

空空导弹分数阶三回路自动驾驶仪的 分析与参数优化

徐俊¹, 曹军义¹, 曹秉刚¹, 李友年²

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安; 2. 中国空空导弹研究院, 471009, 河南洛阳)

摘要: 针对空空导弹飞航控制系统中存在弹体强非线性、参数不确定等问题, 在对传统三回路自动驾驶仪进行分析的基础上, 提出了空空导弹分数阶三回路自动驾驶仪. 深入分析了分数阶三回路自动驾驶仪的各个回路特点, 并比较了与传统三回路自动驾驶仪的区别. 引入了基于时间绝对误差积分(ITAE)规则的遗传算法(GA), 对三回路自动驾驶仪的参数进行寻优, 从而实现对空空导弹的最优三回路控制. 通过对两种三回路自动驾驶仪的仿真实验, 对比研究了两种自动驾驶仪的时域和频域响应特性. 研究表明, 在相同的参数优化方法下, 空空导弹分数阶三回路自动驾驶仪具有与传统三回路自动驾驶仪相当的结构, 但时域响应更快, 频域稳定裕度更大, 因而更适用于空空导弹的飞航控制.

关键词: 分数阶三回路自动驾驶仪; 空空导弹; 参数优化; 鲁棒性

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)12-0033-06

Fractional Three-Loop Autopilot of Air-to-Air Missile with Parameter Optimization

XU Jun¹, CAO Junyi¹, CAO Binggang¹, LI Younian²

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. China Air-to-Air Missile Institute, Luoyang, Henan 471009, China)

Abstract: Focusing on strong nonlinearity and parameter uncertainty in an air-to-air missile body control system, a fractional three-loop autopilot (TLA) of air-to-air missile is proposed based on the analysis of classical TLA. The properties of whole three loops in fractional TLA are analyzed, the differences between the two mentioned TLAs are revealed. The integral time absolute error (ITAE) rule based genetic algorithm (GA) is utilized for the parameter optimization to gain the optimal control system of the air-to-air missile. By the simulation for the two TLAs, the responses both on time domain and on frequency domain are investigated comparatively. The results verify that the proposed fractional TLA is endowed with the better time domain response and wider stability margin in frequency domain than the classical TLA under the same parameter optimization.

Keywords: fractional three-loop autopilot; air-to-air missile; parameter optimization; robustness

自从雷神公司将三回路自动驾驶仪运用于寻的
导弹并取得优良效果后^[1-3], 由于三回路自动驾驶仪

能控制不稳定的弹体使其保持稳定、响应速度快等
优点被广泛运用于各种导弹控制系统. 然而, 由于空

收稿日期: 2011-05-06. 作者简介: 徐俊(1986—), 男, 博士生; 曹军义(通信作者), 男, 副教授. 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51075317); 航空科学基金资助项目(2009ZC12004).

网络出版时间: 2011-10-25

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20111025.0856.002.html>

空导弹等控制系统大空域作战范围的气动参数变化、舵机的饱和和死区等强非线性的不确定性^[2,4-5],同时新一代的导弹目标变得更小、更快并具有更大的机动能力,要求导弹控制系统具有更快的响应特性和更强的鲁棒性。

众多专家和学者试图对传统三回路自动驾驶仪进行改进以适应现代导弹控制的要求。Fossier 给出了传统三回路自动驾驶仪的最初讨论^[1];Mracek 讨论了三回路自动驾驶仪的不同拓扑结构,并指出某些拓扑结构能比其他结构表现出更好的鲁棒性^[6];Lin Defu 指出,传统三回路自动驾驶仪能通过直接反馈加速度值提高导弹控制的精度^[7]。然而,以上研究对传统三回路自动驾驶仪的分析和改进都是建立在整数阶微积分的基础上。本文在分析传统三回路自动驾驶仪的基础上,设计了一种分数阶三回路自动驾驶仪,期望提高其控制的鲁棒性和时域响应的快速性。

分数阶微积分是整数阶微积分的自然延伸,大多数的被控对象具有分数阶的特性,如黏弹性、阻尼、流体、摩擦力、混沌、机械冲击、齿隙动态和声波扩散等。Machado 指出,即使系统的组成部分具有整数阶的特性,整个系统也会有分数阶的特性^[8]。各国学者也正将其应用于各个领域的研究,如齿隙振动的抑制^[9]、机器人技术^[10]、轨道卫星^[11]等。Zhang Bangchu 利用分数阶控制飞航导弹并获得了满意的结果^[12],然而他的研究仅局限于利用分数阶控制器控制导弹的姿态角,没有充分利用传统三回路自动驾驶仪的优良特性。

本文通过对传统三回路自动驾驶仪各回路的构成、各自的优点及其中存在的不足,引入分数阶三回路自动驾驶仪,利用分数阶微积分的优良特性达到对强非线性导弹系统的简捷有效的控制。

1 传统三回路自动驾驶仪

传统三回路自动驾驶仪又称雷神自动驾驶仪,是雷神公司在研究麻雀导弹、休斯猎鹰导弹和海军武器中心的响尾蛇导弹等的过程中逐渐发展起来的^[1]。通过阻尼回路、增稳回路和过载回路实现将导弹弹体的俯仰角速度、攻角、过载等信息反馈回控制系统对弹体进行控制,不仅能控制稳定弹体,还能控制不稳定弹体使其达到预定的控制效果,同时具有较高的稳定裕度和较短的响应时间。

1.1 导弹动力学特性

为不失一般性,本文讨论的导弹弹体为轴对称

弹体,通过对弹体小扰动假设下的线性化,并将其产生的时变系数微分方程通过固定系数法选择特定特征点转换成常系数微分方程。在弹体保持滚转稳定的情况下,可将其三维运动方程分解为三通道的运动微分方程,忽略气流下洗的影响,可得弹体纵向短中期扰动方程组如下^[13]

$$\left. \begin{aligned} \vartheta + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \vartheta + a_3 \ddot{\vartheta} &= 0 \\ \theta &= a_4 \alpha + a_5 \delta_{\vartheta} \\ \vartheta &= \theta + \alpha \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: a_1 为空气动力阻尼系数; a_2 为静稳定系数; a_3 为舵效率系数; a_4 为导弹在空气动力和推力法向分量作用下的转弯速率; a_5 为舵偏角引起的升力系数。

对其进行拉普拉斯变换,可以得到如下控制系统动态分析时常用表达式,即弹体传递函数^[13]

$$\left. \begin{aligned} G_{\delta_s}^{\vartheta}(S) &= \frac{K_D(T_{1D}S + 1)}{T_D^2 S^2 + 2\xi_D T_D S + 1} \\ G_{\delta_{\vartheta}}^{\theta}(S) &= \frac{K_D}{T_D^2 S^2 + 2\xi_D T_D S + 1} \\ G_{\delta_{\vartheta}}^{n_y} &= \frac{v}{57.3g} \frac{K_D}{T_D^2 S^2 + 2\xi_D T_D S + 1} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $K_D = -\frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4}$; $T_{1D} = \frac{1}{a_4}$; $T_D = \frac{1}{(a_2 + a_1 a_4)^{1/2}}$;
 g 为重力加速度; $\xi_D = \frac{a_1 + a_4}{2(a_2 + a_1 a_4)^{1/2}}$ 。

以下对传统三回路自动驾驶仪及分数阶三回路自动驾驶仪的分析均基于以上传递函数。

1.2 传统三回路自动驾驶仪

过载回路:为了获得较好的响应速度,控制系统所需的反馈信息为其所要满足的信息,即导弹的速度和高度,而加速度计能最直接地反馈回这两个参数,形成控制系统的外环。

阻尼回路:为了获得较快的响应速度,系统有必要通过弹体俯仰角速率来稳定加速度反馈回路,这通过安装于弹体上的一对陀螺来实现。

以上两回路即构成了传统的两回路自动驾驶仪,然而其存在以下缺点:①弹体的静态稳定性呈现非线性的特点;②滚转控制在攻角变化的情况下变化剧烈。如图1所示为传统两回路自动驾驶仪的传递函数。

增稳回路:为了克服以上缺点,通过对速率陀螺反馈回的信息进行电子积分,获得正比于弹体姿态(攻角)的信息并反馈回控制系统,从而可以直接对弹体的姿态进行控制,使得弹体稳定性得到提高。通

过该增稳回路,即使原弹体为不稳定时也可以使其稳定.传统三回路自动驾驶仪的传递函数如图 2 所示.

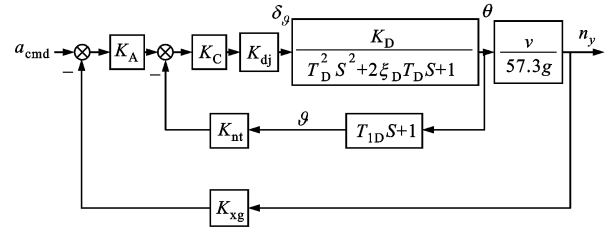


图 1 传统两回路自动驾驶仪的传递函数

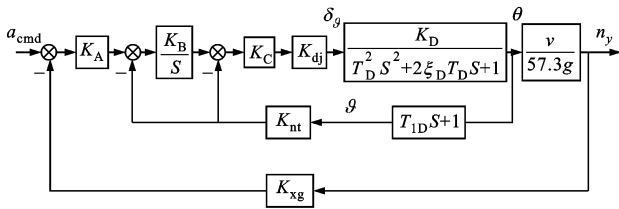


图 2 传统三回路自动驾驶仪的传递函数

通过对整个传统三回路自动驾驶仪的分析可知,阻尼回路中的速率舵机改进了低阻尼弹体的特性,但仅仅依靠阻尼回路不能控制不稳定的弹体使其保持稳定,需已知导弹动力学参数.增稳回路通过对俯仰角速度的积分获得额外的稳定裕度,可以使不稳定的弹体保持稳定,但其响应时间较长,不能满足对导弹控制的要求.在以上两个回路的基础上,通过过载回路能使系统获得较好的阻尼特性,并能有效地减短了响应时间.因此,传统三回路自动驾驶仪能很好地控制不稳定的系统,使其保持稳定并达到较好的时域响应特性,能有效拦截机动目标.

通过对以上传统三回路自动驾驶仪的分析可知,阻尼回路确实能很好地提高弹体的阻尼,增稳回路是传统三回路自动驾驶仪的最大优点,能额外提供系统的稳定裕度,因而在对其改进的过程中应最大限度地保留这些优点.在过载回路中,传统三回路自动驾驶仪仅仅通过参数 K_A 的调节对加速度计返回的弹体过载进行控制,是一种比较初级的比例控制方法,不能有效地对弹体的过载进行响应,同时容易产生超调、震荡等问题.

2 分数阶三回路自动驾驶仪

针对以上对传统三回路自动驾驶仪的分析,充分继承传统三回路自动驾驶仪的结构特点,结合前期的研究^[14],提出分数阶三回路自动驾驶仪的传递函数如图 3 所示.

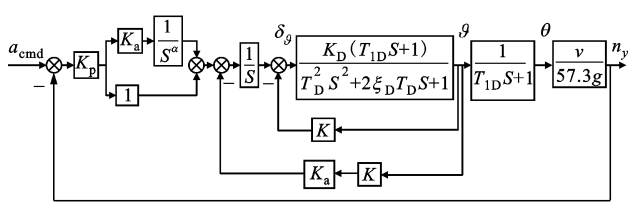


图 3 分数阶三回路自动驾驶仪的传递函数

图 3 将传统三回路自动驾驶仪的舵机系数、速率陀螺系数、加速度计系数等与响应的调节参数进行了归一化处理,得到归一化参数如 K 、 K_a 等, S^α 为分数阶算子,当 $\alpha=1$ 时,即为传统三回路自动驾驶仪的改进型.以下两种自动驾驶仪的比较研究均是针对 $\alpha=1$ (传统)与 $\alpha\neq 1$ (分数阶)的情况.

由图 3 可知,分数阶三回路自动驾驶仪完全继承了传统三回路自动驾驶仪的阻尼回路,并对增稳回路进行了等效变化,使得新的自动驾驶仪能很好地继承传统自动驾驶仪的特性,如能增加弹体的阻尼特性,能很好地控制弹体使其保持稳定,不管弹体是否稳定.

阻尼回路的闭环传统函数为

$$G_1 = \frac{K_D(T_{ID}S + 1)}{T_D^2 S^2 + (2\xi_D T_D + K_D K T_{ID})S + D_D K + 1} \quad (3)$$

增稳回路的闭环传递函数为

$$G_2 = \frac{G_1 S^{-1}}{1 + G_1 S^{-1} K_a K} = \frac{K_D(T_{ID}S + 1)}{T_D^2 S^3 + PM_1 S^2 + PM_2 S + K_D K_a K} \quad (4)$$

式中: $PM_1 = 2 \xi_D T_D + K_D K T_{ID}$; $PM_2 = K_D K + K_D K_a K T_{ID} + 1$.

在此基础上,通过改进过载回路,加入分数阶环节,在控制回路的最外环对整个系统进行优化.对传统三回路自动驾驶仪的分析显示,弹体的姿态角随指令的变化能得到快速响应,而过载回路的响应相对较慢,因此在加快慢响应环节的同时而保持系统的稳定裕度变得尤为重要.由前面的分析可知,分数阶控制器控制下的系统具有更小的超调、对系统参数和控制器参数的变化不敏感的特性^[15],因而引入分数阶控制器以提高导弹系统的响应速度和控制的鲁棒性.

分数阶三回路自动驾驶仪的过载回路的开环传递函数为

$$G_3 = G_2 K_P (S^{-\alpha} K_a + 1) \frac{1}{(T_{ID}S + 1)} \frac{V_D}{57.3g} =$$

$$\frac{K_p(S^{-\alpha}K_a + 1)K_DV_D}{57.3g(T_D^2S^3 + PM_3S^2 + PM_4S + K_DK_aK)} \quad (5)$$

式中： $PM_3 = 2\xi_D T_D + K_D K T_{1D}$ ； $PM_4 = K_D K + K_D K_a K T_{1D} + 1$. 将 $S=j\omega$ 带入式(5)，并进行整理，可得分数阶三回路自动驾驶仪过载回路的相位角与幅值为

$$\Phi(G_3) = \arctan\left(\frac{\omega^2 \sin(-\alpha\pi/2)}{1 + \omega^2 \cos(-\alpha\pi/2)}\right) - \arctan\left(\frac{PM_4\omega - T_D^2\omega^3}{K_D K_a K - PM_3\omega^2}\right) \quad (6)$$

$$A(G_3) = \frac{K_p K_D V_D}{37.3g} \cdot$$

$$\frac{((\omega^2 \sin(-\alpha\pi/2))^2 + (1 + \omega^2 \cos(-\alpha\pi/2))^2)^{1/2}}{((PM_4\omega - T_D^2\omega^3)^2 + (K_D K_a K - PM_3\omega^2)^2)^{1/2}} \quad (7)$$

通过以上式(6)、式(7)可知，可以通过调节分数阶阶次 α 调节分数阶三回路自动驾驶仪的相位角和幅值，从而使得对其参数的调节更具灵活性，能在保证时域特性的基础上，通过调节阶次 α 来调节其相位角和幅值，从而使其满足频域特性.

3 参数优化方法

为了充分利用分数阶三回路自动驾驶仪的特性，通过调整参数 K_a 、 K_p 、 α ，使系统的动态性能达到设计要求，采用基于时间绝对误差积分(ITAE)的遗传算法对系统参数进行优化.

与传统最优化方法比较，遗传算法^[16]具有以下优点：可以从任一个种群对问题的最优解进行搜索，更利于全局最优解的搜索；不依赖导数等其他辅助信息来进行优化，只由目标函数和对应于目标函数的适应度水平来确定搜索方向. 同时，在确定最优化问题时需要一个评价的准则，本文采用常用的 ITAE 指标进行优化，其定义为

$$J_{ITAE} = \int_0^\infty t |e(t)| dt \quad (8)$$

根据 ITAE 设计的控制系统参数具有快速平稳的动态性能，它对误差 $e(t)$ 加以时变 t 的权重系数. 在过渡过程之初， t 趋向于 0，对误差的影响很小，随着时间的推移， t 的增加逐渐加强了对误差的作用，以抑制误差的增大，促使其加快收敛^[17-18].

根据 ITAE 的要求，控制框图可由图 4 表示. 通过图 4 得到的 ITAE 值，再利用遗传算法对三回路自动驾驶仪中不同的参数进行仿真寻优，得到最优参数值.

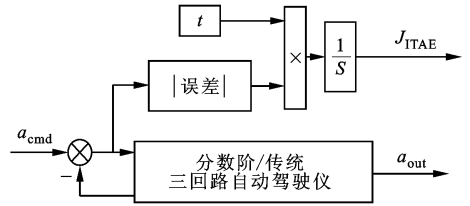


图 4 最优控制仿真框图

4 仿真比较

本文在分数阶三回路自动驾驶仪中使用的分数阶算子 S^α 所利用的离散方法为连分数展开法(CFE)^[19-20]，如假设其分数阶算子的幂为 -0.5 ，则通过该方法，并使连分数展开项数为 5 时，得到的近似函数如下

$$S^\alpha|_{\alpha=-0.5} = \frac{31.6S^5 + 6248S^4 + 1.1 \times 10^5 S^3 + 2.0S^2 + 3.5S + 562.3}{S^6 + 624.8S^5 + 3.55S^4 + 2.0S^3 + 1.1 \times 10^5 S^2 + 5.623S} \quad (9)$$

本文中选用 0.6 km 高度、1.2 马赫的空空导弹参数作为研究对象，根据以上介绍的分数阶三回路自动驾驶仪建立 Matlab/Simulink 仿真模型. 同时，仿真过程中遗传算法中的适应度函数为式(8)，以产生的随机初始种群开始，种群大小为 100. 遗传算法通过组合当前种群中的父辈对来产生交叉子辈或通过随机改变个体父辈中的基因产生变异子辈，直到达到特定的终止条件(本文所用终止条件为代数达到 100)，获得系统最优参数. 根据 ITAE 参数最优整定方法，对自动驾驶仪参数进行整定.

图 5 所示为分数阶三回路自动驾驶仪和传统三回路自动驾驶仪的阶跃响应曲线. 从图中可以看出，分数阶三回路自动驾驶仪在采用相同的参数整定方法的基础上，相对传统整数阶三回路自动驾驶仪具有更快的时域响应，同时在 10% 稳定误差基础上基本没有震荡，稳态误差均趋向于 0，时域特性良好.

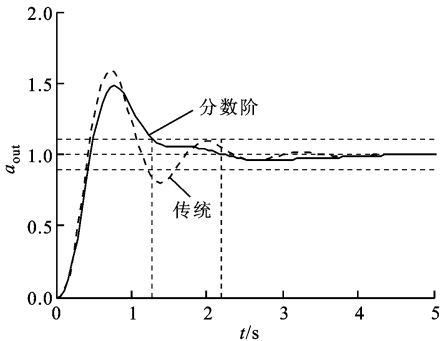


图 5 自动驾驶仪单位阶跃响应比较

如图 6、图 7 所示分别为分数阶三回路自动驾驶仪和传统三回路自动驾驶仪的频域响应图。从图中可以看出,分数阶三回路自动驾驶仪的相位裕度和幅值裕度分别为 4.22 dB 和 25.6°,穿越频率为 6.36 rad/s,传统三回路自动驾驶仪的相位裕度分别为 0.383 dB 和 1.69°,穿越频率为 6.87 rad/s。因此,分数阶三回路自动驾驶仪的频域裕度大大高于传统整数阶三回路自动驾驶仪,同时保证穿越频率与之相当,因而分数阶三回路有更大的稳定裕度,保证导弹控制系统具有较强的鲁棒性。

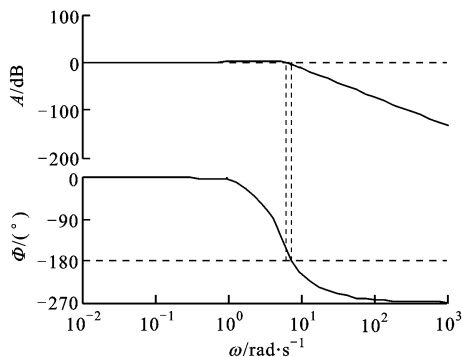


图 6 分数阶三回路自动驾驶仪的频域响应

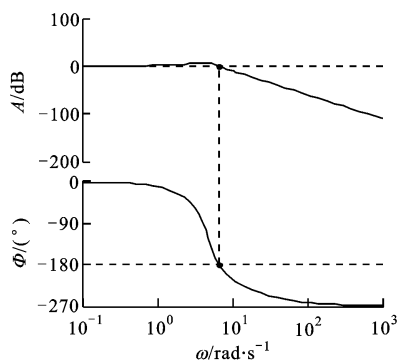


图 7 整数阶三回路自动驾驶仪的频域响应

5 结 论

本文通过对传统三回路自动驾驶仪的分析与研究,提出分数阶三回路自动驾驶仪,并对其 3 个回路进行了深入分析。通过基于 ITAE 规则的遗传算法进行参数优化,获得了三回路自动驾驶仪的最优参数。

实验结果表明:通过基于 ITAE 规则的遗传算法进行参数优化,获得的三回路自动驾驶仪具有较好的控制特性,能够满足设计要求;在相同的参数优化方法下,分数阶三回路自动驾驶仪在时域上比传统三回路自动驾驶仪具有更快的响应,并且不引起

震荡;分数阶三回路自动驾驶仪的频域稳定裕度接近传统三回路自动驾驶仪的 2 倍,具有更好的鲁棒性。因而,分数阶三回路自动驾驶仪更适用于空空导弹的实际工程应用。

参考文献:

- [1] FOSSIER M W. The development of radar homing missiles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7: 641-651.
- [2] NESLINE F W. Robust instrumentation configurations for homing missile flight control[C]//Proceedings of the American Institute of Aeronautics and Astronautics Guidance and Control Conference. Danvers, MA, USA, 1980: 209-219.
- [3] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance [M]. 2nd ed. Washington, DC, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994: 507-537.
- [4] 邓志翔,李传锋,王永骥. 基于 PSO 的 BTT 飞行器鲁棒解耦控制设计[J]. 计算技术与自动化, 2008, 20(4): 27-30.
- [5] DENG Zhixiang, LI Chuanfeng, WANG Yongji. Robust decoupling control of BTT vehicle based on PSO [J]. Computing Technology and Automation, 2008, 20(4): 27-30.
- [6] YANG Ciandong, CHEN Hsinyuan. Nonlinear H_∞ robust guidance law for homing missiles[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(6): 882-890.
- [7] MRACEK C P, RIDGELY D B. Missile longitudinal autopilots: comparison of multiple three loop topologies[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, USA: AIAA, 2005: 1-28.
- [8] LIN Defu. Analysis and improvement of missile three-loop autopilots[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2009, 20(4): 844-851.
- [9] MACHADO J, TENREIRO A, GALHANO A. Fractional dynamics: a statistical perspective[J]. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 2008, 3(2): 30-35.
- [10] MA Chengbin, HORI Yoichi. The application of fractional order control to backlash vibration suppression [C]//Proceedings of the American Control Conference, Boston, Massachusetts, USA: American Automatic Control Council, 2004: 2901-2906.
- [11] OUSTALOU P, MATHIEU B, LANUSSE P. The CRONE control of resonant plants: application to a

- flexible transmission[J]. European Journal of Control, 1(2): 113-121.
- [11] KAILIL A, MRANI N, TOUATI M M, et al. Low earth-orbit satellite attitude stabilization with fractional regulators[J]. International Journal of Systems Science, 2004, 35(10): 559-568.
- [12] ZHANG Bangchu, ZHU Jihong, PAN Shushan. Using fractional-order $PI\lambda D\mu$ controller for control of aerodynamic missile[J]. Journal of China Ordnance, 2006, 2(1): 127-131.
- [13] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2003: 24-34.
- [14] XU Jun, CAO Junyi, CAO Binggang. Fractional order three-loop autopilot[C]//Proceedings of the 4th IFAC Workshop on Fractional Differentiation and Its Applications. Badajoz, Spain: University of Extremadura, 2010:567-572.
- [15] PODLUBNY I. Fractional-order systems and $PI\lambda D\mu$ controllers[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1999, 44: 208-214.
- [16] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems [M]. Ann Arbor, USA: The University of Michigan Press, 1975:5-15.
- [17] 项国波. ITAE 最优控制 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1986: 213-263.
- [18] CAO Junyi, CAO Binggang. Design of fractional order controllers based on particle swarm optimization[C]//Proceedings of the 1st IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006:1-6.
- [19] CHEN Yangquan, MOORE K L. Discretization schemes for fractional-order differentiators and integrators[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems: I Fundamental Theory and Applications, 2002, 49(3): 363-367.
- [20] 曹军义, 曹秉刚. 分数阶控制器离散方法的评估策略研究[J]. 西安交通大学学报, 2007, 41(7): 842-846. CAO Junyi, CAO Binggang. Evaluation strategies of fractional order controllers' discretization methods[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2007, 41(7): 842-846.

(编辑 杜秀杰)