference, Orlando, FL; IEEE Press, 2003; 37-48.
- [2] 吕栋雷,曹志耀,邓宝,等. 利用方差分析法进行模型验证[J]. 计算机仿真, 2006, 23(8): 46-48. (LÜ D L, CAO Z Y, DENG B, et al. Using variance analysis method for model validation[J]. Computer Simulation, 2006, 23(8): 46-48.)
- [3] 吴静,吴晓燕,陈永兴,等. 基于改进灰色关联分析的仿真模型验证方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(8): 1677-1679. (WU J, WU X Y, CHEN Y X, et al. Validation of simulation models based on improved grey relational analysis[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(8): 1677-1679.)
- [4] 孙勇成,周献中,李桂芳,等. 基于灰色关联分析的仿真模型验证及其改进[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(3): 522-524. (SUN Y C, ZHOU X Z, LI G F, et al. Validation of simulation models based on grey relational analysis and improvement[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(3): 522-524.)
- [5] 郑智琴,孟秀云. 某型导弹系统仿真模型验证[J]. 计算机仿真, 2004, 21(10): 38-40. (ZHENG Z Q, MENG X Y. Statistical validation of a missile system simulation method[J]. Computer Simulation, 2004, 21(10): 38-40.)
- [6] 李亚男,刘飞,杨明. 基于知识的仿真模型验证方法的研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(8): 2277-2280. (LI Y N, LIU F, YANG M. Research of knowledge-based method to simulation model validation[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(8): 2277-2280.)
- [7] 沈恩华,蔡志杰,顾凡及.  $C_0$  复杂度的数学基础[J]. 应用数学和力学, 2005, 26(9): 1083-1090. (SHEN E H, CAI Z J, GU F J. Mathematical basis of  $C_0$  complexity[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2005, 26(9): 1083-1090.)
- [8] BARLAS Y, KANAR K. A dynamic pattern-oriented test for model validation[C]//Proceedings of 4th System Science European Congress, Spain; Valencia, 1999: 269-286.
- [9] 李亚男. 仿真系统模型验证方法和工具研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008. (LI Y N. Research on validation methodology and tool for models of simulation system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.)
- [10] 陈祝良. 线性模型参数估计的实证分析及相对效率研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2007. (CHEN Z L. Empirical analysis and research on relative efficiency of parameter estimation of linear models [D]. Chongqing: Chongqing University, 2007.)
- [11] 王新洲. 非线性模型的参数估计理论与应用[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2002. (WANG X Z. Parameter estimation theory and application of nonlinear models[M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2002.)
- (上接第75页)
- 制律设计中的应用[J]. 飞行力学, 2008, 26(3): 82-85. (JIN Y, SONG J L, WANG W J. Tracking-differentiator for an UAV's altitude-holding control law design[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(3): 82-85.)
- [5] 孙彪,孙秀霞. 离散系统最速控制综合函数[J]. 控制与决策, 2010, 25(3): 473-477. (SUN B, SUN X X. Optimal control synthesis function of discrete-time system[J]. Control and Decision, 2010, 25(3): 473-477.)
- [6] HODEL A S, HALL C E. Variable-structure PID control to prevent integrator windup[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2001, 48(2): 442-451.
- [7] SMITH H W, DAVISION E J. Design of industrial regulators • Integral feedback and feedforward control [J]. Proceedings of IEE, 1972, 19(8): 1210-1216.
- [8] VINNICOMBE G. Frequency domain uncertainty and the graph topology[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1993, 38(9): 1371-1383.
- [9] ZHOU K, DOYLE J C. Essentials of robust control[M]. New Jersey: Prentice-Hall, Inc, 1998: 349-373.
- [10] VINNICOMBE G. Uncertainty and feedback [M]. New Jersey: Prentice-Hall, Inc, 1998: 349-373.
- [11] 陈怡然,孙秀霞,彭建亮. 一种简洁的离散快速无振荡跟踪-微分器的设计[J]. 电光与控制, 2011, 18(1): 77-81. (CHEN Y R, SUN X X, PENG J L. Design of a discrete high-speed tracking-differentiator without chattering[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(1): 77-81.)